

## شبیه‌ساز سه درجه آزادی ماهواره با عملگرهای ترکیبی

مهران میرشمس<sup>۱</sup>، مهدی قبادی<sup>۲</sup>، حجت طائی<sup>۳</sup>، حسن حقی<sup>۴</sup>، احسان ذبیحیان<sup>۵</sup>

### چکیده

ارائه روندنمای طراحی و ساخت شبیه‌ساز سه درجه آزادی دمبلی شکل دینامیک وضعیت ماهواره به همراه فرایند مدل‌سازی نرم‌افزاری و بررسی تست‌های عملکردی، هدف اصلی این پژوهش است. این شبیه‌ساز که به منظور تست الگوریتم‌های کنترلی، صحت‌سنجی عملکرد زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره و آموزش دانشجویان یا متخصصین فضایی به کار می‌رود، از قسمت‌های مختلفی نظیر یاتاقان هوایی کروی، حسگر وضعیت، مجموعه رانشگرهای گاز سرد، چرخ‌های عکس‌العملی، واحد تامین انرژی و مجموعه بالانس جرمی تشکیل شده که بخش اعظمی از این تجهیزات، توسط تیم فنی آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی طراحی و ساخته شده است. در نظر گرفتن نیازمندی‌های ماموریتی، قیود عملیاتی و محدودیت‌های صنعتی سبب می‌گردد تا پیچیدگی‌های طراحی همه‌جانبه این شبیه‌ساز افزایش یابد؛ لذا به منظور لحاظ کردن تمامی این شرایط، فرایند طراحی هر یک از زیرسیستم‌های این مجموعه با دقت بالایی صورت پذیرفته است که در این مقاله بدان پرداخته می‌شود.

### کلیدواژه

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

### مقدمه

در حلقه<sup>۶</sup> (HIL) معمولاً از یک سو، راهکار مناسبی برای پوشش ضعف‌های شبیه‌سازی نرم‌افزاری هستند و از سوی دیگر، بستر عملیاتی خوبی برای تست زیرسیستم‌های مختلف سامانه فضایی به شمار می‌آیند. برای شبیه‌سازی سخت‌افزاری و نزدیک به واقعیت حرکت وضعی ماهواره، لازم است تا یک بستر بدون اصطکاک برای چرخش بدون قید فراهم گردد. برای این منظور، تکنیک‌های کاربردی متنوعی نظیر: تعلیق در سیال، شناورسازی مغناطیسی و استفاده از یاتاقان‌های هوایی وجود دارد. در این میان، استفاده از یاتاقان‌های هوایی برای ایجاد یک محیط بدون اصطکاک مفیدتر است، زیرا در روش تعلیق در سیال، اثرات اصطکاک همچنان قابل توجه‌اند و در روش شناورسازی مغناطیسی نیز آزادی حرکتی مقید می‌گردد. شبیه‌سازی که در آن از یک یاتاقان هوایی 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. سه دسته عمده سیستم‌های مبتنی بر یاتاقان هوایی عبارتند از [۱-۳]:

۱- مدل میزی، ۲- مدل چتری و ۳- مدل دمبلی. (شکل ۱)

یکی از موضوعاتی که محققان معمولاً در حوزه کنترل وضعیت<sup>۱</sup> سامانه‌های فضایی با آن روبرو هستند، اعتبارسنجی عملیاتی<sup>۲</sup> نتایج تئوری است. شبیه‌سازی‌های نرم‌افزاری یک نقطه شروع<sup>۳</sup> بسیار خوب برای این کار است، زیرا در حین یک فرایند<sup>۴</sup> شبیه‌سازی نرم‌افزاری، رفتار سیستم بررسی شده و عدم قطعیت‌های شناخته شده مدل می‌گردد. اما نکته مهم آن است که امکان بروز عدم قطعیت‌های ناشناخته‌ای در سیستم واقعی وجود دارد که در شبیه‌سازی‌های نرم‌افزاری در نظر گرفته نمی‌شوند و در عمل، تأثیرات بسزایی روی سامانه می‌گذارند. از طرف دیگر تست زیرسیستم‌های مختلف، پیش از پرتاب الزامی است و همین امر سبب می‌شود تا ساخت بسترهای تست کاربردی و چندمنظوره ضروری باشد. آزمایش‌های سخت‌افزار

<sup>۱</sup> دانشیار مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

<sup>۲</sup> کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

<sup>۳</sup> دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی،  
hjtai@sina.kntu.ac.ir

<sup>۴</sup> کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

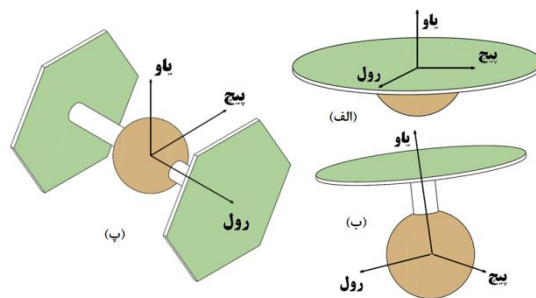
<sup>۵</sup> دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی  
تاریخ دریافت: ۱۸ بهمن ۱۳۹۲ تاریخ پذیرش: ۲۱ اردیبهشت ۱۳۹۲

این مقاله بدان پرداخته می‌شود)، استفاده شد که منجر به تغییرات اساسی در ساختار یاتاقان هوایی، بهره‌گیری از عملگرهای ترکیبی و به‌کارگیری مکانیزم نیمه اتوماتیک بالانس گردید. قابل توجه است که محور یاو در هر سه ساختار یاد شده به موازات محور جاذبه زمین در نظر گرفته می‌شود. برای سیستم‌های دمبلی محور رول در امتداد بازوها است، در حالی که محورهای رول و پیچ در مدل‌های میزی و چتری قابل تمایز نیستند [۲].

به دلیل مزایای نسبی یاد شده برای مدل دمبلی، شبیه‌ساز سخت‌افزاری دینامیک وضعیت ماهواره (شکل ۲) بر پایه یک یاتاقان هوایی کروی و به‌صورت دمبلی، در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی ساخته شده است. این شبیه‌ساز به‌منظور تست الگوریتم‌های کنترلی مختلف و آموزش دانشجویان در حوزه دینامیک و کنترل وضعیت به‌کار می‌رود. همچنین از آن‌جا که عملگرهای اصلی شبیه‌ساز به‌صورت کامل طراحی و ساخته شده‌اند، این سامانه می‌تواند بستر تست مناسبی برای بررسی عملکرد آن‌ها در شرایط واقعی باشد. تفاوت عمده این شبیه‌ساز (که پارامترهای عمومی آن در جدول ۱ آمده است) با نمونه‌های میزی، بهره‌گیری از یاتاقان هوایی تمام‌کروی است که سبب افزایش درجات آزادی حرکتی می‌گردد و در عین حال، فرایند ساخت و بالانس را پیچیده‌تر می‌سازد. ضمن آن که در این نمونه، از عملگرهای رانشگر گاز سرد و چرخ عکس‌العملی به‌صورت ترکیبی برای پایداری و کنترل وضعیت استفاده می‌شود که از این منظر، با نمونه‌های داخلی که نوعاً از یک عملگر فعال بهره می‌برند، متفاوت است. باید گفت، نمونه‌های میزی دانشگاه جورجیا (۲۰۰۱) و دانشگاه ویرجینیا (۲۰۰۲) و نمونه‌های دمبلی دانشگاه ویرجینیا (۲۰۰۲) و پژوهشکده صنعتی نیروی هوایی آمریکا (۲۰۱۲) نیز از دو عملگر فعال برای مانورهای چرخشی کمتر از ۱۵ درجه استفاده می‌کنند. بهره‌گیری از مکانیزم‌های نیمه‌اتوماتیک بالانس، پیاده‌سازی الگوریتم‌های فعال منطبق‌سازی مرکز جرم بر مرکز دوران، ساخت رانشگرهای تراست پایین با شماتیک فضایی (نازل و شیر برقی یکپارچه) و استفاده از مدولاتورهای PWPF به‌جای PWM در رانشگرها که سبب بهبود عملکرد آن‌ها می‌گردد، از ویژگی‌های دیگر این شبیه‌ساز است.

جدول ۱. پارامترهای عمومی شبیه‌ساز دینامیک وضعیت ماهواره

پارامترهای عمومی	مقادیر پارامترها	
	مقدار	واحد
شبیه‌ساز		
جرم شبیه‌ساز	۱۲۲/۴۵۰	کیلوگرم
محدوده حرکتی رول	[-۱۸۰ +۱۸۰]	درجه
محدوده حرکتی پیچ	[-۳۰ +۳۰]	درجه
محدوده حرکتی یاو	[-۱۸۰ +۱۸۰]	درجه



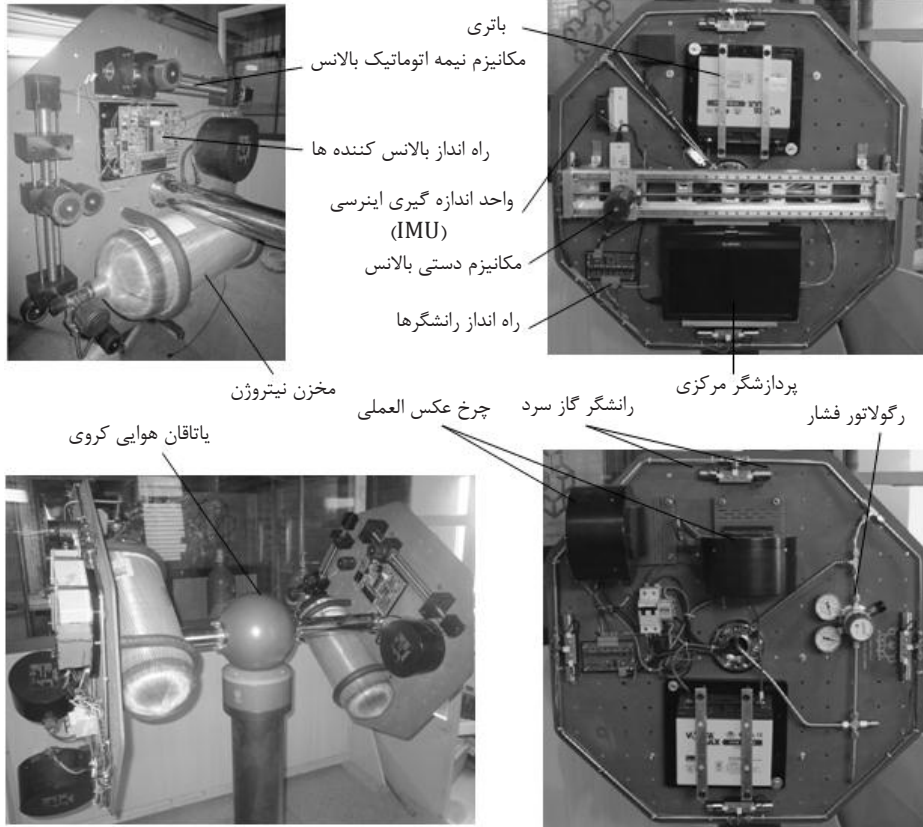
شکل ۱. انواع شبیه‌سازها بر پایه یاتاقان هوایی (الف) میزی، (ب) چتری، (پ) دمبلی

مدل‌های میزی و چتری حول محور یاو خود دارای آزادی چرخشی کامل (۳۶۰ درجه) هستند، ولی حرکت پیچ و رول آن‌ها نوعاً بایستی به زوایای کمتر از  $\pm 90$  درجه محدود گردد. از جمله مراکزی که دارای این نوع از تجهیزات هستند، می‌توان به مرکز تحقیقات ناسا (۱۹۶۰)، شرکت گرومن (۱۹۷۰)، دانشگاه استنفورد (۱۹۷۵)، شرکت لاکهید مارتین (۱۹۷۵)، دانشگاه یوتا (۲۰۰۱)، دانشگاه جورجیا (۲۰۰۱) و دانشگاه ویرجینیا (۲۰۰۲) اشاره نمود [۸-۱]. در داخل کشور نیز پژوهشکده تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی مالک اشتر دو نمونه از شبیه‌سازهای میزی ماهواره را توسعه داده است که یکی از آن‌ها بر پایه عملگر چرخ عکس‌العملی و نمونه دیگر بر پایه عملگر ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال می‌باشد. اخیراً آزمایشگاه دینامیک و کنترل وضعیت دانشگاه صنعتی شریف نیز نمونه‌ای از شبیه‌سازهای میزی ماهواره را ساخته است که عملگرهای فعال آن شازنده رانشگر گاز سرد بر پایه شیر برقی‌های صنعتی هستند [۱۰-۹].

اما در مدل دمبلی که دارای آزادی چرخشی کامل حول محورهای یاو و رول است، دو بازو در خلاف جهت یکدیگر بر روی قسمت مرکزی یک کره کامل نصب شده و دو صفحه دربردارنده تجهیزات و زیرسیستم‌ها در انتهای این دو بازو قرار می‌گیرند. این ساختار به‌طور قابل ملاحظه‌ای، تداخل سازه‌ای را کاهش داده و در مقابل، آزادی حرکتی بارمحموله را افزایش می‌دهد که همین امر سبب حرکت چرخشی نامقید در امتداد محورهای یاو و رول می‌گردد. اما از سوی دیگر، به دلیل استفاده از یک کره کامل در یاتاقان هوایی، فرایند طراحی آن پیچیده‌تر و عملیات بالانس جرمی آن نیز مشکل‌تر می‌گردد. از جمله مراکزی که دارای این نوع از تجهیزات هستند، می‌توان به دانشگاه میشیگان (۱۹۹۰)، دانشگاه ویرجینیا (۲۰۰۲) و پژوهشکده صنعتی نیروی هوایی آمریکا (۲۰۰۵ و ۲۰۱۲) اشاره نمود [۱۴-۱۱]. در داخل کشور نیز نسل اول شبیه‌ساز دمبلی شکل ماهواره در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی بر پایه عملگر چرخ عکس‌العملی طراحی و ساخته شده است [۱۶-۱۵]. نتایج و تجربیات به‌دست آمده در طراحی شبیه‌ساز نسل اول در ساخت نسل دوم (که در

خواهد شد و در فاز طراحی جزئی هر یک از آن‌ها مورد استفاده خواهد گرفت. در ادامه، زیرسیستم‌های به کار رفته در شبیه‌ساز را مورد بررسی قرار داده و روند طراحی آن‌ها را ارائه خواهیم کرد. تحلیل نتایج تست عملیاتی این شبیه‌ساز نیز، قسمت پایانی این مقاله را تشکیل خواهد داد.

با این توضیحات در این مقاله، ابتدا به مدل‌سازی معادلات حرکت شبیه‌ساز و اعمال کنترل مناسب بر روی آن خواهیم پرداخت. علت این امر، آن است که ظرفیت گشتاور و ممنوم زاویه‌ای مورد نیاز چرخ‌های عکس‌عملی و رانش رانشگرهای گاز سرد برای انجام مانورهای عملیاتی در این مرحله استخراج



شکل ۲. شبیه‌ساز دینامیک وضعیت ماهواره، آزمایشگاه تحقیقات فضایی، دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی

مختصات قائم راست‌گرد را بدهد. ترتیب زوایای چرخش  $\psi$ - $\theta$ - $\phi$  برای بیان وضعیت شبیه‌ساز انتخاب شده است (زیرا محدوده چرخش حول محور پیچ  $\pm 30^\circ$  درجه بوده و ایجاد تکینگی نمی‌کند). برای تبدیل داده‌ها بین دو دستگاه اینرسی و متصل به جسم، لازم است تا ماتریس انتقال به صورت زیر تعریف گردد [۱۷]:

$$R_{IB} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ -c\phi s\psi + s\phi s\theta c\psi & c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi & s\phi c\theta \\ s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi & -s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

که در آن  $c$  و  $s$  به ترتیب معرف  $\cos$  و  $\sin$  می‌باشند. اکنون لازم است تا نحوه تغییرات زوایا را برحسب زمان بیان نماییم. لذا سرعت‌های زاویه‌ای بدنی برحسب نرخ تغییرات زوایای اویلر به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

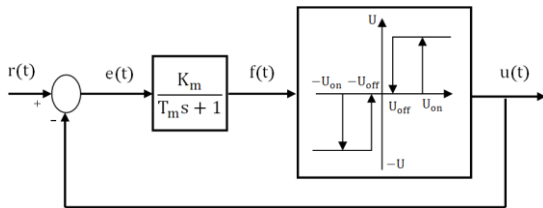
$$\begin{aligned} p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ q &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ r &= \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi + \dot{\theta} \sin \phi \end{aligned} \quad (2)$$

مجموعه معادلات (۱) و (۲) بلوک نخست مدل‌سازی حرکت وضعی، یعنی بلوک سینماتیک را کامل می‌سازد. حال لازم است تا سرعت‌های زاویه‌ای بدنی در بلوک سینتیک محاسبه

## مدل‌سازی دینامیکی حرکت شبیه‌ساز

در مدل‌سازی دینامیکی حرکت شبیه‌ساز، چرخش سه درجه آزادی آن باید نسبت به دو دستگاه مختصات مرجع اینرسی و متصل به جسم تعریف گردد. چارچوب اینرسی، مختصات زمین ثابت است. این دستگاه توسط سه محور  $X$ ،  $Y$  و  $Z$  معرفی می‌گردد که در آن، محور  $Z$  در راستای قائم محلی و به سمت بالا خواهد بود. از طرف دیگر، محورهای  $X$  و  $Y$  بر این محور و نیز بر یکدیگر عمود بوده و تشکیل یک مختصات عمود بر هم و راست‌گرد را خواهند داد. چرخش این مجموعه حول محور  $Z$  دلخواه خواهد بود، لذا می‌توان فرض کرد که این دستگاه مختصات، در ابتدای هر آزمایش، همان طور که در ادامه توصیف می‌شود، بر دستگاه مختصات متصل به جسم منطبق خواهد بود. دستگاه مختصات متصل به جسم، با محورهای  $x$  و  $y$  و  $z$  نشان داده می‌شود. محور  $x$  در راستای بازوهای شبیه‌ساز است و محور  $z$  از مرکز کره به سمت بالا خواهد بود. محور  $y$  نیز به‌گونه‌ای است که بر محورهای  $x$  و  $z$  عمود بوده و تشکیل

سیستم نیمه اتوماتیک بالانس، گشتاورهای ناخواسته ناشی از گرانش زمین نیز تا حد زیادی کاهش می‌یابد. روابط (۵) نشان می‌دهد که در صورت فعال شدن عملگرها در راستای یکی از محورهای بدنی، شبیه‌ساز حول آن محور، حرکت دورانی خود را آغاز خواهد نمود. اثرات کوپله شدن محورها نیز در این روابط به خوبی دیده می‌شود، زیرا با فعال شدن همزمان عملگرها در راستاهای مختلف، عملکرد آن‌ها بر روی حرکت دورانی شبیه‌ساز در امتداد بردارهای بدنی دیگر نیز قابل مشاهده است. نکته‌ای که در این‌جا باید بدان توجه گردد، آن است که رانشگرهای گاز سرد به‌عنوان یکی از عملگرهای اصلی شبیه‌ساز برای انجام مانورها، در مود روشن - خاموش کار می‌کنند و لذا نمی‌توانند یک رفتار خطی نسبت به ورودی‌های کنترلی داشته باشند [۱۷]. برای رفع این مشکل، رانشگرها معمولاً به وسیله مدوله‌سازی پهنای پالس (روش PWM<sup>۸</sup>) در یک مود شبه‌خطی به کار گرفته می‌شوند. متعاقب این روش، تکنیک دیگری نیز برای مدوله‌سازی وجود دارد که در آن، هم پهنای پالس و هم فرکانس پالس تنظیم می‌گردد که به آن PWWF<sup>۹</sup> (شکل ۳) گفته می‌شود. بررسی منابع موجود نشان می‌دهد که روش PWWF دارای مزایایی از قبیل انعطاف‌پذیری بیشتر (به دلیل داشتن پارامترهای تنظیم شونده بیشتر)، مصرف کمتر سوخت و دقت نشانه‌روی بهتر بوده و لذا در این شبیه‌ساز ماهواره نیز از همین تکنیک برای مدوله‌سازی استفاده شده که پارامترهای آن در جدول ۲ آمده است [۱۷-۱۹].



شکل ۳. ساختار کلی مدولاتور PWWF

جدول ۲. پارامترهای مدولاتور PWWF

پارامترهای مدولاتور PWWF	مقادیر پارامترها	
	محدوده پیشنهادی [۱۸]	مقدار
$K_m$	۱ - ۶	۴/۵۰
$T_m$	۰ - ۱	۰/۱۵
$U_{on}$	۰/۲ - ۱	۰/۴۵
$U_{off}$	$< 0/8 U_{on}$	۰/۱۵

نکته دیگر آن است که در این شبیه‌ساز، چرخ‌های عکس‌العملی از طریق فرمان‌های سرعت زاویه‌ای در یک حلقه بسته، کنترل می‌شوند. از آن‌جا که دقت شبیه‌سازی نرم‌افزاری در این مرحله مهم است، باید دینامیک واقعی چرخ‌ها در بلوک مربوطه لحاظ

گردند. این مقادیر به کمک معادلات دیفرانسیلی که دینامیک شبیه‌ساز را به‌عنوان یک جسم صلب مورد ارزیابی قرار می‌دهند، به دست می‌آیند:

$$\vec{M} = [I]\vec{\omega} + \vec{\omega} \times ([I]\vec{\omega}) \quad (۳)$$

در این مجموعه معادله،  $\vec{M}$  گشتاورهای وارد بر شبیه‌ساز در راستای محورهای بدنی،  $[I]$  ماتریس ممان اینرسی شبیه‌ساز و  $\vec{\omega}$  سرعت‌های زاویه‌ای بدنی بوده که عبارت است از:  $\vec{\omega} = [p \ q \ r]^T$  از آن‌جایی که چرخ‌های عکس‌العملی و رانشگرهای گاز سرد، عملگرهای اصلی شبیه‌ساز ماهواره هستند، لذا گشتاورهای موثر را می‌توان بر حسب گشتاور تولیدی چرخ‌های عکس‌العملی و رانش تولیدی رانشگرها به صورت زیر تعریف نمود:

$$M_i = T_i d_i - I_{wi}(\dot{\Omega}_{wi} + \dot{\omega}_i), \quad i = x, y, z \quad (۴)$$

که در این رابطه،  $T$  تراست،  $d$  فاصله محور تراست با مرکز جرم شبیه‌ساز ماهواره،  $I_{wi}$  ممان اینرسی چرخ عکس‌العملی و  $\Omega_{wi}$  سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌العملی در راستای محور بدنی موردنظر می‌باشد. با تلفیق معادلات (۳) و (۴)، می‌توان شتاب‌های زاویه‌ای بدنی را بر حسب رانش و گشتاور تولید شده توسط رانشگرها و چرخ‌های عکس‌العملی به صورت مجموعه معادلات (۵) استخراج نمود. در این روابط  $I_{zz}$  و  $I_{yy}$ ،  $I_{xx}$  مولفه‌های قطری از ماتریس ممان اینرسی شبیه‌ساز هستند. در فاز استخراج معادلات دینامیکی فرض می‌شود که محورهای اصلی شبیه‌ساز بر محورهای دوران منطبق بوده و لذا ماتریس ممان اینرسی، قطری است. البته شبیه‌سازی حرکت و نتایج موجود در مرجع [۳] نشان می‌دهد که این فرض، خللی در مدل‌سازی ایجاد نخواهد کرد.

$$\begin{aligned} \ddot{p} &= \frac{(I_{yy} - I_{zz})qr}{(I_{xx} + I_{wx})} - \frac{(T_x d_x + I_{wx} \dot{\Omega}_{wx})}{(I_{xx} + I_{wx})} \\ \ddot{q} &= \frac{(I_{zz} - I_{xx})pr}{(I_{yy} + I_{wy})} - \frac{(T_y d_y + I_{wy} \dot{\Omega}_{wy})}{(I_{yy} + I_{wy})} \\ \ddot{r} &= \frac{(I_{xx} - I_{yy})pq}{(I_{zz} + I_{wz})} - \frac{(T_z d_z + I_{wz} \dot{\Omega}_{wz})}{(I_{zz} + I_{wz})} \end{aligned} \quad (۵)$$

مولفه‌های ماتریس ممان اینرسی که از طریق مدل‌سازی جرمی اجزا در نرم‌افزار کتیا<sup>۷</sup> استخراج شده‌اند، به صورت زیر می‌باشد:

$$I = \begin{bmatrix} 5.02 & 0 & 0 \\ 0 & 18.93 & 0 \\ 0 & 0 & 18.93 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2 \quad (۶)$$

در استخراج معادله (۵)، فرض شده که سایر گشتاورهای اغتشاشی اعمالی بر سیستم بسیار کوچک بوده و مرکز دوران شبیه‌ساز نیز بر روی مرکز جرم آن منطبق است. این فرضیات تا حد قابل قبولی معتبر هستند، زیرا از یک سو گشتاورهای اغتشاشی ناشی از عدم یکنواختی جریان هوا در یاتاقان هوایی، به دلیل کیفیت مطلوب آن بسیار ناچیز است و از سوی دیگر، به دلیل بهره‌گیری شبیه‌ساز از وزنه‌های ثابت، مکانیزم دستی و

<sup>۸</sup> Pulse Width Modulator

<sup>۹</sup> Pulse-Width Pulse-Frequency

<sup>۷</sup> Catia

لذا با استفاده از نتایج موجود در مرجع [۱۷]، معادله (۷) را به صورت زیر می توان بازنویسی نمود:

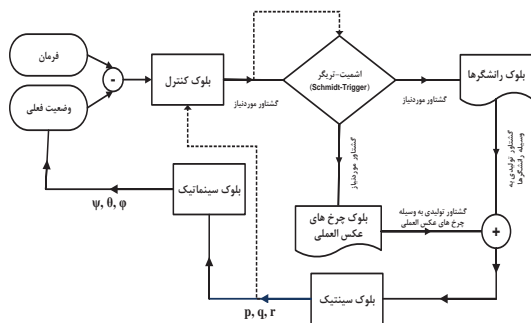
$$\begin{aligned} M_{cx} &= K_{px}(a_{32E} - a_{23E}) + K_{dx}p \\ M_{cy} &= K_{py}(a_{13E} - a_{31E}) + K_{dy}q \\ M_{cz} &= K_{pz}(a_{21E} - a_{12E}) + K_{dz}r \end{aligned} \quad (10)$$

که در آن  $a_{ijE}$  مولفه های ماتریس  $3 \times 3$  و مربعی  $[A_E]$  که به آن ماتریس خطا گفته می شود، هستند. این الگوریتم با مقادیر ذکر شده در جدول ۳، به عنوان بلوک کنترل در شبیه سازی نرم افزاری حرکت و نیز بلوک اصلی کنترل شبیه ساز دینامیک وضعیت ماهواره به کار رفته است. ضرایب کنترلر PD با استفاده از نتایج شبیه سازی نرم افزاری حرکت با هدف کاهش تلاش کنترلی (یعنی کاهش مصرف نیروژن در رانشگرها به دلیل محدودیت در تعداد دفعات شارژ مجدد مخازن) و نیز کاهش زمان دسترسی سیستم به فرمان ارسالی از سوی کاربر، به دست آمده و در طول فرایند راه اندازی، با استفاده از روش سعی و خطا در بازه مجاز تغییرات، اصلاح شده است.

ساختار کلی شبیه سازی نرم افزاری حرکت در شکل ۵ ارائه شده است. نتایج بررسی های مختلف بر روی این شبیه سازی و اندازه گیری شاخص های اصلی، در کنار تنظیم پارامترهای مدولتورها و کنترل (که پیش از آن به مقادیر نهایی آن اشاره شد)، نشان داد که استفاده از شانزده رانشگر گاز سرد با تراست  $1/5 - 1$  نیوتن و سه چرخ عکس العملی با ظرفیت تولید گشتاور  $0/30 - 0/25$  نیوتن متر، می تواند نیازهای ماموریتی این شبیه ساز را برآورده سازد. استفاده از شانزده رانشگر به دلیل حفظ تقارن محوری و تعادل بود که بر روی هر یک از صفحات نگاه دارنده شبیه ساز، هشت رانشگر مطابق شکل ۶ نصب گردید.

جدول ۳. پارامترهای کنترلر PD

پارامترهای کنترلر PD	مقادیر پارامترها
$K_{px}$	۲۱
$K_{dx}$	-۴۲
$K_{pz}$ و $K_{py}$	۵۳
$K_{dz}$ و $K_{dy}$	-۹۱

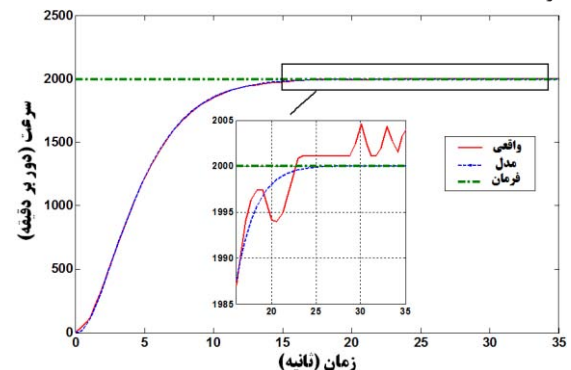


شکل ۵. ساختار کلی شبیه سازی نرم افزاری

از آن جایی که یکی از ماموریت های شبیه ساز، انجام مانورهای مورد نظر کاربر، تنها با استفاده از چرخ های عکس العملی است،

گردد. مشخصات چرخ های عکس العملی به کار رفته در شبیه ساز دینامیک وضعیت ماهواره در ادامه خواهد آمد، اما توجه به این نکته در این مرحله لازم است که سرعت زاویه ای هر یک از چرخ ها توسط یک کنترلر PID به صورت حلقه بسته و از طریق فیدبک حسگرهای اپتیکی آن، کنترل می شود.

شکل ۴ پاسخ واقعی یکی از چرخ های عکس العملی را به ورودی پله (۲۰۰۰ دور بر دقیقه) نشان می دهد. با توجه به این شکل مشخص است که می توان تابع تبدیل چرخ های عکس العملی را به صورت یک سیستم درجه سوم در مدل سازی اعمال نمود تا دینامیک واقعی آن در حین انجام شبیه سازی نرم افزاری لحاظ گردد.



شکل ۴. پاسخ واقعی چرخ عکس العملی به ورودی پله و مقایسه آن با مدل درجه سوم در نظر گرفته شده برای آن در شبیه سازی نرم افزاری

برای کنترل شبیه ساز ماهواره، از یک کنترلر PD استفاده شده است. این کنترلر بر اساس مقدار و نرخ خطا بین مقدار مورد نظر و مقدار اندازه گیری شده، عمل می کند و به وسیله دو پارامتر  $K_p$  و  $K_d$  قابل تنظیم است. این منطق کنترلی برای پایدارسازی و انجام مانورهای وضعیت شبیه ساز، به صورت زیر قابل تعریف است (زیرنویس com، معرف زاویه فرمان می باشد):

$$\begin{aligned} M_{cx} &= K_{px}(\varphi_{com} - \varphi) + K_{dx}\dot{\varphi} \\ M_{cy} &= K_{py}(\theta_{com} - \theta) + K_{dy}\dot{\theta} \\ M_{cz} &= K_{pz}(\psi_{com} - \psi) + K_{dz}\dot{\psi} \end{aligned} \quad (7)$$

اما نرخ های تغییر زوایای اویلر به صورت مستقیم قابل اندازه گیری نیستند و به جای آن ها، معمولاً سرعت های زاویه ای بدنی اندازه گیری می شوند. لذا برای تولید گشتاورهای کنترلی مناسب، وضعیت شبیه ساز برحسب ماتریس کسینوس جهتی  $[A_S]$  نسبت به دستگاه مرجع بیان می شود. از طرف دیگر فرض می گردد، شبیه ساز پس از انجام مانور مورد نظر و رسیدن به وضعیت نهایی، دارای ماتریس کسینوس جهتی  $[A_T]$  بوده و بردار  $a$  که در مختصات مرجع دارای مولفه های  $a = [a_1 \ a_2 \ a_3]^T$  است، می تواند در چارچوب فعلی

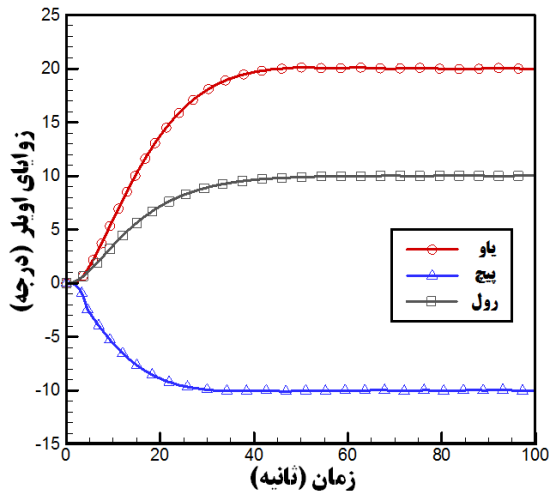
شبیه ساز و چارچوب نهایی (هدف) به صورت زیر بیان گردد:

$$\begin{aligned} a_S &= [A_S]a \\ a_T &= [A_T]a \end{aligned} \quad (8)$$

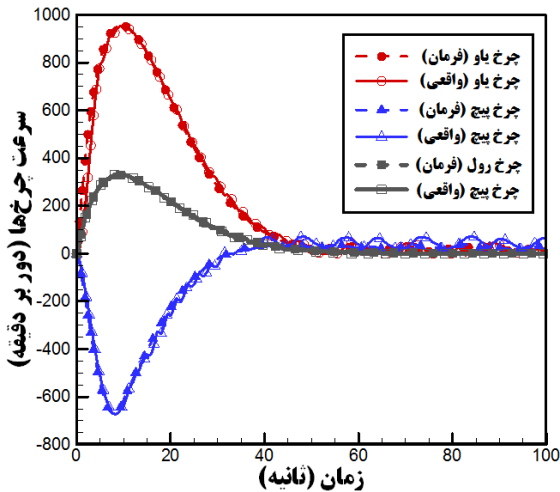
با ترکیب دو رابطه موجود در معادله (۸) می توان نوشت:

$$a_S = [A_S][A_T]^{-1}a_T = [A_E][A_T]^T a_T = [A_E]a_T \quad (9)$$

این بلوک نیز در هر لحظه، فرمان لازم را برای تثبیت وضعیت سیستم در نقطه هدف ارسال نماید.



شکل ۷. نمودار زوایای اوپلر در راستای محورهای یاو، پیچ و رول در فرایند شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه چرخ‌های عکس‌العملی



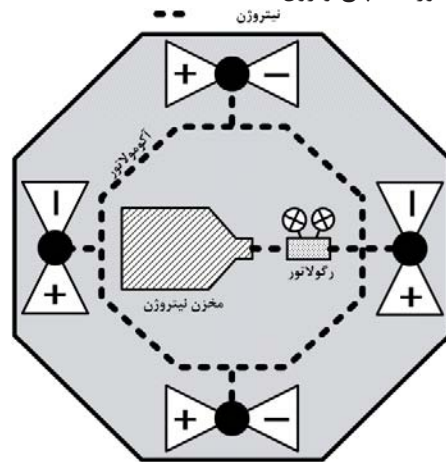
شکل ۸. نمودار سرعت چرخ‌های عکس‌العملی در حین انجام مانور، در فرایند شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه چرخ‌های عکس‌العملی

### معرفی زیرسیستم‌ها

شبیه‌ساز دینامیک وضعیت ماهواره ترکیبی از یک یاتاقان هوایی کروی، حسگر تعیین وضعیت، پردازشگر مرکزی، سه چرخ عکس‌العملی، مجموعه بالانس جرمی، واحد تامین انرژی و مجموعه پیشران‌های گاز سرد (که متشکل از شانزده رانشگر، دو مخزن کامپوزیتی نیتروژن، یک رگولاتور و حلقه آکومولاتوری است) می‌باشد. همان‌گونه که در شکل ۹ مشخص است، این زیرسیستم‌ها در تعامل با یکدیگر نیازهای ماموریتی یک شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه را فراهم می‌آورند که در ادامه به معرفی هر یک از آن‌ها خواهیم پرداخت.

پیش از ساخت نمونه نهایی سیستم، در یک فرایند سخت‌افزار در حلقه، توانایی چرخ عکس‌العملی در انجام مانورها سنجیده شد. جزئیات طراحی و ساخت چرخ‌های عکس‌العملی در ادامه خواهد آمد، ولی نتایج این فرایند سخت‌افزار در حلقه در این جا مورد اشاره قرار خواهد گرفت. فرایند سخت‌افزار در حلقه، با جاگذاری چرخ‌های عکس‌العملی واقعی به جای بلوک مدل آن‌ها (شکل ۵) در شبیه‌سازی انجام پذیرفته که نتایج آن در شکل ۷ و شکل ۸ ارائه شده است. در این حالت فرض شده است که شبیه‌ساز در لحظه شروع مانور در وضعیت  $[0^\circ 0^\circ 0^\circ]^T$  قرار داده شده و وضعیت نهایی مطلوب،  $[20^\circ -10^\circ 10^\circ]^T$  در راستای محورهای یاو، پیچ و رول می‌باشد. شبیه‌سازی معادلات حرکت و ارتباط آن با چرخ‌های عکس‌العملی در محیط متلب<sup>۱۰</sup> و بهره‌گیری از ابزارهای سیمولینک<sup>۱۱</sup> و پردازش زمان واقعی<sup>۱۲</sup> انجام پذیرفته است. شکل ۷ نشان می‌دهد که مانور با دقت مناسبی انجام گرفته و در نهایت شبیه‌ساز در وضعیت موردنظر متوقف شده است. در شکل ۸ نیز نحوه تغییرات سرعت زاویه‌ای سه چرخ عکس‌العملی در نظر گرفته شده برای سه راستای چرخش نشان داده شده است (منظور از چرخ عکس‌العملی محور یاو، چرخشی است که در لحظه اول شروع مانور یعنی وضعیت

$[0^\circ 0^\circ 0^\circ]^T$  در راستای محور یاو عمل می‌کند و به همین ترتیب برای محورهای پیچ و رول).



شکل ۹. نحوه قرارگیری رانشگرها بر روی یکی از صفحات نگهدارنده تغییرات سرعت اندکی که در انتهای انجام مانور، در چرخ‌های عکس‌العملی دیده می‌شود، به دلیل مدل کردن نسبی نویزهای حسگر وضعیت، در شبیه‌سازی نرم‌افزاری است که در ادامه بدان پرداخته خواهد شد. این نویزها سبب می‌شود تا وضعیت واقعی سیستم با خطای ناچیزی به بلوک کنترل انتقال یابد و

<sup>۱۰</sup> Matlab

<sup>۱۱</sup> Simulink

<sup>۱۲</sup> Real-Time Workshop

### یاتاقان هوایی کروی، حسگر وضعیت و واحد تامین انرژی

برای شبیه سازی محیط عملکردی فضاپیماها بر روی زمین، لازم است تا جنبه های گوناگون محیط فضا نظیر خلا، بازه های دمایی، جاذبه کم<sup>۱۳</sup> و گشتاور کم<sup>۱۴</sup> ایجاد گردد، اگر چه تامین این شرایط به صورت همزمان بسیار مشکل است [۱۱]. آن چه برای شبیه سازی دینامیک وضعیت یک ماهواره اهمیت به سزایی دارد، ایجاد یک محیط جاذبه کم و گشتاور کم است، زیرا زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره با اعمال گشتاورهای اندک از طریق عملگرهای خود، عملیات مانور ماهواره را در راستاهای موردنظر انجام می دهد. برای تامین این شرایط، باید اثرات جاذبه و اصطکاک تا حد زیادی کاهش یابند که یکی از راه های موثر برای این کار، استفاده از تجهیزات یاتاقان هوایی می باشد. همان طور که از نام یک یاتاقان هوایی مشخص است، دو قسمت آن بخش هایی از دو گوی متحدالمرکز هستند که با تلورانس بسیار کمی صیقلی و ماشین کاری شده اند. در این گونه وسایل، هوای فشرده از سوراخ های ریز موجود در سطح فنجانگی شکل یاتاقان عبور کرده و لایه نازکی از هوا می سازد که وزن قسمت متحرک (کره) را تحمل کرده و هیچ گونه تنش برشی در دو قسمت یاتاقان ایجاد نمی کند.

دسترسی به صافی سطح مورد نیاز، تنظیم نبودن قطر اوریفیس های هوا با فشار کمپرسور تغذیه و یا تغییر شکل های ناخواسته در کره و ماتریس سبب ایجاد اصطکاک یا ارتعاشات فرکانس بالا در سیستم می گردد. پدیده ناپایداری یاتاقان هوایی به دلایل متفاوتی چون کیفیت ساخت، عدم تغذیه فیلم هوا با فشار مناسب، تغییر ضخامت فیلم هوا، استفاده از هندسه نامناسب، انتخاب اوریفیس های نامناسب و ... رخ می دهد که در نظر گرفتن تمهیدات لازم برای جلوگیری از ایجاد آن ضروری است. یاتاقان هوایی ساخته شده در آزمایشگاه تحقیقات فضایی از چند قسمت تشکیل شده است: صفحات نگه دارنده تجهیزات، شفت نگه دارنده، کره، ماتریس، استند (سیلندر)، شیلنگ های هوا، کمپرسور و گیج فشار.

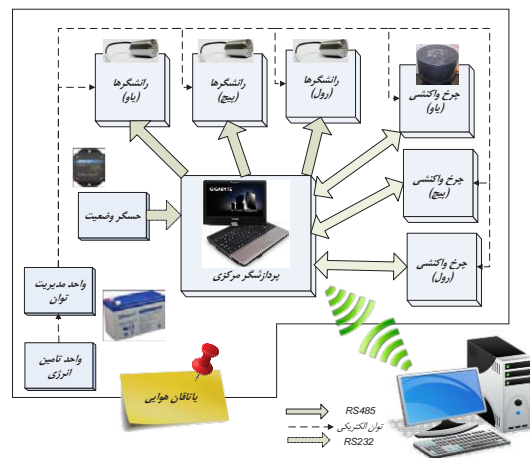
در این یاتاقان یک کره آلومینیومی ۲۴۰ میلی متری بر روی لایه ای از هوا که توسط شش اوریفیس تعبیه شده بر روی قسمت ماتریس تامین می گردد، معلق می شود. دو شافت فولادی که در دو سوی کره قرار گرفته اند، امکان اتصال دو صفحه نگه دارنده تجهیزات را به وجود می آورند و به این ترتیب، محیط عملکردی بدون اصطکاک سامانه فضایی بر روی زمین شبیه سازی می شود. مشخصات کامل یاتاقان هوایی در جدول ۴ ارائه شده است.

جدول ۴. مشخصات یاتاقان هوایی کروی

مشخصات یاتاقان هوایی کروی	مقادیر پارامترها	
	مقدار	واحد
جنس کره و ماتریس	آلومینیوم	---
جنس شافت ها	فولاد	---
قطر کره	۲۴۰	mm
قطر ماتریس	۲۴۰	mm
قطر شافت ها	۶۲	mm
تعداد اوریفیس ها	۶	---
صافی سطوح کره و ماتریس	۵	μm
فشار کاری <sup>(*)</sup>	۲-۹	bar
ظرفیت بار محموله	کمتر از ۴۰۰	kg

(\*) بسته به جرم نهایی سیستم، فشار کاری تغییر می یابد.

برای انجام تست ها و مانورهای عملیاتی با شبیه ساز ماهواره لازم است تا زوایای اوپلر (یا کوآرتنیون ها) و سرعت های زاویه ای در هر لحظه مشخص باشند. به دلیل ملاحظات موجود در جرم، ابعاد، سادگی، هزینه و دقت، برای این منظور از یک حسگر میکروالکترومکانیک محصول شرکت میکرواسترین<sup>۱۵</sup> استفاده شده است. این واحد اندازه گیری اینرسی<sup>۱۶</sup> دارای ژاپروها، شتابسنج ها و مغناطیس سنج های سه محوره ای است که در



شکل ۹. نحوه ارتباط زیرسیستم های شبیه ساز دینامیک وضعیت ماهواره در این مجموعه، طرح اولیه یاتاقان هوایی کروی با در نظر گرفتن ظرفیت بار محموله، درجات آزادی مورد نیاز و فضای لازم برای نصب تجهیزات استخراج شده است. پس از نهایی شدن این طرح، فرایند تحلیل عددی جریان هوا در بین کره و ماتریس در نرم افزار فلوئنت صورت پذیرفت تا رفتار یاتاقان، پس از بارگذاری مورد بررسی قرار گیرد و در صورت وجود اشکال، تصحیحات لازم بر روی آن اعمال گردد. علت این امر، آن است که کوچکترین عدم تقارن در توزیع هوای فشرده زیر کره، عدم

<sup>۱۵</sup> MicroStrain

<sup>۱۶</sup> Inertial Measurement Unit (IMU)

<sup>۱۳</sup> Micro-gravity

<sup>۱۴</sup> Micro-torque

شامل پیچ اسکرو، موتور استپ، جرم لغزنده و راهانداز مرکزی هستند که شمای کلی آن‌ها در شکل ۲ آمده است.

نخستین مرحله در بالانس شبیه‌ساز، یافتن مرکز جرم است. با فرض عدم انطباق کامل مرکز جرم و مرکز دوران، بردار شتاب زاویه‌ای حرکت شبیه‌ساز را به صورت زیر می‌توان نوشت [۱۳]:

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} \frac{W}{I_{xx}} (-R_y \cos \varphi \cos \theta + R_z \sin \varphi \cos \theta) \\ \frac{W}{I_{yy}} (R_x \cos \varphi \cos \theta + R_z \sin \theta) \\ \frac{W}{I_{zz}} (-R_x \sin \varphi \cos \theta - R_y \sin \theta) \end{bmatrix} \quad (11)$$

که در آن  $W$  وزن کلی شبیه‌ساز و  $\vec{R}$  برداری از مرکز جرم به مرکز دوران است. این معادله می‌تواند در بازه‌های زمانی کوتاه انتگرال‌گیری شود و به فرم زیر در آید:

$$\begin{aligned} \omega_{xt2} - \omega_{xt1} &= \frac{-W\Delta t}{2I_{xx}} [((\cos \varphi \cos \theta)_{t2} \\ &+ (\cos \varphi \cos \theta)_{t1})R_y \\ &- ((\sin \varphi \cos \theta)_{t2} \\ &+ (\sin \varphi \cos \theta)_{t1})R_z] \\ \omega_{yt2} - \omega_{yt1} &= \frac{W\Delta t}{2I_{yy}} [((\cos \varphi \cos \theta)_{t2} \\ &- (\cos \varphi \cos \theta)_{t1})R_x \\ &+ ((\sin \theta)_{t2} - (\sin \theta)_{t1})R_z] \\ \omega_{zt2} - \omega_{zt1} &= \frac{-W\Delta t}{2I_{zz}} [((\sin \varphi \cos \theta)_{t2} \\ &- (\sin \varphi \cos \theta)_{t1})R_x \\ &+ ((\sin \theta)_{t2} - (\sin \theta)_{t1})R_y] \end{aligned} \quad (12)$$

بازنویسی این معادله در فرم ماتریسی نتیجه می‌دهد که:

$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \delta_{12} & \delta_{13} \\ \delta_{23} & 0 & \delta_{23} \\ \delta_{31} & \delta_{32} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \end{bmatrix} \quad (13)$$

شش مقدار قابل تعریف برای  $\delta$  می‌توانند از مجموعه معادلات (۱۲) به دست آیند و در هر بازه زمانی، ثابت فرض گردند. فرم خلاصه شده معادله (۱۳) به شکل زیر است:

$$\Delta\omega|_{3 \times 1} = \delta|_{3 \times 3} R|_{3 \times 1} \quad (14)$$

این معادله به روش حداقل مربعات برای  $R$  قابل حل است. تخمین حداقل مربعات برای  $R$  به صورت زیر می‌باشد:

$$R = [\delta^T \delta]^{-1} \delta^T \Delta\omega \quad (15)$$

با استخراج مقدار  $R$ ، می‌توان مقدار حرکت جرم لغزنده هر یک از مکانیزم‌های بالانس ( $D$ ) را به دست آورده و پیش از هر آزمایش یا مانور، مرکز جرم را تا جای ممکن به مرکز دوران نزدیک نمود:

$$\begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix} = -\frac{W}{g} \begin{bmatrix} R_x/m_1 \\ R_y/m_2 \\ R_z/m_3 \end{bmatrix} \quad (16)$$

اهمیت فرایند بالانس زمانی بیشتر می‌شود که بدانیم شبیه‌ساز مجهز به مخازن نیتروژنی است که در هر آزمایش، بخشی از گاز موجود در آن‌ها مصرف می‌شود و همین امر سبب جابجایی اندک مرکز جرم کلی می‌گردد.

تعامل با یک میکروپروسسور داخلی و استفاده از فیلترهای قابل برنامه‌ریزی، خروجی‌های موردنظر را به صورت زمان‌واقعی به دست می‌دهد. مشخصات کلی این حسگر در جدول ۵ آمده است.

توان الکتریکی موردنیاز زیرسیستم‌های مختلف شبیه‌ساز ماهواره نیز توسط یک جفت باتری قابل شارژ سربی-اسیدی تامین می‌شود که به صورت سری به یکدیگر متصل شده‌اند. هر یک از این باتری‌ها ۱۲ ولت بوده و دارای ظرفیت ۱۸ آمپر ساعت می‌باشد. باتری‌ها به یک واحد مدیریت توان متصل هستند که توان موردنیاز هر یک از زیرسیستم‌ها را در هر لحظه تامین می‌نماید. مجموعه باتری‌ها و واحد مدیریت توان الکتریکی زیرسیستم تامین انرژی شبیه‌ساز را تشکیل می‌دهند. به طور کلی وظایف این زیرسیستم عبارت است از:

- ۱- تأمین و ارائه پیوسته انرژی الکتریکی به اجزای شبیه ساز در طول مانور
- ۲- کنترل و پخش انرژی الکتریکی در شبیه ساز
- ۳- تأمین متوسط و حداکثر توان مورد نیاز شبیه ساز
- ۴- محافظت از زیرسیستم‌ها در برابر افت جریان در زمان کاهش ولتاژ باتری.

جدول ۵. مشخصات حسگر تعیین وضعیت

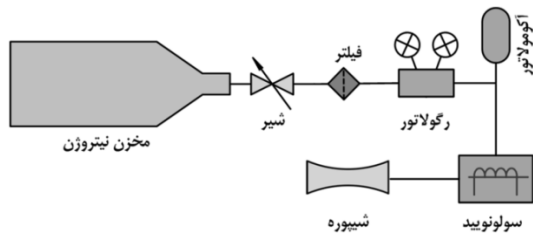
مشخصات حسگر وضعیت	مقادیر پارامترها	
	مقدار	واحد
محدوده چرخش	۳۶۰ (همه محورها)	درجه
دقت (استاتیک)	±۰/۵	درجه
دقت (دینامیک)	±۲	درجه
تکرارپذیری	۰/۲	درجه
ولتاژ کاری	۵/۲۰ - ۱۲	VDC
جریان تغذیه	۶۵	mA
ابعاد	۲۵ × ۹۰ × ۶۴	mm
جرم	۷۵	g

## مکانیزم بالانس

همان طور که پیش از این نیز گفته شد، یکی از الزامات اصلی شبیه‌سازی محیط عملکردی فضاپیماها بر روی زمین و نیز یکی از مفروضات اصلی در استخراج مجموعه معادلات (۵)، منطبق بودن مرکز جرم بر مرکز دوران است. برای ارضای این فرض و در وهله بالاتر، یعنی حذف گشتاورهای ناخواسته ناشی از توزیع نامتوازن جرم، لازم است تا پیش از انجام هر آزمایش از منطبق بودن مرکز جرم بر مرکز دوران اطمینان پیدا کرد. برای این منظور، شبیه‌ساز دارای تعدادی وزنه‌های ثابت و نیز مکانیزم‌های لغزان و نیمه‌اتوماتیک بالانس است. این مکانیزم‌ها

## پردازشگر مرکزی

ذخیره نیتروژن، فیلتر، رگولاتور فشار، آکومولاتور (حوضچه آرامش)، شیر برقی (سولونوئید) و شیبوره [۲۰].



شکل ۱۰. شمای کلی مجموعه رانشگر گاز سرد

برای طراحی و ساخت این زیرسیستم الزامات مختلفی وجود داشت. نخست آن که رانشگرهای گاز سرد، تراست کافی و دقیق را برای انجام مانورهای مختلف شبهه‌ساز تامین نمایند. در عین حال، نوع گاز بایستی به نحوی انتخاب می‌گردد که ایمنی لازم برای کار در یک محیط آزمایشگاهی را داشته باشد. در نهایت، به دلیل استفاده از این مجموعه بر روی شبهه‌ساز ماهواره، ابعاد کم، جرم پایین و مصرف توان کمینه از الزامات اصلی آن به‌شمار می‌رفت. با در نظر گرفتن این موارد، نیتروژن به‌عنوان گاز فعال مورد استفاده در این سیستم پیشراننده انتخاب گردید. هم‌چنین به دلیل محدودیت‌های جرم، ابعاد و فضای مفید بر روی شبهه‌ساز، تلاش گردید تا رانشگرها به‌نحوی طراحی و ساخته شوند که در آن‌ها، مجموعه شیر برقی (سولونوئید) و شیبوره به‌صورت یکپارچه باشند. این قید سبب گردید تا رانشگرها با شمای فضایی ساخته شده و اختلاف اصلی آن‌ها با نمونه‌های مورد استفاده در ماهواره‌ها، شیبوره باشد، زیرا این رانشگرها در یک محیط غیرخلاء کار می‌کنند.

با دانستن نیازهای ماموریتی شبهه‌ساز ماهواره، مرحله تحلیلی طراحی رانشگرها آغاز شد. نکته مهم در این‌جا آن است که حداقل رانش (تراست) موردنیاز برای هر رانشگر، به‌کمک شبهه‌سازی نرم‌افزاری معادلات حرکت و تعریف مانورهای مبنا استخراج شده است. در مرحله طراحی تحلیلی با فرض ثابت بودن شرایط و به کمک معادلات ترمودینامیکی جریان، مشخصات اولیه طراحی مجموعه استخراج می‌گردد. کلیه معادلات اولیه طراحی، در قالب یک نرم‌افزار طراحی مدل شده و به کاربر این اجازه را می‌دهد، با تغییر مشخصات مورد نظر خود، به یک طرح اولیه از رانشگر دست یابد [۲۱]. به کمک این نرم‌افزار و با در نظر گرفتن پارامترهای انتخابی طراحی شامل: دمای کارکردی ۳۰۰ کلوین، فشار محیطی ۱ بار، فشار خروجی رگولاتور ۱۵ بار و فشار مخزن ۱۵۰ بار، نتایج جدول ۶ حاصل گردید.

پردازشگر مرکزی، در واقع هسته اصلی سیستم است و وظیفه کنترل وضعیت شبهه‌ساز و برقراری ارتباط بین همه اجزای سیستم را بر عهده دارد. در هنگام مانور، کنترلر مرکزی شبهه‌ساز که بر روی پردازشگر پیاده‌سازی شده، فرمان ارسالی از سوی کاربر را دریافت و با تشکیل حلقه کنترلی و گرفتن فیدبک وضعیت از حسگر، دستورات لازم را برای باز یا بسته شدن رانشگرهای گاز سرد و تغییر دور چرخ‌های عکس‌العملی ارسال می‌نماید.

پردازشگر اصلی که برای شبهه‌ساز ماهواره انتخاب گردیده است، یک لپ‌تاپ با پروسسور پنج‌هسته‌ای، رم چهار گیگابایتی و سیستم عامل ویندوز ۷ می‌باشد. علت اصلی استفاده از این نوع پردازشگر، امکان تست الگوریتم‌های کنترلی مختلف در یک بستر نرم‌افزاری ساده، عمومی و قابل دسترس است. لذا به‌منظور اجرای فرامین ارسالی از سوی کاربر و بستن حلقه کنترلی، پردازشگر مرکزی از نرم‌افزار متلب و محیط‌های سیمولینک و پردازش زمان‌واقعی استفاده می‌کند. ساختار اصلی ارتباط زیرسیستم‌ها با پردازشگر مرکزی در شکل ۹ آمده است. همان‌گونه که در این شکل نیز مشخص است، کاربر از طریق یک کامپیوتر بیرونی، فرمان مورد نظر را برای پردازشگر مرکزی ارسال می‌نماید که این کار با استفاده از درگاه W-LAN میسر می‌شود.

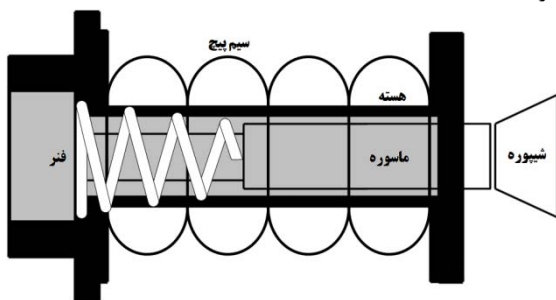
نحوه ارتباط راه‌اندازهای مجموعه پیشراننده گاز سرد و چرخ‌های عکس‌العملی با پردازشگر مرکزی، درگاه RS-485 و حسگر وضعیت با پردازشگر مرکزی، درگاه RS-232 است. هم‌چنین از آن‌جا که فرایند بالانس به‌صورت نیمه‌اتوماتیک و پیش از انجام هر آزمایش اجرایی می‌گردد، محاسبات اصلی از طریق پردازشگر انجام شده و اعمال آن‌ها به موتورهای استپ و راه‌انداز آن‌ها، از طریق کاربر صورت می‌پذیرد.

در کنار استفاده از یک لپ‌تاپ، شبهه‌ساز ماهواره مجهز به یک برد دارای میکروپروسسور Atmega-32 قابل برنامه‌ریزی است که در مواقع لزوم و متناسب با نیاز کاربر می‌تواند عملیات کنترل و انجام مانورها را مدیریت نماید. این برد به‌گونه‌ای طراحی شده تا در هنگام استفاده از لپ‌تاپ، به‌عنوان مبدل RS-485 به USB عمل نموده و امکان ارتباط لپ‌تاپ با راه‌اندازهای مختلف را فراهم آورد.

## مجموعه رانشگرهای گاز سرد

یکی از عملگرهای فعال کنترل وضعیت شبهه‌ساز ماهواره، مجموعه رانشگرهای گاز سرد بر پایه نیتروژن است که مهم‌ترین اجزای آن مطابق شکل ۱۰ عبارت است از: مخزن

همان‌طور که پیش از این نیز گفته شد، به دلیل محدودیت فضا و بهبود ثابت زمانی پاسخ عملکرد رانشگر، مجموعه سولونوئید و شیپوره به صورت یکپارچه، کم‌حجم، کم‌وزن و با عملکرد بسیار خوب ساخته شده است که این موضوع، از ویژگی‌های منحصر به فرد این رانشگر می‌باشد. به‌طور کلی، ساختار هر رانشگر که ترکیبی از بوبین (هسته، سیم‌پیچ و قرقره)، ماسوره، فنر، شیپوره و محفظه است، در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود. با اعمال جریان الکتریکی از سوی راه‌انداز به سیم‌پیچ، میدان مغناطیسی تولید شده، سبب حرکت ماسوره در داخل قرقره شده و مجرای عبور نیتروژن فشار بالا از گلوگاه شیپوره باز می‌گردد. هر چه فاصله زمانی بین اعمال دستور باز شدن جریان تا عبور گاز از شیپوره کمتر باشد، ثابت زمانی پاسخ رانشگر به فرامین پایین‌تر و عملکرد آن بهتر است. در مقابل، با قطع جریان الکتریکی از سوی راه‌انداز، میدان مغناطیسی از بین رفته و فنر انتهایی، ماسوره را به جای اولیه خود باز می‌گرداند. این کار سبب می‌شود، جریان نیتروژن از شیپوره قطع و رانشگر عملاً خاموش گردد.



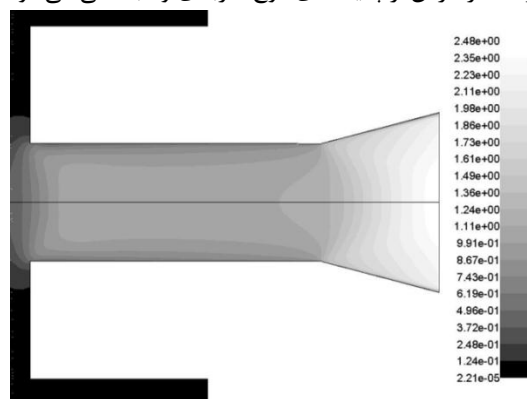
شکل ۱۲. ساختار کلی هر یک از رانشگرهای گاز سرد یکپارچه  
 برای اعتبارسنجی نتایج فازهای طراحی تحلیلی و شبیه‌سازی عددی جریان، یک نمونه تحقیقاتی با قطر گلوگاه یک میلی‌متر و نسبت انبساط ۲۹ ساخته شد. روش انجام تست‌ها به این صورت بود که با کاهش طول شیپوره در بازه‌های ۰/۵ میلی‌متری، پروسه تست رانش (به‌کمک یک میز اندازه‌گیری رانش تولیدی در رانشگرهای گاز سرد) تکرار می‌شد تا نسبت انبساط بهینه استخراج شده و نتایج، با مرحله آنالیز عددی مقایسه گردد. باید گفت، کاهش طول شیپوره در یک قطر ثابت گلوگاه، به منزله کاهش نسبت انبساط می‌باشد. نتایج هفده مرحله تست رانشگر، با نسبت انبساط‌های مختلف و مقایسه آن‌ها با نتایج آنالیز عددی در رانشگر، در نمودار شکل ۱۳ آمده است.

نتایج تست نمونه تحقیقاتی با نتایج حاصل از تئوری و شبیه‌سازی، دارای اندکی اختلاف است، ولی روند کلی تغییرات در آن‌ها، تا حد زیادی به یکدیگر شباهت دارد. تست‌های عملیاتی نشان می‌دهد، رانش بیشینه در شرایطی که طول شیپوره تقریباً ۲/۴۰ میلی‌متر (نسبت انبساط ۵/۷۶) حاصل می‌شود، در حالی که نتایج تئوری و شبیه‌سازی، بیشینه رانش را

جدول ۶. پارامترهای کلی رانشگر در انتهای فاز طراحی تحلیلی

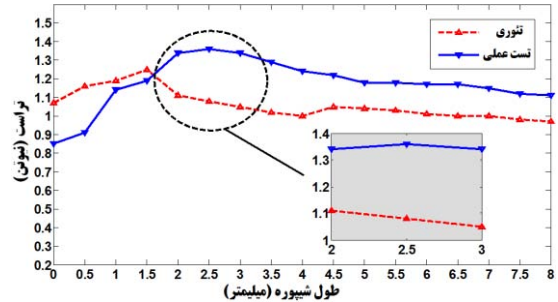
مشخصات رانشگر در فاز طراحی تحلیلی	مقادیر پارامترها	
	مقدار	واحد
نسبت انبساط شیپوره	۲/۴۰	---
عدد ماخ در خروجی شیپوره	۲/۴۸	---
ضربه ویژه	۵۸/۸۹	sec
قطر گلوگاه شیپوره	۱	mm
قطر خروجی شیپوره	۱/۵۶	mm
رانش نهایی	۱/۵۷	N

حالا لازم است تا مشخصات به‌دست آمده از مرحله تحلیلی، به‌وسیله شبیه‌سازی‌های عددی اعتبارسنجی شوند. در این پژوهش جهت شبیه‌سازی عددی جریان سیال، از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. برای این منظور، شبکه‌ای دوبعدی، متقارن و به‌صورت ترکیب شبکه باسازمان و بی‌سازمان مطابق با خروجی فاز طراحی تحلیلی ایجاد شد. این شبکه در نرم‌افزار فلوئنت وارد شده تا رفتار جریان، به‌وسیله آن تحلیل گردد. از آن‌جا که جریان گاز نیتروژن در رانشگر، تراکم‌پذیر بوده و تعداد سلول‌های شبکه تولید شده نیز زیاد می‌باشد، در شبیه‌سازی عددی، از حل همزمان معادلات پیوستگی، ممنتوم و انرژی با روش خطی‌سازی ضمنی چگالی پایه و مدل آشفتگی استاندارد k-ε استفاده شده است. با این توضیح، در شکل ۱۱ کانتور تغییرات عدد ماخ در شیپوره با نسبت انبساط ۲/۴ مشاهده می‌گردد. با توجه به این کانتور، تطابق نسبی نتایج حاصل از مرحله تحلیلی با نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی، به‌خوبی ملاحظه می‌شود. رانش هر رانشگر که در این فاز به‌صورت دقیق‌تر محاسبه شده است، ۱/۱۸ نیوتن می‌باشد. مهم‌ترین دلایل اختلاف این عدد با مقدار محاسبه شده در فاز تحلیلی عبارت است از: (۱) ساده‌سازی روابط به کار رفته در مرحله طراحی تحلیلی، که دقت محاسبات را نسبت به شبیه‌سازی کاهش می‌دهد و (۲) برابر در نظر گرفتن فشار خروجی و محیط جهت رسیدن به شرایط طراحی ایده‌آل که نتیجه آن، صرف نظر کردن از پدیده‌های موج ضربه‌ای و انبساطی می‌شود.



شکل ۱۱. کانتور عدد ماخ در شیپوره با نسبت انبساط ۲/۴۰

در طول شبیه‌ساز ۱/۶۰ میلی‌متر (نسبت انبساط ۲/۴۰) پیش‌بینی می‌کنند. مهم‌ترین عواملی که سبب ایجاد این اختلاف شده‌اند، عبارتند از:



شکل ۱۳. نتایج تست نمونه تحقیقاتی رانشگر گاز سرد

- عدم دسترسی به تجهیزات آزمایشگاهی برای اندازه‌گیری فشار، دبی و دما در گلوگاه شبیه‌ساز با قطر یک میلی‌متر سبب ایجاد خطاهایی در تعیین مقادیر شرایط اولیه و مرزی شده است.

- وابستگی پاسخ‌ها به نوع شبکه‌بندی و تعداد سلول‌ها.

- عدم تطابق پیش‌بینی‌های تئوری با واقعیت جریان در وقوع زمان و موقعیت ایجاد موج ضربه‌ای (شاک) [۲۱-۲۲].  
با تست نمونه تحقیقاتی در شرایط آزمایشگاهی، مشخصات نهایی برای ساخت رانشگرها استخراج شد. این مشخصات در جدول ۷ آمده است. همچنین در شکل ۱۴ نمونه‌ای از رانشگرهای مورد استفاده در شبیه‌ساز نشان داده شده است.



شکل ۱۴. نمونه‌ای از رانشگرهای گاز سرد

نکته دیگری که در مورد مجموعه پیش‌رانش گاز سرد باید مورد توجه قرار گیرد، طراحی سایر المان‌های این زیرسیستم از قبیل مخزن فشار بالای ذخیره نیتروژن و رگولاتور است. به‌منظور کاهش نابالانسی ناشی از تغییر جرم مخازن حین انجام مانورها، در شبیه‌ساز ماهواره، از دو مخزن کامپوزیتی با ظرفیت ۳۰۰ بار و حجم ۹ لیتر استفاده شده است. این دو مخزن به‌صورت سری به یکدیگر متصل شده‌اند تا تخلیه آن‌ها به‌صورت همزمان صورت پذیرد. از میان گزینه‌های موجود برای رگولاتور (تک‌مرحله‌ای، دو مرحله‌ای و بین‌خطی سری Exact) نیز، نمونه بین‌خطی سری Exact با ظرفیت ورودی ۲۰۰ بار و خروجی ۴۰ بار، برای استفاده در شبیه‌ساز ماهواره انتخاب گردید.

### چرخ‌های عکس‌عملی

چرخ‌های عکس‌عملی، عملگرهای دیگر شبیه‌ساز ماهواره هستند که توانایی تولید گشتاورهای کمتر، ولی پیوسته را

دارند. برای این مجموعه، سه چرخ عکس‌عملی طراحی و ساخته شده تا از آن‌ها، به‌جای نمونه‌های معتبر و گران‌قیمت فضایی استفاده گردد (البته نمونه‌های جدید چرخ‌های تولید شده، تست‌های مختلف فضایی را با موفقیت پشت سر گذاشته‌اند). هر چرخ دارای یک موتور براشلس ۲۴ ولت است و توانایی تولید گشتاور ماکزیموم ۰/۳ نیوتن‌متر و ممنتوم زاویه‌ای ماکزیموم ۴/۷۰ نیوتن‌مترثانیه را دارد.

استاتور چرخ‌های عکس‌عملی از دو بخش پایه و درپوش ساخته شده است. جنس قسمت پایه از فولاد بوده و مورد راه‌انداز چرخ بر روی آن نصب می‌گردد. همچنین این قسمت، مسیر گرمایی مناسبی را برای انتقال حرارت فراهم می‌آورد تا دمای مورد راه‌انداز از حد مجاز فراتر نرود. قید نگه‌دارنده میانی نیز بخش دیگری از پایه است که علاوه بر نصب یاتاقان دیسک بر روی آن، چاه حرارتی مناسبی برای موتور به‌شمار می‌رود. درپوش موتور نیز از فولاد ساخته شده و بر روی قسمت پایه قرار می‌گیرد.

جدول ۷. مشخصات نهایی رانشگرهای گاز سرد

مشخصات نهایی رانشگرهای	مقادیر پارامترها	
	مقدار	واحد
گاز سرد	---	---
نوع گاز	نیتروژن	---
نسبت انبساط شبیه‌ساز	۵/۷۶	---
ماخ در خروجی شبیه‌ساز	۳/۳۲	---
ضربه ویژه	۶۶/۶۰	sec
فشار رگولاتور	۱۵	bar
قطر گلوگاه شبیه‌ساز	۱	mm
قطر خروجی شبیه‌ساز	۲/۴۰	mm
نیم زاویه شبیه‌ساز	۱۵	درجه
رانش نهایی	۱/۳۶	N

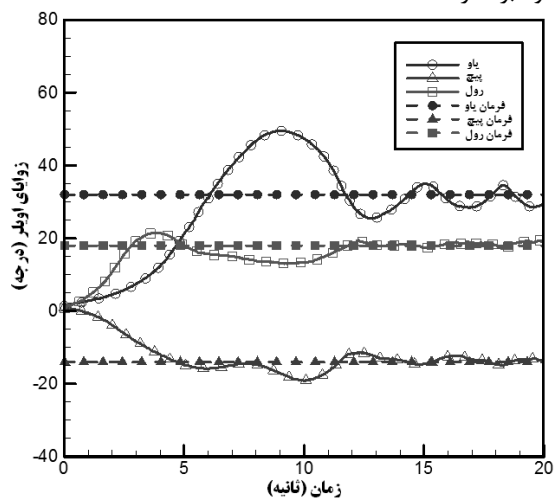
یاتاقان مورد استفاده در چرخ‌های عکس‌عملی، از جنس آلیاژ کروم است. به‌دلیل کاهش ارتعاشات و نویز ناشی از لقی احتمالی یاتاقان در راستاهای شعاعی و محوری، یاتاقان‌ها در راستای محوری تحت بار قرار گرفته‌اند. دور نامی چرخ‌های عکس‌عملی بیش از ۵۰۰۰ دور بر دقیقه است و همین امر، دقت در انتخاب و نصب یاتاقان را پراهمیت می‌سازد.

به‌دلیل ملاحظات موجود در جرم و ابعاد، هر چرخ عکس‌عملی شامل یک راه‌انداز و برد الکترونیکی یکپارچه است. سرعت دیسک دوار هر چرخ نیز توسط دو حسگر اپتیکی سنجیده شده و به‌عنوان فیدبک دیجیتال، در اختیار DSP که وظیفه کنترل دور را بر عهده دارد، قرار می‌گیرد. مشخصات چرخ‌های عکس‌عملی (شکل ۱۵) مورد استفاده در شبیه‌ساز ماهواره در جدول ۸ آورده شده است. همچنین در بخش قبل، تست‌های

در این تست، وضعیت شبیه‌ساز در لحظه اول بر حسب زوایای اوپلر یو، پیچ و رول به صورت  $[0^\circ \ 0^\circ \ 0^\circ]^T$  و وضعیت نهایی که از سوی کاربر تنظیم شده،  $[18^\circ \ 15^\circ \ 32^\circ]^T$  بوده است. پیش از انجام تست نیز عملیات بالانس جرمی ابتدا به صورت دستی و با استفاده از وزنه‌های بالانس و پس از نزدیک شدن به حالت مطلوب، به وسیله مکانیزم‌های نیمه‌اتوماتیک بالانس صورت پذیرفته است. این کار به دلیل حداقل نمودن گشتاورهای اغتشاشی ناشی از وزن سیستم انجام می‌شود. رسیدن به حالتی که مرکز جرم سیستم بر مرکز دوران آن منطبق باشد، هدف نهایی این کار بوده که رسیدن به آن بر روی زمین کار دشواری است.

شکل ۱۷ نحوه تغییر زوایای اوپلر شبیه‌ساز و شکل ۱۸ سرعت زاویه‌ای شبیه‌ساز در راستای محورهای بدنی را در حین انجام مانور نشان می‌دهد. این خروجی‌ها از طریق حسگر وضعیت به دست آمده‌اند که در این حالت، خروجی‌های فیلتر شده برای زوایای اوپلر و سرعت‌های زاویه‌ای گزارش شده‌اند.

در شکل ۱۹ تا شکل ۲۱ نیز نحوه عملکرد رانشگرهای گاز سرد نشان داده شده است (منظور از رانشگرهای محور یو، رانشگرهایی هستند که در لحظه اول شروع مانور یعنی وضعیت  $[0^\circ \ 0^\circ \ 0^\circ]^T$  در راستای محور یو عمل می‌کنند و به همین ترتیب برای محورهای پیچ و رول). همان‌طور که در این شکل‌ها مشخص است، شبیه‌ساز توانسته در زمان تقریبی ۱۵ ثانیه به نقطه مطلوب خود برسد. شرایط محیطی تست، اصطکاک یاتاقان هوایی، دقت حسگر تعیین وضعیت و عمل کردن رانشگرهای گاز سرد به صورت باز یا بسته را می‌توان به عنوان علل عمده ساکن نشدن کامل شبیه‌ساز در انتهای مانور خود برشمرد.



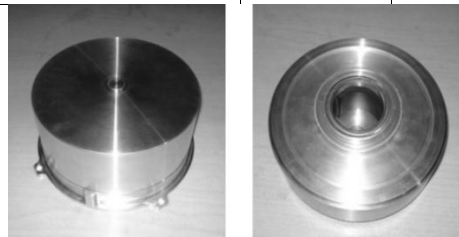
شکل ۱۷. نمودار زوایای اوپلر در راستای محورهای یو، پیچ و رول

همان‌طور که در شکل ۲۱ مشخص است، تنها رانشگرهای راستای مثبت عمل کرده‌اند که علت آن، عدم ایجاد شرایط تعادل خنثی در شبیه‌ساز می‌باشد. لازم به ذکر است که

سخت‌افزار در حلقه این عملگرها و نحوه مدلسازی آن‌ها در شبیه‌سازی نرم‌افزاری ارائه گردید.

جدول ۸. مشخصات چرخ‌های عکس‌عملی

مشخصات چرخ‌های عکس‌عملی	مقادیر پارامترها	
	مقدار	واحد
ممنتوم زاویه‌ای	۴/۷۰	N.m.sec
سرعت نامی	۵۰۰۰	rpm
سرعت بیشینه	۶۰۰۰	rpm
گشتاور نامی	۰/۳	N.m
جرم کل	< ۴/۳۰	kg
ممان اینرسی دیسک	۰/۰۰۹	Kg.m <sup>2</sup>
ولتاژ کاری	۱۶ - ۲۶	VDC

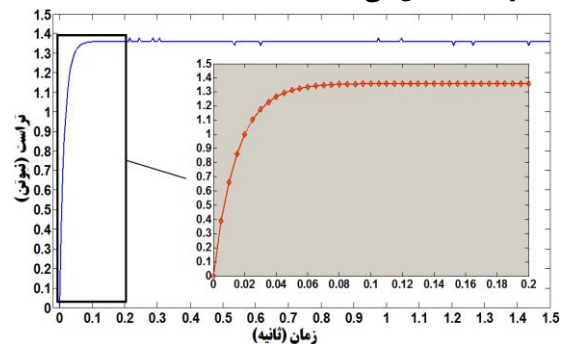


شکل ۱۵. نمایی از چرخ عکس‌عملی و دیسک دوار آن

## بررسی نتایج مانورها

نتایج یکی از تست‌های عملیاتی شبیه‌ساز دینامیک وضعیت ماهواره در شکل ۱۷ تا شکل ۲۱ آمده است. در این تست، عملگرهای فعال کنترلی، شانزده رانشگر گاز سرد بر پایه نیتروژن هستند که با تولید سطح تراست ۱/۳۶ نیوتن در یک بازوی مشخص نسبت به مرکز دوران شبیه‌ساز، گشتاور لازم را برای انجام مانورهای آن تامین می‌نمایند.

در شکل ۱۶ نتایج تست تراست یکی از رانشگرهای گاز سرد آمده است. همان‌طور که ملاحظه می‌گردد، رانشگر توانسته تراست مورد انتظار را در فشار تغذیه ۱۵ بار تامین نماید. نکته حائز اهمیت دیگر در این نمودار آن است که پاسخ زمانی سولونویید کمتر از ۲۰ میلی‌ثانیه بوده و همین امر، گویای عملکرد مناسب آن می‌باشد.



شکل ۱۶. نتایج تست رانشگرها برای بررسی رانش و پاسخ زمانی سولونویید



- [8] J. L. Schwartz, C. D. Hall, "The distributed spacecraft attitude control system simulator: development, progress, plans", Flight Control Symposium: Citeseer, USA, 2003.
- [9] A. Aghalari, J. Tayebi, A. Kalhor, "Attitude stability testing of an agile satellite simulator with single-gimbal control-momentum-gyros", Journal Space Science and Technology, Vol. 5, No. 4, pp. 61-68, 2013. (In Persian)
- [10] A. Aghalari, A. Kalhor, A. Dehghan, M. Abedian, "Designing, testing and evaluation of a single gimbal control moment gyro for microsatellite", Journal Space Science and Technology, Vol. 2, No. 3, pp. 13-24, 2010. (In Persian)
- [11] Ch., McChesney, "Design of attitude control actuators for a simulated spacecraft", No. AFIT/GA/ENY/11-M12, Air Force Institute of Technology, 2011.
- [12] D. S. Bernstein, N. H. McClamroch, A. Bloch, "Development of air spindle and triaxial air bearing testbeds for spacecraft dynamics and control experiments", Proceeding of the American Control Conference, USA, 2001.
- [13] 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.
- [14] Y. Li, G. Youhua, "Study on attitude control for three degrees of freedom air-bearing spacecraft simulator", IEEE: International Conference on Mechanic Automation and Control Engineering (MACE), China, 2010.
- [15] M. Mirshams, H. Taei, "A systems engineering tool for satellite simulator design", in Proceeding of the 10<sup>th</sup> Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis, Turkey: ASME, 2010.
- [16] M. Mirshams, H. Taei, H. Haghi, "A 3-DoF satellite simulator design & development", 60<sup>th</sup> International Aerospace Congress, South Korea, 2009.
- [17] M. J. Sidi, "Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach", Cambridge university press, 2000.
- [18] S. Gangbing, N. V. Buck, B. N. Agrawal, "Spacecraft vibration reduction using pulse-width pulse-frequency modulated input shaper", Journal of guidance, control, and dynamics, Vol. 22, No. 3, pp. 433-440, 1999.
- [19] A. Gilberto, S. Martins-Filho Luiz, "Optimal on-off attitude control for the Brazilian multimission platform satellite", Mathematical Problems in Engineering, Vol. 2009, 2009.
- [20] A. Makled, M. AL-Sanabawy, M. Bakr, "Theoretical and experimental evaluation of cold gas system components", 13<sup>th</sup>

ترکیبی رانشگر گاز سرد و چرخ عکس‌العملی برای انجام مانورهای وضعیت، پیاده‌سازی مکانیزم‌های نیمه‌اتوماتیک بالانس جرمی و پیاده‌سازی مدولاتورهای PWWF در یک بستر سخت‌افزاری از ویژگی‌های مطلوب این شبیه‌ساز در مقایسه با نمونه‌های مشابه آن است.

شبیه‌ساز سخت‌افزاری و سه درجه آزادی دینامیک وضعیت ماهواره می‌تواند در حوزه‌های مختلف نظیر صحت‌سنجی الگوریتم‌های کنترلی، تست زیرسامانه‌های مختلف ماهواره، شبیه‌سازی محیط عملکردی فضاپیماها، پیاده‌سازی مانورهای چرخشی مختلف در یک بستر آزمایشگاهی و آموزش دانشجویان و کاربران در زمینه پایداری و کنترل وضعیت سامانه‌های فضایی استفاده شود.

## مراجع

- [1] Y. Liu, J. Zhou, H. Chen, X. Mu, "Experimental research for flexible satellite dynamic simulation on three-axis air-bearing table", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 227, No. 2, pp. 369-380, 2013.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] J. Li, M.A. Post, R. Lee, "Nanosatellite attitude air bearing system using variable structure control", IEEE Canadian Conference on Electrical & Computer Engineering (CCECE), Canada, 2012.
- [7] X. Jian, B. Gang, Y. QinJun, L. Jun, "Design and development of a 5-DoF air-bearing spacecraft simulator", IEEE: International Asia Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics (CAR'09), 2009, pp. 126-130.

- Engineering Faculty, K. N. Toosi University of Technology, 2012. (In Persian)
- [22] A. Banazadeh, H. A. Gol, "Multi-objective trade-off analysis of an integrated cold gas propulsion system", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2012.
- International Conference on Aerospace Science and Aviation Technology, Egypt, 2009.
- [21] M. Ghobadi, "Design and development of a cold gas propulsion system for a satellite simulator", M. Sc. Thesis, Aerospace