مجله مهندسی مکانیک مدرس، اسفند 1393، دوره 14، شماره 12، ص‌ص 1-12

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

استفاده از بستر یاتاقان هوایی و عملگر رانشگر گاز سرد برای شبیه‌سازی دینامیک وضعیت ماهواره

مهران میرشمس[1*]، حجت طائی[2]، مهدی قبادی[3]، حسن حقی[3]، قاسم شریفی[4]

1- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
2- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
3- دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
4- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
* تهران، صندوق پستی 16765-3381، mirshams@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 24 بهمن 1392
پذیرش: 30 بهمن 1392
ارائه در سایت: 09 مهر 1393

کلید واژگان:
رانشگر گاز سرد
دینامیک وضعیت
یاتاقان هوایی
شبیه‌ساز ماهواره

چکیده

ارائه روندنمای طراحی و ساخت شبیه‌ساز دینامیک وضعیت ماهواره که به‌منظور صحت‌سنجی الگوریتم‌های کنترلی موجود، توسعه روش‌های کنترلی جدید، تست زیرسامانه‌های ماهواره و آموزش کاربران در حوزه پایداری و کنترل وضعیت سامانه‌های فضایی به‌کار گرفته می‌شود، هدف این پژوهش است. این شبیه‌ساز دمبلی‌شکل، بر پایه یک یاتاقان هوایی تمام‌کروی قرار گرفته و می‌تواند بستر کاملاً بدون اصطکاک و گشتاورآزاد را برای شبیه‌سازی محیط عملکردی فضاپیما ایجاد کند. مجموعه رانشگرهای گاز سرد، حسگر وضعیت، پردازشگر مرکزی، مکانیزم‌های بالانس، واحد تامین انرژی و یاتاقان هوایی زیرسامانه‌های اصلی این شبیه‌ساز هستند که در تعامل با یکدیگر، امکان انجام تست‌های عملیاتی بر روی آن را فراهم می‌نمایند. استخراج ساختار طراحی همه‌جانبه این سامانه و کلیه زیرسامانه‌های آن، که قیود ماموریتی، الزامات عملکردی و محدودیت-های شبیه‌سازی بر روی زمین را لحاظ کرده باشد، امری پیچیده و زمان‌بر بوده و نیازمند درنظرگرفتن ارتباطات گسترده زیرسامانه‌ها است. لذا در این مقاله، ضمن استخراج ماتریس ارتباط متقابل زیرسامانه‌ها، روندنمای طراحی و ساخت هریک از آن‌ها مورد اشاره قرار خواهد گرفت. در ادامه، نحوه مدل‌سازی ریاضی حرکت وضعی شبیه‌ساز با استفاده از عملگر رانشگرهای گاز سرد که در مود روشن-خاموش کار می‌کنند، مورد بررسی قرار خواهد گرفت و معادلات استخراج شده برای بالانس سامانه به‌کمک خروجی‌های حسگر، ارائه خواهد شد. در انتها نیز نتایج برخی از تست-های عملیاتی که با استفاده از این شبیه‌ساز انجام پذیرفته است، مورد تجزیه و تحلیل قرار خواهد گرفت.

Using air-bearing based platform and cold gas thruster actuator for satellite attitude dynamics simulation

Mehran Mirshams*, Hojat Taei, Mahdi Ghobadi, Hassan Haghi, Ghasem Sharifi

Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran.
* P.O.B. 16765-3381, Tehran, Iran, mirshams@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 13 February 2014
Accepted 19 February 2014
Available Online 01 October 2014

Keywords:
Cold Gas Thruster
Attitude Dynamics
Air-Bearing
Satellite Simulator

ABSTRACT

This article describes the details in design and development of a satellite attitude dynamics simulator that is used to validate control algorithms, improve novel control methods, verify the operation of available actuators or sensors and exhibit the fundamentals of attitude dynamics to students or experts. This dumbbell style simulator is based on a spherical air-bearing and is able to produce a frictionless and torque-free environment for simulating spacecraft operational environment. The facility includes a variety of subsystems such as: cold-gas propulsion subsystem, inertial measurement unit, power-supply unit, on-board processor and semi-automatic mass balancing mechanism. The overall design of this system was pretty complicated especially when considering the mission requirements, operating constraints and functional limitations imposed by the ground-based simulation, thus, a detailed design procedure has been deployed and also, this procedure has been performed accurately. An explanation about dynamic equations of motion of simulator with on-off thrusters, software-based simulation, applying reliable control algorithm and balancing methodology is the next part of this article. Finally, the results of the realistic maneuvers of this satellite simulator are presented and investigated in detail.

1- مقدمه

شبیه‌سازی حرکت وضعی ماهواره که معمولاً به‌منظور تست الگوریتم‌های کنترلی، صحت‌سنجی عملکرد زیرسیستم‌های تعیین و کنترل وضعیت ماهواره و یا آموزش دانشجویان و کاربران به‌کار می‌رود، همواره مورد توجه بسیاری از دانشمندان و محققان در زمینه هوافضا بوده است، زیرا از یک طرف اکثر نیروها و گشتاورهای اغتشاشی وارد بر ماهواره سبب تغییراتی در وضعیت

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
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,* Vol. 14, No. 12, pp. 1-12, 2014 (In Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]

آن می‌شوند و از سوی دیگر بسیاری از فرامین ارسالی از طرف کاربران به ماهواره نیز جهت ایجاد تغییر در وضعیت آن به‌منظور عکس‌برداری از منطقه‌ای خاص بر روی زمین و یا دریافت و ارسال داده‌ها از ایستگاه زمینی است.

حسگرها، عملگرها، پردازشگر مرکزی و سیستم‌های تأمین انرژی بر روی یک شبیه‌ساز سخت‌افزاری دینامیک و کنترل وضعیت ماهواره نصب می‌شوند و با اعمال الگوریتم کنترلی، صحت کارکرد آن‌ها در طی مانورهای مختلف مورد بررسی قرار می‌گیرد.

یکی از عملگرهای مهم کنترل وضعیت که امروزه به‌طور گسترده‌ای در ماهواره‌های سنجشی، مخابراتی و ناوبری به‌کار گرفته می‌شوند، مجموعه رانشگرهای گاز سرد هستند. نیروی نسبتاً بالا و سرعت پاسخ این رانشگرها در کنار دقت چرخ‌های عکس‌العملی و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی، یک مجموعه کامل را برای زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره به وجود می‌آورد. لذا با توجه به اهمیت حصول اطمینان از عملکرد صحیح رانشگرها در سیستم کنترل وضعیت ماهواره، لزوم به‌کارگیری آن‌ها در شبیه‌سازهای کنترل وضعیت ماهواره امری ضروری به نظر می‌رسد.

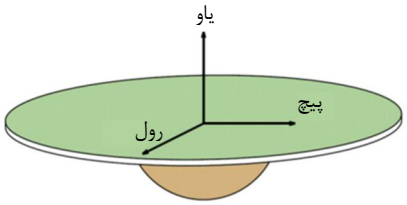
برای شبیه‌سازی سخت‌افزاری و نزدیک به واقعیت حرکت وضعی ماهواره، لازم است تا یک بستر بدون اصطکاک برای چرخش بدون قید فراهم شود. برای این منظور، تکنیک‌های کاربردی متنوعی نظیر: تعلیق در سیال، شناورسازی مغناطیسی و استفاده از یاتاقان‌های هوایی وجود دارد. در این میان، استفاده از یاتاقان‌های هوایی برای ایجاد 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 می‌شود.

همان‌طور که از نام یک یاتاقان هوایی مشخص است، دو قسمت آن بخش‌هایی از دو گوی متحدالمرکز هستند که با تلورانس بسیار کمی صیقلی و ماشین‌کاری شده‌اند. یکی از گوی‌ها بر روی لایه‌ای از هوا که به‌وسیله بخش دیگر (فنجان) محدود شده است، در سه درجه آزادی می‌چرخد. شبیه‌سازهای حرکت وضعی ماهواره که ترکیبی از یک یاتاقان هوایی به‌همراه تعدادی عملگر، حسگر، پردازشگر مرکزی و باتری (که هر یک بسته به نیاز کاربران انتخاب می‌شوند) هستند، به‌منظور بررسی سخت افزارهای تعیین و کنترل وضعیت و توسعه نرم افزارهای آن در ماهواره‌ها از حدود پنجاه سال پیش مورد توجه قرار گرفتند. [1] 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 دسته عمده سیستم‌های مبتنی بر یاتاقان هوایی عبارتند از:

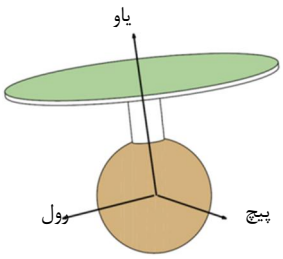
1- مدل‌های میزی و چتری، 2- مدل‌های دمبلی. [2]

مدل‌های میزی و چتری (که در شکل 1 و شکل 2 نمایش داده شده‌اند)، حول محور یاو خود دارای آزادی کامل (360 درجه) هستند، ولی چرخش پیچ و رول آن‌ها نوعاً بایستی به زوایای کمتر از 30± درجه محدود شود. این تجهیزات برای ماموریت‌های مختلف و در مراکز متعدد علمی دنیا طراحی و ساخته شده‌اند که مهم‌ترین آن‌ها عبارتند از: مرکز تحقیقات ناسا (1960) برای اعتبارسنجی قوانین کنترلی ماهواره‌های هواشناسی، شرکت گرومن (1970) برای مطالعه دینامیک فضاپیماها، دانشگاه استنفورد (1975) برای تدوین الگوریتم‌های کنترلی مدرن، شرکت لاکهید مارتین (1975) برای بررسی عملکرد ژایروهای کنترل ممان، دانشگاه یوتا (2001) برای آموزش دانشجویان در حوزه کنترل وضعیت، دانشگاه جورجیا (2001) برای تست حسگرها و عملگرهای ماهواره، دانشگاه ویرجینیا (2002) برای مطالعه دینامیک سیستم‌های پیچیده و دانشگاه نیروی هوایی آمریکا (2003) برای صحت‌سنجی منطق‌های کنترلی مبتنی بر چند عملگر و شبیه‌سازی پدیده‌های ملاقات مداری و الحاق. [3-7]

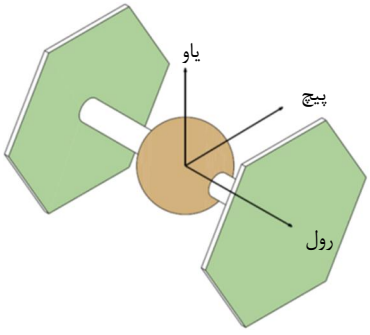
اما نوع دیگر بسترهای تست چرخشی (که در این پژوهش مد نظر هستند)، مدل دمبلی (شکل 3) نامیده می‌شوند. در این مدل، دو بازو در خلاف جهت یکدیگر برروی قسمت مرکزی یک کره کامل نصب شده و دو صفحه دربردارنده تجهیزات و زیرسیستم‌ها در انتهای این دو بازو قرار می‌گیرند. این ساختار به‌طور قابل ملاحظه‌ای، تداخل سازه‌ای را کاهش داده و درمقابل، آزادی حرکتی بار محموله را افزایش می‌دهد که همین امر سبب حرکت چرخشی نامقید در امتداد محورهای یاو و رول می‌شود. قابل توجه است که محور یاو در هر دو ساختار گفته شده به موازات محور جاذبه زمین در نظر گرفته می‌شود. برای سیستم‌های دمبلی، محور رول در امتداد بازوها است، در حالی‌که محورهای رول و پیچ در مدل‌های میزی و چتری قابل تمایز نیستند. از جمله مراکزی که دارای این نوع از تجهیزات هستند، می‌توان به دانشگاه میشیگان (1990) برای شبیه‌سازی نزدیک به واقعیت فضاپیماها، دانشگاه ویرجینیا (2003) برای صحت‌سنجی عملکرد رانشگرهای گاز سرد در مانورهای بزرگ و دانشگاه نیروی هوایی آمریکا (2012) برای توسعه روش‌های کنترل بهینه و صحت‌سنجی مدل‌های دینامیکی فضاپیماها اشاره کرد. [1،2،8]



شکل 1 مدل میزی (آزادی چرخشی کامل در یاو)



شکل 2 مدل چتری (آزادی چرخشی کامل در یاو)



شکل 3 مدل دمبلی (آزادی چرخشی کامل در یاو و رول)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]

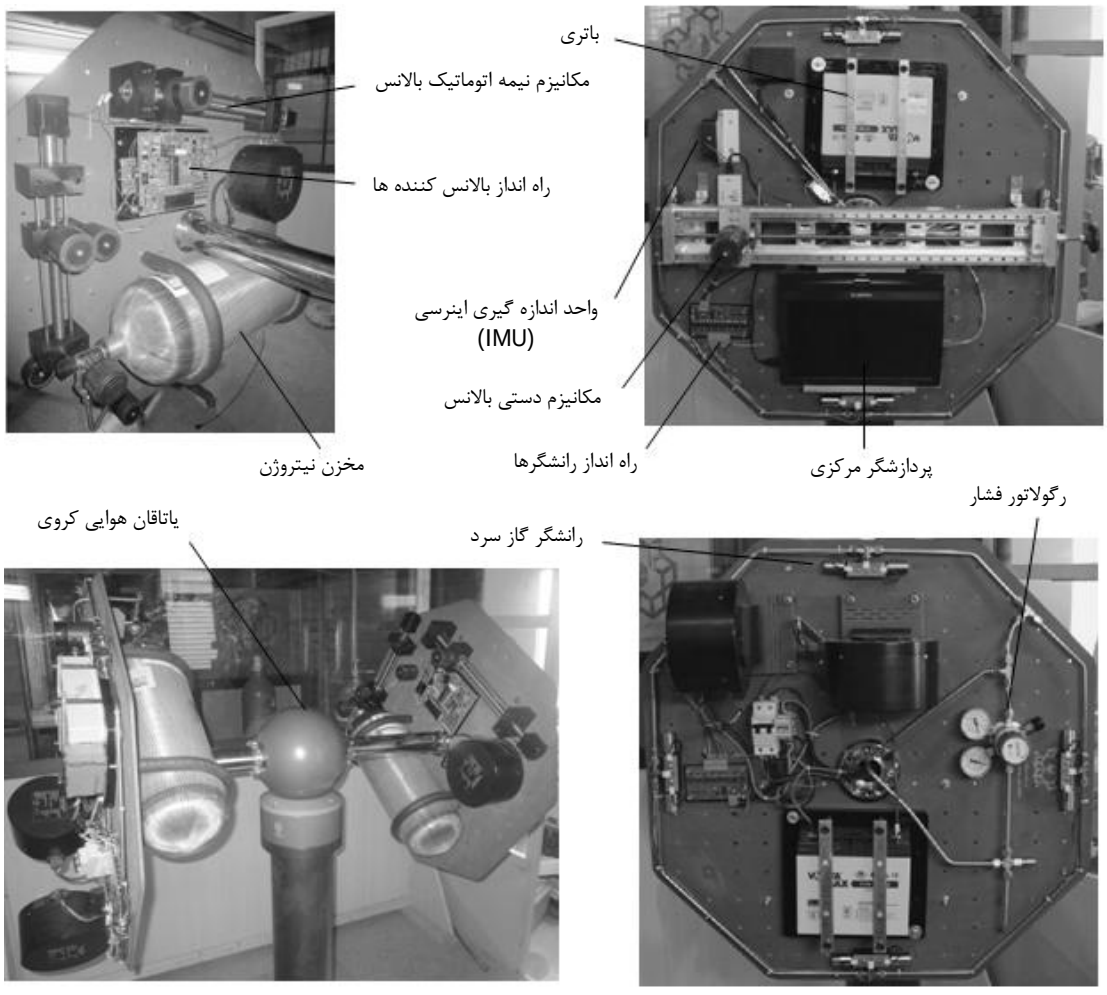
شبیه‌ساز سه درجه آزادی دینامیک و کنترل وضعیت 1001 (ساخته شده در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی)، از نوع دمبلی است و توانایی چرخش 360 درجه حول محور یاو (محورعمودی)، 360 درجه حول محور رول (محور افقی) و 25± درجه حول محور پیچ (کج شدن در صفحه عمودی) را دارد. (شکل 4) این شبیه‌ساز ترکیبی از یک یاتاقان هوایی کروی، کمپرسور تامین هوای فشرده، حسگر تعیین وضعیت، پردازشگر مرکزی، واسطهای سخت‌افزاری، واحد تامین انرژی، مکانیزم بالانس جرمی و مجموعه رانشگرهای گاز سرد (متشکل از شانزده تراستر یکپارچه، دو مخزن کامپوزیتی نیتروژن فشار بالا، یک رگولاتور (فشارشکن) بین‌خطی و حلقه آکومولاتوری است)، می‌باشد.

2- روندنمای طراحی

از آن‌جا که علم مهندسی از یک طرف در جستجوی طرحی است که از هر جهت مناسب باشد و از طرف دیگر، بتواند آن را در کمترین زمان به‌دست آورد [9]، لذا وجود فرایندی دقیق در مسیر طراحی این شبیه‌ساز که تمامی جوانب را در نظر گرفته و طراح را در دست‌یابی به محصول نهایی یاری رساند، امری انکارناپذیر به‌نظر می‌رسد. در شکل 5 روندنمای ساده طراحی و ساخت این شبیه‌ساز نشان داده شده است.

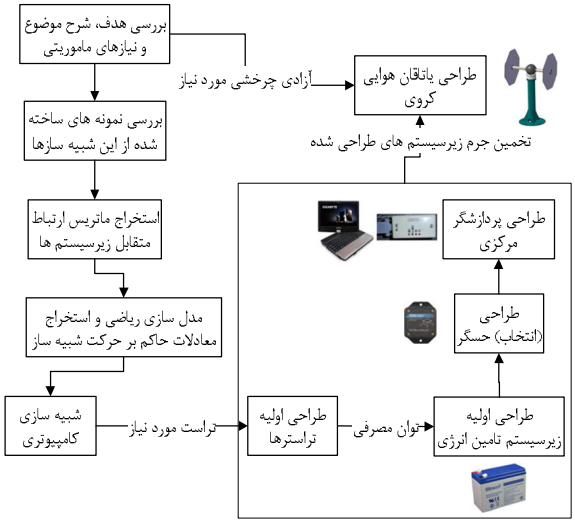
در آغاز تعریف این پروژه، هدف، طراحی یک شبیه‌ساز حرکت وضعی ماهواره بود، به‌گونه‌ای که آزادی چرخشی بدون قید و کاملاً آزاد در راستای محورهای رول و یاو خود داشته باشد و از حداقل 30± درجه آزادی نیز در راستای محور پیچ خود بهره‌مند باشد. سیستم بایستی توانایی فرمان‌گیری از کاربران را به‌وسیله کامپیوتر خارجی داشته باشد و با دقت مناسب به وضعیت مورد نظر در کمترین زمان ممکن و کمترین تلاش کنترلی رانشگرها برسد. شبیه‌ساز باید از نظر پروسه‌های طراحی و ساخت منطقی بوده و در کوتاه‌ترین زمان ممکن به مرحله بهره‌برداری برسد. سیستم حتی‌المقدور بایستی دارای کمترین مصرف انرژی بوده و بتوان با کمترین جرم اضافی آن را در راستای محورهای پیچ و رول بالانس کرد. برای دستیابی به این هدف، زیرسامانه‌های مختلف شبیه‌ساز با توجه به الزامات عملکردی مذکور، انتخاب شده و ماتریس ارتباط متقابل آن‌ها با یکدیگر (که در ادامه توضیح داده خواهد شد) استخراج شد. بیان معادلات دینامیکی حاکم بر حرکت شبیه‌ساز و ارائه یک الگوریتم کنترلی مناسب جهت اجرای فرامین صادره، مرحله بعدی فرایند ساخت این مجموعه بود. در نهایت با توجه به نیازها، الزامات و محدودیت‌های موجود، هر یک از زیرسیستم‌ها ساخته شد و بر روی سازه یاتاقان هوایی سوار شد. پس از انجام عملیات بالانس، تست‌های لازم برای ارزیابی عملکرد سیستم انجام پذیرفت و اصلاحات نهایی بر روی آن صورت گرفت.

در شکل 6 معماری سیستم شبیه‌ساز مورد بررسی قرار گرفته و نحوه ارتباط زیرسامانه‌های مختلف با یکدیگر نشان داده شده است. شانزده رانشگر گاز سرد (به‌همراه متعلقات آن که در ادامه مورد بررسی خواهند گرفت)، به‌عنوان عملگرهای کنترلی شبیه‌ساز هستند که در راستای محورهای مختلف



شکل 4 شبیه‌ساز دینامیک وضعیت 1001، آزمایشگاه تحقیقات فضایی، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]



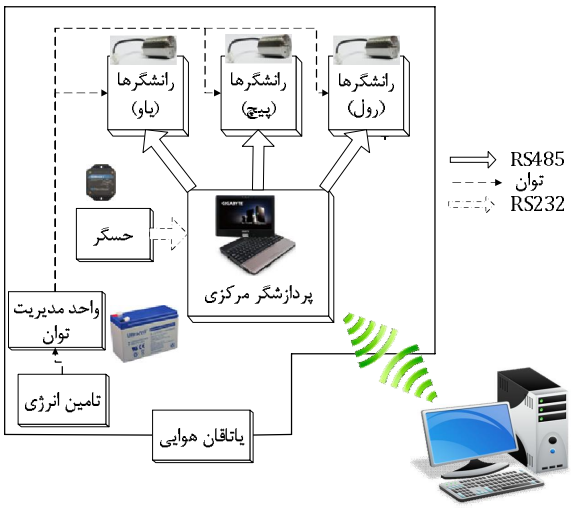
شکل 5 روندنمای طراحی شبیه‌ساز دینامیک وضعیت 1001

بدنی نصب شده‌اند. پردازشگر مرکزی نیز که الگوریتم کنترلی شبیه‌ساز بر روی آن نصب می‌شود، از طریق برقراری ارتباط با حسگر، وضعیت فعلی شبیه‌ساز را تشخیص داده و فرمان لازم را برای باز یا بسته شدن رانشگرها ارسال می‌کند. ارسال فرمان از سوی کاربر به‌وسیله یک کامپیوتر بیرونی امکان‌پذیر خواهد بود و دو باتری سربی-اسیدی نیز وظیفه تأمین توان الکتریکی موردنیاز عملگرها و حسگرها را بر عهده خواهند داشت.

3- معادلات حاکم بر حرکت وضعی شبیه‌ساز

برای شروع فرایند طراحی و ساخت رانشگرهای گاز سرد، لازم بود تا یک مدل نرم‌افزاری از حرکت وضعی شبیه‌ساز 1001 ایجاد شده و با اعمال الگوریتم‌های کنترلی مورد نیاز و اندازه‌گیری شاخص‌های اصلی (یعنی انجام مانورهای مبنا در زمان مشخص با مصرف انرژی پایین)، تراست مورد نیاز در آن‌ها به‌عنوان الزام اولیه استخراج شود.

برای این منظور، حرکت سه درجه آزادی شبیه‌ساز 1001 باید نسبت به دو دستگاه مختصات مرجع اینرسی و متصل به جسم تعریف شود. چارچوب اینرسی، مختصات زمین ثابت است. این دستگاه توسط سه محور X ، Y و Z معرفی می‌شود، که در آن، محور Z در راستای قائم محلی و به سمت الا



شکل 6 معماری سیستم شبیه‌ساز دینامیک وضعیت 1001

خواهد بود. از طرفی، 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 مختصات قائم راست‌گرد را بدهد.

ترتیب زوایای چرخش ψ-θ-φ (یاو – پیچ – رول) برای بیان وضعیت شبیه‌ساز انتخاب شده است (زیرا محدوده چرخش حول محور پیچ ± 30 درجه بوده و ایجاد تکینگی نمی‌کند). برای تبدیل داده‌ها بین دو دستگاه اینرسی و متصل به جسم، لازم است تا ماتریس انتقال به‌صورت رابطه (1) تعریف شود:

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

که در آن c و s به‌ترتیب معرف cos و sin می‌باشند. اکنون لازم است تا نحوه تغییرات زوایا برحسب زمان بیان شود. لذا سرعت‌های زاویه‌ای بدنی یعنی p، q و r برحسب نرخ تغییرات زوایای اویلر از طریق مجموعه معادلات (2) محاسبه می‌شوند:

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

مجموعه معادلات (1) و (2) نخستین بلوک مدل‌سازی حرکت وضعی یعنی بلوک سینماتیک را کامل می‌سازد. حال لازم است تا سرعت‌های زاویه‌ای بدنی در بلوک سینتیک محاسبه شوند. این مقادیر به‌کمک معادلات دیفرانسیلی که دینامیک شبیه‌ساز 1001 را به‌عنوان یک جسم صلب (از تغییرات جرم که به‌واسطه مصرف نیتروژن در طول یک مانور به‌وجود می‌آید، می‌توان صرف‌نظر کرد) مورد ارزیابی قرار می‌دهند، به‌دست می‌آیند [3]. طبق معادله (3) داریم:

$$\vec{M} = [I]\,\vec{\omega} + \vec{\omega} \times ([I]\vec{\omega}) \quad (3)$$

در مجموعه معادله (3)، $\vec{M}$ گشتاورهای خارجی وارد بر شبیه‌ساز در راستای محورهای بدنی، $[I]$ ماتریس ممان اینرسی شبیه‌ساز و $\vec{\omega}$ سرعت‌های زاویه‌ای بدنی بوده که عبارت است از: $\vec{\omega} = [p \quad q \quad r]^T$. از آن‌جایی که رانشگرهای گاز سرد، عملگرهای اصلی شبیه‌ساز 1001 هستند، لذا گشتاورهای خارجی را می‌توان بر حسب تراست تولیدی رانشگرها به‌صورت معادله (4) تعریف کرد:

$$M_i = T_i d_i \ , i = x, y, z \quad (4)$$

که در این رابطه، T تراست و d فاصله محور تراست با مرکز جرم شبیه‌ساز 1001 می‌باشد. با تلفیق معادلات (3) و (4)، می‌توان شتاب‌های زاویه‌ای بدنی را بر حسب تراست تولید شده در راستای محورهای بدنی مختلف توسط رانشگرها استخراج کرد. در این روابط I_{xx}، I_{yy} و I_{zz} مؤلفه‌های 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 [10] نشان می‌دهد که این فرض، خللی در مدل‌سازی ایجاد نخواهد کرد. طبق معادلات (5-7) داریم:

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]

$$\dot{p} = \frac{(I_{yy} - I_{zz})qr}{I_{xx}} - \frac{T_x d_x}{I_{xx}} \quad (5)$$

$$\dot{q} = \frac{(I_{zz} - I_{xx})pr}{I_{yy}} - \frac{T_y d_y}{I_{yy}} \quad (6)$$

$$\dot{r} = \frac{(I_{xx} - I_{yy})pq}{I_{zz}} - \frac{T_z d_z}{I_{zz}} \quad (7)$$

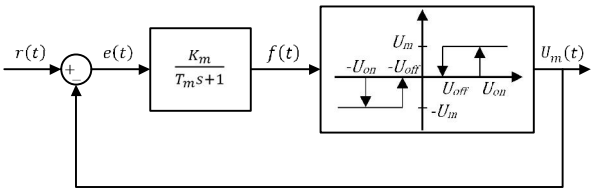
در استخراج معادلات (5) تا (7)، فرض شده است که مرکز دوران شبیه‌ساز[1] بر روی مرکز جرم[2] آن منطبق بوده و ماتریس ممان اینرسی نیز قطری است که مؤلفه‌های آن از طریق مدل‌سازی جرمی اجزا در نرم‌افزار کتیا[3] به‌صورت (8) استخراج شده است:

$$I = \begin{bmatrix} 5.02 & 0 & 0 \\ 0 & 18.93 & 0 \\ 0 & 0 & 18.93 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2 \quad (8)$$

نکته‌ای که در این‌جا باید بدان توجه شود، آن است که رانشگرهای گاز سرد به‌عنوان اصلی‌ترین جزء ایجاد گشتاورهای موردنیاز برای انجام مانورها، در مود روشن - خاموش کار می‌کنند و لذا نمی‌توانند یک رفتار خطی نسبت به ورودی‌های کنترلی داشته باشند. برای رفع این مشکل، رانشگرها معمولاً به‌وسیله مدوله‌سازی پهنای پالس (روش PWM[4]) در یک مود شبه‌خطی به‌کار گرفته می‌شوند. متعاقب این روش، تکنیک دیگری برای مدوله‌سازی وجود دارد که در آن، هم پهنای پالس و هم فرکانس پالس تنظیم می‌شود که به آن PWPF[5] (شکل 7) گفته می‌شود. بررسی منابع موجود نشان می‌دهد که روش PWPF در مقایسه با روش PWM، دارای مزایایی از قبیل انعطاف‌پذیری بیشتر (به‌دلیل داشتن پارامترهای تنظیم شونده بیشتر)، مصرف سوخت کمتر و دقت نشانه‌روی بهتر بوده و لذا در شبیه‌ساز 1001 نیز از همین تکنیک برای مدوله‌سازی استفاده شده که پارامترهای آن در جدول 1 ارائه شده است. [11]

برای کنترل شبیه‌ساز 1001، از یک کنترلر PD استفاده شده است. این کنترلر بر اساس مقدار و نرخ خطا بین مقدار مورد نظر و مقدار اندازه‌گیری شده عمل می‌کند و به‌وسیله دو پارامتر K_p و K_d قابل تنظیم است. این منطق کنترلی برای پایدارسازی و انجام مانورهای وضعیت شبیه‌ساز 1001 به‌صورت روابط (9) تا (11) قابل تعریف است:

$$M_{cx} = K_{px}(\varphi_{com} - \varphi) + K_{dx}\dot{\varphi} \quad (9)$$



شکل 7 ساختار کلی مدولاتور PWPF

جدول 1 پارامترهای مدولاتور PWPF

پارامتر	محدوده قابل قبول [11-13]	مقدار
K_m	0 - 10	4/50
T_m	0 - 1	0/15
U_{on}	0 - 1	0/45
U_{off}	0/8 U_{on} >	0/15

1- Center of Rotation (CR)
2- Center of Mass (CM)
3- Catia
4- Pulse Width Modulator
5- Pulse Width-Pulse Frequency

$$M_{cy} = K_{py}(\theta_{com} - \theta) + K_{dy}\dot{\theta} \quad (10)$$

$$M_{cz} = K_{pz}(\psi_{com} - \psi) + K_{dz}\dot{\psi} \quad (11)$$

در این روابط، زیرنویس com معرف فرمان ارسالی از سوی کاربر در هریک از راستاهای دوران بوده و $\dot{\varphi}$، $\dot{\theta}$ و $\dot{\psi}$ نرخ‌های تغییر زوایای اویلر هستند.

اما باید گفت که نرخ‌های تغییر زوایای اویلر به‌صورت مستقیم قابل اندازه‌گیری نیستند و به‌جای آن‌ها، معمولاً سرعت‌های زاویه‌ای بدنی اندازه-گیری می‌شوند. لذا برای تولید گشتاورهای کنترلی مناسب، وضعیت شبیه‌ساز برحسب ماتریس کسینوس جهتی $[A_S]$ نسبت به دستگاه مرجع بیان می‌شود. از طرف دیگر، فرض می‌شود شبیه‌ساز 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 مؤلفه‌های $a = [a_1 \quad a_2 \quad a_3]^T$ است، می‌تواند در چارچوب فعلی شبیه‌ساز و چارچوب نهایی (هدف) به‌صورت روابط (12) بیان شود [14]:

$$a_S = [A_S]a \\ a_T = [A_T]a \quad (12)$$

با ترکیب دو رابطه موجود در معادله (12) می‌توان رابطه (13) را نوشت:

$$a_S = [A_S][A_T]^{-1}a_T = [A_S][A_T]^T a_T = [A_E]a_T \quad (13)$$

در نتیجه با استفاده از نتایج موجود در [14] معادلات (9) تا (11) را می‌توان به‌صورت معادلات (14) تا (16) بازنویسی کرد:

$$M_{cx} = K_{px}(a_{32E} - a_{23E}) + K_{dx}p \quad (14)$$

$$M_{cy} = K_{py}(a_{13E} - a_{31E}) + K_{dy}q \quad (15)$$

$$M_{cz} = K_{pz}(a_{21E} - a_{12E}) + K_{dz}r \quad (16)$$

که در آن a_{ijE} مؤلفه‌های ماتریس 3×3 و مربعی $[A_E]$ هستند که از معادله (13) استخراج می‌شوند. این الگوریتم با مقادیر ذکر شده در جدول 2، به‌عنوان بلوک کنترل در شبیه‌سازی نرم‌افزاری حرکت و نیز بلوک اصلی کنترل شبیه‌ساز 1001 به‌کار رفته است. ضرایب کنترلر PD با استفاده از نتایج شبیه‌سازی نرم‌افزاری حرکت با هدف کاهش تلاش کنترلی (یعنی کاهش مصرف نیتروژن در رانشگرها به‌دلیل محدودیت در تعداد دفعات شارژ مجدد مخازن) و نیز کاهش زمان دسترسی سیستم به فرمان ارسالی از سوی کاربر، به‌دست آمده و در طول فرایند راه‌اندازی ، با استفاده از روش سعی و خطا در بازه مجاز تغییرات، اصلاح شده است.

ساختار کلی شبیه‌سازی نرم‌افزاری حرکت در شکل 8 ارائه شده است. در این ساختار، فرمان ارسالی از کاربر با وضعیت فعلی شبیه‌ساز مقایسه شده و متناسب با ضرایب کنترلی مذکور، دستورات لازم برای باز یا بسته شدن رانشگرها ارسال می‌شود. در بلوک رانشگرها، مدولاتورهای PWPF پیاده‌سازی شده‌اند تا رفتار واقعی رانشگرها را نسبت به ورودی‌های کنترلی شبیه‌سازی کنند. در ادامه، گشتاور واقعی تولید شده توسط رانشگرها بر مدل دینامیکی سیستم اعمال می‌شود تا وضعیت واقعی شبیه‌ساز در گام زمانی بعدی استخراج گردد.

جدول 2 ضرایب کنترلر PD

پارامتر	مقدار
K_{px}	12
K_{dx}	-41
K_{pz} و K_{py}	25
K_{dz} و K_{dy}	-134

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]

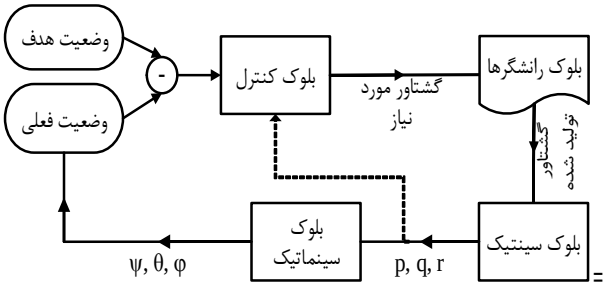
نتایج بررسی‌های مختلف یر روی این شبیه‌سازی و اندازه‌گیری شاخص‌های اصلی، در کنار تنظیم پارامترهای مدولاتورها و کنترل (که پیش از آن به مقادیر نهایی آن اشاره شد)، نشان داد که استفاده از شانزده رانشگر گاز سرد با تراست 1/5 – 1 نیوتن می‌تواند نیازهای ماموریتی شبیه‌ساز 1001 را برآورده سازد. استفاده از شانزده رانشگر به‌دلیل حفظ تقارن محوری و تعادل بود که بر روی هر یک از صفحات نگه‌دارنده شبیه‌ساز، هشت رانشگر مطابق شکل 9 نصب شد.

4- معرفی زیرسیستم‌های شبیه‌ساز حرکت وضعی ماهواره

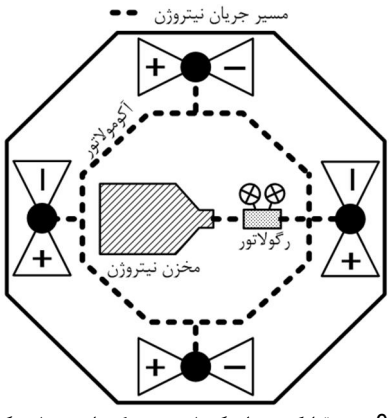
4-1- یاتاقان هوایی کروی، حسگر وضعیت و واحد تامین انرژی

بستر بدون اصطکاک شبیه‌ساز 1001 برای مدل‌کردن محیط بدون اصطکاک، بر پایه یک یاتاقان هوایی کروی با دو صفحه نگه‌دارنده تجهیزات است. در این‌گونه وسایل، هوای فشرده از سوراخ های ریز موجود در سطح فنجانی شکل یاتاقان عبور کرده و لایه نازکی از هوا می‌سازد که وزن قسمت متحرک (گوی) را تحمل کرده و هیچ گونه تنش برشی در دو قسمت یاتاقان هوایی ایجاد نمی‌کند. به‌دلیل پیچیدگی‌های زیادی که در طراحی و ساخت این‌گونه تجهیزات وجود دارد، انجام تحلیل‌های عددی جریان هوا و نیز بررسی تنش‌ها و تغییر شکل‌های احتمالی کره و ماتریس در حالت بارگذاری حداکثری الزامی است. علت این امر آن است که کوچکترین عدم تقارن در توزیع هوای فشرده زیر کره، عدم دسترسی به صافی سطح مورد نیاز، تنظیم نبودن قطر اوریفیس‌های هوا با فشار کمپرسور تغذیه و یا تغییر شکل‌های ناخواسته در کره و ماتریس سبب ایجاد اصطکاک یا ارتعاشات فرکانس بالا در سیستم می‌شود.

طرح اولیه یاتاقان هوایی کروی (شکل 10) با در نظر گرفتن ظرفیت بار محموله، درجات آزادی مورد نیاز و فضای لازم برای نصب تجهیزات استخراج شده است. این طرح شامل مشخصات سیلندر (پایه)، ماتریس، اوریفیس‌ها،



شکل 8 ساختار کلی شبیه‌سازی نرم‌افزاری



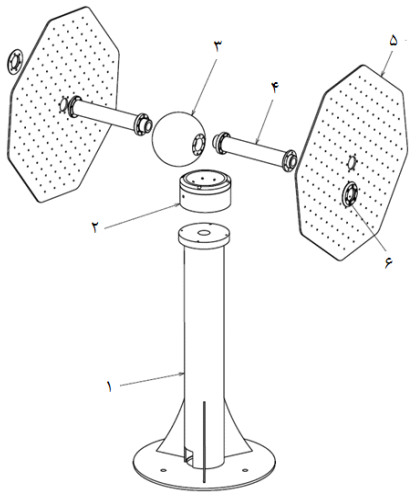
شکل 9 نحوه قرارگیری رانشگرها بر روی یکی از صفحات نگه‌دارنده

گوی، شافت‌ها، فلنج‌ها و صفحات نگه‌دارنده تجهیزات می‌باشد. پس از نهایی شدن این طرح، فرایند تحلیل عددی جریان هوا در بین کره و ماتریس در نرم‌افزار فلوئنت صورت پذیرفت تا رفتار یاتاقان، پس از بارگذاری مورد بررسی قرار گیرد و در صورت وجود اشکال، تصحیحات لازم بر روی آن اعمال شود.

مشخصات نهایی یاتاقان هوایی کروی در جدول 3 ارائه شده است.

هم‌چنین به‌دلیل جلوگیری از ایجاد پدیده چکش نئوماتیک و نیز ارتعاشات ناخواسته در یاتاقان، عملیات ساخت با دقت بسیار بالا (دقت کرویت برای گوی و ماتریس بهتر از 2 میکرون بوده و به‌صورت ترکیبی ساخته می‌شوند) انجام شده و پس از آن نیز عملیات سختی‌کاری سطوح صورت پذیرفته است. از طرف دیگر، به‌دلیل آن که خمش ناخواسته شافت‌ها می‌تواند سبب ایجاد تغییراتی در تکیه‌گاه آن‌ها که همان گوی است شود، رفتار آن‌ها توسط تحلیل‌های سازه‌ای پیش‌بینی شده و قطر و جنس شافت‌ها به‌گونه‌ای است که این خمش را تا حد قابل قبول کاهش دهد.

برای انجام تست‌ها و مانورهای عملیاتی با شبیه‌ساز 1001 لازم است تا زوایای اویلر (یا کواترنیون‌ها) و سرعت‌های زاویه‌ای در هر لحظه مشخص باشند. با توجه به ماتریس ارتباط زیرسیستم‌های مختلف شبیه‌ساز 1001 (جدول 4) و به‌دلیل ملاحظات موجود در جرم، ابعاد، سادگی، هزینه و دقت، برای این منظور از یک حسگر میکرو الکترو مکانیک محصول شرکت



1- سیلندر
2- ماتریس
3- گوی
4- شفت
5- صفحه فلزی
6- فلنج

شکل 10 یاتاقان هوایی کروی

جدول 3 مشخصات یاتاقان هوایی کروی

پارامتر	مقدار
جنس گوی و ماتریس	آلومینیوم
جنس شافت‌ها	فولاد
قطر گوی (mm)	240
قطر ماتریس (mm)	240
قطر شافت‌ها (mm)	62
تعداد اوریفیس‌ها	6
صافی سطوح گوی و ماتریس (μm)	2
فشار کاری (bar)(*)	2 - 9
ظرفیت بار محموله (kg)	کمتر از 400

(*)بسته به جرم نهایی سیستم، فشار کاری تغییر می‌یابد.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]

جدول 4 ماتریس ارتباط زیرسیستم‌های مختلف شبیه‌ساز حرکت وضعی 1001

	الزامات مورد نیاز				
محدودیت‌های اعمالی	فرکانس‌های ارتعاشی ضربه‌های ناگهانی ممان‌های اینرسی محدودیت جنس خاصیت مغناطیسی	فرکانس‌های ارتعاشی ضربه‌های ناگهانی ممان‌های اینرسی محدودیت جنس خاصیت مغناطیسی دقت نرخ نمونه برداری حساسیت پورت اتصالی تاخیر زمانی	ممان‌های اینرسی محدودیت جرمی محدودیت ابعادی ثابت اصطکاکی	فرکانس‌های ارتعاشی محدودیت زاویه پیچ	**یاتاقان هوایی**
	جریان ولتاژ نرخ مصرف انرژی نحوه اتصال		دقت نرخ نمونه برداری حساسیت	**حسگر وضعیت**	محدودیت جرمی محدودیت ابعادی محل اتصال
	جریان ولتاژ نرخ مصرف انرژی نحوه اتصال جریان استارت توان استارت	ماکزیموم رانش تولیدی نوع مدولاتور دقت قابل دسترسی تاخیر زمانی درایور پورت اتصالی	**رانشگرهای گاز سرد**	ماکزیموم رانش تولیدی محل نصب دقت قابل دسترسی	ممان‌های اینرسی محدودیت جرمی محدودیت ابعادی ماکزیموم رانش تولیدی محل اتصال
	جریان ولتاژ نرخ مصرف انرژی نحوه اتصال	**پردازشگر مرکزی**	دقت نرخ نمونه برداری حساسیت پورت اتصالی خطاها	دقت تاخیر زمانی حساسیت پورت اتصالی خطاها	ممان‌های اینرسی محدودیت جرمی محدودیت ابعادی
	تامین انرژی	محدودیت توان	محدودیت توان	محدودیت توان	محدودیت جرمی محدودیت ابعادی

میکرواسترین[1] استفاده شده است. نمونه اولیه ماتریس ارتباط زیرسیستم‌های مختلف شبیه‌ساز 1001، با توجه به منابع موجود برای ساخت این‌گونه از تجهیزات استخراج شده و در طول فرایند طراحی به‌روز شده است. به‌عنوان مثال، این ماتریس نشان می‌دهد که یاتاقان هوایی محدودیت‌های جرمی، ابعادی و محل اتصال را بر روی طراحی حسگر وضعیت اعمال می‌کند و در مقابل، حسگر وضعیت نیز محدودیت‌هایی از قبیل بازه فرکانس‌های ارتعاشی قابل قبول و حد تغییرات زاویه پیچ را بر روی طراحی یاتاقان هوایی وارد می‌سازد. واحد اندازه‌گیری اینرسی[2] 3DM-GX1 دارای ژایروها، شتاب‌سنج‌ها و مغناطیس‌سنج‌های سه‌محوره‌ای است که در تعامل با یک میکروپروسسور داخلی و استفاده از فیلترهای قابل برنامه‌ریزی، خروجی‌های موردنظر را به‌صورت زمان‌واقعی به‌دست می‌دهد. مشخصات کلی این حسگر در جدول 5 آمده است.

توان الکتریکی موردنیاز زیرسیستم‌های مختلف شبیه‌ساز 1001 توسط یک جفت باتری قابل شارژ سربی-اسیدی تأمین می‌شود که به‌صورت سری به یکدیگر متصل شده‌اند. هریک از این باتری‌ها 12 ولت بوده و دارای ظرفیت 18 آمپرساعت 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. به‌طور کلی وظایف این زیرسیستم عبارت است از:

1- تأمین و ارائه پیوسته انرژی الکتریکی به اجزای شبیه ساز در طول مانور

2- کنترل و پخش انرژی الکتریکی در شبیه ساز

3- تأمین متوسط و حداکثر توان مورد نیاز شبیه ساز

4- محافظت از زیرسیستم‌ها در برابر افت جریان در زمان کاهش ولتاژ باتری.

4-2- مکانیزم بالانس

یکی از مفروضات اصلی در استخراج معادله (5)، 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 شامل پیچ اسکرو، موتور استپ،

جدول 5 مشخصات حسگر تعیین وضعیت

پارامتر	مقدار
محدوده چرخش	360° همه محورها
دقت	±0/5° استاتیک ±2° دینامیک
تکرارپذیری	0/2°
ولتاژ کاری (VDC)	12 – 5/20
جریان تغذیه (mA)	65
ابعاد (mm)	64 × 90 × 25
جرم (g)	75

1- MicroStrain
2- Inertial Measurement Unit (IMU)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]

جرم لغزنده و راه‌انداز مرکزی هستند که شمای کلی آن‌ها در شکل 11 آمده است.

نخستین مرحله در بالانس شبیه‌ساز، پیدا کردن مرکز جرم است. با فرض عدم انطباق کامل مرکز جرم و مرکز دوران، بردار شتاب زاویه‌ای حرکت شبیه‌ساز را به‌صورت معادله (17) می‌توان نوشت: [15]

$$\dot{\omega} = \begin{bmatrix} \frac{W}{I_{xx}}\left(-R_y \cos\varphi \cos\theta + R_z \sin\varphi \cos\theta\right) \\ \frac{W}{I_{yy}}\left(R_x \cos\varphi \cos\theta + R_z \sin\theta\right) \\ \frac{W}{I_{zz}}\left(-R_x \sin\varphi \cos\theta - R_y \sin\theta\right) \end{bmatrix} \quad (17)$$

که در آن W وزن کلی و $\vec{R}$ برداری از مرکز جرم به مرکز دوران است. این معادله می‌تواند در بازه‌های زمانی کوتاه انتگرال‌گیری شود. طبق روابط (18) تا (20) داریم:

$$\omega_{xt2} - \omega_{xt1} = \frac{-W\Delta t}{2I_{xx}}\left[\left((\cos\varphi \cos\theta)_{t2} + (\cos\varphi \cos\theta)_{t1}\right)R_y - \left((\sin\varphi \cos\theta)_{t2} + (\sin\varphi \cos\theta)_{t1}\right)R_z\right] \quad (18)$$

$$\omega_{yt2} - \omega_{yt1} = \frac{W\Delta t}{2I_{yy}}\left[\left((\cos\varphi \cos\theta)_{t2} - (\cos\varphi \cos\theta)_{t1}\right)R_x + \left((\sin\theta)_{t2} - (\sin\theta)_{t1}\right)R_z\right] \quad (19)$$

$$\omega_{zt2} - \omega_{zt1} = \frac{-W\Delta t}{2I_{zz}}\left[\left((\sin\varphi \cos\theta)_{t2} - (\sin\varphi \cos\theta)_{t1}\right)R_x + \left((\sin\theta)_{t2} - (\sin\theta)_{t1}\right)R_y\right] \quad (20)$$

بازنویسی معادلات (18) تا (20) در فرم ماتریسی رابطه (21) را نتیجه می‌دهد:

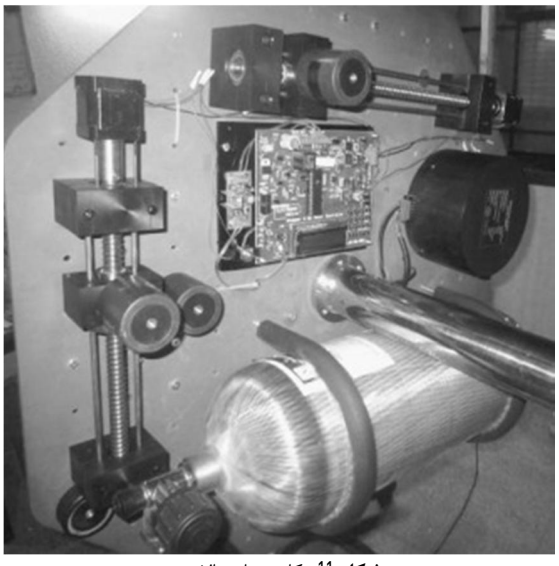
$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \delta_{12} & \delta_{13} \\ \delta_{23} & 0 & \delta_{23} \\ \delta_{31} & \delta_{32} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_x \\ R_y \\ R_z \end{bmatrix} \quad (21)$$

شش مقدار قابل تعریف برای δ می‌توانند از معادلات (18) تا (20) به‌دست آیند و در هر بازه زمانی، ثابت فرض گردند. فرم خلاصه شده معادله (21) عبارت خواهد بود از رابطه (22):

$$\Delta\omega|_{3\times1} = \delta|_{3\times3} R|_{3\times1} \quad (22)$$

معادله (22) به روش حداقل مربعات برای R قابل حل است. تخمین حداقل مربعات برای R به‌صورت معادله (23) است:

$$R = [\delta^T \delta]^{-1} \delta^T \Delta\omega \quad (23)$$



شکل 11 مکانیزم‌های بالانس

با استخراج مقدار R می‌توان مقدار حرکت جرم لغزنده هر یک از مکانیزم‌های بالانس (D) را به‌دست آورد و پیش از هر آزمایش یا مانور، مرکز جرم را تا جای ممکن به مرکز دوران نزدیک کرد (رابطه 24):

$$\begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix} = -\frac{W}{\mathrm{g}} \begin{bmatrix} R_x/m_1 \\ R_y/m_2 \\ R_z/m_3 \end{bmatrix} \quad (24)$$

اهمیت فرایند بالانس زمانی بیشتر می‌شود که یادآوری شود، 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 می‌شود.

4-3- پردازشگر مرکزی

پردازشگر مرکزی، در واقع هسته اصلی سیستم است و وظیفه کنترل وضعیت شبیه‌ساز و برقراری ارتباط بین همه اجزای سیستم را بر عهده دارد. در هنگام مانور، کنترل مرکزی 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 ارسال می‌کند.

پردازشگر اصلی که برای شبیه‌ساز 1001 انتخاب شده است، یک لپ‌تاپ با پروسسور پنج‌هسته‌ای، رم چهار گیگابایتی و سیستم عامل ویندوز 7 است. 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 زمان واقعی استفاده می‌کند. ساختار اصلی ارتباط زیرسیستم‌ها با پردازشگر مرکزی در شکل 6 آمده است. همان‌گونه که در این شکل نیز مشخص است، کاربر از طریق یک کامپیوتر بیرونی، فرمان مورد نظر را برای پردازشگر مرکزی ارسال می‌کند که این کار با استفاده از درگاه W-LAN میسر می‌شود.

نحوه ارتباط راه‌اندازهای مجموعه پیشرانش گاز سرد و حسگر وضعیت با پردازشگر مرکزی، به‌ترتیب درگاه‌های RS-485 و RS-232 است. هم‌چنین از آن‌جا که فرایند بالانس به‌صورت نیمه‌اتوماتیک و پیش از انجام هر آزمایش اجرایی می‌شود، محاسبات اصلی از طریق پردازشگر انجام شده و اعمال آن‌ها به موتورهای استپ و راه‌انداز آن‌ها، به‌صورت دستی انجام می‌شود.

در کنار استفاده از یک لپ‌تاپ، شبیه‌ساز 1001 مجهز به یک بورد دارای میکروپروسسور Atmega-32 قابل برنامه‌ریزی است که در مواقع لزوم و متناسب با نیاز کاربر می‌تواند عملیات کنترل و انجام مانورها را مدیریت کند. این بورد 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.

4-4- مجموعه رانشگرهای گاز سرد

عملگر فعال کنترل وضعیت شبیه‌ساز 1001، مجموعه رانشگرهای گاز سرد بر پایه نیتروژن است که مهم‌ترین اجزای آن مطابق شکل 12 عبارت است از: مخزن ذخیره نیتروژن، فیلتر، رگولاتور فشار، آکومولاتور (حوضچه آرامش)، شیر برقی (سولونویید) و شیپوره.

برای طراحی و ساخت این زیرسیستم الزامات مختلفی وجود داشت. نخست آن‌که رانشگرهای گاز سرد، تراست کافی و دقیق را برای انجام مانورهای مختلف شبیه‌ساز تامین نمایند. در عین حال، نوع گاز بایستی به

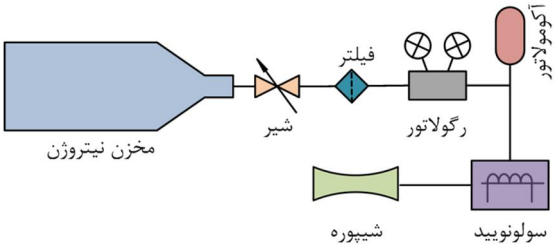
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]

نحوی انتخاب می‌شد که ایمنی لازم برای کار در یک محیط آزمایشگاهی را داشته باشد. در نهایت، به‌دلیل استفاده از این مجموعه بر روی شبیه‌ساز 1001، 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 پیشرانش انتخاب شد. هم‌چنین به‌دلیل محدودیت‌های جرم، ابعاد و فضای مفید بر روی شبیه‌ساز، تلاش گردید تا رانشگرها به‌نحوی طراحی و ساخته شوند که در آن‌ها، مجموعه شیر برقی و شیپوره به‌صورت یکپارچه باشند. این قید سبب شد تا رانشگرها با شمای فضایی ساخته شده و اختلاف اصلی آن‌ها با نمونه‌های مورد استفاده در ماهواره‌ها، شیپوره باشد، زیرا این رانشگرها در یک محیط غیرخلاء کار می‌کنند.

با دانستن نیازهای مأموریتی شبیه‌ساز 1001 مرحله تحلیلی طراحی رانشگرها آغاز شد. نکته مهم در این‌جا آن است که حداقل رانش (تراست) موردنیاز برای هر رانشگر، به‌کمک شبیه‌سازی نرم‌افزاری معادلات حرکت (بخش 3) و تعریف مانورهای مبنا استخراج شده است. در مرحله طراحی تحلیلی با فرض ثابت بودن شرایط ترمودینامیکی و به کمک معادلات ترمودینامیکی جریان، مشخصات اولیه طراحی مجموعه استخراج شد. 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. [16] نتایج این مرحله نشان داد که با رانشگری با نسبت انبساط 2/4 و قطر گلوگاه 1 میلی‌متر می‌توان به تراست 1/57 نیوتن دست یافت. در این حالت فشار تغذیه رانشگر باید 15 بار باشد.

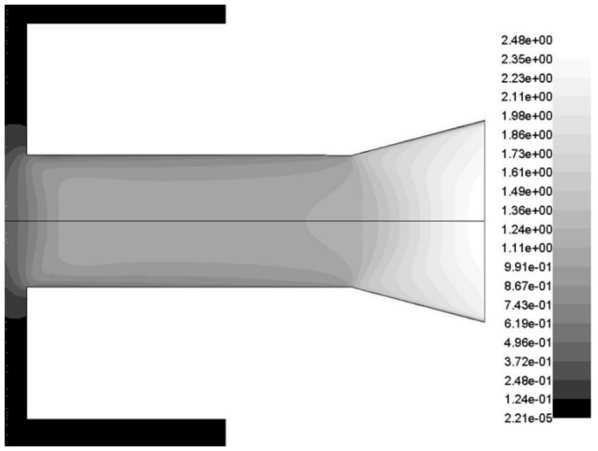
در مرحله بعد، مشخصات به‌دست آمده از مرحله تحلیلی، به‌وسیله شبیه‌سازی‌های عددی اعتبارسنجی شد. در این پژوهش برای شبیه‌سازی عددی جریان سیال، از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. برای این منظور، شبکه‌ای دوبعدی، متقارن و به‌صورت ترکیب شبکه باسازمان و بی‌سازمان مطابق با خروجی فاز طراحی تحلیلی ایجاد شد. این شبکه در نرم‌افزار فلوئنت وارد شده تا رفتار جریان، به‌وسیله آن تحلیل شود. 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، مومنتم و انرژی با روش خطی‌سازی ضمنی چگالی‌پایه و مدل آشفتگی استاندارد k-ε استفاده شده است. با این توضیح، در شکل 13 کانتور تغییرات عدد ماخ در شیپوره با نسبت انبساط 2/4 مشاهده می‌شود. 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، 1/18 نیوتن است. مهم‌ترین دلایل این اختلاف عبارت است از: (1) ساده‌سازی روابط به کار رفته در مرحله طراحی تحلیلی، که دقت محاسبات را نسبت به شبیه‌سازی کاهش می‌دهد و (2) برابر در نظر گرفتن فشار خروجی و محیط جهت رسیدن به شرایط طراحی ایده‌آل که نتیجه آن، صرف‌نظر کردن از پدیده‌های موج ضربه‌ای و انبساطی می‌شود.



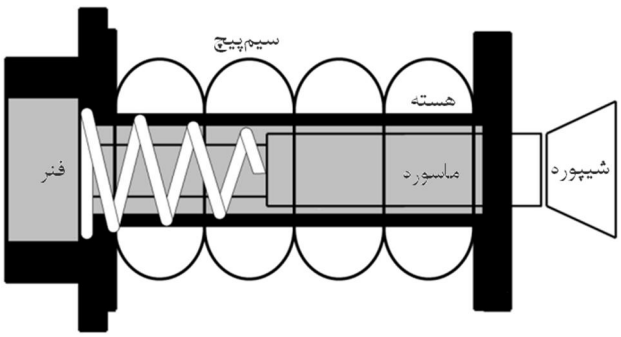
شکل 12 شمای کلی مجموعه رانشگر گاز سرد

همان‌طور که پیش از این نیز گفته شد، به‌دلیل محدودیت فضا و بهبود ثابت زمانی پاسخ عملکرد رانشگر، مجموعه سولونویید و شیپوره به‌صورت یکپارچه، کم‌حجم، کم‌وزن و با عملکرد بسیار خوب ساخته شده است که این موضوع، از ویژگی‌های منحصر به‌فرد این رانشگر است. به‌طور کلی، ساختار هر رانشگر که ترکیبی از بوبین (هسته، سیم‌پیچ و قرقره)، ماسوره، فنر، شیپوره و محفظه است، در شکل 14 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 شود.

برای اعتبارسنجی نتایج فازهای طراحی تحلیلی و شبیه‌سازی عددی جریان، یک نمونه تحقیقاتی با قطر گلوگاه یک میلی‌متر و نسبت انبساط 29 ساخته شد. علت انجام این کار، مقایسه دقیق نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی با میزان رانش دریافتی از یک رانشگر سخت‌افزاری در حالت واقعی بود. برای انجام تست‌ها، میز اندازه‌گیری تراست (شکل 15) طراحی و ساخته شد. با کاهش 0/5 میلی‌متری طول شیپوره در هر آزمایش و استفاده از این میز اندازه‌گیری تراست، رانش تولیدی اندازه‌گیری شده و با نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی جریان مقایسه شد. باید گفت، کاهش طول شیپوره در یک قطر ثابت گلوگاه، به منزله کاهش نسبت انبساط می‌باشد. در نمودار شکل 16، نتایج هفده مرحله تست رانشگر، با نسبت انبساط‌های مختلف و مقایسه آن‌ها با نتایج حاصل از آنالیز عددی جریان در رانشگر آمده است.

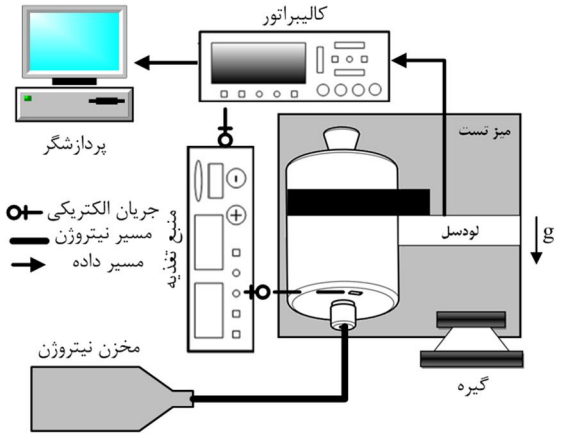


شکل 13 کانتور عدد ماخ در شیپوره با نسبت انبساط 2/40



شکل 14 ساختار کلی هر یک از رانشگرهای گاز سرد یکپارچه

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]



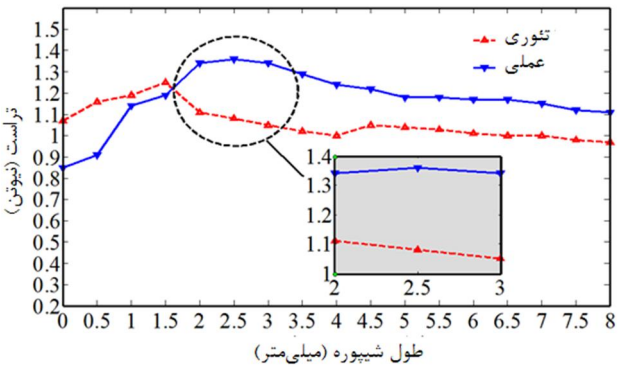
شکل 15 شمای کلی میز اندازه‌گیری تراست

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 2/40 میلی‌متر (نسبت انبساط 5/76) حاصل می‌شود، در حالی‌که نتایج تئوری و شبیه‌سازی، بیشینه رانش را در طول شیپوره 1/60 میلی‌متر (نسبت انبساط 2/40) پیش‌بینی می‌کنند. مهم‌ترین عواملی که سبب ایجاد این اختلاف شده‌اند، عبارتند از:

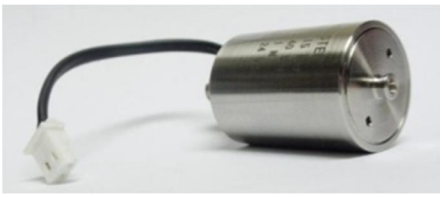
- عدم دسترسی به تجهیزات آزمایشگاهی برای اندازه‌گیری فشار، دبی و دما در گلوگاه شیپوره‌ای با قطر یک میلی‌متر سبب ایجاد خطاهایی در تعیین مقادیر شرایط اولیه و مرزی شده است.
- وابستگی پاسخ‌ها به نوع شبکه‌بندی و تعداد سلول‌ها.
- عدم تطابق پیش‌بینی‌های تئوری با واقعیت جریان در وقوع زمان و موقعیت ایجاد موج ضربه‌ای (شاک). [17]

با تست نمونه تحقیقاتی در شرایط آزمایشگاهی، مشخصات نهایی برای ساخت رانشگرها (شکل 17) استخراج شد. این مشخصات در جدول 6 آمده است.

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 1001 از دو مخزن کامپوزیتی با ظرفیت 300 بار و حجم 9 لیتر استفاده شده است. این دو مخزن با یکدیگر به‌صورت سری متصل شده‌اند تا تخلیه آن‌ها به‌صورت همزمان صورت پذیرد. از میان گزینه‌های موجود برای رگولاتور (تک‌مرحله‌ای، دو مرحله‌ای و



شکل 16 نتایج تست نمونه تحقیقاتی رانشگر گاز سرد



شکل 17 نمونه‌ای از رانشگرهای گاز سرد

بین‌خطی سری Exact) نیز، نمونه بین‌خطی سری Exact با ظرفیت ورودی 200 بار و خروجی 40 بار برای استفاده در شبیه‌ساز 1001 انتخاب شد

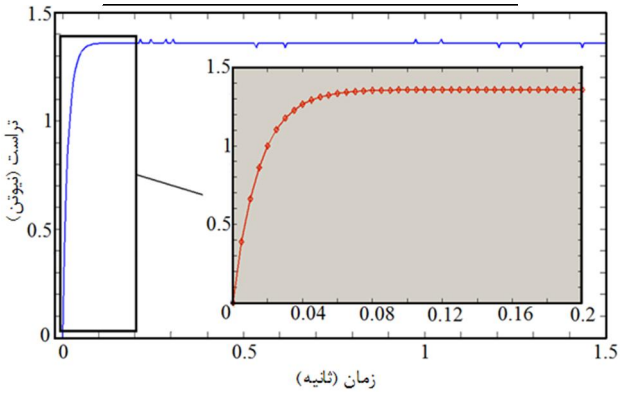
5- بررسی نتایج مانورها

نتایج یکی از تست‌های عملیاتی شبیه‌ساز دینامیک وضعیت ماهواره در شکل 19 تا شکل 23 آمده است. دراین تست، عملگرهای فعال کنترلی، شانزده رانشگر گاز سرد بر پایه نیتروژن هستند که با تولید سطح تراست 1/36 نیوتن در یک بازوی مشخص نسبت به مرکز دوران شبیه‌ساز، گشتاور لازم را برای انجام مانورهای آن تأمین می‌کنند. در شکل 18 نتایج تست تراست یکی از رانشگرهای گاز سرد آمده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، رانشگر توانسته تراست مورد انتظار را در فشار تغذیه 15 بار تأمین کند. نکته حائز اهمیت دیگر در مورد این نمودار آن است که پاسخ زمانی سولونویید کمتر از 20 میلی‌ثانیه بوده و همین امر، گویای عملکرد مناسب آن می‌باشد.

در این تست، وضعیت شبیه‌ساز در لحظه اول بر حسب زوایای اویلر یاو، پیچ و رول به‌صورت $[0\ 0\ 0]^T$ و وضعیت نهایی که از سوی کاربر تنظیم شده، $[18\ -15\ -32]^T$ بوده است. پیش از انجام تست نیز عملیات بالانس جرمی ابتدا به‌صورت دستی و با استفاده از وزنه‌های بالانس و پس از نزدیک شدن به

جدول 6 مشخصات نهایی رانشگرهای گاز سرد

پارامتر	مقدار
نوع گاز	نیتروژن
نسبت انبساط شیپوره	5/76
ماخ در خروجی شیپوره	3/32
ضربه ویژه (sec)	66/60
فشار کاری (bar)	15
قطر گلوگاه شیپوره (mm)	1
قطر خروجی شیپوره (mm)	2/40
نیم زاویه شیپوره (درجه)	15
رانش نهایی (N)	1/36



شکل 18 نتایج تست نهایی رانشگرها برای بررسی رانش و پاسخ زمانی سولونویید

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]

حالت مطلوب، به‌وسیله مکانیزم‌های نیمه‌اتوماتیک بالانس صورت پذیرفته است. این کار به‌دلیل 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.

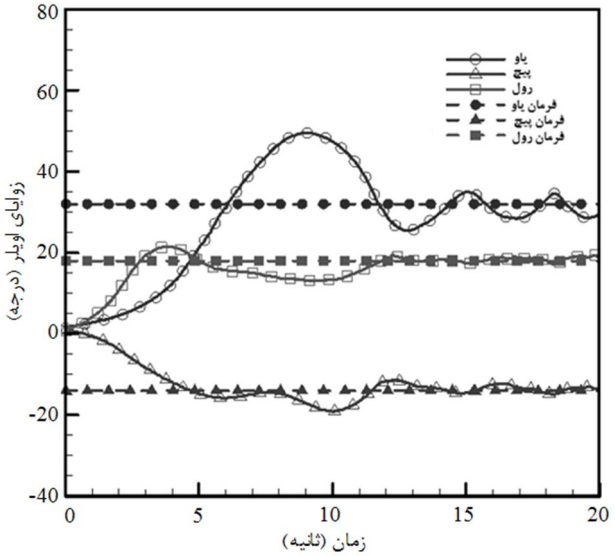
شکل 19 نحوه تغییر زوایای اویلر شبیه‌ساز و شکل 20 سرعت زاویه‌ای شبیه‌ساز در راستای محورهای بدنی را در حین انجام مانور نشان می‌دهد. این خروجی‌ها از طریق حسگر وضعیت به‌دست آمده‌اند که در این حالت، خروجی‌های فیلتر شده برای زوایای اویلر و خروجی‌های فیلتر نشده برای سرعت زاویه‌ای گزارش شده‌اند. در شکل 21 تا شکل 23 نیز نحوه عملکرد رانشگرهای گاز سرد نشان داده شده است (منظور از رانشگرهای محور یاو، رانشگرهایی هستند که در لحظه اول شروع مانور یعنی وضعیت $[0\ 0\ 0]^T$ در راستای محور یاو عمل می‌کنند و به‌همین ترتیب برای محورهای پیچ و رول). همان‌طور که در این شکل‌ها مشخص است، شبیه‌ساز توانسته در زمان تقریبی 15 ثانیه به نقطه مطلوب خود برسد. شرایط محیطی تست، اصطکاک یاتاقان هوایی، دقت حسگر تعیین وضعیت و عمل کردن رانشگرهای گاز سرد به‌صورت باز یا بسته، علت عمده ساکن نشدن کامل شبیه‌ساز در انتهای مانور خود است.

همان‌طور که در شکل 23 مشخص است، تنها رانشگرهای راستای مثبت عمل کرده‌اند که علت آن، عدم ایجاد شرایط تعادل خنثی در شبیه‌ساز است. لازم به‌ذکر است که اندازه‌گیری‌ها نشان می‌دهد در این حالت، جابجایی مرکز جرم از مرکز دوران کمتر از 0/1 میلی‌متر است، ولی از آن‌جا که وزن سیستم نسبتاً زیاد است (123/450 کیلوگرم در حالت مخازن پر) گشتاور اغتشاشی، قابل ملاحظه می‌شود. البته با توجه به عملکرد مناسب سیستم کنترل و رانشگرها، وضعیت نهایی به‌صورت پیوسته تصحیح شده و در نقطه مطلوب قرار گرفته است. بالا بودن فراجهش محور یاو نیز به‌دلیل افزایش ضریب کنترلی این محور به‌منظور کاهش اثرات نابالانسی در هنگام کوپل شدن محورها، رخ داده است. نکته حائز اهمیت دیگر، فعالیت رانشگرها در مود روشن-خاموش است که اگر پاسخ زمانی سولونویید آن‌ها مناسب نباشد، سبب اختلال شدید در صحت انجام مانورها می‌شود. بررسی نمودارهای ارائه شده نشان می‌دهد که با وجود استفاده از رانشگرها به‌عنوان تنها عملگرهای فعال شبیه‌ساز و وجود اغتشاشات ناشی از گرانش و کیفیت یاتاقان هوایی، دقت آن به‌واسطه استفاده از سولونویدهایی با پاسخ زمانی بهتر از 20 میلی‌ثانیه قابل قبول است.

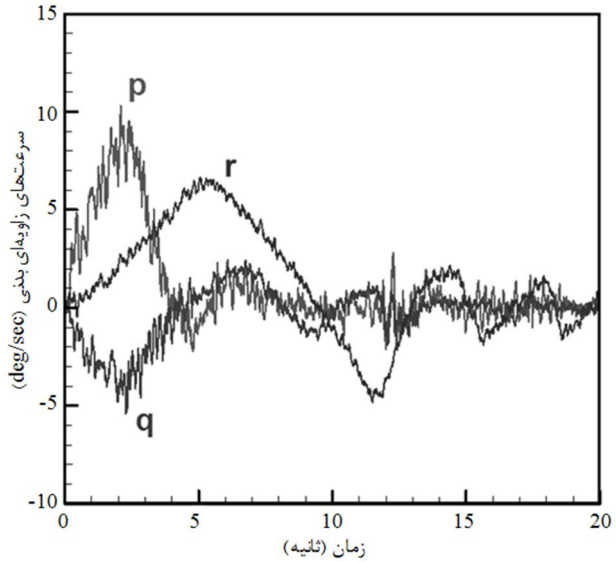
6- جمع‌بندی

در این مقاله، روندنمای طراحی، ساخت و راه‌اندازی شبیه‌ساز سخت‌افزاری و سه درجه آزادی دینامیک وضعیت ماهواره به‌همراه زیرسیستم‌های آن از قبیل: یاتاقان هوایی کروی، حسگر وضعیت، واحد تامین انرژی، پردازشگر مرکزی، مکانیزم نیمه‌اتوماتیک بالانس و مجموعه پیشرانش گاز سرد ارائه شد. این شبیه‌ساز به‌منظور صحت‌سنجی الگوریتم‌های کنترلی، تست زیرسامانه‌های مختلف ماهواره، شبیه‌سازی محیط عملکردی فضاپیماها و آموزش دانشجویان و کاربران در حوزه پایداری و کنترل وضعیت استفاده می‌شود.

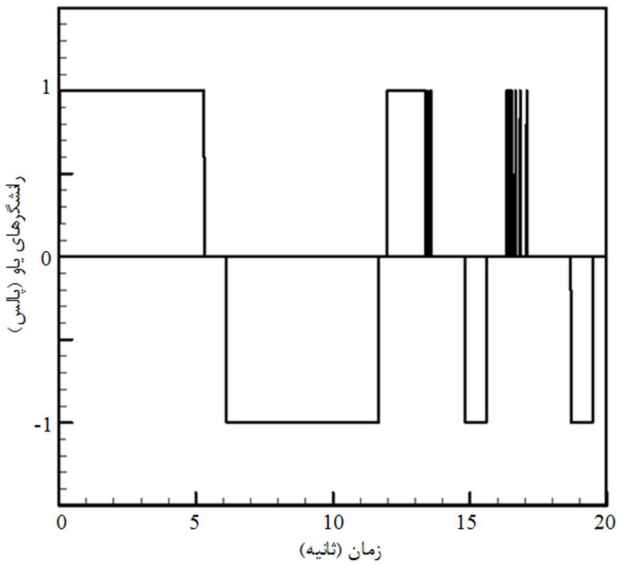
استخراج معادلات دینامیکی حاکم بر حرکت سیستم، بیان پارامترهای اصلی کنترلی، ارائه روش بالانس نیمه‌اتوماتیک با استفاده از خروجی‌های حسگر وضعیت و طراحی جزئی هر یک از زیرسیستم‌ها نیز در این مقاله مورد



شکل 19 نمودار زوایای اویلر در راستای محورهای یاو، پیچ و رول

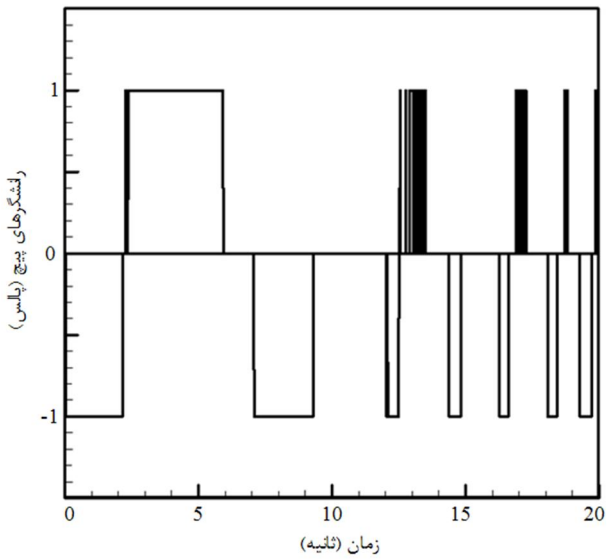


شکل 20 نمودار سرعت‌های زاویه‌ای شبیه‌ساز در راستای محورهای بدنی

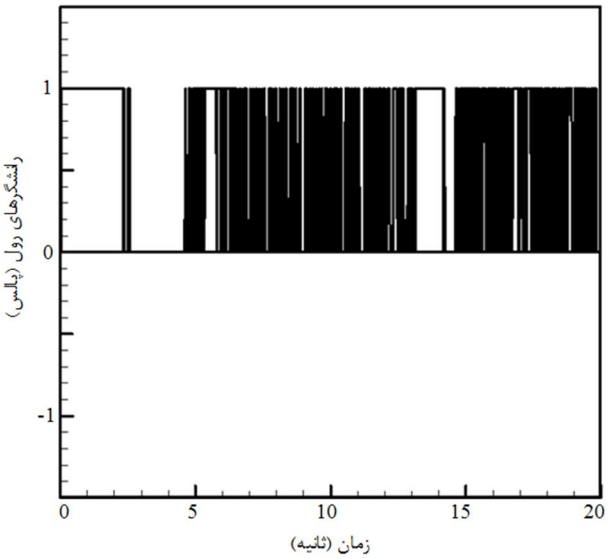


شکل 21 نمودار عملکرد رانشگرهای محور یاو

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]



شکل 22 نمودار عملکرد رانشگرهای محور پیچ



شکل 23 نمودار عملکرد رانشگرهای محور رول

اشاره قرار گرفت. هم‌چنین در انتها، نتایج برخی از تست‌های عملیاتی رانشگرهای گاز سرد و شبیه‌ساز دینامیک وضعیت ماهواره بررسی شد. این سیستم در حال حاضر در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی عملیاتی شده و تیم تحقیقاتی در حال مطالعه بر روی افزودن چرخ‌های عکس‌العملی به‌عنوان عملگر دیگر کنترل وضعیت شبیه‌ساز هستند.

7- فهرست علایم

D	مسافت طی شده توسط جرم لغزنده (m)
I	ماتریس ممان اینرسی ($kg.m^2$)
K_p، T_m، U_{on} و U_{off}	ضرایب قابل تنظیم مدولاتور PWPF
K_{pi} و K_{di}	ضرایب تناسبی و مشتقی کنترل PD
M_i	گشتاور (N.m)
m_i	جرم لغزنده در مکانیزم بالانس (kg)
p، q و r	سرعت‌های زاویه‌ای بدنی (rad/sec)
R	انحراف مرکز جرم از مرکز دوران (m)
T_i	تراست (N)
W	وزن شبیه‌ساز (N)
علایم یونانی	
δ	مقادیر به‌دست آمده از معادله (21)
ψ، θ و φ	زوایای اویلر (rad)
ω	ماتریس سرعت زاویه‌ای بدنی (rad/sec)

8- مراجع

[1] 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.

[2] C. McChesney, *Design of Attitude Control Actuators for a Simulated Spacecraft*, M. Sc. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technolgy, 2011.

[3] 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.

[4] J. L. Schwartz, C. D. Hall, The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, *Flight Control Symposium: Citeseer*, USA, 2003.

[5] X. Jian, B. Gang, Y. QinJun, L. Jun, Design and development of a 5-DOF air-bearing spacecraft simulator, *In Proceeding of the International Asia Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics (CAR'09)*, IEEE, Thailand, 2009.

[6] D. B. French, *Hybrid control strategies for rapid, large angle satellite slew maneuvers*, M. Sc. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technolgy, 2003.

[7] 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, 2010.

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

[9] M. Fakoor, M. Taghi-nejad, A. Kosari, Review of method for optimal layout of satellite components, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 9, pp. 126-137, 2013. (In Persian)

[10] 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.

[11] T. Krovel, *Optimal Tuning of PWPF Modulator for Attitude Control*, M. Sc. Thesis, Department of Engineering Cybernetics, Norwegian University of Science and Technology, 2005.

[12] G. Song, 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.

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

[14] M. J. Sidi, *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach*: Cambridge university press, 2000.

[15] 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.

[16] M. Ghobadi, *Design and Development of a Cold Gas Propulsion System for a Satellite Simulator*, M. Sc. Thesis, Aerospace Engineering Faculty, K. N. Toosi University of Technology, 2012. (In Persian)

[17] 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.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-04-03]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1393.14.12.14.5]