

طراحی، ساخت و آزمون نمونه‌ی مهندسی رانش‌گر گاز سرد جهت به‌کارگیری در شبیه‌ساز سه درجه آزادی دینامیک وضعیت ماهواره

مه‌وان میرشمس (دانشیار)

مهدی قبادی* (کارشناس ارشد)

حجت طائی (دانشجوی دکتری)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۳)
دربی ۲ - ۳، شماری ۲/۲، ص. ۱۱۹-۱۳۰، (پادداشت نمی)

هدف اصلی این پژوهش، طراحی، ساخت و آزمون رانش‌گر گاز سرد با توجه به نیازهای مأموریتی یک شبیه‌ساز سه درجه آزادی دینامیک - وضعیت ماهواره است. برای این منظور، در گام نخست به شناسایی ساختار و مأموریت شبیه‌سازهای دینامیک وضعیت پرداخته، سپس با تعریف الزامات مأموریتی شبیه‌ساز ۱۰۰۱ (ساخته شده در آزمایشگاه تحقیقات فضایی)، لزوم بهره‌مندی از مجموعه رانش‌گرهای گاز سرد را به عنوان عملگرهای زیرسیستم کنترل وضعیت در این شبیه‌ساز تبیین می‌کنیم. تشریح کامل فرایند طراحی سیستمی مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد در چهار فاز طراحی مفهومی، طراحی مقدماتی، طراحی جزئی و طراحی نهایی به همراه الزامات طراحی هریک از المان‌ها و پروسه ساخت و آزمون تجهیزات، در این مقاله ارائه شده است. این فرایند در فازهای مختلف با بهره‌گیری از معادلات اولیه‌ی طراحی، مقایسه‌ی آنها با شبیه‌سازی‌های عددی به کمک نرم‌افزار فلوئنت، ساخت نمونه‌ی تحقیقاتی و آزمون آن در شرایط واقعی انجام پذیرفته که جزئیات آن، در این مقاله مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

واژگان کلیدی: شبیه‌ساز سه درجه آزادی ماهواره، رانش‌گر گاز سرد، شبیه‌سازی عددی، شبیه‌واره.

۱. مقدمه

امروزه با افزایش پیچیدگی‌های مأموریتی یک سامانه‌ی فضایی، هزینه‌های طراحی و ساخت آن نیز به شدت افزایش یافته و همین امر سبب شده تا طراحان تلاش کنند، حتی‌المقدور پیش از پرتاب، از عملکرد صحیح هریک از زیرسیستم‌ها اطمینان پیدا کنند. اهمیت این موضوع زمانی بیشتر مشخص خواهد شد که بدانیم، در صورت عدم عملکرد صحیح سامانه، پس از قرارگیری در مدار، امکان دسترسی برای رفع نقص وجود ندارد. به همین منظور، کاربرد روش‌های شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، که به کار بر امکان بررسی عملکرد زیرسیستم‌های سامانه‌ی فضایی را در روی زمین می‌دهد، به سرعت گسترش یافته است. یک شبیه‌ساز محیط عملکردی سامانه‌های فضایی را -- که یک محیط بدون اصطکاک و با درجات آزادی کامل است -- هر قدر دقیق‌تر مدل کند، نتایج آزمون‌ها معتبرتر خواهد بود.

حس‌گرها، عملگرها، پردازش‌گر مرکزی و سیستم‌های تأمین انرژی روی یک شبیه‌ساز سخت‌افزاری دینامیک و کنترل وضعیت ماهواره نصب می‌شوند و با اعمال

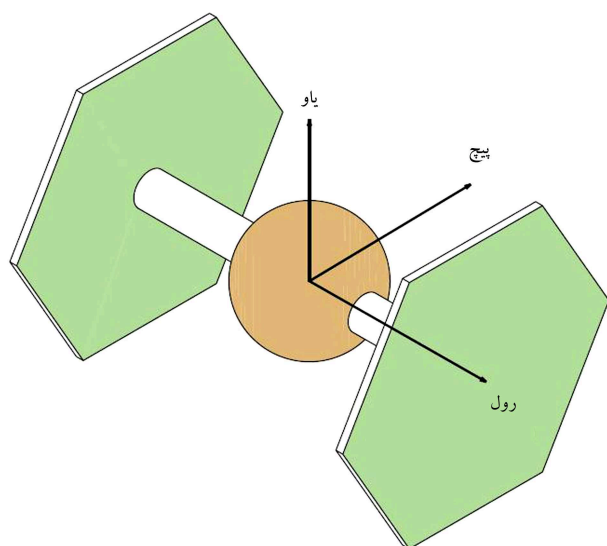
* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۱/۱۲/۵، اصلاحیه ۱۳۹۲/۹/۶، پذیرش ۱۳۹۲/۹/۱۱.

mirshams@kntu.ac.ir
shkh.ghobadi@gmail.com
hjtai@sina.kntu.ac.ir

الگوریتم کنترلی، صحت کارکرد آنها در طی مانورهای مختلف بررسی می‌شود. یکی از عملگرهای مهم کنترل وضعیت که امروزه در ماهواره‌های سنجشی، مخابراتی و ناوبری کاربرد گسترده‌ی دارد، مجموعه‌ی رانش‌گرهای گاز سرد است. نیروی نسبتاً بالا و سرعت پاسخ این رانش‌گرها در کنار دقت چرخ‌های عکس‌العملی و گشتاوردهنده‌های مغناطیسی، مجموعه‌ی کاملی برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره به وجود می‌آورد. لذا با توجه به اهمیت اطمینان‌یابی از عملکرد صحیح رانش‌گرها در سیستم کنترل وضعیت ماهواره، لزوم به‌کارگیری آنها در شبیه‌سازهای کنترل وضعیت ماهواره امری ضروری به نظر می‌رسد.^[۱]

برای شبیه‌سازی سخت‌افزاری و نزدیک به واقعیت حرکت وضعی ماهواره، لازم است یک بستر بدون اصطکاک برای چرخش بدون قید فراهم شود. برای این منظور، شیوه‌های کاربردی متنوعی نظیر تعلیق در سیال، شناورسازی مغناطیسی و استفاده از باتاقان‌های هوایی وجود دارد که در میان آنها استفاده از باتاقان‌های هوایی برای ایجاد یک محیط بدون اصطکاک مفیدتر است. این بدان سبب است که در روش تعلیق در سیال، اثرات اصطکاک همچنان قابل توجه‌اند و در روش شناورسازی مغناطیسی نیز، آزادی حرکتی مقید می‌شود.



شکل ۳. مدل دمبلی (آزادی چرخشی کامل در یاو و رول).



شکل ۴. شبیه‌ساز حرکت وضعی ۱۰۰۱، آزمایشگاه تحقیقات فضایی، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی.

توجه داشت که محور یاو در هر دو ساختار گفته شده به موازات محور جاذبه‌ی زمین در نظر گرفته می‌شود. برای سیستم‌های دمبلی، محور رول در امتداد بازوهاست، درحالی که محورهای رول و پیچ در مدل‌های میزی و چتری قابل تمایز نیستند.^[۴] شبیه‌ساز سه درجه آزادی دینامیک و کنترل وضعیت ۱۰۰۱ -- ساخته شده در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی -- از نوع دمبلی است و قابلیت چرخش ۳۶۰ درجه حول محور یاو (محور عمودی)، ۳۶۰ درجه حول محور رول (محور افقی) و ± ۲۵ درجه حول محور پیچ -- کج شدن در صفحه‌ی عمودی -- را دارد (شکل ۴).

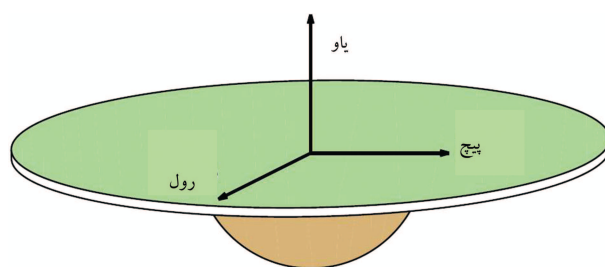
این شبیه‌ساز ترکیبی از یک یاتاقان هوایی کروی، حس‌گر تعیین وضعیت، پردازش‌گر مرکزی، سه چرخ عکس‌العملی، واحد تأمین انرژی و مجموعه رانش‌گرهای گاز سرد، متشکل از شانزده رانش‌گر، دو مخزن کامپوزیتی، یک تنظیم‌کننده یا رگولاتور، و حلقه‌ی آکومولاتوری است. در این نوشتار تلاش داریم روند طراحی، ساخت و آزمون مجموعه رانش‌گرهای گاز سرد این شبیه‌ساز را به تفصیل بیان کنیم.

پیش از هر چیز باید بگوییم، سیستم‌های پیش‌رانش فضایی غالباً به سه دسته‌ی

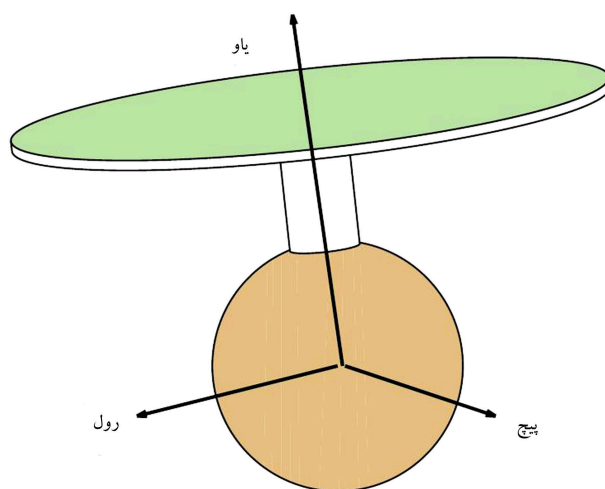
چنان که از نام «یاتاقان هوایی» مشخص است، دو قسمت تشکیل‌دهنده‌ی آن بخش‌هایی از دو گوی متحدالمرکزند که با تولرانس بسیار کمی صیقلی و ماشین‌کاری شده‌اند. یکی از گوی‌ها روی لایه‌ی از هوا که به وسیله‌ی بخش دیگر (فنجان) محدود شده، در سه درجه آزادی می‌چرخد. شبیه‌سازهای حرکت وضعی ماهواره که ترکیبی از یک ایربرینگ به همراه تعدادی عملگر، حس‌گر، پردازش‌گر مرکزی و باتری (که هر یک بسته به نیاز کاربران انتخاب می‌شوند) هستند، به منظور بررسی سخت‌افزارهای تعیین و کنترل وضعیت، و نیز توسعه‌ی نرم‌افزارهای آن در ماهواره‌ها از حدود ۵۰ سال پیش مورد توجه قرار گرفتند.^[۳]

شبیه‌سازی که در آن از یک ایربرینگ کروی ایده‌آل استفاده شده باشد، به بار محموله‌اش این اجازه را می‌دهد که حول هر سه محور، حرکت زاویه‌ی نامقید داشته باشد. عملاً آماده‌سازی چنین سطحی از آزادی چرخشی مشکل است و به ثابت بودن حجم بار محموله در حین عملیات نیاز دارد. دو دسته‌ی عمده‌ی سیستم‌های مبتنی بر یاتاقان هوایی عبارت‌اند از: ۱. مدل‌های میزی و چتری؛ ۲. مدل‌های دمبلی. مدل‌های میزی و چتری حول محور یاو خود دارای آزادی ۳۶۰ درجه هستند (شکل‌های ۱ و ۲)، ولی حرکت پیچ و رول آنها نوعاً باید به زوایای کم‌تر از ± ۹۰ درجه محدود شود.

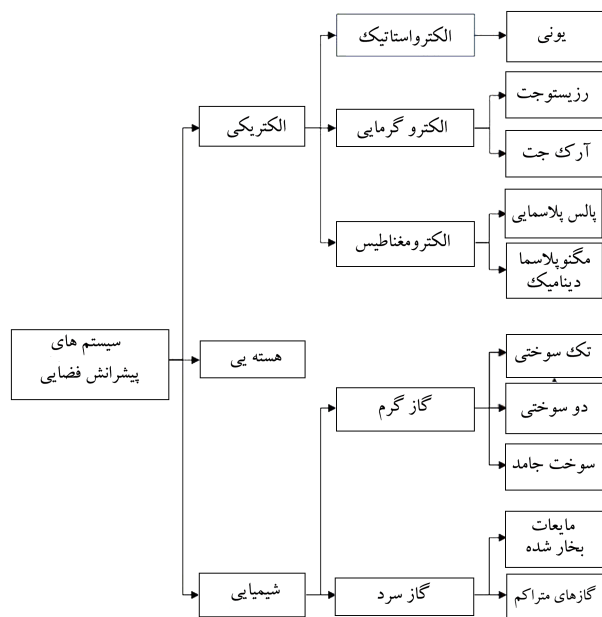
دسته‌ی دوم سیستم‌های مبتنی بر یاتاقان هوایی، که در این پژوهش مد نظر قرار دارد، مدل دمبلی است (شکل ۳). در این مدل، دو بازو در خلاف جهت یکدیگر روی قسمت مرکزی یک کره کامل نصب شده و دو صفحه‌ی دربردارنده‌ی تجهیزات و زیرسیستم‌ها در انتهای این دو بازو قرار می‌گیرد. این ساختار به طور قابل ملاحظه‌ی از تداخل سازه‌ی می‌کاهد و در مقابل، آزادی حرکتی بار محموله را افزایش می‌دهد؛ همین امر سبب حرکت چرخشی نامقید در امتداد محورهای یاو و رول می‌شود. باید



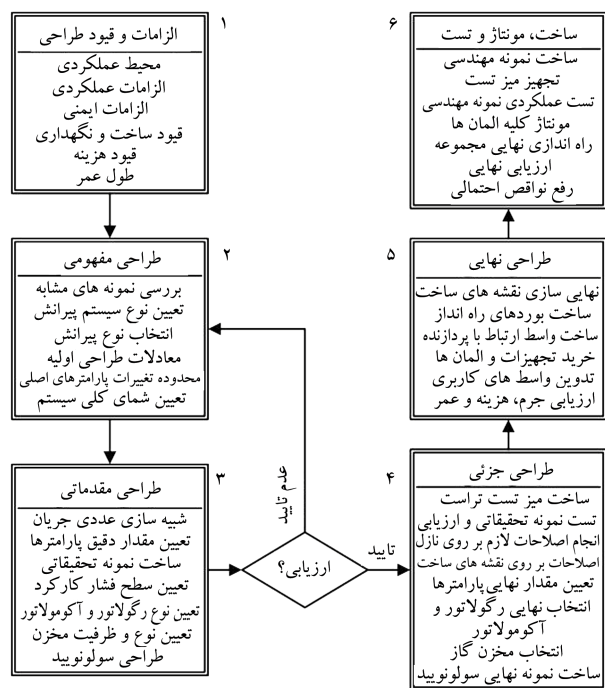
شکل ۱. مدل میزی (آزادی چرخشی کامل در یاو).



شکل ۲. مدل چتری (آزادی چرخشی کامل در یاو).



شکل ۵. سیستم‌های پیشران فضای.



شکل ۶. روندنمای طراحی سیستمی مجموعه رانش‌گرهای گاز سرد.

جدول ۱. مشخصات رانش‌گر گاز سرد صنعت سامانه‌های فضایی صالیان [۵]

مشخصه	مقدار
فشار کاری	۲۰ بار
سطح رانش تولیدی	۱ نیوتن
پاسخ زمانی شیر برقی	کمتر از ۵۰ میلی‌ثانیه
ولتاژ کاری	۱۲ ولت
جرم رانش‌گر	۳۰ گرم

اصلی الکتریکی، هسته‌یی و شیمیایی (شکل ۵) دسته‌بندی می‌شوند. اکثر رانش‌گرهایی که در شکل ۵ دیده می‌شوند، به دلایلی همچون سطح تکنولوژی بالا، کاربرد در رانش‌های بالا، و خطرات ناشی از کارکرد آن در محیط آزمایشگاه انتخاب مناسبی برای شبیه‌ساز ۱۰۰٪ نیستند. سیستم‌های رانش‌گر گاز سرد از نخستین و ساده‌ترین سیستم‌های مورد استفاده در ماهواره‌ها هستند که به علت هزینه‌ی پایین و همچنین کم‌بودن رانش و ضربه‌ی مخصوص نسبت به سایر انواع پیشران‌های ماهواره، برای ماهواره‌های کوچک و نیز ماهواره‌هایی که در ارتفاع پایین قرار می‌گیرند مناسب‌اند. از دیگر مزایای این رانش‌گرها، قابلیت کارکردن با مواد غیرسمی و فشار پایین مخزن است. در مقابل، مهم‌ترین نقص این رانش‌گرها نسبت به رانش‌گرهای دیگر -- به‌ویژه رانش‌گرهای الکتریکی -- پایین بودن ضربه‌ی مخصوص است.

درخصوص طراحی و تحلیل عملکرد رانش‌گرهای گاز سرد، پژوهش‌های مختلفی توسط آزمایشگاه‌های تحقیقاتی، مؤسسات صنعتی، انستیتوهای تکنولوژی و مراکز دانشگاهی انجام گرفته است. از مهم‌ترین مراکز صنعتی پیشرو در حوزه‌ی ساخت رانش‌گرهای گاز سرد می‌توان به انستیتوی صنعتی موگ^۱، شرکت ماروتا^۲، شرکت استیرر^۳، مؤسسه‌ی داسا^۴ و مجموعه‌ی برادفورد^۵ اشاره کرد. این رانش‌گرها علاوه بر کاربردهای فضایی، در شبیه‌سازهای سخت‌افزاری ماهواره -- نظیر شبیه‌سازهای میزی و دمبلی دانشگاه ویرجینیا، شبیه‌ساز میزی مدرسه‌ی عالی نظامی آمریکا، شبیه‌ساز میزی دانشگاه جورجیا، شبیه‌ساز دمبلی دانشگاه میشیگان و پلات‌فرم تحقیقاتی و پنج درجه آزادی دانشگاه جورجیا^۴ -- نیز کاربرد دارند.

در داخل کشور نیز، با توجه به رشد صنعت سامانه‌های فضایی و تلاش برای کاربردی کردن آن، فعالیت‌هایی در زمینه‌ی طراحی و ساخت رانش‌گرهای گاز سرد صورت پذیرفته، که اصلی‌ترین این فعالیت‌ها مربوط به صنعت سامانه‌های فضایی صالیان است. در این صنعت، ضمن طراحی و ساخت یک نمونه‌ی رانش‌گر گاز سرد برای استفاده در بلوک انتقال مداری ماهواره‌ی فجر، نمونه‌یی از رانش‌گر گاز سرد فضایی نیز به‌منظور کنترل وضعیت ماهواره طراحی، ساخت و آزمون شده است. [۵]

رانش‌گر مورد نظر که مشخصات کلی آن در جدول ۱ آمده، برای کاربری فضایی طراحی شده که با توجه به فشار ورودی رانش‌گر، رانش تولیدی آن بهینه به نظر نمی‌رسد. همچنین پاسخ زمانی سولونوئید به‌کار رفته، با مشخصات بهینه‌ی امروزی که در نمونه‌های خارجی مشاهده می‌شود، فاصله‌ی قابل توجهی دارد.

چنان‌که پیش‌تر بیان شد، در این نوشتار کوشیده‌ایم روند طراحی، ساخت و آزمون مجموعه رانش‌گرهای گاز سرد شبیه‌ساز ۱۰۰٪ را به‌تفصیل بیان کنیم. در این فرایند، که در قالب یک روندنمای طراحی سیستمی کلاسیک (شکل ۶) انجام می‌شود، پس از تعریف الزامات و قیود طراحی، فرایند طراحی مفهومی با بررسی نمونه‌های مشابه و با استفاده از معادلات اولیه‌ی طراحی آغاز می‌شود. نتایج به دست آمده از فاز طراحی مفهومی، در فاز طراحی مقدماتی و با شبیه‌سازی‌های عددی تصحیح و سرانجام نمونه‌ی تحقیقاتی ساخته می‌شود.

در فاز طراحی جزئی، با استفاده از یک میز اندازه‌گیری رانش، نمونه‌ی تحقیقاتی در شرایط واقعی عملکرد آزمایش می‌شود و اصلاحات لازم برای ساخت نمونه‌ی مهندسی انجام می‌پذیرد. همچنین در این فاز، مشخصات نهایی آلمان‌های دیگر زیرسیستم رانش‌گر گاز سرد شبیه‌ساز ۱۰۰٪ -- از قبیل مخزن، رگولاتور، آکومولاتور، سولونوئید و برد راه‌انداز برای ورود به مرحله‌ی ساخت -- استخراج می‌شود.

در فاز «طراحی نهایی» نقشه‌های ساخت تدوین می‌شود، بوردهای راه‌انداز ساخته می‌شوند و مراحل ارزیابی طول عمر و هزینه صورت می‌پذیرد. با اتمام فاز طراحی نهایی، فرایند ساخت نمونه‌ی مهندسی مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد آغاز می‌شود. پس از انجام این کار، تمامی آلمان‌ها مونتاژ شده و ارزیابی نهایی در قالب

انجام آزمون‌های عملیاتی در محیط عملکردی صورت می‌پذیرد. خروجی این فاز، تولید مجموعه‌ی رانش‌گرهای گاز سردی است که با الزامات و قیود طراحی مطابقت دارد و به‌عنوان عملکرد زیرسیستم کنترل وضعیت شبیه‌ساز ۱۰۰۱ قابل استفاده است. در ادامه، فازهای مختلف طراحی این رانش‌گرها در قالب یک فرایند طراحی سیستمی، به تفصیل بیان خواهد شد.

۲. طراحی سیستمی مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد

۲.۱. تعریف الزامات و قیود طراحی

طراحی سیستمی مجموعه رانش‌گرهای گاز سرد با تعریف الزامات، نیازمندی‌ها و قیود طراحی آغاز می‌شود. در این فاز، الزامات عملکردی، الزامات ایمنی، قیود ساخت، قیود نصب، قیود هزینه و میزان طول عمر مشخص می‌شود.

محیط عملکردی رانش‌گرها، یک محیط آزمایشگاهی در فشار تقریبی ۱ اتمسفر است که به‌دلیل حضور کاربران در این محیط، لازم است تمهیدات ایمنی آن با دقت زیادی تأمین شود. از سوی دیگر، امکان استفاده از پیشران‌های سمی محدود می‌شود.

تمامی المان‌های این مجموعه، باید از قابلیت ساخت در داخل کشور و با تکنولوژی موجود برخوردار باشند یا این‌که بتوان آنها را با کم‌ترین هزینه از خارج کشور تهیه کرد. از طرف دیگر، به‌دلیل محدودیت فضای مفید روی شبیه‌ساز ۱۰۰۱، لازم است تمامی المان‌ها، حتی‌المقدور سبک و کم حجم طراحی و ساخته شوند. همچنین، به‌علت استفاده از این مجموعه در یک محیط آزمایشگاهی، باید فرایند تعمیر و نگهداری المان‌های آن، ساده و سریع باشد.

طول عمر مفید هر رانش‌گر که لازمه‌ی اصلی طراحی سولونوید قلمداد می‌شود، باید دست‌کم ۱۰۰۰۰ سیکل باز و بسته شدن باشد و در هر بار شارژ مخزن، باید بتوان حداقل به‌مدت ۱۵ دقیقه از یک رانش‌گر، رانش کامل در فشار طراحی دریافت کرد.

از آنجا که کاربرد اصلی رانش‌گرها در کنترل وضعیت شبیه‌ساز ۱۰۰۱ است، به‌منظور استخراج الزامات عملکردی (جدول ۲) طراحی آنها، باید با انجام یک شبیه‌سازی نرم‌افزاری، تعداد و رانش مورد نیاز برای انجام مانورهای مبنا را به دست آورد. البته پرداختن به این موضوع هدف این مقاله نبوده و تنها به ارائه‌ی نتایج حاصل از آن برای استخراج الزامات طراحی رانش‌گر گاز سرد بسنده می‌کنیم. مدل‌سازی معادلات حرکت وضعی و شبیه‌سازی آنها، مشخص می‌کند برای انجام مانورهای مبنا با دقت و سرعت مطلوب، به ۱۶ رانش‌گر با رانش حداقل ۱/۳۰ نیوتن نیاز است.

جدول ۲. مشخصات و نیازمندی‌های مأموریتی شبیه‌ساز ۱۰۰۱ [۱]

مشخصه	مقدار
چرخش حول محور پیچ	±۲۵ درجه
چرخش حول محور رول	۳۶۰ درجه
چرخش حول محور یاو	۳۶۰ درجه
تعداد رانش‌گر در هر صفحه (مجموع)	۸ عدد (۱۶ عدد)
رانش حداقلی مورد نیاز برای هر رانش‌گر	۱/۳۰ نیوتن

۲.۲. طراحی مفهومی

پس از تعریف الزامات و قیود، فرایند طراحی مفهومی مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد آغاز می‌شود. در این مرحله، ابتدا تمامی سیستم‌های پیشران‌های فضایی (شکل ۵) استخراج شد و کاربری هر یک از آنها به‌لحاظ سطح تکنولوژی، رانش تولیدی و امکان نصب روی شبیه‌سازهای آزمایشگاهی مورد بررسی قرار گرفت که در مقدمه این گزارش، بدان پرداختیم.

برای تعیین نوع سیستم پیشران، باید به الزامات محیط عملکردی، سطح رانش، ایمنی و قیود ساخت توجه شود. از آنجا که محیط عملکردی این رانش‌گرها محیطی آزمایشگاهی است، عملاً امکان استفاده از سیستم‌های پیشران‌های سمی، نظیر سیستم‌های گاز گرم محدود می‌شود. از طرف دیگر، الزامات ایمنی و قید سطح تکنولوژی ساخت نیز سبب می‌شود تا سیستم‌هایی نظیر سیستم هسته‌یی و الکتریکی انتخاب نشود. از میان سیستم‌های گاز سرد نیز مایعات بخار شده، به‌دلیل نسبت رانش تولیدی پایین و سطح تکنولوژی بالا، مورد توجه قرار نمی‌گیرد.

برای انتخاب نوع پیشران نیز باید مشخصات گازهای مختلفی را که ارزیابی استفاده از آنها در مجموعه‌های رانش‌گر گاز سرد ممکن است، مورد ارزیابی قرار دهیم. اکسیژن، آرگون، هیدروژن، هلیوم و نیتروژن از جمله گازهایی هستند که می‌توان از آنها در یک مجموعه‌ی رانش‌گر استفاده کرد. از این میان، گازهای اکسیژن و آرگون به‌دلیل ضربه مخصوص پایین مورد توجه قرار نمی‌گیرند. خواص فیزیکی سه گاز دیگر در جدول ۳ ارائه شده است.

با لحاظ کردن الزامات طراحی، گاز مورد استفاده باید دارای ضربه مخصوص بالا و واکنش‌پذیری پایین باشد. قید ایمنی سبب می‌شود تا هیدروژن به‌عنوان گاز فعال سیستم انتخاب نشود و هلیوم نیز به‌دلیل جرم مولی پایین و حجم بالای مخزن مورد توجه قرار نگیرد. لذا با در نظر گرفتن الزامات و قیود طراحی، گاز نیتروژن بهترین گازی است که می‌توان از آن به‌عنوان پیشران مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد استفاده کرد. ضربه مخصوص نسبتاً بالا، در کنار واکنش‌پذیری پایین، جرم مولی بالا و دسترس‌پذیری مناسب از ویژگی‌های مطلوب این گاز است.

با انتخاب پیشران، می‌توان المان‌های مورد نیاز برای یک مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد را شناسایی و شمای کلی سیستم را استخراج کرد. عموماً برای دریافت رانش مناسب از یک مجموعه گاز سرد نیتروژن پایه، باید المان‌های مختلف -- نظیر مخزن ذخیره گاز، شیر و فیلتر، رگولاتور، آکومولاتور، سولونوید و شیبوره -- با دقت بالایی طراحی، ساخته و مونتاژ شوند. به‌همین منظور، شمای کلی یک مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد در شکل ۷ آورده شده است.

برای استخراج محدوده‌ی تغییرات پارامترهای اصلی سیستم لازم است تا نیازمندی‌های آن را مشخص و فرضیات لازم را برای حل معادلات اولیه‌ی طراحی

جدول ۳. خواص فیزیکی گازهای سرد [۶]

نوع گاز	هیدروژن	هلیوم	نیتروژن
جرم مولی	۲	۴	۲۸
گرمای ویژه	۱/۴۰	۱/۶۷	۱/۴۰
ثابت گاز (J/kg-k)	۴۱۲۷	۲۰۷۸	۲۹۶/۹
چگالی (kg/m ^۳)	۰/۰۸۱	۰/۱۶	۱/۱۳۰
سرعت صوت (m/sec)	۱۳۱۶/۵	۱۰۱۷	۳۵۳
سرعت ویژه (m/sec)	۱۶۲۵	۱۸۹	۴۳۶
ضربه ویژه ایده‌آل (sec)	۳۰۰	۱۸۰/۶	۸۰/۵

هم‌دمای باقی می‌ماند. چنان‌که می‌دانیم، سرعت صوت در گازها با استفاده از رابطه‌ی ۱ محاسبه می‌شود: [۶]

$$a_0 = \sqrt{\gamma R T_0} \quad (1)$$

که در آن γ نشان‌گر نسبت گرمای ویژه، R ثابت گاز و T_0 دمای گاز است که آن را برابر دمای محیط آزمایشگاه (30°C درجه کلوین) در نظر می‌گیریم. از طرفی سرعت مشخصه‌ی گاز نیز از رابطه‌ی ۲ به‌دست می‌آید: [۶]

$$c^* = \frac{a_0}{\gamma \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (2)$$

و نهایتاً، معادله‌ی نیروی پیشران عبارت است از: [۶]

$$F = A_t P_r \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_r} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \right]^{\frac{1}{\gamma}} + (P_e - P_a) A_e \quad (3)$$

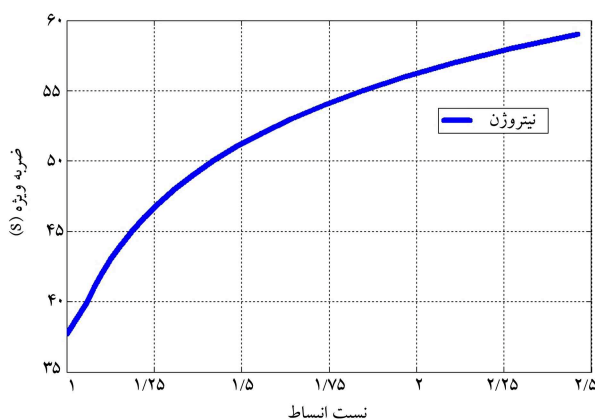
که در آن A_t معرف سطح مقطع گلوله‌ی شیبوره، P_r فشار رگولاتور، P_e فشار خروجی شیبوره، و P_a فشار محیط است؛ از آن‌جا که عملکرد موتور در شرایط آزمایشگاه است، $P_a = 1 \text{ bar}$ در نظر گرفته می‌شود. حال لازم است برای گاز نیتروژن، نمودار ایمپالس ویژه را به‌عنوان تابعی از نسبت انبساط (ε) رسم کنیم، تا بتوانیم نسبت انبساط مناسبی برای شیبوره به‌منظور دست‌یابی به بیشینه ایمپالس ویژه انتخاب کنیم.

به‌منظور رسم این منحنی، ابتدا نسبت انبساط را در محدوده‌ی دلخواه در نظر گرفته و به‌ازای هر مقدار، عدد ماک خروجی را از طریق معادله‌ی ۵ به‌دست می‌آوریم. سپس آن را در معادله‌ی ۶ جایگزین کرده و نسبت فشار مربوطه را محاسبه می‌کنیم. نهایتاً با استفاده از رابطه‌ی ۴ می‌توانیم ایمپالس ویژه را تعیین کنیم. چنان‌که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، نسبت انبساط به‌تدریج به مقدار $2/4$ نزدیک می‌شود. با توجه به منحنی، به‌ازای نسبت انبساط $2/4$ ، مقدار ایمپالس ویژه برابر $58/89$ ثانیه است. لذا در این مرحله نسبت انبساط $2/4$ را انتخاب می‌کنیم.

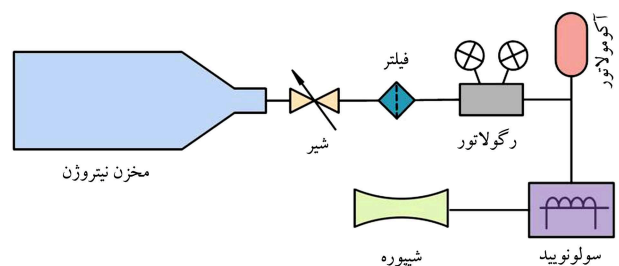
$$I_{sp} = \frac{c^*}{g_0} \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_r} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \right]^{\frac{1}{\gamma}} \quad (4)$$

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (5)$$

$$\frac{P_e}{P_r} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (6)$$



شکل ۹. ایمپالس ویژه برحسب نسبت انبساط شیبوره.



شکل ۷. شمای کلی مجموعه رانش‌گر گاز سرد.

اعمال کنیم. نکته‌ی حائز اهمیت در این فرضیات در نظر گرفتن رانش مورد نیاز، بیشتر از مقدار مورد نیاز طراحی است تا در روند طراحی و ساخت بتوانیم حداقل رانش تعیین شده را تأمین کنیم. نیازمندی‌های سیستم گاز سرد عبارت است از:

-- کم‌ترین نیروی پیشران در شرایط آزمایشگاهی معادل $1/6$ نیوتن؛

-- 60 ثانیه مدت زمان عملکرد پیوسته‌ی موتور؛

-- عملکرد غیردائمی سیستم برحسب نیاز؛

-- ذخیره‌ی گاز در دمای 30°C درجه کلوین.

از سوی دیگر، در گام اول طراحی فرض می‌کنیم:

-- هیچ‌گونه نشی در خطوط تغذیه، شیر یا رگولاتور رخ نمی‌دهد.

-- هیچ‌گونه افت فشار یا جریان جرمی در شیبوره اتفاق نمی‌افتد.

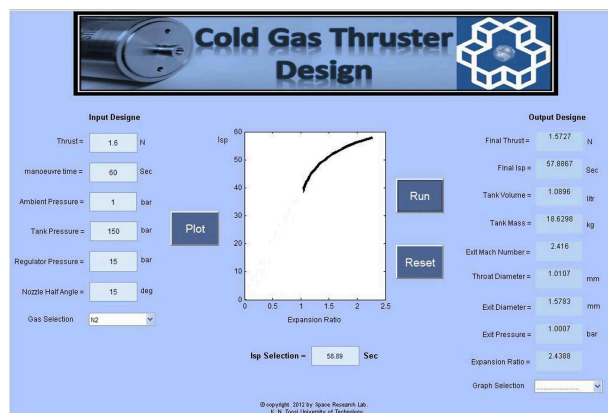
-- از تنظیم‌کننده‌ی فشار تا خروجی شیبوره، جریان همسان‌گرد است.

-- عملکرد غیر دائم، که به گاز داخل مخزن و خطوط تغذیه اجازه می‌دهد تا در دمای 30°C درجه کلوین به‌صورت هم‌دمای باقی بماند.

-- کم‌ترین قطر گلوله‌ی، به‌دلیل محدودیت در تکنولوژی ساخت، 1 میلی‌متر است.

برای طراحی مفهومی رانش‌گر گاز سرد، تمامی معادلات اولیه‌ی طراحی که در ادامه مفصلاً به آنها خواهیم پرداخت، در قالب یک نرم‌افزار طراحی (شکل ۸) مدل شده و به کاربر این اجازه را می‌دهد که با تغییر مشخصات مورد نظر خود، به طرح اولیه‌ی از رانش‌گر دست یابد.

در مرحله‌ی اول لازم است مشخصات هندسی شیبوره را برای دسترسی به رانش مورد نظر محاسبه کنیم. برای این کار، اگر فرض کنیم که تغییرات فشار مخزن به‌آرامی صورت پذیرد، در حالت عملکرد غیردائم گاز درون مخزن همچنان در حالت



شکل ۸. نمای کلی نرم‌افزار طراحی مفهومی رانش‌گر گاز سرد.

تا این مرحله از طراحی، از یک سری فرضیات استفاده شد. اکنون برای تخمین دقیق‌تر کارایی، بدون در نظر گرفتن این فرضیات، از معادلات ۲ و ۵ و همچنین با استفاده از جدول ۳، مقادیر سرعت مشخصه و عدد ماخ خروجی را تعیین می‌کنیم.

$$c^* = 436 \text{ m/sec}$$

$$M_e = 2.4$$

با استفاده از این مقادیر، می‌توانیم از طریق رابطه‌ی ۶ فشار خروجی شیپوره را به دست آوریم:

$$P_r = 1500000 \text{ Pa}$$

$$P_e = 100070 \text{ Pa}$$

به این ترتیب اطلاعات کافی برای محاسبه‌ی مقدار نیروی پیشران عبارت است از: [۶]

$$F = \lambda \left\{ A_t P_r \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_r} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right\} \right]^{\frac{1}{\gamma}} + (P_e - P_a) A_e \right\}$$

$$F = 1757 \text{ N}$$

دبی جریان جرمی نیز بر اساس رابطه‌ی ۷ برابر است با:

$$\dot{m} = 0.028 \text{ kg/sec}$$

و جرم کل پیشرانیه‌ی که طی مدت ۶۰ ثانیه مصرف می‌شود:

$$m_p = 0.1662 \text{ kg}$$

باید توجه داشت که این مقدار، جرم پیشرانیه‌ی را که بعد از کم‌تر شدن فشار مخزن از فشار رگولاتور باقی می‌ماند شامل نمی‌شود. برای محاسبه‌ی کل پیشرانیه‌ی مورد نیاز لازم است دو معادله‌ی جبری ۱۰ و ۱۱ را حل کنیم.

$$P_r V_t = m_r RT \quad (10)$$

$$P_t V_t = (m_r + m_p) RT \quad (11)$$

که در آن V_t معرف حجم مخزن، m_r جرم باقی مانده در مخزن، و P_t فشار مخزن است. اگر فرض کنیم که فشار اولیه‌ی مخزن ۱۵۰ بار باشد، جواب‌های ناشی از حل معادلات عبارت‌اند از:

$$V_t = 0.011 \text{ m}^3$$

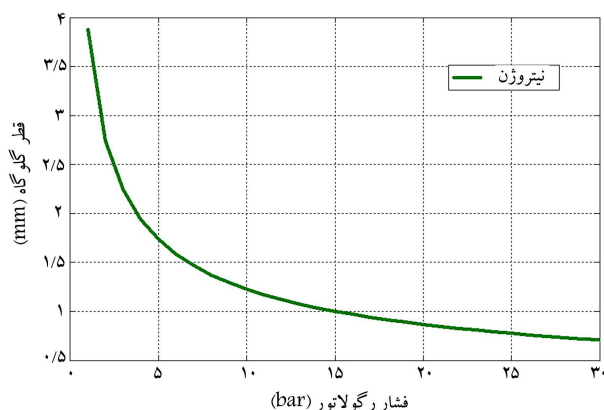
$$m_r = 0.185 \text{ kg}$$

$$m_t = m_r + m_p = 0.1846 \text{ kg}$$

ایمپالس ویژه نیز برابر خواهد بود با:

$$I_{sp} = \frac{F}{g_0 \dot{m}} = 58.89 \text{ sec}$$

چنان که مشاهده می‌شود، مقدار ضربه مخصوص به‌دست آمده از مقدار موجود در جدول ۳ کم‌تر است، زیرا در این حالت از فرض انبساط ایده‌آل استفاده نشده است. از سوی دیگر در نمودار شکل ۱۱ مشاهده می‌شود که شیب نمودار پس از



شکل ۱۰. قطر گلوله‌ی شیپوره برحسب فشار رگولاتور.

در روابط ۴ تا ۶، g_0 معرف شتاب جاذبه، A_e سطح مقطع خروجی شیپوره، و M_e عدد ماخ در خروجی شیپوره است. با توجه به نمودار شکل ۹ و انتخاب نسبت انبساط ۲/۴ برای شیپوره، خواهیم داشت:

$$M_e = 2.4$$

$$P_e/P_c = 0.6842$$

$$I_{sp} = 58.89 \text{ sec}$$

$$\dot{m} = 0.028 \text{ kg/sec}$$

برای تعیین ابعاد رانش‌گر باید با استفاده از معادلات ۷ تا ۹ نمودار قطر گلوله‌ی رانشگر به‌عنوان تابعی از فشار رگولاتور (شکل ۱۰) رسم کنیم. رگولاتور کمک می‌کند تا گاز در داخل شیپوره در یک فشار استاتیکی مشخص جریان داشته باشد؛ این فشار همان فشار رگولاتور است. [۶]

$$A_t = \frac{\dot{m} c^*}{p_r} \quad (7)$$

$$A_e = \varepsilon A_t \rightarrow A_e = 24 A_t \quad (8)$$

$$D_t = 2 \sqrt{\frac{A_t}{\pi}} \quad (9)$$

$\dot{m}$ معرف دبی خروجی شیپوره، و D_t قطر گلوله‌ی شیپوره است.

با انتخاب فشار رگولاتور و با توجه به نمودار شکل ۱۰، می‌توانیم ابعاد گلوله‌ی خروجی شیپوره را تعیین کنیم. با انتخاب مقدار ۱۵ اتمسفر به‌عنوان فشار رگولاتور، ابعاد رانش‌گر به‌گونه‌ی مشخص می‌شود که فشار گاز ذخیره‌شده در مخزن مقدار قابل قبولی باشد. البته ذکر این نکته نیز حائز اهمیت است که با توجه به محدودیت‌های ساخت، پارامترهای طراحی به‌گونه‌ی انتخاب شده‌اند که قطر گلوله‌ی کم‌تر از ۱ میلی‌متر نشود. با این توضیح خواهیم داشت:

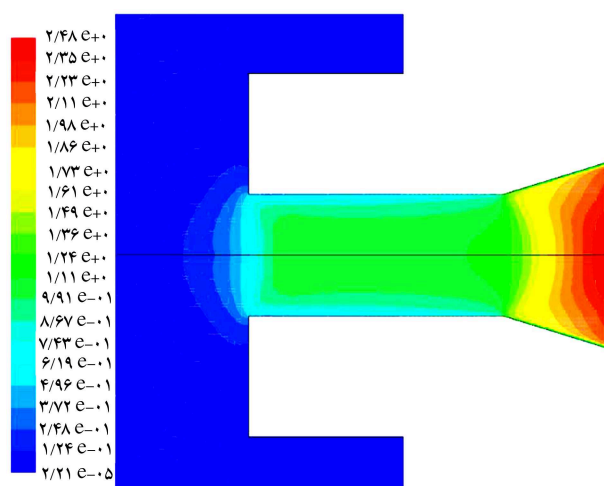
$$P_r = 1500000 \text{ Pa}$$

$$D_t = 1 \text{ mm}$$

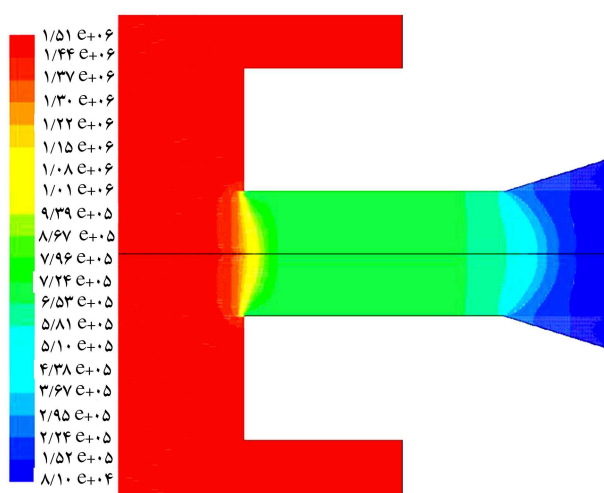
$$D_e = 1.56 \text{ mm}$$

با فرض فشار ۱۵۰ بار به‌عنوان فشار اولیه‌ی مخزن پیشران، و نیز با انتخاب نیم‌زاویه‌ی شیپوره برابر ۱۵ درجه (این زاویه معمولاً بین ۱۵ تا ۱۸ درجه انتخاب می‌شود) خواهیم داشت: [۶]

$$\lambda = \frac{1 + \cos \theta}{2} = 0.98$$



شکل ۱۲. کانتور تغییرات عدد ماخ در شیپوره با نسبت مساحت ۲/۴.



شکل ۱۳. کانتور تغییرات فشار استاتیک در شیپوره با نسبت مساحت ۲/۴.

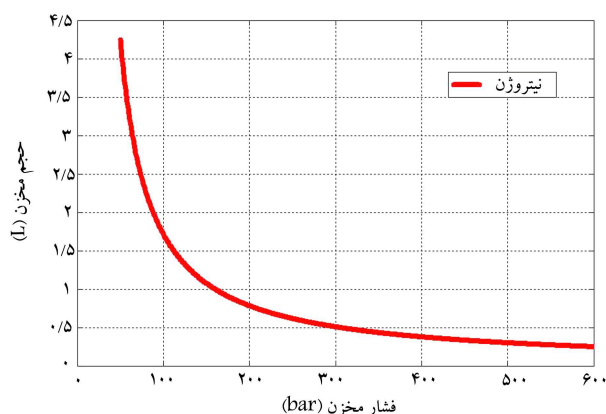
نرم افزارهاست استفاده کرده ایم. شبکه‌ای ایجاد شده توسط نرم افزار گمبیت دوبعدی، مقارن و به صورت ترکیب شبکه با سازمان و بی سازمان است. این شبکه در نرم افزار وارد شده تا از این طریق رفتار جریان تحلیل شود. از آنجا که جریان گاز نیتروژن در رانش گر تراکم پذیر است و تعداد سلول‌های شبکه‌ای تولیدی نیز زیاد است، در شبیه سازی از حل همزمان معادلات پیوستگی، مستقیم و انرژی با روش خطی سازی ضمنی چگالی پایه و مدل آشفتنی استاندارد $k-\epsilon$ استفاده شده است. با این توضیح، در شکل ۱۲ کانتور تغییرات عدد ماخ در شیپوره با نسبت انبساط ۲/۴ مشاهده می شود. [۷]

با توجه با کانتور تغییرات عدد ماخ (شکل ۱۲)، تطابق نسبی نتایج حاصل از طراحی مفهومی با نتایج به دست آمده از شبیه سازی، به خوبی ملاحظه می شود. در ادامه، نحوه تغییرات فشار و دما درون شیپوره شبیه سازی شده (شکل های ۱۳ و ۱۴) نشان داده شده است. در این حالت، رانش تولیدی توسط رانش گر برابر خواهد بود با:

$$T = \sum_{i=1}^n v_i \rho_i v_i \cdot A_i + (P_e - P_a) A_e$$

$$T = 171.1 - 35.0 = 136.1 \text{ N}$$

چنان که ملاحظه می کنید، رانش محاسبه شده در این شبیه سازی کم تر از مقدار به



شکل ۱۱. نمودار حجم مخزن برحسب فشار مخزن.

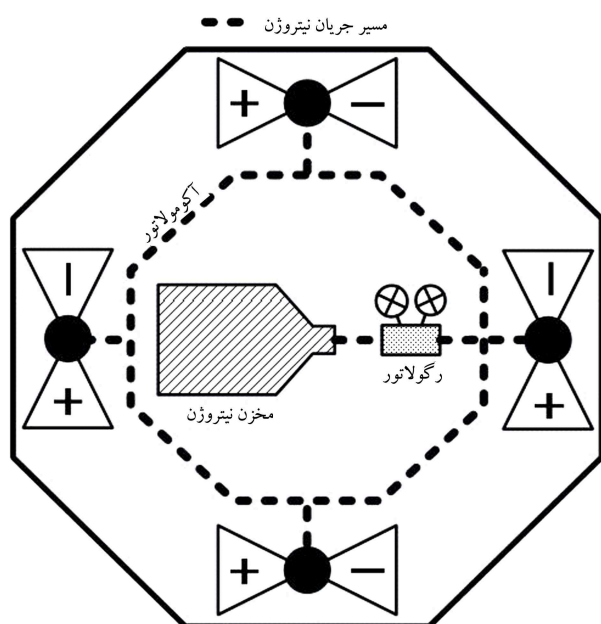
جدول ۴. پارامترهای کلی سیستم رانش گر گاز سرد (طراحی مفهومی).

پارامتر	مقدار
نوع گاز	نیتروژن
نسبت انبساط (ϵ)	۲/۴
ماخ خروجی (M_e)	۲/۴
ضربه ویژه (I_{sp})	۵۸۸۹ sec
فشار رگولاتور (P_r)	۱۵ bar
قطر گلوگاه شیپوره (D^*)	۱ mm
قطر خروجی شیپوره (D_e)	۱۷۵۶ mm
نیم زاویه شیپوره (θ)	۱۵ deg
طول شیپوره (L)	۱ mm
فشار مخزن (P_t)	۱۵۰ bar
حجم سوخت (V_t)	۰/۰۱۱ m ^۳
فشار خروجی (P_e)	۱ bar
رانش نهایی (F)	۱۷۵۷ N

فشار ۱۵۰ بار کاهش یافته و کاهش حجم مخزن با افزایش فشار کم تر می شود. با توجه به این تغییرات و مشکلات تأمین فشار بیش از ۱۵۰ بار و خطرات کارکرد با آن، می توان فشار مخزن انتخابی در محاسبات طراحی مفهومی را مناسب دانست. در جدول ۴ پارامترهای جرمی و عملکردی به دست آمده در فاز طراحی مفهومی رانش گر گاز سرد ارائه شده است. مقادیر ارائه شده در این جدول، در فاز طراحی مقدماتی، به وسیله شبیه سازی های عددی در نرم افزار فلوئنت اعتبارسنجی شده و مقادیر نهایی برای ساخت نمونه ی تحقیقاتی مجموعه ی رانش گر گاز سرد استخراج می شود.

۳.۲. طراحی مقدماتی

در فاز طراحی مقدماتی، لازم است مشخصات به دست آمده از طراحی مفهومی، به وسیله شبیه سازی های عددی اعتبارسنجی شوند. در این پژوهش برای شبیه سازی جریان سیال، از نرم افزار فلوئنت استفاده کرده ایم. در این نرم افزار در صورت ایجاد شبکه ی مناسب و ورودی های صحیح، می توان به تحلیلی جامع و دقیق از نحوه ی رفتار جریان در داخل رانش گر دست یافت. البته چون نرم افزار فلوئنت قادر به تهیه ی شبکه نیست، باید شبکه را در نرم افزار جانبی ایجاد کرده و در نرم افزار فلوئنت استفاده کنیم. در این شبیه سازی، از نرم افزار گمبیت که متداول ترین این دسته از



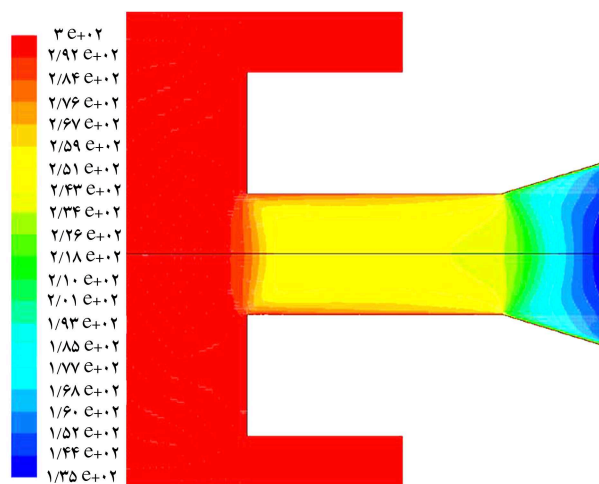
شکل ۱۵. شمای کلی نصب تجهیزات رانش‌گر روی شبیه‌ساز ۱۰۰۱.

بهینه برای ساخت نمونه‌ی مهندسی، اختلاف نتایج حاصل از محاسبات نظری و نتایج تجربی، و نیز مقدار رانش نمونه‌های فضایی روی زمین به دست می‌آید که نتایج با ارزشی است. نتایج آزمون‌های مختلف نمونه‌ی تحقیقاتی در فاز طراحی جزئی به تفصیل بررسی خواهد شد.

طراحی اولیه‌ی المان‌های دیگر مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد نیز باید در فاز طراحی مقدماتی صورت پذیرد. برای این منظور لازم است ساختار کلی نصب تجهیزات روی شبیه‌ساز ۱۰۰۱ را تعیین، و الزامات و محدودیت‌های اعمالی بر طراحی هر یک را به دست آورد (شکل ۱۵). چنان که مشاهده می‌شود، هر صفحه‌ی شبیه‌ساز دارای هشت رانش‌گر گاز سرد است که به صورت زوجی و با علامت مخالف روی هر یک از محورهای دوران اثر می‌گذارند.

انتخاب این ساختار با توجه به الزامات و قیود طراحی که در فاز اول طراحی سیستمی بررسی شدند، انجام شده است. محدودیت فضای مفید روی شبیه‌ساز ۱۰۰۱، یکی از مهم‌ترین عواملی است که بر طراحی و ساخت تمامی المان‌ها تأثیرگذار است. به همین دلیل، امکان استفاده از آکومولاتورهای رایج مخزنی و سولونوئیدهای جدا از شیپوره محدود می‌شود. بررسی دقیق‌تر طراحی المان‌هایی نظیر رگولاتور و آکومولاتور در فاز طراحی جزئی ارائه خواهد شد. از طرف دیگر، با توجه به الزامات زمان عملکردی، قیود ایمنی و هزینه و محاسبات انجام شده در فاز طراحی مفهومی، از دو مخزن کامپوزیتی ۹ لیتری به عنوان مخزن ذخیره‌ی نیتروژن استفاده شده است. این مخزن‌ها علاوه بر قابلیت ذخیره‌ی نیتروژن در فشار ۵۰۰ بار، از ایمنی بسیار خوبی برخوردارند.

چنان که پیش‌تر نیز گفته شد، به دلیل محدودیت فضا و بهبود ثابت زمانی پاسخ عملکرد رانش‌گر، مجموعه‌ی سولونوئید و شیپوره به صورت یکپارچه، کم حجم، کم وزن و با عملکرد بسیار خوب ساخته شده است. این موضوع، از ویژگی‌های منحصربه‌فرد این رانش‌گر است. ساختار کلی هر رانش‌گر که ترکیبی از بوبین (هسته، سیم‌پیچ و قرقره)، ماسوره، فنر، شیپوره و محفظه است در شکل ۱۶ نشان داده شده است. با اعمال جریان الکتریکی از سوی راه‌انداز به سیم‌پیچ، میدان مغناطیسی تولید شده سبب حرکت ماسوره در داخل قرقره می‌شود و مجرای عبور نیتروژن فشار بالا از



شکل ۱۴. کانطور تغییرات دما در شیپوره با نسبت مساحت ۲/۴.

جدول ۵. پارامترهای کلی نمونه‌ی تحقیقاتی رانش‌گر گاز سرد.

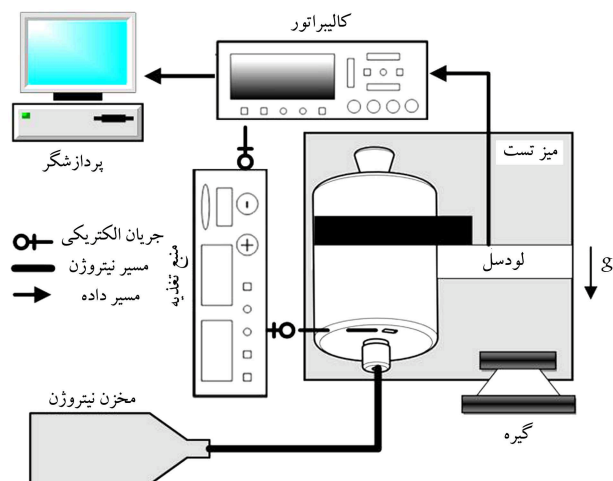
پارامتر	مقدار
نوع گاز	نیتروژن
نسبت انبساط (ϵ)	۲۹
ماخ خروجی (M_e)	۵/۳
ضربه ویژه (I_{sp})	۷۴ sec
فشار رگولاتور (P_r)	۱۵ bar
قطر گاوگاه شیپوره (D^*)	۱ mm
قطر خروجی شیپوره (D_e)	۵/۴۱ mm
نیم زاویه شیپوره (θ)	۱۵ deg
فشار مخزن (P_t)	۱۵۰ bar
طول شیپوره (L)	۸ mm
حجم سوخت (V_t)	۰/۰۰۱ m ^۳
فشار خروجی (P_e)	۰/۰۰۱ bar
رانش نهایی (F)	۱/۷۶ N

دست آمده در مرحله‌ی طراحی مفهومی است. مهم‌ترین دلایل این اختلاف عبارت‌اند از:

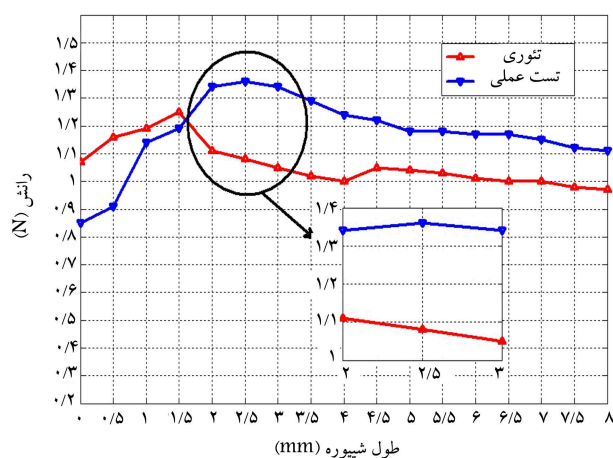
-- ساده‌سازی روابط به کار رفته در مرحله‌ی طراحی مفهومی، دقت محاسبات را نسبت به شبیه‌سازی کاهش می‌دهد.

-- در محاسبات به کار رفته در مرحله‌ی طراحی مفهومی، برای رسیدن به شرایط طراحی ایده‌آل همواره فشار خروجی و محیط برابر در نظر گرفته شده، که نتیجه‌ی آن صرف نظر کردن از پدیده‌های موج ضربه‌یی و انبساطی است.

در ادامه، برای صحت‌سنجی محاسبات انجام شده در دو مرحله‌ی طراحی مفهومی و شبیه‌سازی، به ساخت نمونه‌ی تحقیقاتی می‌پردازیم. از این رو ابتدا با این فرض که رانش‌گر برای کارکرد در محیط خلأ طراحی می‌شود، محاسبات و شبیه‌سازی را برای این حالت نیز تکرار می‌کنیم. چنان که در جدول ۵ ملاحظه می‌شود با ثابت نگه داشتن قطر گاوگاه، نسبت انبساط افزایش می‌یابد. در این شرایط، آزمون رانش را انجام داده و با کاهش طول شیپوره در بازه‌های ۵/۰ میلی‌متری، رانش را در فواصل مختلف اندازه‌گیری و در همین فواصل شبیه‌سازی را تکرار می‌کنیم. در انتها با مقایسه‌ی دو مقدار حاصل از شبیه‌سازی و آزمون، ضمن به دست آمدن رانش



شکل ۱۸. شمای کلی میز آزمون رانش، آزمایشگاه تحقیقات فضایی.

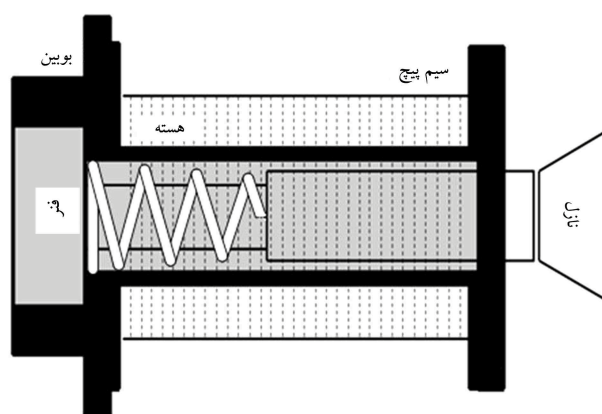


شکل ۱۹. نتایج آزمون نمونه‌ی تحقیقاتی رانش‌گر گاز سرد.

که لودسل در این مقدار به وسیله کاربر، کالیبره می‌شود. با برقراری جریان الکتریکی از سمت منبع انرژی، سولنویید فعال شده و گاز نیتروژن فشار بالا، می‌تواند از شیبوره خارج شود. خروج نیتروژن از شیبوره، سبب تولید رانشی می‌شود که مقدار آن توسط لودسل کششی اندازه‌گیری و در پردازش‌گر مرکزی ثبت می‌شود.

چنان‌که پیش از این ذکر شد، نمونه‌ی تحقیقاتی با قطر گلوله یک میلی‌متر و نسبت انبساط ۲۹ ساخته شده است. روش انجام آزمون‌ها به این صورت است که با کاهش طول شیبوره در بازه‌های ۰/۵ میلی‌متری، فرایند آزمون رانش تکرار می‌شود تا نسبت انبساط بهینه استخراج شده و نتایج، با معادلات نظری و شبیه‌سازی‌های عددی مقایسه شود. باید گفت، کاهش طول شیبوره در یک قطر ثابت گلوله، به منزله‌ی کاهش نسبت انبساط است. نتایج ۱۷ مرحله آزمون رانش‌گر با نسبت انبساط‌های مختلف، و مقایسه‌ی آنها با نتایج شبیه‌سازی جریان در داخل رانش‌گر، در نمودار شکل ۱۹ آمده است.

نتایج آزمون نمونه‌ی تحقیقاتی با نتایج حاصل از نظریه و شبیه‌سازی اندکی متفاوت است، ولی روند کلی تغییرات در آنها تا حد زیادی به یکدیگر شباهت دارد. آزمون‌های عملیاتی نشان می‌دهد، رانش بیشینه در شرایطی که طول شیبوره تقریباً ۲/۴ میلی‌متر (نسبت انبساط ۵/۷۶) باشد حاصل می‌شود، در حالی‌که نتایج نظری و شبیه‌سازی، بیشینه رانش را در طول شیبوره ۱/۶ میلی‌متر (نسبت انبساط ۲/۴) پیش‌بینی می‌کنند. مهم‌ترین عوامل موجد این اختلاف عبارت‌اند از:



شکل ۱۶. ساختار کلی هر رانش‌گر که به صورت یک پارچه ساخته شده است.



شکل ۱۷. نمونه‌ی تحقیقاتی رانش‌گر گاز سرد، آزمایشگاه تحقیقات فضایی.

گلوله شیبوره باز می‌شود. هرچه فاصله‌ی زمانی بین اعمال دستور باز شدن جریان تا عبور گاز از شیبوره 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 شیبوره قطع و رانش‌گر عملاً خاموش شود. [۸-۱۰]

۴.۲. طراحی جزئی

ساخت و آزمون نمونه‌ی تحقیقاتی و به تبع آن، نهایی کردن مشخصات نمونه‌ی مهندسی رانش‌گر گاز سرد، هدف فاز طراحی جزئی است. برای این منظور، نمونه‌ی تحقیقاتی (شکل ۱۷) که مشخصات آن در جدول ۵ آمده، ساخته شد.

اما به منظور آزمون عملکردی این نمونه در شرایط مختلف و به دست آوردن بهینه‌ترین نسبت انبساط، بایستی میز آزمون خاصی برای آن ساخته شود. شمای کلی فرایند آزمون با میز آزمون رانش ساخته شده در شکل ۱۸ ارائه شده است.

میز آزمون که شامل بست نگه‌دارنده رانش‌گر، یک لودسل کششی و رانش‌گر تحقیقاتی است از طریق یک گیره ثابت، به صورت عمودی نصب شده و تراز می‌شود. لودسل کششی نیز از طریق یک واحد دریافت دیتا (یا اصطلاحاً کالیبراتور) به پردازش‌گر مرکزی متصل می‌شود. مقداری که لودسل کششی پیش از آغاز آزمون رانش نشان می‌دهد، معرف وزن رانش‌گر و لوله انتقال جریان نیتروژن از مخزن است

-- عدم دسترسی به تجهیزات آزمایشگاهی برای اندازه‌گیری فشار، دبی و دما در گلوگاه شیپوره‌یی با قطر ۱ میلی‌متر به ایجاد خطا در تعیین مقادیر شرایط اولیه و مرزی منجر شده است.

-- وابستگی پاسخ‌ها به نوع شبکه‌بندی و تعداد سلول‌ها.

-- مطابقت نداشتن پیش‌بینی‌های نظری با واقعیت جریان در وقوع زمان و موقعیت ایجاد موج ضربه‌یی (شاک). [۱۲، ۱۱]

نتایج آزمون نمونه‌ی تحقیقاتی نشان می‌دهد که با کاهش طول شیپوره و به تبع آن کاهش نسبت انبساط، مطابق انتظار میزان رانش افزایش می‌یابد، زیرا با افزایش فشار خروجی از شدت موج ضربه‌یی انبساطی کاسته می‌شود. این افزایش رانش، با کاهش طول شیپوره ادامه می‌یابد ولی آنچه بعد از عبور از طول ۲/۶ میلی‌متری رخ می‌دهد، مطابق انتظار نیست. با توجه به طراحی و شبیه‌سازی صورت گرفته این روند افزایش تا شرایط ایده‌آل طراحی (طول شیپوره برابر ۱ میلی‌متر) یعنی برابری فشار خروجی با فشار محیط بایستی ادامه یابد، ولی مشاهده می‌شود که این روند از طول ۲/۶ میلی‌متر به بعد روند کاهشی به خود می‌گیرد و بیشینه حالت رانش در طول ۲/۶ و نسبت انبساط ۵/۷۶ رخ می‌دهد. نتایج حاصل از تکرار روند محاسبات طراحی اولیه برای نسبت انبساط ۵/۷۶، در جدول ۶ ارائه شده است. چنان که مشاهده می‌شود، بیشینه رانش در فشار خروجی ۰/۲۵ بار صورت می‌پذیرد؛ این بدان معناست که می‌توان سرعت گاز خروجی را تا ۰/۲۵ فشار خروجی کاهش داد و بدون ایجاد موج ضربه‌یی در دهانه و کاهش سرعت، به رانش بالاتری نسبت به شرایط ایده‌آل طراحی دست یافت. به عبارت دیگر، با افزایش طول شیپوره فرصت بیشتری برای افزایش سرعت ایجاد می‌شود و این یعنی افزایش رانش.

همچنین با گذر از طول ۱ میلی‌متری رانش کاهش محسوسی می‌یابد و این به معنی بزرگ‌تر بودن فشار خروجی نسبت به فشار محیط، و ایجاد موج ضربه‌یی مایل است که سبب کاهش رانش می‌شود. نتیجه این که برای ساخت نمونه‌ی مهندسی رانش‌گر گاز سرد، با توجه به نتایج به دست آمده از آزمون نمونه‌ی تحقیقاتی، نسبت انبساط به ۵/۷۶ افزایش می‌یابد تا ضمن رسیدن به رانش بیشینه لازم برای طراحی، کم‌ترین رانش مورد نیاز برای هر رانش‌گر نیز ارضا شود.

یکی دیگر از مراحل فاز طراحی جزئی، تعیین مشخصات سایر المان‌های مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد نظیر: مخزن، شیر، فیلتر، رگولاتور و آکومولاتور است. چنان

جدول ۶. پارامترهای کلی برای ساخت نمونه‌ی مهندسی رانش‌گر گاز سرد.

پارامتر	مقدار
نوع گاز	نیترژن
نسبت انبساط (ε)	۵/۷۶
ماخ خروجی (M_e)	۳/۳۲
ضربه ویژه (I_{sp})	۶۶/۶ sec
فشار رگولاتور (P_r)	۱۵ bar
قطر گلوگاه شیپوره (D^*)	۱ mm
قطر خروجی شیپوره (D_e)	۲/۴ mm
نیم زاویه شیپوره (θ)	۱۵ deg
طول شیپوره (L)	۲/۶ mm
فشار مخزن (P_t)	۱۵۰ bar
حجم سوخت (V_t)	0.00108 m^3
فشار خروجی (P_e)	۰/۲۵ bar
رانش نهایی (F)	۱/۳۶ N

که در فاز طراحی مقدماتی نیز ذکر شد، از دو مخزن کامپوزیتی ۹ لیتری برای ذخیره‌ی نیترژن در فشار بالا استفاده می‌شود. به منظور بالانس شبیه‌ساز و تخلیه‌ی همزمان دو مخزن، آنها را به صورت سری به یکدیگر وصل و خروجی آن به رگولاتور متصل شده است. همچنین به دلیل محدودیت فضا روی شبیه‌ساز ۱۰۰۱، مجموعه‌ی شیر و فیلتر در قالب یک شیر پنوماتیکی فشار بالا در نظر گرفته شده است.

از میان انتخاب‌های موجود برای رگولاتور (تک مرحله‌یی، دومرحله‌یی و سری Exact)، نمونه‌ی سری Exact برای استفاده در شبیه‌ساز ۱۰۰۱ طراحی و نصب شده است. دلایل استفاده از این رگولاتور، با توجه به الزامات و قیود طراحی، عبارت است از:

-- دقت بیشتر در تثبیت فشار خروجی نسبت به رگولاتورهای تک مرحله‌یی؛

-- وزن و هزینه‌ی پایین‌تر نسبت به رگولاتورهای دومرحله‌یی.

با توجه به محدودیت فضای مفید روی شبیه‌ساز ۱۰۰۱ از یک سو، و لزوم استفاده از آکومولاتور برای کاهش تلاطم جریان نیترژن پیش از ورود به شیپوره از سوی دیگر، طراحی این المان از پیچیدگی خاصی برخوردار است. به همین دلیل، آکومولاتور در این مجموعه به صورت یک حلقه‌ی جریان نیترژن در دو صفحه‌ی نگه‌دارنده‌ی تجهیزات در نظر گرفته شده است (شکل ۱۵).

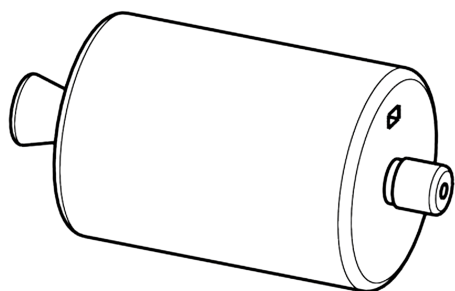
۵.۲. طراحی نهایی

تدوین نقشه‌های ساخت نمونه‌ی مهندسی رانش‌گر گاز سرد، تدوین واسطه‌های کاربری و نرم‌افزاری، طراحی بوردهای راه‌انداز و آماده‌سازی سایر تجهیزات در فاز طراحی نهایی صورت می‌پذیرد. با توجه به مشخصات نهایی شیپوره و سولونوید یک پارچه، نقشه‌ی ساخت رانش‌گر -- که ظرافت خاصی در طراحی و ساخت دارد -- تهیه شده است. طراحی باید براساس کم‌ترین وزن، کم‌ترین حجم، دقت بالا در انجام فرامین، ثابت زمانی بهینه و سهولت در تعمیر و نگهداری صورت پذیرد که نمونه‌ی مدل سه‌بعدی آن در شکل ۲۰ ارائه شده است.

مشخصات نهایی رگولاتور سری Exact، مخازن کامپوزیتی فشار بالا و رانش‌گر گاز سرد نصب شده روی شبیه‌ساز حرکت وضعی ۱۰۰۱ در جداول ۷ تا ۹ ارائه شده است.

۶.۲. طراحی، ساخت و آزمون

پس از نهایی شدن طراحی المان‌های مجموعه‌ی رانش‌گر گاز سرد، فرایند ساخت هر یک از آنها براساس نقشه‌های تدوین شده آغاز می‌شود. همزمان، فرایند آماده‌سازی بوردهای راه‌انداز و اعمال مدولاتورهای مختلف نیز انجام می‌پذیرد. در جدول ۱۰ کلیه اجزای رانش‌گر گاز سرد ارائه شده است.



شکل ۲۰. مدل سه‌بعدی ساخت رانش‌گر یک پارچه گاز سرد.

جدول ۷. مشخصات رگولاتور بین خطی.

مشخصه	مقدار
مدل	بین خطی سری Exact
فشار ورودی	کمتر از 3° بار
فشار خروجی	$1^{\circ}-2^{\circ}$ bar
ظرفیت دبی	$CV = 1/15$
جرم	$1/1^{\circ}$ kg

جدول ۸. مشخصات مخازن کامپوزیتی نیترژن.

مشخصه	مقدار
فشار کاری	3° MPa
بیشینه فشار قابل تحمل	5° MPa
حجم	۹ Lit
جرم	$4/8$ kg

جدول ۹. مشخصات رانش گر گاز سرد.

مشخصه	مقدار
فشار کاری	15 bar
بیشینه فشار قابل تحمل	4° bar
رانش تولیدی	$1/36N @ 15$ bar
محدوده ولتاژ کاری	21 ± 5 VDC
دمای کاری	$60^{\circ}C$ تا $-40^{\circ}C$
مقاومت اهمی	$1\Omega @ 21^{\circ}C$
پاسخ زمانی	کمتر از 2° میلی ثانیه
عمر	بیش از 10000 سیکل
جرم	84 gr
طول بدنه	$31/48$ mm
قطر خارجی بدنه	$22/5^{\circ}$ mm

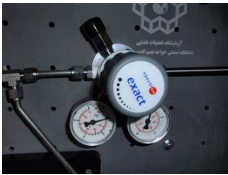
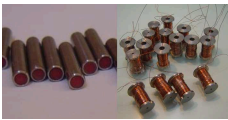
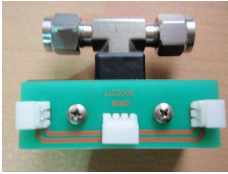
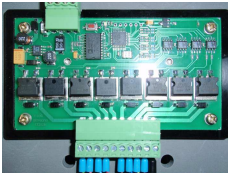


شکل ۲۱. نمونه‌ی مهندسی رانش گر گاز سرد، آزمایشگاه تحقیقات فضایی، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی.

پس از مونتاژ، کلیه تجهیزات، لازم است تا آزمون‌های عملکردی بر روی نمونه‌ی مهندسی رانش گر گاز سرد انجام پذیرد تا ضمن اعتبارسنجی طراحی صورت گرفته، عملکرد آن پیش از نصب بر روی شبیه‌ساز 1001 ارزیابی شود. نمونه‌ی مهندسی رانش گر گاز سرد ساخته شده در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی در شکل ۲۱ نشان داده شده است.

مهم‌ترین پارامترهای مورد توجه در آزمون نمونه‌ی مهندسی عبارت‌اند از: رانش

جدول ۱۰. معرفی اجزای مجموعه رانش گر گاز سرد.

نام قطعه	تصویر
مخزن کامپوزیتی، شیر و فیلتر	
رگولاتور	
قرقره، سیم پیچ و هسته سولنویید	
شیپوره رانش گر	
بورد تقسیم انرژی و اتصال پنوماتیکی	
بورد راه انداز	
واسط ارتباط با پردازنده‌ی مرکزی	

۳. نتیجه‌گیری

هدف این پژوهش طراحی، ساخت و آزمون نمونه‌ی مهندسی مجموعه‌ی رانش‌گرهای گاز سرد برای استفاده در شبیه‌ساز دینامیک و کنترل وضعیت ماهواره بوده است. برای این منظور، ابتدا انواع شبیه‌سازهای حرکت وضعی سامانه‌های فضایی مورد بررسی قرار گرفت و ضمن ارائه‌ی مشخصات اصلی شبیه‌ساز ۱۰۰۱ (ساخته شده در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی)، الزامات و قیود طراحی مجموعه رانش‌گرهای گاز سرد استخراج شد. فرایند طراحی رانش‌گرها، بر مبنای چارچوب طراحی سیستمی در چهار فاز: طراحی مفهومی، طراحی مقدماتی، طراحی جزئی و طراحی نهایی انجام پذیرفت. بهره‌گیری از معادلات طراحی اولیه در فاز مفهومی، اعتبارسنجی نتایج آن با شبیه‌سازی‌های عددی در فاز مقدماتی و مقایسه فرایند تئوری طراحی با آزمون‌های عملیاتی نمونه‌ی تحقیقاتی در فازهای جزئی و نهایی از ویژگی‌های منحصر به فرد این پژوهش است. به‌طور کلی، مهم‌ترین ویژگی‌های نمونه‌ی مهندسی رانش‌گر گاز سرد ساخته شده عبارت‌اند از:

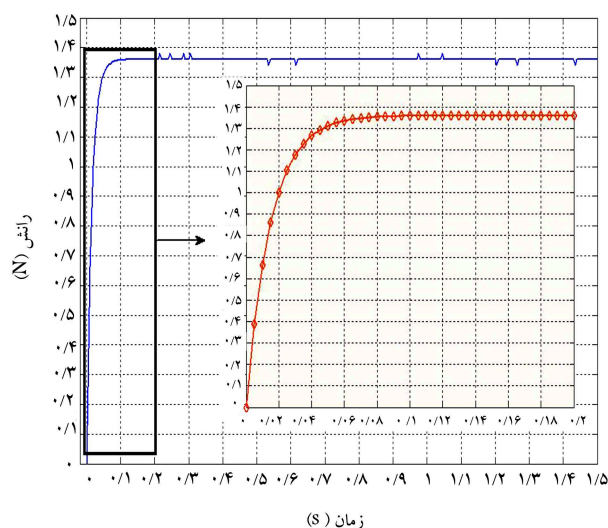
- تولید رانش در مقادیر کم‌تر از ۱/۵ نیوتن، با تولرانس پایین که امکان بهره‌گیری از آن را در زیرسیستم‌های کنترل وضعیت میسر می‌سازد.
- طراحی و ساخت سولونویید و شیپوره به صورت یک رانش‌گر یک پارچه که سبب کاهش حجم، وزن و هزینه‌ی نهایی سیستم می‌شود.
- ثابت زمانی کم‌تر از ۲۰ هزارم ثانیه که در مقایسه با نمونه‌های مشابه خارجی و فعالیت‌های داخلی، مقدار آن بسیار مطلوب است.
- طراحی یک آکومولاتور ابتکاری که ضمن کاهش تلاطم جریان، از وزن و ابعاد کمی نیز برخوردار است.
- طراحی و ساخت یک میز رانش برای اندازه‌گیری رانش تولیدی رانش‌گرها، که برای انجام آزمون‌های آزمایشگاهی بسیار مفید است.
- طراحی و ساخت مجموعه‌ی رانش‌گر با در نظر داشتن الزامات دقت، نیروی مناسب، ثابت زمانی پایین و قیود وزن، ابعاد و هزینه انجام شده است که در نوبه‌ی خود بسیار قابل اهمیت است.

پانویس‌ها

1. Moog
2. Marotta
3. Sterer
4. Dasa
5. Bradford

منابع (References)

1. Almajed, A.-D. "Satellite attitude determination and control development system", Progress Report, Research Unit, KACST (April 2006).



شکل ۲۲. نتایج آزمون نمونه‌ی مهندسی رانش‌گر گاز سرد.

تولیدی توسط رانش‌گر و ثابت زمانی پاسخ سولونویید در باز و بسته کردن خروجی جریان نیتروژن. میز آزمون ساخته شده در فاز طراحی جزئی، برای آزمون نمونه‌ی مهندسی مجدداً مورد استفاده قرار گرفته که نتایج این آزمون در نمودار شکل ۲۲ نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود رانش تولیدی توسط رانش‌گر، مطابق نتایج فاز طراحی جزئی در فشار ۱۵ بار، برابر ۱/۳۶ نیوتن است اما آنچه از اهمیت ویژه‌ی برخوردار بوده و از مشخصه‌های منحصر به فرد این رانش‌گر به حساب می‌آید «پاسخ زمانی سولونویید» است.

بررسی دقیق نتایج آزمون نمونه‌ی مهندسی نشان می‌دهد، پاسخ زمانی عملکرد سولونویید، یعنی زمان دسترسی به ۶۳/۲ درصد رانش نهایی کم‌تر از ۲۰ هزارم ثانیه است. از آنجا که ظرفیت نهایی رانش ۱/۳۶ نیوتن است، پاسخ زمانی رانش‌گر لحظه‌ی است که رانش تولیدی تقریباً ۱ نیوتن می‌شود. با مراجعه به نمودار شکل ۲۲ مشخص می‌شود که این زمان کم‌تر از ۲۰ هزارم ثانیه است.

2. Mirshams, M., Vahid Dastgerdi, M.A. and Taei, H. "A systems engineering tool for satellite simulator design", *Proceeding of the ASME2010, 10th Biennial Conference of Engineering Systems Design and Analysis*, Turkey (2010).
3. Mirshams, M., Taei, H., Rezvani, V. and Taheri, E. "Deriving the equations of motion and design of an optimal control for a 3-DoF satellite simulator", *9th Iranian Aerospace Conference*, Iran (2010). (In Persian)
4. Schwartz, J.L., Peck, M.A. and Hall, C.D. "Historical survey of air-bearing spacecraft simulators", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, pp. 513-522 (July-August 2003).
5. Ghasemi, M. and Rezaeiha, A.R. "Design and development of a cold gas thruster in Iran", *10th Iranian*

- Aerospace Conference*, Iran, (2011). (In Persian)
6. Ronald, W., Humble, G.N. and Henry, W.J.L., *Space Propulsion Analysis And Design*, McGraw-Hill, Inc. College Custom Series (1995).
 7. Ghobadi, M. and Mirshams, M. "Design and development of a cold gas thruster for an attitude dynamics simulator", M.Sc. Thesis, Aerospace Engineering Department, K. N. Toosi University of Technology, Iran (2012). (In Persian)
 8. Louwerse, M.C. "Cold gas micro propulsion", Ph.D. Thesis, University of Twente, Enschede, The Netherlands (2009).
 9. Koizumi, H. Komurasaki, K. Arakawa, Y. "Development of thrust stand for low impulse measurement from microthrusters", *Review of Scientific Instrument*, **75**(10), pp.3185-3191 (2004).
 10. Cardin, J.M. and Acosta, J. "Design and test of an economical cold gas propulsion system", VACCO Aerospace Products, *14th Annual USA Conference on Small Satellites* (2000).
 11. Makled, A.E., AL-Sanabawyand, M.A. and Bakr, M.A. "Experimental evaluation of cold gas systemComponents", *13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology*, Military Technical College, Egypt (2009).
 12. Wu, C.M., Lin, W. and Su, M. "Flow characteristics of pyramidal shaped small sonic nozzles", *Journal of Flow Measurement and instrumentation*, **22**(1), pp.64-70 (2011).