

طراحی و ساخت مخزن ذخیره گاز بوتان برای پیشرانه ماهواره اندازه کوچک

امیر مصطفی پور* استاد، گروه مهندسی ساخت و تولید، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران، a-mostafapur@tabrizu.ac.ir
وحیده کاظم‌لو دکترای فیزیک، گروه فیزیک، دانشگاه شهید مدنی آذربایجان، تبریز، ایران، kazemlou@azaruniv.ac.ir
رضا گلزاریان دانشجوی دکترای فیزیک، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران، r.golzarian.reza@isrc.ac.ir
محرّم شاملی استادیار، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران، m.shameli@isrc.ac.ir
مرتمی فرهید استادیار، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران، m.farhid@isrc.ac.ir

چکیده

امروزه استفاده از ماهواره‌های کوچک برای مقاصد مخابراتی، تحقیقاتی و مخابراتی در حال گسترش است. یکی از مشکلات اساسی این ماهواره‌ها طراحی و ساخت سیستم پیشران این ماهواره‌ها می‌باشد. در ماهواره‌ها سیستم پیشران در دو مورد بکار می‌رود. یکی در صرف انرژی و ایجاد نیرو برای ماهواره‌بر برای ترک کره زمین و دومی برای ایجاد نیرو برای تثبیت، تصحیح و یا انتقال مداری محموله یا ماهواره‌ای که در مدار قرار می‌گیرد. موضوع این مقاله، طراحی و ساخت مخزن ذخیره گاز بوتان از جنس فولاد ضد زنگ تحت فشار انفجار ۱۰ بار برای سیستم پیشران ماهواره در سایز کوچک می‌باشد. به این منظور ابتدا قطر و طول لازم برای مخزن برای تأمین حجم تعیین شده و ضخامت مخزن به روش نظری، مطابق استاندارد ASTM محاسبه شد. بعد از محاسبه ضخامت، جهت اطمینان از عملکرد مطلوب مخزن، شبیه‌سازی المان محدود در نرم‌افزار ABAQUS انجام شد. برای اینکار در ۱۲ حالت مختلف از نظر اعمال فشار استاتیکی و انفجاری، محیط اتمسفر و خلا، دمای کاری زیر صفر و بالای صفر انجام گرفت. در مرحله بعدی در بدترین حالت، در چند ضخامت دیگر نیز شبیه‌سازی انجام شد تا حداقل ضخامت مخزن حاصل شود. با توجه به تمام تحلیل‌های انجام شده، ضخامت مناسب مخزن ۱/۵ میلی‌متر تعیین شد. سپس برای اولین بار در کشور، سامانه مدیریت پیشرانه مناسب در شرایط جاذبه صفر جهت جداسازی فاز مایع از گاز طراحی شد. به این منظور از توری‌های فلزی فشرده بعنوان ماده متخلخل و دو صفحه تلاطم‌گیر استفاده شد. در نهایت طبق طراحی انجام شده، مخزن مورد نظر ساخته شده و تحت بازرسی‌های مختلف در فشار بالاتر از فشار کاری قرار گرفت. نتایج نشان داد در فشار ۲۰ بار و در شرایط خلا، هیچگونه نشتی، تغییر شکل و اشکال در عملکرد مخزن ایجاد نشد.

واژه‌های کلیدی: مخزن ذخیره، ماهواره کوچک، رانشگر فضایی، سامانه مدیریت پیشرانه، شبیه‌سازی، المان محدود.

Design and Manufacture of Butane Gas Storage Tank for Micro Size Satellite Propulsion

A. Mostafapour Manufacturing Department, University of Tabriz, Tabriz, Iran
V. Kazemlou Department of physics, Azarbaijan Shahid Madani University, Tabriz, Iran
R. Golzarian Space Thruster Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
M. Shameli Space Thruster Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran
M. Farhid Space Thruster Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran

Abstract

Today, the use of small satellites for communication, research and military purposes is expanding. One of the main problems of these satellites is the design and construction of the propulsion system. The propulsion system used in two cases. One is to provide power to leave the earth and the second one is to provide power to stabilize, correct or transfer the orbit of satellite. The main purpose of this article is design and manufacture of a butane storage tank made of stainless steel under 10 bar explosion pressure for a micro size satellite. For this purpose, the required diameter and length of tank determined then thickness of tank calculated based on the theoretical method, according to the ASTM standard. In order to ensure the optimal performance of the tank, finite element simulation performed in ABAQUS software. Simulation done in 12 different cases. Simulation done in several other thicknesses to obtain the minimum working thickness of tank. According to all the analysis, the appropriate thickness was determined to be 1.5 mm. Then, proper propulsion management system designed in zero gravity condition to separate liquid phase from gas. For this purpose, compressed metal meshes used as a porous material. Finally, the tank was manufacture and inspected according to the design.

Keywords: Storage Tank, Micro Satellite, Propulsion System, Propellant Management Devices, Simulation, Finite Element.

کیلوگرم) در حال گسترش است. یکی از مشکلات اساسی این ماهواره‌ها طراحی و ساخت سیستم پیشران یا پیشران این ماهواره‌ها می‌باشد [۱]. در ماهواره‌ها سیستم پیشران به فرآیندی گفته می‌شود که بر اساس قانون سوم نیوتن، هر جرمی که با شتاب از سیستم خارج شود، قادر خواهد بود کل مجموعه را در همان راستا و در خلاف جهت جابجا کند. در کل دو مورد بحث پیشران و پیشران مطرح می‌شود.

۱- مقدمه

امروزه استفاده از ماهواره‌های کوچک^۱ (وزن ۱۰۰ و کمتر از ۱۰۰

^۱ Micro-Satellite

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: a-mostafapur@tabrizu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۲۰۲۰/۰۷/۰۷

تاریخ پذیرش: ۲۰۲۰/۰۷/۱۷

یکی در صرف انرژی و ایجاد نیرو برای ماهواره‌بر برای ترک کره زمین و دومی برای ایجاد نیرو برای محموله یا ماهواره‌ای که در مدار قرار می‌گیرد و نیروی مذکور صرف تثبیت مداری (نگهداشتن ماهواره در مدار)، تصحیح مداری (غلبه بر جابجایی‌های نامطلوب مثلاً ناشی از گرانش) و انتقال مداری (جابجایی محموله از یک مدار به یک مدار دیگر) می‌گردد. نیاز به وزن و ابعاد پائین سیستم پیشران به همراه کاهش مصرف انرژی آن، از چالشهای مهم طراحی سیستم پیشران برای ماهواره‌های کوچک می‌باشند. در این ماهواره‌ها باید سیستم پیشران از شرایطی مثل وزن و حجم پائین، سهولت ساخت، پائین بودن هزینه و بالا بودن نیروی رانش برخوردار باشد [۲]. برای کاهش وزن سیستم پیشران، عموماً از رانشگرهای پیشرفته استفاده می‌شود [۳]. در رانشگرهای متداول از رانشگر نوع شیمیائی استفاده می‌شود که در آن از انرژی حاصل از سوختن چند نوع گاز بصورت شیمیائی استفاده می‌شود [۴]. اما رانشگر نوع شیمیائی مصرف انرژی بالائی داشته و وزن و حجم بالائی برخوردار هستند. به این خاطر در ماهواره‌های کوچک نوین از رانشگرهای نوع جت مقاومتی^۱ استفاده می‌شود [۵]. در این سیستمها سوخت از مخزن خارج شده و بعد از گرم شدن توسط گرمکن حرارتی، با فشار کنترل شده از نازل‌های مخصوص خارج می‌شود تا نیروی لازم برای حرکت و تثبیت ماهواره را تامین کند. برای سوخت سیستم پیشران ماهواره‌های کوچک، عموماً از گازهایی مثل نیتروژن، بوتان، گزنون، آمونیا، هیدروژن، هیدرازین و هلیوم استفاده می‌شود [۶]. مهمترین پارامتر در انتخاب هر کدام از این گازها، تولید بالاترین قدرت ضربه ویژه^۲ با حداقل انرژی لازم برای گرم کردن آن می‌باشد. علاوه بر آن هزینه، قابلیت انفجار و سمی بودن آنها نیز در انتخاب گاز مناسب تاثیر دارند. در این بین گاز بوتان جزو بهترین نوع گاز برای سیستم پیشران ماهواره‌های سایز کوچک می‌باشد [۷]. بعد از انتخاب نوع گاز بعنوان سوخت، مسئله بعدی طراحی مخازن ذخیره سوخت می‌باشد. مخازن ذخیره سوخت از کلیدی‌ترین اجزای سامانه‌های فضائی می‌باشند. مخازن علاوه بر داشتن استحکام کافی در برابر شرایط دینامیکی حین پرواز، قابلیت کار هم در شرایط خلا و هم در دماهای زیر صفر، باید بتوانند شرایط تامین سوخت در حالت بی‌وزنی را نیز داشته باشند. سوخت موجود در داخل مخزن با توجه به فشار داخل آن مخلوطی از فاز مایع و گاز می‌باشد. در محیط معمولی به دلیل جاذبه زمین، فاز مایع براحتی از فاز گاز جدا می‌شود. ولی در شرایط بی‌وزنی، در اثر خاصیت موئینگی فاز مایع به دیواره مخزن می‌چسبد و حبابهای گاز در داخل مخزن پراکنده می‌شوند. به این دلیل باید در داخل مخزن سیستمی بکار رود تا بر اساس همین خاصیت موئینگی، فاز مایع را از فاز گاز جدا نمود. برای اینکار سامانه مدیریت پیشران یا PMD^۳ استفاده می‌شود. موفقیت یا عدم موفقیت یک ماموریت فضائی به انتخاب صحیح سامانه مدیریت پیشران بستگی دارد. هر گونه اشکال در عملکرد این سامانه، باعث عدم روشن شدن موتور ماهواره و یا آسیب دیدن به آن خواهد شد. سامانه PMD به دو صورت خروج فاز مایع بدون حبابهای گاز یا خروج فاز گاز بدون قطرات مایع کار می‌کنند. با

توجه به نوع کاربرد مخازن سوخت رانشگرها، عموماً سیستم‌های PMD از نوع دسته اول هستند. در شرایط جاذبه زمین یا در حین پرتاب نیازی به این نوع مکانیزمهای جداسازی نیست. ولی در شرایط بی‌وزنی یا میکرو جاذبه، هیچ راهی برای تضمین خروج سیال مایع بدون حباب‌های گاز از مخزن وجود ندارد. در این حالت فازهای مایع و گاز بصورت مخلوط بوده و ممکن است یک مخلوط دو فاز، از خروجی مخزن خارج شود. در خوش‌بینانه‌ترین حالت، مخلوط گاز و مایع ارسال شده به موتور، باعث ناپایداری احتراق می‌گردد و در بدترین شرایط هم ممکن است باعث خرابی کامل و انفجار موتور شود. به این منظور از انواع یا مکانیزمهای جمع‌آوری مایع، برای جداسازی مایع از گاز و اطمینان از خروج مایع بدون حباب‌های گاز استفاده می‌شود. انواع مختلفی از سامانه مدیریت پیشران وجود دارند که در پروژه‌های مختلف فضائی بکار گرفته شده‌اند که دو نوع پرکاربرد آنها، نوع تیغه‌ای^۴ و اسفنجی^۵ می‌باشند [۸]. ساده‌ترین و کم‌هزینه‌ترین نوع سامانه مدیریت پیشران، نوع تیغه‌ای می‌باشد. در این روش روی دیواره مخزن تیغه‌هایی قرار داده می‌شود که از طریق خاصیت کشش سطحی، مایعات جمع شده در جداره مخزن را جمع‌آوری کرده و از طریق خاصیت موئینگی مایع را به مرکز و در نهایت به خروجی مخزن می‌رسانند. در سال ۱۹۹۱، جیکل طراحی مفهومی و تجزیه و تحلیل این نوع سامانه را مورد بررسی قرار داد [۹]. این نوع سامانه در پروژه‌هایی نظیر FARE-II و مأموریت شاتل STS-77 بکار گرفته شده است [۸]. دومین نوع PMD که بر اساس خاصیت موئینگی عمل می‌کند، نوع اسفنجی می‌باشد. اسفنج به عنوان یک PMD با ساختار باز تعریف می‌شود که توانایی نگهداری و پر کردن پیشران را در خروجی مخزن دارد. PMD نوع اسفنجی نسبت به نوع پره‌ای، سنگین‌تر و کمی گران‌تر می‌باشد. اسفنج‌ها مانند پرها، قابلیت استفاده در سیستم‌های رانش پروتتی را ندارند. طراحی مفهومی این نوع سامانه توسط جیکل انجام گردیده است [۱۰]. اسفنج‌ها به عنوان PMDهای ثانویه در هر دو آزمایش شاتل FARE-II و VTRE مورد استفاده قرار گرفتند [۸].

دسته دوم مکانیزمهای PMD، جدا کردن فاز گاز از مایع و خروج گاز بدون قطرات مایع از دریچه خروجی مخزن می‌باشند. برای جداسازی گاز دو تکنیک اساسی وجود دارد. در تکنیک اول بدون استفاده از PMD، گاز از مایع جدا شده و در خروجی مخزن قرار می‌گیرد [۱۱]. اینکار زمانی حاصل می‌شود که جنس مخزن و گاز داخل آن از چنان کشش سطحی بالائی برخوردار باشد که مایع در دیواره و گاز در وسط مخزن جمع شود. بعنوان نمونه در ماهواره Shenzhou-7 Mission (BX-1) ، جنس مخزن از آلومینیوم ۵۰۸۳ و گاز داخل آن HFC-134a انتخاب شد. بدلیل کشش سطحی بالای جنس مخزن و گاز داخل آن، در شرایط میکرو جاذبه، مایع در دیواره و گاز در مرکز مخزن قرار می‌گیرد. از طریق لوله لوله طویل می‌توان فقط فاز گاز را به خروجی مخزن رساند. تام و همکاران بر روی مخازنی از جنس تیتانیوم با پوشش کامپوزیتی کار کردند. آنها بعد از ساخت نمونه مخزن، آزمونهای سازه-ای و دینامیکی بر روی آن انجام دادند [۱۲] و [۱۳]. در تکنیک دوم برای جداسازی فاز گاز از مایع از یک سامانه مدیریت پیشران استفاده

⁴ Vane

⁵ Sponge

¹Resistojet thruster

² Specific Impulse

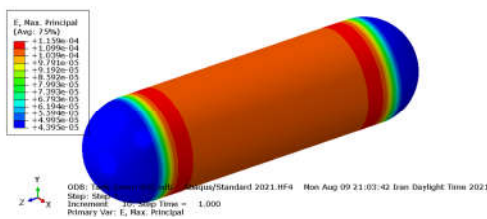
³ Propellant Management Devices

شبییه سازی المان محدود توسط نرم افزار ABAQUS برای اطمینان بیشتر از عملکرد مخزن در شرایط دمائی مختلف انجام گرفت. جهت انجام تحلیلهای المان محدود، از نرم افزار صنعتی ABAQUS2021 استفاده شد. برای شبیه سازی، مخزن تحت بارگذاریهای فشار داخلی ۱۰ بار بصورت استاتیکی و دینامیکی (انفجاری) قرار گرفت. با توجه به شرایط کاری مخزن در محدوده دمایی بین ۶۵- درجه سلسیوس الی ۱۲۰+ درجه سلسیوس، لازم است مشخصات مکانیکی جنس فولاد ضدزنگ در دماهای مختلف معلوم باشد. به این منظور تنش تسلیم و تنش نهائی فولاد ضدزنگ ۳۰۴ در دماهای مختلف از منابع موجود استخراج و به نرم افزار معرفی شد. در کل در ۱۲ حالت مختلف تحلیل المان محدود انجام گرفت. کدبندی این شبیه سازیها در جدول ۱ نشان داده شده است.

جدول ۱- کدبندی تحلیلها

تحلیل	تحلیل	تحلیل	تحلیل	
استاتیکی	دینامیکی	استاتیکی	دینامیکی	تحلیل
در فشار	در فشار	در فشار	در فشار	در فشار
1 atm	1 atm	10 torr	10 torr	10 torr
مدل ۱	مدل ۷	مدل ۴	مدل ۱۰	دمای ۱۲۰ درجه سلسیوس
مدل ۲	مدل ۸	مدل ۵	مدل ۱۱	دمای ۲۰ درجه سلسیوس
مدل ۳	مدل ۹	مدل ۶	مدل ۱۲	دمای ۶۰- درجه سلسیوس

بعنوان نمونه تحلیل استاتیکی مخزن در دمای محیط و فشار سطح زمین در شکل ۱ نشان شده است. همانگونه که در شکل مشاهده می شود بیشینه مقدار کرنش، حدود ۰/۰۱ درصد می باشد که بسیار کمتر از ۶۱ درصد بیشینه کرنش در نقطه شکست می باشد.



شکل ۱- توزیع کرنش در مخزن تحت فشار داخلی ۱۰ بار و فشار خارجی ۱ بار در دمای ۲۰ درجه سلسیوس

در شکل ۲ توزیع کرنش پلاستیک آورده شده است. با توجه به شکل دیده می شود که هیچگونه کرنش پلاستیکی در مخزن بوجود نمی آید. در شکل ۳ توزیع تنش در مخزن آورده شده است. همانطوریکه مشاهده می شود بیشینه تنش بوجود آمده برابر با ۲۲/۴ Mpa می باشد که بسیار کمتر از تنش تسلیم ۲۳۵ Mpa این فولاد در دمای محیط می باشد. در شکل ۴ نیز مقدار جابجائی نشان داده شده است. بیشینه جابجایی شعاعی مخزن تحت فشار داخلی ۱۰ بار برابر با ۶ میکرون می باشد که این مقدار جابجائی بسیار ناچیز می باشد. با توجه

می شود. این تکنیک در رانشگر Marotta BS25-001 استفاده شده است. سامانه مدیریت بکار رفته در این تکنیک، از یکسری صفحات مشبک و فیلترها از جنس فولاد ضدزنگ تشکیل شده است [۱۴]. در سال ۲۰۲۲ در ساخت مخزن سوخت پیشرانش ماهواره Alsat-1B نیز برای PMD از روش دوم یا همان جداسازی فاز مایع و گاز و خروج فاز گاز از مخزن استفاده کردند. برای اینکار آنها از یک سری اسفنجهای آلومینیومی برای سامانه مدیریت پیشرانه استفاده کردند. [۱۵]

ماهواره اندازه کوچک در داخل کشور تاکنون ساخته نشده است. برای اولین بار پروژه ساخت چنین ماهواره ای در پژوهشگاه فضائی ایران، در حال انجام است. یکی از مشکلات ساخت این ماهواره، طراحی و ساخت سیستم پیشرانش آن می باشد. برای رانشگر این ماهواره، برای اولین بار در کشور از سیستم جت مقاومتی استفاده شده است. سوخت رانشگر نیز گاز بوتان انتخاب شده که از هزینه پائین، غیر سمی بودن، تولید نیروی مناسب و پائین بودن انرژی گرمایشی، برخوردار است. با توجه به عدم وجود اطلاعات فنی و نحوه طراحی و ساخت این سیستم-ها، در این مقاله به طراحی و ساخت مخزن سوخت سیستم پیشرانش به همراه PMD مناسب پرداخته شده است. به این منظور با توجه به الزامات موجود، بعد از طراحی ابعاد مخزن به روش نظری و شبیه سازی المان محدود، یک سامانه مدیریت پیشرانه برای اطمینان از خروج فقط گاز، بکار گرفته شد. سامانه بکار رفته، مشابه سامانه موجود در ماهواره Marotta می باشد. بومی سازی، طراحی و ساخت این مخزن در ایران برای اولین بار انجام می گیرد.

۲- تعیین ضخامت مخزن:

از الزامات مخزن سوخت، فشار داخلی حداکثر ۱۰ بار، قطر داخلی بین ۱۰۰ تا ۲۰۰ میلیمتر، جنس فولاد ضدزنگ ۳۰۴L، دمای کاری بین ۶۵- تا ۱۲۰+ درجه، وزن حداکثر ۳ کیلوگرم و حجم ۲/۵ لیتر می باشد. برای اینکار قسمت استوانه ای مخزن از لوله ۴ اینچ استفاده شد که قطر داخلی آن تا ۱۰۸ میلیمتر ماشینکاری شد. برای محاسبه ضخامت مخزن از استاندارد ASME Section VIII DIV. 1 استفاده شد. طبق این استاندارد (بخش UG-27)، ضخامت مخازن استوانه ای از فرمول زیر محاسبه می شود:

$$t = \frac{P \cdot r}{S \cdot E - 0.6 P} \quad (۱)$$

در این فرمول P حداکثر فشار مخزن بر حسب psi، r شعاع مخزن بر حسب in، S استحکام جنس مخزن بر حسب psi، E راندمان اتصال و t حداقل ضخامت مخزن بر حسب in می باشد. شرایط این مخزن بصورت زیر می باشد:

$$P_{max} = 10 \text{ bar} = 147 \text{ psi}, \quad r = 2.13 \text{ in} \\ S = 17100 \text{ psi}, \quad E = 0.85 \quad (۲)$$

با جاگذاری این مقادیر در فرمول (۱) حداقل ضخامت مخزن بصورت زیر خواهد بود:

$$t_{min} = \frac{147 \times 2.13}{17100 \times 0.85 - 0.6 \times 147} = \frac{313.11}{14446.8} = 0.0217 \text{ in} = 0.55 \text{ mm} \quad (۳)$$

یعنی برای تحمل فشار ۱۰ بار حداقل ضخامت مخزن باید ۰/۵۵ میلیمتر باشد. در ابتدا برای اطمینان بالا و با ضریب اطمینان حدود ۶، ضخامت اولیه مخزن ۳ میلیمتر انتخاب شد. با این ضخامت،

جدول ۳- نتایج تحلیل دینامیکی مخزن با فشار خارجی 10 torr و فشار داخلی 10 بار و دمای 120+ درجه در ضخامت‌های مختلف

ضخامت [mm]	تنش تسلیم [Mpa]	بیشینه تنش به تنش تسلیم [Mpa]	نسبت تنش به تنش تسلیم	ضریب اطمینان	کرنش الاستیک [%]	کرنش پلاستیک [%]	بیشینه انبساط مخزن [میکرون]
۳	۱۶۶	۳/۴۱	۰/۱۹۵	۵/۱۲	۰/۰۱۶	۰	۹/۵۷۱
۱/۵	۱۶۶	۵/۹	۰/۳۵۴	۲/۸۳	۰/۰۲۹	۰	۱۴/۷۸
۱	۱۶۶	۷/۲۳	۰/۴۷۷	۲/۱	۰/۰۴۳	۰	۲۱/۵۲
۰/۵	۱۶۶	۱۵/۵	۰/۹۵۴	۱/۰۴	۰/۰۸۶	۰	۴۲/۹۱
۰/۳	۱۶۶	۲۳/۵	۱/۴۱۶	۰/۷	۰/۱۲۸	۰/۰۰۱	۶۳/۵۳

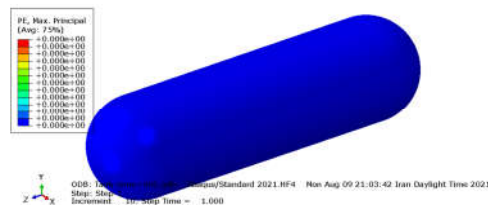
همانگونه که نتایج نشان داده شده در جدول ۳ دیده می‌شود، مخزن با ضخامت ۰/۳ میلی‌متر عملاً وارد محدوده پلاستیک می‌شود. همچنین تحلیل با ضخامت ۰/۵ میلی‌متر اگرچه وارد فاز پلاستیک نمی‌شود ولی دارای محدوده ضریب اطمینان خیلی کوچک به اندازه ۱/۰۴ برابر می‌باشد که عملاً با توجه به مشکلات موجود در فرآیند ساخت ورق مخزن، پروسه جوشکاری و غیره این ضخامت نیز مورد تأیید نمی‌باشد. ضخامت ۱ و ۱/۵ میلی‌متر به ترتیب با ضریب اطمینان حدود ۲ و ۳ برابر نیز می‌تواند یکی از گزینه‌های انتخابی جهت کاهش وزن مخزن باشد. در این پژوهش، جهت کاهش وزن مخزن طبق الزامات مخزن، برای ساخت مخزن از ضخامت ۱/۵ میلی‌متر استفاده شد.

۳- طراحی سامانه مدیریت رانشگر

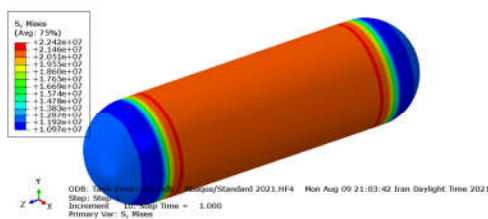
برای مخازن ذخیره که دارای حرکت یا شتاب هستند، ممکن است در داخل مخزن تلاطم ایجاد شده و پایداری سیستم به هم بخورد. به این منظور از صفحات تلاطم‌گیر جهت جلوگیری از ایجاد تلاطم استفاده می‌شود. از این صفحات در تانکرهای حمل مایعات، باک خودرو، مخزن CNG و ... به وفور استفاده می‌شود. این صفحات در اشکال و انواع مختلف موجود هستند که می‌توان به مواد متخلخل، صفحات سوراخدار، صفحات صاف با ارتفاع مختلف و ... اشاره کرد. نحوه انتخاب و محاسبات این صفحات در برخی کاربردها مثل تانکرهای حمل سوخت و جوش‌آورها مطالعه شده و استانداردهائی نیز برای آنها ارائه شده است. ولی در مورد مخازن نگهداری سوخت در صنایع هوا و فضا متأسفانه استاندارد خاصی وجود ندارد. در این پژوهش از دو صفحه سوراخدار به ضخامت ۱/۵ میلی‌متر بعنوان صفحات تلاطم‌گیر استفاده شد. برای بررسی تاثیر استفاده از صفحات تلاطم‌گیر، از شبیه‌سازی المان محدود استفاده شد. با توجه به امکانات نرم‌افزار، جهت بررسی تاثیر تلاطم سیال بوتان در داخل مخزن، از ایجاد نیروهای ناخواسته به دیواره مخزن استفاده شد. جهت بررسی اثرات تلاطم ایجاد شده در داخل مخزن و همچنین مدل‌سازی همزمان سیال و جامد در نرم افزار آباکوس از روش کوپل اولری لاگرانژی (CEL)^۱ استفاده شد که در این

^۱ Coupled Eulerian Lagrangian

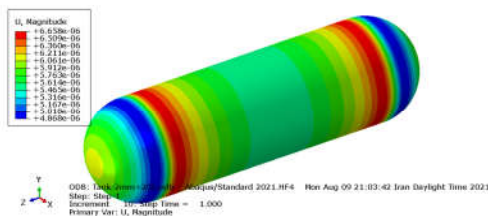
به نتایج حاصل مشاهده می‌شود که این مخزن با ضخامت ۳ میلی‌متر، تحت فشار داخلی استاتیکی ۱۰ بار در دمای محیط با ضریب اطمینان بالایی مقاومت خواهد کرد. نتایج حاصل از همه تحلیل‌ها در جدول ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲- توزیع کرنش پلاستیک در مخزن تحت فشار داخلی 10 بار و فشار خارجی 1 بار در دمای 20 درجه سلسیوس



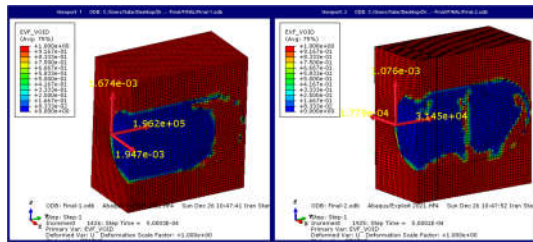
شکل ۳- توزیع تنش در مخزن تحت فشار داخلی 10 بار و فشار خارجی 1 بار در دمای 20 درجه سلسیوس



شکل ۴- مقدار جابجایی در مخزن تحت فشار داخلی 10 بار و فشار خارجی 1 بار در دمای 20 درجه سلسیوس

جدول ۲- نتایج بدست آمده از مدل‌های شبیه‌سازی شده

شماره مدل	تنش تسلیم [Mpa]	بیشینه تنش بدست آمده [Mpa]	نسبت تنش به تنش تسلیم	ضریب اطمینان	کرنش الاستیک [%]	کرنش پلاستیک [%]	بیشینه انبساط مخزن [میکرون]
۱	۱۶۶	۲۰/۱۳	۰/۱۲	۸/۲۵	۰/۰۱	۰	۵/۶۴
۲	۲۳۵	۲۲/۴۲	۰/۱	۱۰/۴۸	۰/۰۱۲	۰	۶/۶۵
۳	۳۸۰	۲۰/۱۵	۰/۰۵	۱۸/۸۷	۰/۰۱	۰	۵/۹۵
۴	۱۶۶	۲۲/۴	۰/۱۴	۷/۴۱	۰/۰۱۲	۰	۶/۳
۵	۲۳۵	۲۲/۴۲	۰/۱	۱۰/۴۸	۰/۰۱۲	۰	۶/۶۵۸
۶	۳۸۰	۲۲/۴۲	۰/۰۶	۱۶/۹۵	۰/۰۱۲	۰	۶/۶۵
۷	۱۶۶	۲۹/۰۹	۰/۱۸	۵/۷۱	۰/۱۴۳	۰/۱	۸/۵۱۸
۸	۲۳۵	۳۹/۷۹	۰/۱۷	۵/۹۱	۰/۰۲	۰	۱۱/۶۵
۹	۳۸۰	۳۵/۶۹	۰/۱	۱۰/۶۵	۰/۰۱۷	۰	۱۰/۳۷
۱۰	۱۶۶	۳۲/۴۱	۰/۲	۵/۱۲	۰/۰۱۶	۰	۹/۵۷۱
۱۱	۲۳۵	۳۹/۷۹	۰/۱۷	۵/۹۱	۰/۰۱۹	۰	۱۱/۶
۱۲	۳۸۰	۳۹/۷۹	۰/۱۱	۹/۵۵	۰/۰۱۹	۰	۱۱/۶۵



شکل ۷- نتایج نیروی عکس العمل در موقعیت جابجایی ۵ سانتیمتری مخزن

از الزامات اصلی مخزن ساخته شده در این پژوهش، آن است که اطمینان حاصل شود در شرایط کاری، فقط گاز از مخزن خارج شود. همانطوریکه قبلا گفته شد، برای جداسازی گاز از فاز مایع دو تکنیک اساسی وجود دارد. در تکنیک اول بدون استفاده از PMD گاز از مایع جدا شده و در خروجی مخزن قرار می‌گیرد. اینکار زمانی حاصل می‌شود که جنس مخزن و گاز داخل آن از چنان کشش سطحی بالایی برخوردار باشد که مایع در دیواره و گاز در وسط مخزن جمع شود.

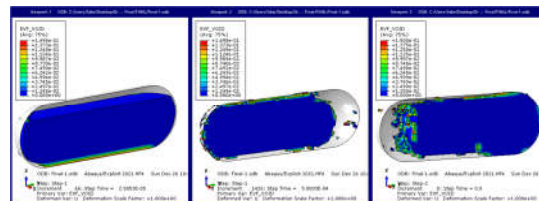
در تکنیک دوم برای جداسازی فاز گاز از مایع از PMD استفاده می‌شود. این تکنیک در رانشگر Marotta BS25-001 استفاده شده است. PMD بکار رفته در این تکنیک از یکسری صفحات مشبک و صفحات تلامب‌گیر از جنس فولاد ضدزنگ استفاده شده است. صفحات مشبک، با استفاده از خاصیت موئینگی، فاز مایع را در خود نگه داشته و به این ترتیب در خروجی مخزن، فقط فاز گاز وجود خواهد داشت. در این پژوهش نیز از همین ایده استفاده شده است. به این منظور از یکسری توری‌های فلزی از جنس فولاد ضد زنگ ۳۰۴L استفاده شد. (شکل ۸). سوراخهای موجود در توری در اندازه‌های مختلف باشد که بزرگترین آنها ۳*۴ میلی‌متر می‌باشد. این توری در صنایع پالایشگاهی برای جدا کردن اسیدهای مایع از فاز گاز در دودکش‌ها بکار می‌رود. این توری بصورت استوانه‌ای پیچیده شده و با فشار داخل لوله و بین صفحات تلامب‌گیر قرار می‌گیرد.

۴- ساخت مخزن

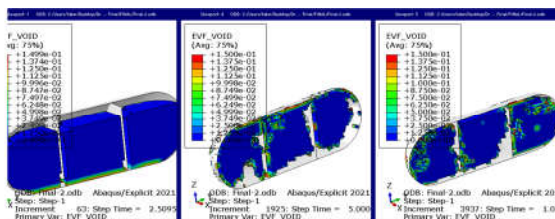
با توجه به محاسبات و شبیه‌سازی‌های انجام شده برای ضخامت مخزن، و انتخاب سامانه مدیریت پیش‌رانه، و به منظور تامین حجم مورد نیاز ۲/۵ لیتر، ابعاد مخزن و جزئیات آن طبق شکل ۹ تعیین شد. برای ساخت مخزن ابتدا دو صفحه مشبک که نقش تلامب‌گیر و نگهدارنده توری‌های فلزی را دارند، به روش لیزر طبق شکل ۱۰ برش داده شدند. سپس لوله استوانه و دو کپ انتهائی مخزن طبق نقشه نشان داده شده در شکل ۹ ماشینکاری شدند.

در مرحله بعد یکی از صفحات سوراخدار در فاصله ۲۰ میلیمتری انتهای لوله قرار گرفته و با خال جوش در موقعیت خود به لوله اتصال داده شد. سپس توری فلزی بصورت تحت فشار، داخل لوله قرار گرفته و صفحه سوراخدار دوم در انتهای دیگر لوله و در فاصله ۲۰ میلیمتر جوش داده شد. (شکل ۱۱)

روش سیال از نوع اولری و مخزن از نوع لاگرانژی مدل‌سازی گردید. با توجه به ماهیت اجزای اولری (اعمال نیرو در سه بعد فضایی) نمی‌توان از روشهای مدل‌سازی دو بعدی و تقارن محوری استفاده کرد و می‌بایست حتما از روش مدل‌سازی سه بعدی استفاده نمود. برای مخزن که بصورت پوسته (Shell) مدل شده بود، فاصله گره‌ها ۰/۰۰۵ m در نظر گرفته شد که تعداد ۳۵۰۰ عدد المان سه‌بعدی ۴ گرهی از نوع S4R ایجاد شد. برای ماده اولری نیز که بصورت حجمی (Solid) مدل شده بود، فاصله گره‌ها ۰/۰۰۴ m در نظر گرفته شد که تعداد ۲۸۰۰۰۰ عدد المان سه‌بعدی ۸ گرهی از نوع EC3D8R ایجاد شد. نتایج تحلیل المان محدود در اشکال ۵ و ۶ نشان داده شده است.



شکل ۵- نتایج تحلیل مخزن بدون صفحه تلامب‌گیر



شکل ۶- نتایج تحلیل مخزن با صفحه تلامب‌گیر

در این اشکال، تصویر سمت چپ موقعیت سیال و مخزن را در لحظه آغاز، تصویر میانی موقعیت مخزن و تغییر شکل سیال را بعد از ۵ سانتیمتر جابجایی رو به جلو و تصویر سمت راست مخزن و سیال در لحظه برگشت به موقعیت اولیه را نشان می‌دهد. در شبیه‌سازی‌ها، نیروهای وارد به بدنه مخزن تحت تاثیر سیال در بحرانی‌ترین نقطه، یعنی نقطه برگشت از بیشینه مقدار جابجایی افقی، که بیشترین نیرو عکس العمل را دارد، استخراج گردید (شکل ۷).

همانگونه که در شکل ۷ مشاهده می‌شود مقدار بیشینه نیروی عکس‌العمل در مخزن بدون صفحات تلامب‌گیر برابر با ۱۹۶ کیلو نیوتن است، این در حالی است که مقدار بیشینه نیروی عکس‌العمل در همین موقعیت برای مخزن با صفحات تلامب‌گیر برابر با ۳۱ کیلو نیوتن است که تقریباً کاهش ۸۵ درصدی را نشان می‌دهد. نتیجه آنکه استفاده از صفحات تلامب‌گیر باعث کاهش بوجود آمدن نیروهای ناخواسته در مخزن می‌شود.



شکل ۱۱- نصب سیستم تلاطم گیر در داخل لوله استوانه‌ای

مرحله بعدی جوشکاری دو کپ انتهائی به لوله اصلی می‌باشد. برای اینکار از روش جوشکاری Tig استفاده شد. برای جوشکاری طبق استاندارد AWS و ASME یک WPS یا "مشخصات روش جوشکاری" نوشته شد. طبق این WPS نوع سیم جوش بکار رفته طبق استاندارد از جنس فولاد ضدزنگ ER308 انتخاب شد. جوشکاری بدون آماده سازی یا پخ و در یک پاس انجام گرفت. در انتها، کل بدنه مخزن پولیش زنی شد تا سطح بدنه صیقلی و یکنواخت شود. شکل ۱۲ مخزن نهائی بعد از پولیش زنی را نشان می‌دهد.

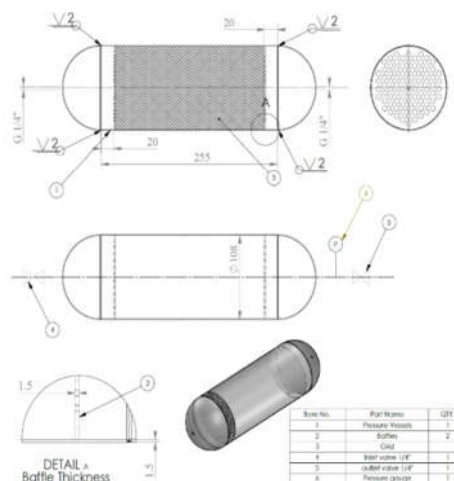


شکل ۱۲- تصویر مخزن نهائی

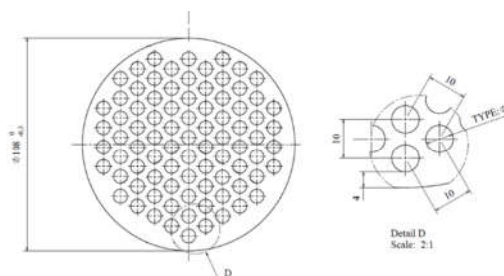
بعد از جوشکاری، محل جوش به روش رادیوگرافی مورد بازرسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد هیچگونه عیبی از قبیل سوختگی کناره جوش، ترک، مک، نفوذ ناقص یا نفوذ اضافی در ریشه جوش وجود ندارد. علاوه بر این با توجه به حذف گرده یا برآمدگی جوش با پولیش زنی، هیچگونه عامل تمرکز تنش در محل جوش وجود ندارد. همچنین بعد از ساخت نمونه، در سازمان فضائی ایران، تستهای مختلف از قبیل تست هیدرولیک در فشارهای مختلف تا ۲۰ بار، تست چرخه خلا حرارتی در دماهای بین ۶۰- تا ۱۲۰+ درجه سلسیوس، آزمون ارتعاشات سینوسی، تست ارتعاشات انفاقی، آزمون شوک انجام گرفت که همه این آزمون‌ها در شرایط خلا بودند. عملکرد مخزن ساخته شده طبق استاندارد ECSS-E-10-03A مورد تأیید سازمان فضائی ایران قرار گرفت. در این تستها هیچگونه نشتی و کاهش فشار در دماهای



شکل ۸- توری بکار رفته در مخزن



شکل ۹- نقشه نهائی مخزن طراحی شده



شکل ۱۰- نقشه صفحات مشبک

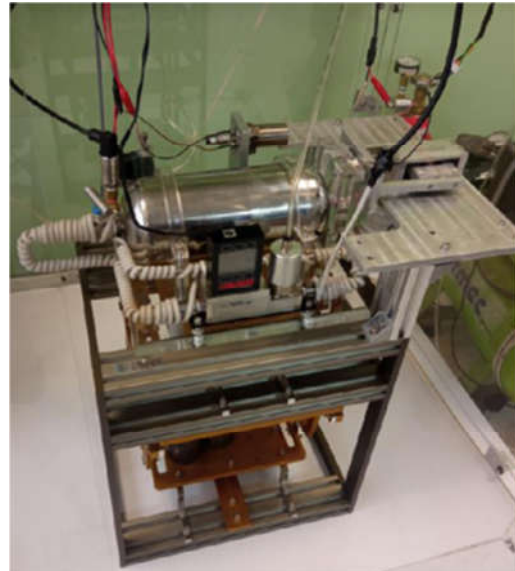
۶- نمادها

E	راندمان اتصال
P	حداکثر فشار مخزن (psi)
PMD	سامانه مدیریت پیشرانه
r	شعاع داخلی مخزن بر حسب (in)
S	استحکام جنس مخزن (psi)
t	ضخامت مخزن (in)
TIG	جوشکاری با الکتروود تنگستنی در حضور گاز محافظ
WPS	برگه مشخصات فرایند جوشکاری

۷- مراجع

- [1] Zakirov V., Luming L., Propulsion challenges for small space craft, Tsinghua Science and Technology, Vol. 11, No. 5, pp. 507-514, 2006
- [2] Levchenko I., Keidar M., Explore space using swarms of tiny satellites, Nature, Vol. 562, pp. 185-187, 2018
- [3] Pallichadath V., et al., In-orbit micro-propulsion demonstrator for PICO-satellite application, Acta Astronautica, Vol. 165, pp. 414-423, 2019
- [4] Hwang M., Rho T.S., Lee H. J., Conceptual design and performance analysis of water electrolysis propulsion system with catalytic igniter for CubeSats, Acta Astronautica, Vol. 200, pp. 316-327, 2022
- [5] Zhang H., Huang M., Hu X., Integrated design of solar thermal propulsion system for microsatellite with liquid ammonia as propellant, Advances in Space Research, Vol. 71, N. 1, pp. 456-476, 2023
- [6] R. Amri, D. Gibbon, In orbit performance of butane propulsion system, Advances in Space Research, Vol. 49, pp. 648-654, 2012
- [7] Gibbon D., A review of use of butane as low cost propellant, In Space Propulsion Conference, San Sebastian, Spain, 2010
- [8] Hartwig J. W., Propellant management devices for low gravity fluid management: past, present and future, Journal of Space Craft and Rockets, Vol. 54, No. 4, pp. 1-17, 2017
- [9] Jaekle D.E., Propellant management devise conceptual design and analysis: Vanes, In 27th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propellant Conference, Sacramento, California June 24-26, 1991
- [10] Jaekle D.E., Propellant management devise conceptual design and analysis: Sponge, In 29th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propellant Conference, Monterey, California June 28-30, 1993
- [11] Li Z and et al., Application of 3D-printing and commercial Off-The-Shelf components in the design of a micro-propulsion system, In 31th Annual AIAA/USU Conferences of Small Satellites, Utah, USA, August 5-10, 2017
- [12] Tom W. H., Griffin P. S., Jackson A., Design and manufacture of a composite overwrapped pressurant tank assembly, In 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Indianapolis, Indiana, July 7-10, 2002
- [13] Tom W. H., Ballinger I., Propellant tank with surface tension PMD for tight center-of-mass propellant control, In 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Hartford, Connecticut, July 21-23, 2008
- [14] Miller S. W., Management of a university satellite program with focus on a refrigerant-based propulsion system, Master Thesis, Missouri University, USA, 2010
- [15] Darfilal D., Gibbon D., Ground and flight tests of AlSat-1B Butane propulsion system, Propulsion and Power Research, Vol. 11, N. 1 pp. 74-84, 2022

مختلف، تغییر شکل ظاهری، گسیختگی و تغییر فرکانس بلوک قبل و بعد از آزمون مشاهده نشد. علاوه بر آن عملکرد سامانه رانشگر مورد تست قرار گرفت. در شکل ۱۳، تصویر مخزن سوخت ساخته شده بر بستر تست عملکردی رانشگر جت مقاومتی آورده شده است.



شکل ۱۳- بستر تست عملکردی رانشگر جت مقاومتی

۵- نتیجه گیری

در این مقاله مخزن سوخت سیستم پیشران برای یک ماهواره سایز کوچک طراحی و ساخته شد. با توجه به الزامات خواسته شده یعنی فشار داخلی حداکثر ۱۰ بار، قطر داخلی بین ۱۰۰ تا ۲۰۰ میلیمتر، جنس فولاد ضدزنگ ۳۰۴L، دمای کاری بین ۶۵- تا ۱۲۰+ درجه، وزن حداکثر ۳ کیلوگرم و حجم ۲/۵ لیتر، از طریق محاسبات و شبیه سازی المان محدود ضخامت مخزن به اندازه ۱/۵ میلیمتر تعیین شد. سپس با استفاده از طرح ارائه شده در رانشگر Marotta BS25-001 و نیز نتایج حاصل از شبیه سازی المان محدود، سامانه مدیریت پیشرانه بصورت ترکیبی از توری های فلزی فشرده و دو صفحه مشبک انتخاب شد. طبق نقشه نهائی قطعات مخزن ساخته شده و به هم مونتاژ شدند. وزن کل مخزن ۲/۲ کیلوگرم اندازه گیری شد که کمتر از حداکثر وزن ۳ کیلوگرم می باشد. مخزن تحت آزمون غیر مخرب رادیوگرافی، تست هیدرواستاتیک در فشارهای مختلف تا ۲۰ بار، تست چرخه حرارتی خلا از دما ۶۰- تا ۱۲۰+، تست ارتعاشات سینوسی، تست ارتعاشات اتفاقی و آزمون شوک در شرایط خلا قرار گرفت و هیچ عیبی از قبیل نشتی، تغییر شکل، گسیختگی، افت فشار، تغییر فرکانس بلوک قبل و بعد از آزمون و عیوب دیگر در آن مشاهده نشد. و عملکرد مخزن طبق استاندارد فضائی ECSS-E-10-03A مورد تایید قرار گرفت. علاوه بر آن عملکرد سامانه PMD بر بستر تست آزمایشگاهی بررسی شد و عملکرد آن مورد تایید قرار گرفت. با توجه به نتایج آزمایشات، این مخزن با اطمینان بالا، قابل استفاده در ماموریت فضائی خود می باشد.