



روش طراحی سیستمی سامانه مدیریت پیشرانه (PMD) در شرایط جاذبه صفر

حسن ناصح^{1*}، علی عالی پور²

1- استادیار، مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران

2- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد، مهندسی فضایی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد الکترونیک، تهران

*تهران، صندوق پستی 834-14665، hnaseh@ari.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 10 آبان 1396

پذیرش: 18 دی 1396

ارائه در سایت: 05 بهمن 1396

کلید واژگان:

طراحی سیستمی

سامانه مدیریت پیشرانه (PMD)

تحلیل عددی

هیدرازین

مخزن سوخت

چکیده

هدف از ارائه مقاله، روش طراحی سیستمی سامانه مدیریت پیشرانه یا PMD مخزن حامل سوخت هیدرازین برای استفاده در شرایط جاذبه ناچیز (صفر) می‌باشد. برای این منظور، روند نمای طراحی سیستمی پیشنهادی برای طراحی سامانه مدیریت پیشرانه، دارای سه مرحله اصلی می‌باشد که عبارتند از: مرحله اول، طراحی و مدل‌سازی مخزن؛ مرحله دوم، طراحی و مدل‌سازی سامانه مدیریت پیشرانه و شبیه‌سازی و مرحله سوم، تحلیل رفتار سوخت درون مخزن. در این روندنا با توجه به ورودی‌های ماموریتی مربوط به سامانه، طراحی مخزن، سامانه مدیریت پیشرانه و تحلیل رفتار سوخت درون مخزن به صورت جامع پرداخته شده‌است به گونه‌ای که در هر گام در صورتی که نتایج تایید نشود، با تغییر پارامترهای مرتبط، شرایط مطلوب احراز می‌شود. مدل‌سازی اولیه مخزن و سامانه مدیریت پیشرانه در نرم‌افزار سالیدورک صورت پذیرفته است. شبیه‌سازی‌های عددی به منظور بررسی عملکرد PMD و اثبات پدیده مویبندی برای سوخت‌رسانی پایدار در شرایط بی‌وزنی انجام شده‌است. از روش‌های عددی برای تحلیل مخزن و رفتار سوخت درون مخزن به همراه PMD برای بهینه‌سازی پارامترهای طراحی سامانه استفاده شده است. بدین صورت که، برای بررسی رفتار سوخت، سامانه مدیریت پیشرانه با استفاده از روش حجم سیال (VOF) در نرم‌افزار انسیس مدل‌سازی، شبکه‌بندی و تحلیل شده است. پارامترهای بهینه‌سازی PMD با هدف دست‌یابی به بیشترین مقادیر دبی جرمی و نرخ حجمی جریان صورت می‌پذیرد. به عبارت دیگر، هدف دستیابی به بیشترین مقادیر سوخت ورودی به PMD می‌باشد. در نهایت، صحت‌گذاری نتایج (عملکرد سامانه مدیریت پیشرانه) با مقایسه با نتایج تجربی و نمونه موجود موجود صورت پذیرفته است.

Propellant Management Device (PMD) System Design Methodology in Zero Gravity Condition

Hassan Naseh^{1*}, Ali Alipour²

1-Department of Astronautics, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran

2- Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Electronic Section Islamic Azad University, Tehran, Iran

* P.O.B. 14665-834, Tehran, Iran, hnaseh@ari.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 01 November 2017
Accepted 08 January 2018
Available Online 25 January 2018

Keywords:

System design
Propellant management Device (PMD)
Numerical analysis
Hydrazine
Fuel tank

ABSTRACT

The purpose of this article is to system design methodology of Propellant Management Device (PMD) for hydrazine fuel tank which used in low (zero) gravity conditions. To this end, the suggestion system design flowchart has three main steps that concluded: step one, Tank design and modeling; step two, PMD design and modeling and step three, stored fuel treatment simulation and analysis. In the design flowchart has performed the result of each step based on mission inputs. Therefore, rejected results in each step led to vary the related parameters. Thus Solid Works software is used to primary PMD and tank modeling. Then, numerical simulation is performed to consider PMD's performance and to illustrate the capillary phenomenon for continues fuel transferring in zero-gravity conditions. Also, numerical methods are used to analysis of the tank and the fuel behavior inside the tank with PMD to optimize system design parameters. Hence, Ansys software used to finalize modelling, analysis, meshing and consideration of fuel behavior in PMD by utilizing the Volume Of Fluid (VOF) method. The optimal system parameters related to specifications of PMD with maHimum performance of mass and volume flow rates in zero gravity. In conclusion, by comparing the results (PMD performance) with experimental and existing results will be verified.

1- مقدمه

ناچیز از خود رفتاری متفاوت از سطح زمین (شرایط عادی جاذبه) را نشان می‌دهند و به خوبی و با اطمینان همانند سطح زمین سوخت را به موتور انتقال نمی‌دهند، حتی اگر حجم زیادی سوخت در مخزن وجود دارد و سوخت مخزن تمام نشده باشد. در شرایط بی‌وزنی موتور در زمان مناسب روشن نمی‌شود و اگر در حال کار باشد ممکن است به دلیل ورود بیش از حد گاز بالشتک گازی سر مخزن سوخت به موتور، موتور خاموش شود و بعضاً بنا

یکی از مهم‌ترین بخش‌ها در ماهواره‌ها و فضاپیماها، سامانه مدیریت پیشرانه نصب شده در مخزن سوخت آن‌ها می‌باشد. دلیل این اهمیت را می‌توان نیاز به سوخت‌رسانی بی‌وقفه از مخزن سوخت به محفظه احتراق وسایل فضایی در شرایط بدون جاذبه و یا جاذبه‌های بسیار ناچیز دانست. چنانچه مشهود است، سوخت این وسایل پرنده در شرایط بی‌وزنی و بدون جاذبه یا با جاذبه‌های

Please cite this article using:

H. Naseh, A. Alipour, Propellant Management Device (PMD) System Design Methodology in Zero Gravity Condition, Modares Mechanical Engineering, Vol. 18, No. 02, pp. 84-94, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

فرایند ساخت را به صورت کلی با توجه به زیاد بودن آن بررسی کرده‌اند نمونه کارهای بیان شده می‌تواند استفاده شود برای آزمون بر روی مخزن‌هایی که در آینده قرار است ساخته شود (مخزن ساخته و مورد استفاده قرار گرفته - است و بهینه‌سازی‌های نهایی انجام گرفته است. طراحی مخزن از نظر ساختار و حجم با مخزن موجود در این مقاله متفاوت می‌باشد و طراحی داخل مخزن متناسب با مأموریت می‌باشد و با PMD که در این مقاله طراحی شده تفاوت بسیاری دارد).

تام و همکاران [13]، بر روی مخزن‌های از جنس تیتانیوم با روکش کامپوزیتی کار کرده‌اند [14] و برای نمونه مخزن‌ها را ساخته و آزمون‌های سازه‌ای را بر روی آن‌ها انجام داده‌اند [15] و همچنین ساختار مخزن به همراه آزمون‌های دینامیکی مخزن را مورد بررسی قرار داده‌اند [16]. (مخزن‌های ساخته شده مورد بررسی و نتایج نهایی آن در مقاله آورده شده است. تحلیل و بررسی بر روی سوخت درون مخزن موجود نمی‌باشد). تام و همکارانش [17]، مخزن سوخت کاوشگر مریخ را که در سال 1988 استفاده و چندین بار در ماهواره‌های تجاری مورد استفاده قرار گرفته است را مورد بازبینی قرار داده و تغییرات مرکز جرم مخزن را در حین مأموریت خود را به حداقل رسانده است. مخزن موجود از نظر حاشیه ایمنی سازه مورد بررسی قرار گرفته و آزمون‌های تجربی فشاری بیشتری انجام شده است. سامانه مدیریت پیشرانه استفاده شده مورد بازبینی و بزرگتر شده است. (تکانه‌های مخزن سوخت در مقاله در محیط بدون گرانش محاسبه نشده است و باید مورد بررسی قرار گیرد، ابعاد این مخزن و ضرایب اطمینان آن در طراحی مخزن این مقاله استفاده شده‌است). لیو و همکاران [18]، طراحی و تحلیل سامانه مدیریت پیشرانه با استفاده از روش حجم مایع VOF صورت پذیرفته است. در این مرجع با استفاده از الگوریتم حرکت سیمپل سی، تحلیل و شبیه‌سازی‌ها به صورت دوبعدی نشان داده شده است و محاسبات متغیر با زمان انجام شده است. همچنین حل جریان به صورت دوفازی و با فرض گاز هلیوم و سوخت هیدرازین صورت پذیرفته است. که طی مراحل و با استفاده از نمودار نرخ جریان بهینه‌سازی انجام شده است. (شبیه‌سازی با آن که در مقدمه سه‌بعدی ذکر شده است ولی تمامی تصاویر ارائه شده دوبعدی می‌باشد، و تحلیل‌ها فقط بر روی PMD انجام شده است). لیو و همکاران [19]، مقایسه‌ای بین شبیه‌ساز نرم‌افزاری و نتایج آزمایشگاهی شبیه‌سازی بدون گرانش انجام شده است. (نتایج نرم‌افزاری نهایی و با ارائه عکس دوبعدی انجام شده است و نتایج آزمایشگاه با ارائه عکس انجام شده است و خطاها و تفاوت‌های بین این دو را بررسی کرده است). الهندال و همکاران [20]، شبیه‌سازی دوبعدی حساب به روش حجم مایع. دیلون سانسز و همکاران [21]، شبیه‌سازی نیروهای وارد شده به سوخت درون مخزن همراه با دیافراگم، فضاپیما و تاثیر این تکانه‌ها بر روی حرکت سوخت با نرم‌افزار CFD و تحت تاثیر گرانش. مارسل و همکارانش [22]، بر روی شبیه‌ساز تکانه‌های سوخت در مخزن همراه با دیافراگم، با نرم‌افزار CFD تحت تاثیر گرانش کار کرده‌اند. همزمان نتایج تجربی را با نتایج نرم‌افزاری مقایسه کرده‌اند. (با توجه به دستگاهی که انتخاب کرده‌اند و نزدیک بودن نتایج نهایی این آزمایش با توجه به گرانش زمین انجام شده است و هیچ‌گونه PMD برای مخزن طراحی نشده است و فقط تکانه در مخزن را مورد بررسی قرار داده‌اند). تام و همکاران [23] طراحی، ساخت و مونتاژ بدنه مخزن با پوشش کامپوزیتی را مورد بررسی قرار داده‌اند. آقای بلنجر و همکاران [24] طراحی و تولید بدنه مخزن با روکش کامپوزیتی را مورد بررسی قرار داده‌اند. یوسف و حمیدخان به صورت جداگانه، به بررسی سازه‌هایی فضایی پرتاب با ملاحظات بهینه‌سازی استاتیکی [25] و دینامیکی

به نوع طراحی موتور ممکن است با انفجار همراه و دیگر موتور ضمن ورود سوخت دوباره قابل استفاده نباشد و نهایتاً مأموریت این وسیله پرنده با شکست روبرو شود. در مأموریت‌های بسیاری از سامانه مدیریت پیشرانه استفاده می‌شود که همگی به دلیل جدا شدن و نبودن سوخت در دهانه خروجی مخزن غیرقابل انجام می‌باشند. بنابراین به طور خلاصه می‌توان گفت که موفقیت و تحقق یک مأموریت فضایی مجهز به سامانه پیشرانش کاملاً به عملکرد درست سامانه مدیریت پیشرانه وابسته است. برای این منظور این مقاله با هدف توسعه دانش فنی طراحی سامانه‌های مدیریت پیشرانه تعریف و صورت پذیرفته است.

جیکل [1]، با ارائه مقاله‌ای با موضوع، سامانه مدیریت مصرف پیشرانه، طراحی مفهومی و تجزیه و تحلیل یک PMD با ساختار تیغه‌ای را مورد بررسی قرار داده است. در مراجع [2-4] به ترتیب برای مدل‌های اسفنجی، توری، گلدانی برای توزیع پیشران در مخزن در شرایط (گرانش بسیار کم) صورت پذیرفته است. (در مراجع فوق نتایج به دست آمده، محصول نهایی طراحی مفهومی شده است که صحت‌گذاری آن با حل معادلات و برای درصدی از کل ترسیم نهایی انجام شده است، برای نمونه، طراحی یکی از پرها را در کنار دیواره‌ای عمودی مورد بررسی قرار داده و بر این اساس صحت‌گذاری کل پرها را اثبات نموده است). تام و جیکل [6,5]، مقالاتی را ارائه نمودند که در آن مخزن از نوع اکسیدایزر همراه با کشش سطحی و مخزن ساخته شده با عدسی مشترک را مورد بررسی قرار می‌دهد. (در این مراجع نتایج ارائه شده به صورت کلی و ویژه محصول نهایی و مونتاژ شده می‌باشد. از مراحل ساخت نمونه و شبیه‌سازی‌ها و بهینه‌سازی‌های انجام شده تا رسیدن به محصول نهایی بررسی انجام نشده است). تام و جیکل [7]، با ارائه مقاله‌ای تحت عنوان، کشش سطحی در مخزن مجهز به سامانه مدیریت پیشرانه در مدار زمین برای انتقال سیال سوخت پرداخته است. (نتایج این تحقیق، برای بهینه‌سازی مخزن سوخت هیدرازینی مورد استفاده قرار گرفته است). با همکاری مراکز دانشگاهی و تحقیقاتی در کشور ژاپن [8]، بررسی تجربی رفتار پارامترهای جریان در شکاف دیواره تیغه صورت پذیرفته است. (در این تحقیق، به صورت محدود نتایج تجربی و آزمایشگاهی تنش سطحی در کنار تیغه‌ها منتشر شده است). روبرت و همکاران در ناسا [9]، روشی برای توسعه و پیاده‌سازی یک فرآیند برای تولید سامانه مدیریت پیشرانه از جنس آلومینیوم با قابلیت خیس شوندگی بسیار بالا برای استفاده در مخزن هیدرازین را مورد بررسی قرار دادند. نتایج این بررسی، مراحل توسعه و پیاده‌سازی برای تولید یک سامانه مدیریت پیشرانه از جنس آلومینیوم که سازگار با مخزن سوخت هیدرازین باشد را ارائه نموده است. (صحت‌گذاری این مقاله با توجه به نتایج آزمایشگاهی انجام شده است و آزمایش انجام شده با توجه به خواص توری انجام شده است). برایان و همکاران [10]، در تحقیقات خود به بررسی محاسباتی تعیین فرکانس طبیعی و نوسانات دیافراگم و تاثیر آن بر مخزن سوخت و سامانه سوخت‌رسانی متمرکز نمودند. (سامانه مدیریت پیشرانه در این مرجع برای مخزن طراحی شده از نوع دیافراگمی بوده‌است و تکانه‌های با درجات آزادی را در روی زمین مورد بررسی قرار داده است نه شرایط بدون گرانش). تام و جیکل [11]، در سال 2016 با ارائه مقاله‌ای با عنوان سیر تکامل طراحی و تولید مدیریت مصرف سوخت برای پروازهای فضایی در اروپا و آمریکا به بررسی مخزن‌های ساخته شده می‌پردازند. (نگاهی به روند مخزن‌های تولید شده از سال 1970 تاکنون دارد و نتایج فقط شامل عکس از مخزن‌های مونتاژ شده و نهایی می‌باشد). تام و همکاران [12]، مخزن سوخت کاوشگر مسنجر را مورد بررسی قرار داده و فازهای طی شده در

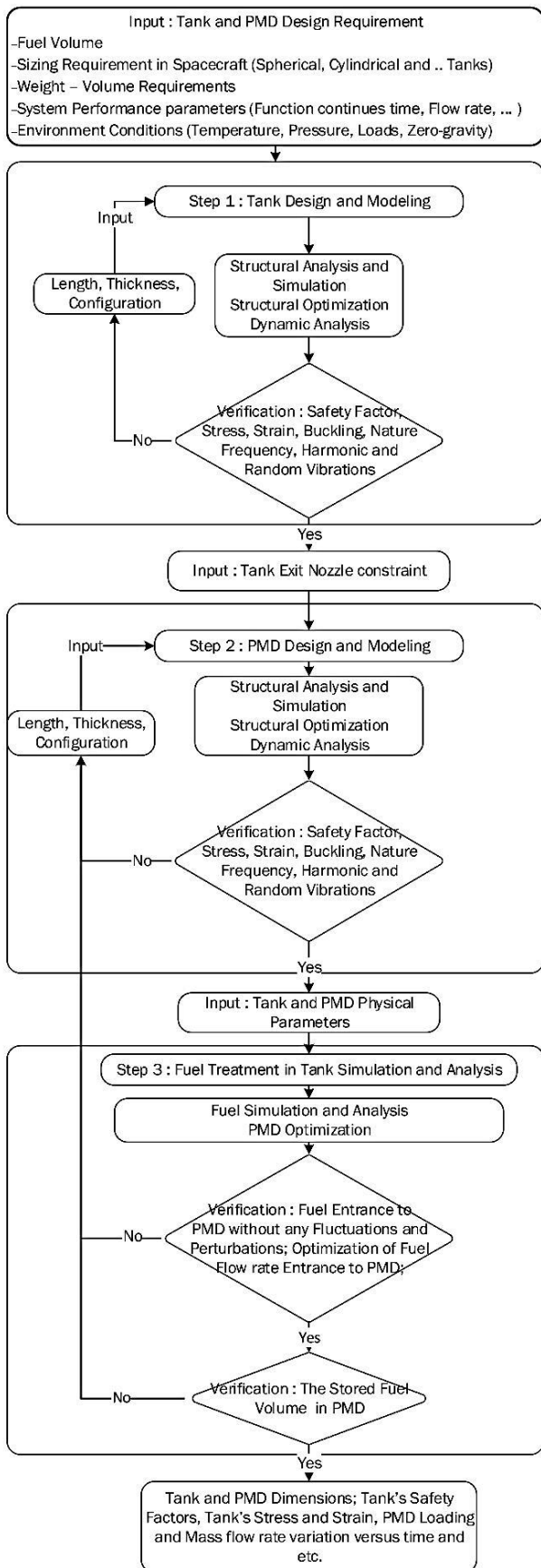


Fig. 1 System design flowchart for fuel tank and PMD

شکل 1 روندنمای طراحی سیستمی مخزن سوخت و PMD

[26] تمرکز نمودند. بهینه‌سازی انجام شده و نتایج با مجموعه نرم‌افزار انسیس ایجاد شده است. (توجه به رفتار دینامیکی سازه در زمان پرتاب و قرارگیری مدار بیرون از جو زمین). آمبر و همکاران [27]، بر روی شبیه‌سازی تکانه‌های سوخت درون مخزن با مقایسه نتایج آزمایشگاهی و شبیه‌سازی نرم‌افزاری این کار را انجام داده‌اند و مخزن موردنظر متناسب با مخزن به‌کار رفته در فضاپیما اورایون می‌باشد. (برای این شبیه‌ساز هیچ‌گونه PMD و دیگر قسمت‌ها مورد بررسی نمی‌باشد). فازهای تحلیل، گاز هلیوم و سوخت مایع هیدرازین به‌صورت دو فازی مدل شده است (طراحی نهایی به صورت دوبعدی بوده و اشکال بسیار ساده فقط بررسی ارتفاع سوخت انجام شده است).

هدف از ارائه این مقاله ارائه روشی جامع برای انجام طراحی سیستمی، مخزن سوخت همراه با PMD برای رفع معایب تحلیل‌های مذکور در پیشینه پژوهش می‌باشد. استفاده از روش جامع، سبب صرفه‌جویی در زمان و هزینه (بدون نیاز به انجام آزمایشات تجربی) خواهد شد. منظور از روش جامع طراحی و شبیه‌سازی مخزن به همراه سامانه مدیریت پیشرانه، طراحی مدل‌سازی و شبیه‌سازی مخزن به همراه PMD با انجام تحلیل‌های بارگذاری و همچنین تحلیل رفتار سوخت می‌باشد. در این روش ارضا قیود طراحی برای دستیابی به بالاترین ورودی دبی حجمی مطلوب سوخت به PMD در مدت زمان مشخص و در نهایت عدم عبور گاز از سامانه مدیریت پیشرانه به درون موتور صورت می‌پذیرد.

بهینه‌سازی سازه با توجه به محدوده فشار و دمای کاری مخزن انجام شده است و هدف از این بخش استخراج کمینه وزن مخزن با توجه به ضریب اطمینان موردنیاز می‌باشد [17]. برای مخزن، در مرحله بعد همانند مراجع [26,25] نتایج دینامیک سازه مخزن و PMD مورد بررسی قرار گرفته است و می‌توان بهینه‌سازی جدید را با توجه به محدودیت‌های طراحی در بخش شبیه‌ساز دینامیک انجام داد. یکی از اهداف اصلی بخش تحلیل دینامیک، بررسی رفتار مخزن و PMD در زمان پرتاب با حامل سایوز می‌باشد. با انجام صحه‌گذاری و مقایسه نتایج تحلیل سازه و دینامیک مخزن و PMD، تحلیل سوخت مخزن با توجه به رفتار سوخت در شرایط بدون گرانش و با گرانش ناچیز و در محدوده کاری صورت پذیرفته است. در نهایت مخزن و سامانه مدیریت پیشرانه از نظر حجم سوخت ورودی از مخزن به سامانه مدیریت پیشرانه در مدت زمان شبیه‌سازی، بهینه‌سازی شده است. بنابراین در این مقاله می‌توان طراحی جامع مخزن و سامانه مدیریت پیشرانه از نوع تجهیزات توده‌ساز و همچنین بهینه‌سازی سامانه مدیریت پیشرانه برای دستیابی به بیشینه دبی و بهینه‌سازی مخزن از نظر بیشینه فشار و کمینه ضریب اطمینان صورت پذیرفته است.

2- طراحی سیستمی مخزن و سامانه مدیریت پیشران

در این مقاله، طراحی سیستمی مخزن و سامانه مدیریت پیشران همانند روند نمای "شکل 1" صورت پذیرفته است. این روندنما از سه گام اصلی تشکیل شده است. در هر گام در صورت تایید نتایج طراحی، اطلاعات برای اجرای فرآیند به گام بعدی منتقل خواهد شد و در صورت عدم تایید نتایج، شکل باز طراحی و مورد بررسی قرار خواهد گرفت. سه گام طراحی روندنما به ترتیب عبارتند از: گام اول: طراحی و مدل‌سازی مخزن سوخت، گام دوم: طراحی و مدل‌سازی سامانه مدیریت پیشران، گام سوم: تحلیل رفتار سوخت درون مخزن. در پایان روندنما، خروجی‌های تایید شده هر سه گام در دسترس کاربر

جدول 1 تنظیمات و مشخصات شبکه در تحلیل سازه‌ای

ردیف	نام پارامتر	مقدار یا مشخصه	واحد
1	فشار تحلیل	2.59 – 3.10	MPa
2	دما تحلیل	40	°C
3	تعداد گره	205454	--
4	نوع شبکه‌بندی	غیرسازمان‌یافته	--
5	شبکه	HEX	--

جدول 2 تنظیمات، مشخصات شبکه و روش حل در تحلیل رفتار سوخت

ردیف	نام پارامتر	مقدار یا مشخصه	واحد
1	فشار تحلیل	2.07	MPa
2	دما	288.16	K
3	شرایط مرزی ورودی	فشار ثابت یا دبی ثابت	--
4	نوع شبکه‌بندی	غیرسازمان‌یافته	--
5	شکل شبکه	HEX	--
6	مدل تحلیل	توربولانسی / آرام	--
7	مدل دو فازی	حجم سیال یا VOF	--
8	شرایط محیطی (خروجی سیال از PMD)	اتم‌سفر یا خلا	--

تحلیل گام سوم شامل 1- شبیه‌سازی و تحلیل سوخت، 2- بهینه‌سازی مدیریت مصرف سوخت می‌باشد. دستاوردهای گام سوم و یا به عبارتی ماحصل روندنمای طراحی به صورت زیر می‌باشد:

1- ورود سوخت بدون اغتشاش به PMD؛ 2- بهینه‌سازی نرخ جریان ورود سوخت به PMD؛ 3- ارائه نمودار جرم حجمی ورود سوخت به PMD؛

3- گام اول - طراحی و مدل‌سازی مخزن

گام اول، مخزن با ساختار کروی (که نمونه استفاده از مخزن مذکور به سال 1988 در ماموریت اکتشاف مریخ به عنوان مخزن اکسیدکننده برمی‌گردد و بعدها تعدادی نمونه جدید از این مخزن ساخته و با تجهیز سامانه مدیریت پیش‌رانه در بسیاری از ماهواره‌های تجاری مورد استفاده قرار گرفت [17]). الزامات طراحی ساختار مخزن (مقادیر سوخت‌رسانی، حجم سوخت مخزن، الزامات جانمایی در فضاپیما، بیشینه وزن مخزن، زمان عملکرد پیوسته، دبی جریان مصرف، و شرایط محیطی همانند فشار و دمای کاری و بارهای وارد شده به مخزن از طرف حامل و شرایط گرانش و ...) با توجه به محدوده الزامات مرجع [17-19] انتخاب شده‌اند. شبکه‌بندی در ماژول شبکه نرم‌افزار انسیس و از شبکه‌های با ساختار چهارگوش و مکعبی استفاده شده است، شرایط شبیه‌سازی تحلیل سازه مخزن و PMD با توجه به شرایط کاری این نوع مخازن در نرم افزار انسیس صورت پذیرفته است [17].

ابعاد مخزن براساس حجم سوخت موردنیاز ماموریت به صورت شعاع 536 mm و اندازه قطر دهانه ورودی و خروجی 18 mm و ضخامت پوسته 4 mm محاسبه شده است. از تقارن موجود در مخزن کروی برای تقسیم مخزن به چهار قسمت مساوی با زاویه‌ی 90 درجه بهره گرفته شده است. برای انجام تحلیل‌های سازه‌ی مخزن نیاز به دقت بالایی است. برای این منظور با کوچک

قرار خواهد گرفت. ورودی روندنما اطلاعاتی هستند که نیازهای اولیه طراح و شرایط تحلیل و آزمون مخزن به همراه سامانه مدیریت مصرف سوخت را برای طراحی تعیین می‌کند: 1- حجم مخزن سوخت با توجه به طول سامانه فضایی و نوع وظیفه‌ای که برعهده دارند. 2- شکل مخزن که با توجه به جانمایی مخزن و سامانه پیش‌رانش در فضاپیما می‌تواند کره‌ای یا استوانه‌ای و یا مخروطی می‌باشد. 3- الزامات وزنی - حجمی سامانه که مقدار وزن مجاز برای مخزن به همراه سوخت را تعیین می‌کند و نباید وزن مخزن بیشتر از حد مجاز باشد. 4- پارامترهای کارآیی سامانه مدیریت مصرف سوخت و مخزن به همراه مدیریت مصرف سوخت.

ورودی‌ها و شرایط تحلیل سازه مخزن و سامانه مدیریت مصرف سوخت در "جدول 1" نشان داده شده است. در اولین گام طراحی و مدل‌سازی مخزن براساس ورودی‌های "جدول 1" صورت می‌پذیرد. در این گام، منحصراً شبیه‌سازی و تحلیل ساختار مخزن مورد بررسی قرار گرفت. در این گام این موارد انجام خواهد شد: 1- شبیه‌سازی و تحلیل سازه مخزن، 2- بهینه‌سازی مخزن، 3- شبیه‌سازی و تحلیل دینامیکی سازه مخزن می‌باشد. نتایج استخراج شده از گام اول موارد زیر را شامل می‌شود، 1- تایید ضریب اطمینان سازه مخزن، 2- مقادیر بیشینه و کمینه تنش مخزن با توجه به شرایط کاری مخزن در دما و فشارهای محیطی مشخص، 3- میزان بیشینه و کمینه کرنش مخزن در دما و فشارهای محیطی مشخص، 4- تحمل بارهای وارده از طرف حامل فضایی به مخزن سوخت [31]، 5- تایید فرکانس طبیعی مخزن سوخت، 6- بررسی میزان ارتعاشات تصادفی مخزن سوخت با توجه به داده‌های حامل فضایی سایوز [31]، 7- بررسی میزان ارتعاشات هارمونیک مخزن سوخت با توجه به داده‌های حامل فضایی سایوز انجام گرفته است [31]. نتایج مستخرج از گام اول برای تحلیل سازه مخزن و نتایج مستخرج از تحلیل دینامیک مخزن با توجه به مرجع [17] مورد مقایسه و بررسی قرار گرفته است. در ابتدا مقایسه‌ای میان ضریب اطمینان‌های مخزن موجود در این مقاله و مرجع [17] انجام می‌شود و سپس مخزن مورد بهینه‌سازی ضخامت قرار می‌گیرد. در صورت کاهش ضخامت پوسته، متناسب با آن وزن مخزن کاهش می‌یابد. بعد از نهایی شدن ضخامت، مقادیر بیشینه و کمینه تنش و کرنش مخزن و نتایج تحلیل دینامیکی و مقادیر ارتعاشات طبیعی، تصادفی و هارمونیک مخزن مورد بررسی قرار می‌گیرد. در صورتی که هر کدام از نتایج استخراج شده از گام اول شرایط مورد قبول را ارضا نکند، ساختار مخزن از منظرهای طول، ضخامت، سازه مورد بررسی دوباره قرار خواهد گرفت. همچنین در صورت تایید نتایج، محدودیت‌های دهانه خروجی مخزن به گام دوم یعنی طراحی و مدل‌سازی مدیریت مصرف سوخت وارد می‌شود. با توجه به مقادیر سوخت موردنیاز برای نگهداری در PMD و مدت زمان مصرف سوخت و مقادیر آن در هر بار استارت موتور، طراحی و مدل‌سازی می‌شود.

روش طراحی در گام دوم همانند گام اول و براساس پارامترهای کارآیی صورت می‌پذیرد. نتایج خروجی این گام نیز همانند گام اول مورد مقایسه و بررسی قرار می‌گیرد.

گام سوم، شبیه‌سازی و تحلیل رفتار سوخت درون مخزن با توجه به نتایج گام اول و دوم می‌باشد. رفتار سوخت درون مخزن با توجه به گرانش صفر و دما و فشار محیط عملکردی فضاپیما مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج به دست آمده از این گام، با توجه به مراجع [17, 18] بررسی و صحت‌گذاری شده است. ورودی‌ها و شرایط شبیه‌سازی و تحلیل رفتار سوخت درون مخزن در "جدول 2" نشان داده شده است.

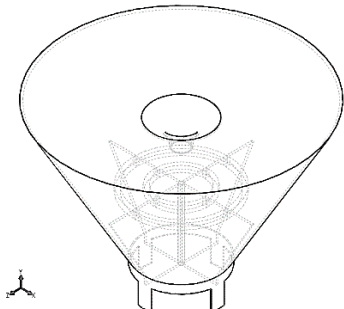


Fig. 3 PMD used to dynamic analysis

شکل 3 PMD مورد استفاده برای تحلیل دینامیک

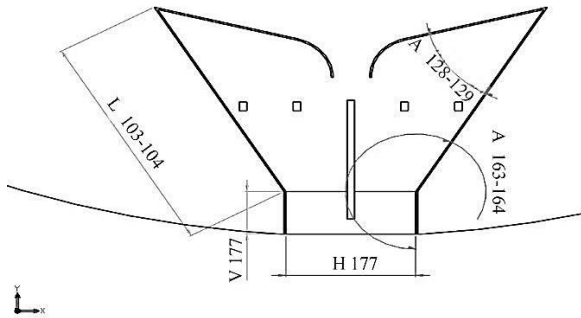


Fig. 4 Parameters used to PMD optimization

شکل 4 پارامترهای مورد استفاده در بهینه‌سازی PMD

5- گام سوم - تحلیل رفتار سوخت درون مخزن

گام سوم، تحلیل رفتار سوخت درون مخزن می‌باشد که بر مبنای نتایج خروجی گام اول و گام دوم و محدودیت‌های در نظر گرفته شده در این دو گام، مورد تحلیل قرار می‌گیرد. تحلیل بر اساس مقدار حجم سوخت مورد نیاز و وارد شده به PMD مورد بهینه‌سازی قرار گرفته است. متغیرها می‌توانند تغییر در ابعاد فیزیکی PMD در چهارچوب مخزن باشد. در گام سوم رفتار سوخت درون مخزن مورد بررسی قرار می‌گیرد تا از ورود سوخت به PMD بدون اغتشاش و در میزان و حجم مناسب اطمینان حاصل شود. برای انجام تحلیل بر روی سوخت درون مخزن از ماژول فلونت 17 استفاده شده است. شرایط انتخاب شده در تحلیل رفتار سوخت درون مخزن به صورت ذیل می‌باشد:

1- الگوریتم مورد استفاده در شبیه‌سازی سیمپل سی [28]، 2- شرایط مرزی در کنار دیواره‌ها در نظر گرفته نشده است، 3- جریان به صورت دو فازی در نظر گرفته شده است، فاز مایع (هیدرازین) و فاز گاز (هلیوم) [29]، 4- تنش سطحی بین دو فاز برابر 0.03 N/m ، 5- گام زمانی برای محاسبات را برابر 0.001 s با 0.001 s در نظر گرفته شده است [30].

محاسبات برای شبیه‌سازی ساختار مخزن و PMD به صورت سه بعدی و شبیه‌سازی سوخت درون مخزن به صورت دوبعدی انجام شده است. شبکه‌بندی‌ها برای تایید درستی نتایج و تعیین درصد خطا در اندازه شبکه‌های (شبه) متفاوت برای شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته است. نمونه اولیه طراحی انجام شده برای تحلیل سوخت درون مخزن در "شکل 5" نشان داده شده است. و همان‌گونه که در روند نما نشان داده شده است در صورت ایجاد تغییر ساختار PMD دوباره مورد بررسی قرار می‌گیرد.

6- ارزیابی نتایج

در این بخش لازم است تا نتایج حاصل از اجرای گام‌های روندنمای طراحی مورد ارزیابی و صحت‌گذاری قرار گیرند. چنانچه بیان شد، تحلیل ساختاری،

نمودن ابعاد شبکه به ویژه در بخش‌های ورودی و خروجی دقت لازم قابل دستیابی است. پس از شبیه‌سازی و تحلیل برش 90 درجه مخزن، مجدداً برای بالا بردن دقت تحلیل، از برش 1 درجه استفاده می‌شود. تحلیل‌ها در برش 1 درجه نیز با ابعاد شبکه مختلف مورد مقایسه قرار می‌گیرند. طراحی مخزن برای انجام تحلیل‌های دینامیکی "شکل 2"، نشان داده شده است.

نمونه‌ای از الزامات ورودی مربوط به شرایط محیطی مخزن یعنی دما و فشار مخزن بر اساس شرایط واقعی وارد می‌شود. برای تعیین مقاومت ساختار مخزن نسبت به ضرایب اطمینان مورد نیاز و بهینه‌سازی پوسته مخزن که با کاهش ضخامت همراه است و باعث کاهش وزن مخزن می‌شود، تحلیل سازه‌ای را بر روی مخزن صورت خواهد داد [17]. با اتمام تحلیل سازه برای تکمیل تحلیل ساختاری مخزن، تحلیل دینامیکی مخزن از شرایط بارگذاری حامل فضایی سایوز استفاده شده است [31]. در پایان این گام، اگر مخزن موفق به تحمل آزمون‌ها نشود، پارامترهای اولیه‌ی مخزن همانند ضخامت، طول و ساختار مخزن را تغییر داده و دوباره سیکل آزمون اول تکرار خواهد شد [26].

4- گام دوم - طراحی و مدل‌سازی سامانه مدیریت پیشرانه

گام دوم، طراحی و مدل‌سازی سامانه مدیریت پیشرانه می‌باشد. این گام، پس از تعیین محدودیت دهانه خروجی مخزن در گام قبلی، نوبت به طراحی مفهومی سامانه مدیریت پیشرانه یا PMD می‌رسد. طراحی و مدل‌سازی PMD بر اساس سامانه توده‌ساز "شکل 3" به صورت اولیه بر روی مخزن نصب می‌شود. پارامترهای این سامانه لازم است تا مورد بهینه‌سازی قرار گیرد. لذا پارامترهای اصلی طراحی سامانه مدیریت پیشرانه چنانچه در "شکل 4" نشان داده شده است، با توجه به لحاظ شرایط و محدودیت‌های خروجی مخزن، تحت بهینه‌سازی قرار می‌گیرد.

تحلیل ساختاری مدیریت مصرف سوخت همانند تحلیل مخزن صورت می‌پذیرد. تحلیل ساختار مخزن و PMD شامل دو بخش تحلیل سازه‌ای و تحلیل دینامیکی می‌باشد که برای هر یک از این دو، سه بخش جداگانه‌ای را می‌توان متصور شد. تحلیل سازه‌ای از سه بخش 1- کمینه ضریب اطمینان، 2- کمینه و بیشینه تنش معادل، 3- کمینه و بیشینه کرنش تشکیل شده است. تحلیل دینامیکی نیز از سه بخش 1- ارتعاشات طبیعی، 2- ارتعاشات تصادفی، 3- ارتعاشات هارمونیک تشکیل شده‌اند که همگی از تحلیل‌های مهم در تحلیل دینامیکی می‌باشند [24,25]. برای انجام تحلیل ساختار مخزن، دمای مخزن را ثابت و برابر 40 درجه سانتی‌گراد در نظر گرفته شده است [17]. مجموعه تغییراتی را که در صورت مناسب نبودن PMD می‌توان به طراحی آن اعمال کرد در "شکل 4" نشان داده شده است.

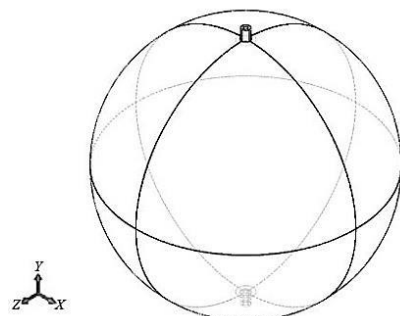


Fig. 2 Tank used to dynamic analysis

شکل 2 مخزن مورد استفاده در تحلیل دینامیک

جدول 4 مقایسه نتایج کمینه ضریب اطمینان با اندازه شبکه‌های متفاوت همراه با درصد خطای محاسبات

Table 4 Variation of safety factor versus mesh size with computation error percent

مقدار کمینه ضریب ایمنی مخزن	اندازه شبکه (mm)
2.59 MPa	
1.5497	0.3
1.5310	0.21
1.5169	0.17
1.5110	0.14
0.003	درصد خطا

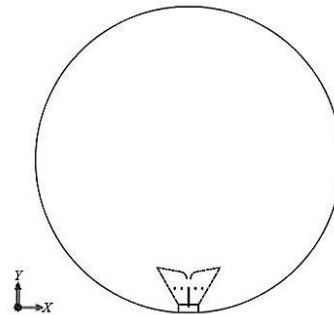


Fig. 5 Analysis Model for consideration of fuel treatment in tank and PMD effect

شکل 5 مدل تحلیل رفتار سوخت درون مخزن و تاثیر PMD

جدول 5 مقایسه نتایج ضریب اطمینان

Table 5 Comparison the safety factors results

خطا (%)	پژوهش حاضر	مرجع [18]	مقدار فشار (MPa)	نوع فشار
11.8	1.51	1.35	2.59	اثبات
2.4	1.26	1.23	3.10	تسلیم

بهبودسازی در نرم‌افزار انسیس، براساس روش سعی و خطا می‌باشد که براساس تابع هدف انتخابی (کمینه وزن، کمینه ضریب اطمینان و بیشینه تنش مجاز و یا کمینه ضخامت و...) اجرا می‌نماید و مقادیر و پارامترهای بهینه را به عنوان نتایج بهینه، خروجی می‌دهد. بنابراین بهبودسازی، براساس دو پارامتر فشار و ضخامت مخزن برای دستیابی به کمینه وزن می‌باشد. بنابراین چنانچه در "جدول 6" آورده شده است، بهبودسازی بر مبنای ضخامت‌های بین 1.45 تا 2.45 mm پوسته مخزن می‌باشد.

در "جدول 7" بهبودسازی ضریب اطمینان بر مبنای تغییرات فشار از 2.59 MPa تا 3.10 MPa ارائه شده است که در آن وزن تمام نمونه‌ها برابر است. نتایج با بکارگیری ابزارهای بهبودسازی نرم‌افزار انسیس به دست آمده است و مبنای تمامی محاسبات اندازه شبکه 0.3 mm بوده است. چنانچه ملاحظه می‌شود خطای محاسبات بسیار کم و ناچیز می‌باشد.

جدول 6 نتایج بهینه‌سازی ضخامت مخزن بر مبنای وزن و ضریب اطمینان

Table 6 Tank thickness optimization results based on weight and safety factor

ضخامت (mm)	وزن (kg)	کمینه ضریب اطمینان
	3.10 MPa	
1.45	0.034	1.29
1.7	0.040	1.57
1.95	0.046	1.86
2.2	0.052	2.15
2.45	0.057	2.38

جدول 7 نتایج بهینه‌سازی ضخامت مخزن با تغییر فشار کاری مخزن

Table 7 Tank thickness optimization results with respect to pressure

ضریب اطمینان	وزن (kg)	مقدار فشار (MPa)
1.55		2.59
1.47		2.79
1.41		2.84
1.35	0.035	2.97
1.29		3.10

شامل دو بخش اصلی (تحلیل سازه‌ای و تحلیل دینامیکی) می‌باشد. بخش اول، تحلیل سازه‌ای که شامل سه بخش تحلیلی (کمینه ضریب اطمینان، بیشینه و کمینه تنش معادل، بیشینه و کمینه کرنش یا تغییر طول) و بخش دوم، تحلیل دینامیکی مخزن که شامل سه بخش تحلیلی (بررسی فرکانس طبیعی، ارتعاشات هارمونیک و طبیعی) می‌باشد. ابتدا تحلیل ساختاری و سپس تحلیل دینامیکی، مورد بررسی قرار گرفته‌اند. همچنین ضمن ارائه نتایج تحلیل‌های فوق، درصد خطای محاسبات نیز در جداول مربوطه ارائه شده است.

6-1-1 تحلیل ساختاری مخزن

برای این منظور، ابتدا نتایج ضخامت 4 mm و پس از انجام تحلیل در ضخامت پوسته مخزن 2 mm و 1.35 mm مورد بررسی قرار می‌گیرد، در نهایت با توجه به بهینه‌گی ضخامت پوسته مخزن برابر 1.45 mm نتایج تحلیل ارائه خواهد شد. پس از نزدیک شدن به مقدار جواب بهینه، نتایج تحلیل را با مقاطع برش خورده از مخزن و با اندازه شبکه‌های 0.3، 0.21، 0.17 و 0.14 mm مورد تحلیل قرار می‌گیرد.

6-1-1-1 کمینه ضریب اطمینان

در این بخش، نتایج کمینه ضریب اطمینان، ابتدا مخزن با ضخامت پوسته 4 mm و 1.45 mm، مورد بررسی قرار داده می‌شود. در این بخش، نتایج برش 1 درجه از مقطع 90 درجه نیز از مخزن با اندازه شبکه‌های 0.3 و 0.21 و 0.17 و 0.14 mm به همراه درصد خطا در "جدول 3" ترسیم شده‌اند. برای تحلیل و مقایسه کامل شبیه‌سازی، فشار مخزن را از 3.10 MPa به 2.59 MPa کاهش و نتایج کمینه ضریب اطمینان را همانند جدول 3 در جدول 4 آورده شده است. نتایج مقایسه‌ای بین ضریب اطمینان در "جدول 5" بین مقادیر به دست آمده در پژوهش حاضر و مقادیر مرجع [18] ارائه شده است.

جدول 3 تغییر ضریب اطمینان نسبت به اندازه شبکه با درصد خطای محاسبات

Table 3 Variation of safety factor versus mesh size with computation error percent

مقدار کمینه ضریب ایمنی مخزن	اندازه شبکه mm
3.10 MPa	
1.294	0.3
1.279	0.21
1.267	0.17
1.262	0.14
کمتر از 0.01	درصد خطا

برای تحلیل و مقایسه کامل شبیه‌سازی، فشار مخزن را از 3.10 MPa به 2.59 MPa کاهش و نتایج بیشینه و کمینه (اکسترمم) کرنش را همانند جدول 10 با کاهش اندازه شبکه به صورت "جدول 11" با درصد خطای محاسبات ارائه شده است.

6-2- تحلیل دینامیکی مخزن

یکی از راهکارهای افزایش ضریب اطمینان مخزن و اثبات توانایی تحمل بارهای بحرانی در زمان پرتاب یا حمل و نقل، انجام تست‌ها یا آزمون‌های دینامیکی مخزن می‌باشد. در ادامه نتایج سه شبیه‌سازی و تحلیل مخزن شامل، ارتعاشات طبیعی، هارمونیک و تصادفی ارائه شده است.

6-2-1- ارتعاشات طبیعی

مهمترین و پایه‌ای‌ترین تحلیل‌های دینامیکی، تحلیل ارتعاشات طبیعی می‌باشد. نتایج این تحلیل به صورت فرکانس طبیعی در جهت‌های عرضی و طولی به همراه کرنش (تغییر طول) در این فرکانس ارائه شده است. این نتایج با اندازه شبکه 6 mm در فرکانس طبیعی مخزن در "جدول 12" لیست شده است. نتایج اولین حالت محوری و جانبی فرکانس طبیعی مخزن، کرنش را نشان می‌دهد.

6-2-2- ارتعاشات هارمونیک

دومین بخش از تحلیل‌های دینامیکی به تحلیل ارتعاشات هارمونیک معطوف می‌شود. برای تحلیل در این قسمت از اطلاعات حامل فضایی سایوز به عنوان ورودی بهره گرفته شده است. بنابراین نتایج پاسخ فرکانسی مخزن در جهت X و در فرکانس 100 Hz، در "شکل 6" نشان داده شده است. همچنین این نتایج در جهت Y و Z به ترتیب در "شکل 7" و "شکل 8" نشان داده شده است، برای مقایسه بهتر نتایج تحلیل در جهات X, Y, Z در "جدول 13" ارائه شده است.

6-2-3- ارتعاشات تصادفی

آخرین بخش از تحلیل دینامیکی مخزن سوخت، تحلیل ارتعاشات تصادفی می‌باشد. برای شبیه‌سازی از اطلاعات شرایط محیطی حامل فضایی سایوز

جدول 11 نتایج اکسترمم کرنش با درصد خطای محاسبات

اندازه شبکه mm	کمینه کرنش mm	بیشینه کرنش mm
	2.59 MPa	
0.3	1.0171	1.7374
0.21	1.0172	1.7373
0.17	1.0173	1.7373
0.14	1.0173	1.7373
درصد خطا	کمتر از 0.001	کمتر از 0.001

جدول 12 کرنش و فرکانس طبیعی در اولین حالت محوری و جانبی

Table 12 Strain and nature frequency in the first lateral and longitudinal mode shape

اندازه شبکه Mm	فرکانس طبیعی Hz	کمینه کرنش mm	بیشینه کرنش mm
6	80.273	0.00076315	6.5349
6	25.584	2.7752 e-05	7.8594

چنانچه در جدول 7 ملاحظه می‌شود، در وزن ثابت با افزایش مقدار فشار، مقادیر ضریب اطمینان کاهش می‌یابد.

6-1-2- پیشینه و کمینه تنش معادل

در ادامه برای بررسی و مقایسه بیشینه و کمینه تغییرات تنش معادل برای مخزن، نتایج برش 1 درجه از مقطع 90 درجه مخزن با اندازه شبکه 0.3، 0.21، 0.17 و 0.14 با درصد خطای محاسبات در "جدول 8" قابل مشاهده می‌باشد.

در ادامه این بخش برای شبیه‌سازی با کاهش فشار مخزن از 3.10 MPa به 2.59 MPa، نتایج ارائه شده است. صحت‌گذاری تحلیل‌ها و نتایج، با بررسی برش 1 درجه‌ای مخزن را با کاهش اندازه شبکه و مقایسه درصد خطای محاسبات، صورت می‌پذیرد. در "جدول 9" تغییرات بیشینه و کمینه (اکسترمم) تنش معادل نسبت به اندازه شبکه‌ها با درصد خطای محاسبات ارائه شده است.

6-1-3- پیشینه و کمینه کرنش

در این بخش به بررسی نتایج بیشینه و کمینه کرنش مخزن پرداخته شده است. برای مقایسه بهتر، کمینه و بیشینه کرنش در "جدول 10" با اندازه شبکه‌های مختلف و درصد خطای محاسبات ارائه شده است.

جدول 8 مقایسه اندازه شبکه‌های متفاوت و تنش معادل با درصد خطا

Table 8 Comparison the different mesh sizes and equal stress with error percent

اندازه شبکه mm	کمینه تغییرات تنش MPa	بیشینه تغییرات تنش MPa
	3.10 MPa	
0.3	0.75167	718.27
0.21	0.75264	727.08
0.17	0.75305	733.84
0.14	0.75145	736.67
درصد خطا	کمتر از 0.001	2.0

جدول 9 نتایج تغییر اندازه شبکه با اکسترمم تنش معادل با درصد خطای محاسبات

Table 9 Comparison the mesh size and extrimum equal stress with error percent

اندازه شبکه mm	کمینه تغییرات تنش MPa	بیشینه تغییرات تنش MPa
	2.59 MPa	
0.3	0.62801	600.10
0.21	0.62882	607.46
0.17	0.62916	613.11
0.14	0.62782	615.48
درصد خطا	کمتر از 0.001	1.5

جدول 10 نتایج تغییر اندازه شبکه و درصد خطای محاسبات

Table 10 Mesh size results and error percent

اندازه شبکه mm	کمینه کرنش mm	بیشینه کرنش mm
	3.10 MPa	
0.3	1.2173	2.0795
0.21	1.3091	2.1703
0.17	1.3091	2.1703
0.14	1.2176	2.0794
درصد خطا	0.01	0.01

معادل در "جدول 14" ارائه شده‌اند. از این نتایج برای بهینه‌سازی سازه مخزن نسبت به ارتعاشات حامل در زمان پرتاب استفاده می‌شود. اگر نتایج به‌دست آمده مناسب نباشد باید در ساختار مخزن تغییر ایجاد کرده و به شیوه مناسب‌تری طراحی نمود.

3-6- سامانه مدیریت پیشرانه

به‌دلیل پیچیده بودن مسئله مخزن و سامانه مدیریت مصرف سوخت، تحلیل‌های سازه‌ای این دو بخش، به صورت مجزا صورت پذیرفته‌اند. همانند تحلیل‌های سازه‌ای و دینامیکی مخزن، این تحلیل‌ها در مورد سامانه مدیریت پیشرانه با همان شرایط می‌باشد و نتایج آن به‌صورت کامل در "جدول 15" (نتایج تحلیل سازه) و "جدول 16" (نتایج تحلیل دینامیک) آورده شده است.

4-6- نتایج تحلیل رفتار سوخت و سامانه مدیریت پیشرانه

در این بخش، به ارزیابی نتایج حاصل از شبیه‌سازی، تحلیل و بهینه‌سازی سامانه مدیریت پیشرانه یا PMD پرداخته شده است. تحلیل عملکرد PMD شامل موارد زیر می‌باشد:

در تمام تحلیل‌ها، عملکرد PMD در مدت زمان 12S مورد بررسی قرار گرفته است. تحلیل عملکرد PMD تحت گرانش 0.001 m/s^2 در جهت $-X$ و $-Y$ صورت پذیرفته است که بعد از شبیه‌سازی در شرایط بدون گرانش هر کدام به‌صورت جداگانه به تنظیمات اضافه شده است و تاثیر هر کدام (با گرانش و بدون گرانش) نیز در نتایج نشان داده شده است. تحلیل عملکرد PMD در دو فشار کاری متفاوت به‌صورت جداگانه انجام شده است و پس از شبیه‌سازی با فشار 2.07 MPa فشار را تغییر داده و در فشار 2.59 MPa نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. آخرین مرحله تحلیل عملکرد PMD

جدول 14 نتایج تحلیل ارتعاشات تصادفی مخزن در جهت X, Y, Z

Table 14 Results of tank random vibration analysis in X, Y and Z directions

جهت	بیشینه کرنش mm	بیشینه تنش معادل MPa
Y	1.27	378.47
X	2.34	553.93
Z	2.34	551.69

جدول 15 نتایج تحلیل سازه سامانه مدیریت پیشرانه یا PMD

Table 15 Results of PMD structural analysis

40 °C				دما	
3.10 MPa		2.59 MPa		فشار	
بیشینه	کمینه	بیشینه	کمینه	تنش (MPa)/طول (mm)	
	1.2948		1.5497	0.3	
	1.2791		1.5310	0.21	ضریب
*	1.2673	*	1.5169	0.17	اطمینان
	1.2624		1.5110	0.14	
718.27	0.75167	600.10	0.62801	0.3	
727.08	0.75264	607.46	0.62882	0.21	تنش
733.84	0.75305	613.11	0.62916	0.17	
736.67	0.75145	615.48	0.62782	0.14	اندازه
2.07955	1.2173	1.7374	1.0171	0.3	شیکه
2.1703	1.3091	1.7373	1.0172	0.21	طول mm
2.1703	1.3091	1.7373	1.0173	0.17	
2.0794	1.2176	1.7373	1.0173	0.14	

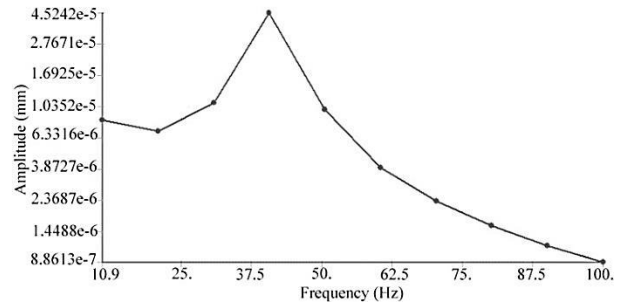


Fig. 6 Tank frequency response in harmonic vibration analysis (X-axis)
شکل 6 نتایج پاسخ فرکانسی مخزن در جهت X در تحلیل ارتعاشات هارمونیک

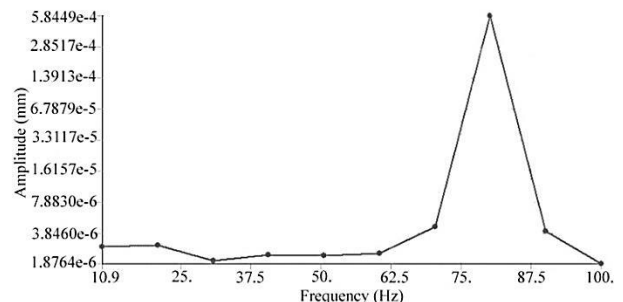


Fig. 7 Tank frequency response in harmonic vibration analysis (Y-axis)
شکل 7 نتایج پاسخ فرکانسی مخزن در جهت Y در تحلیل ارتعاشات هارمونیک

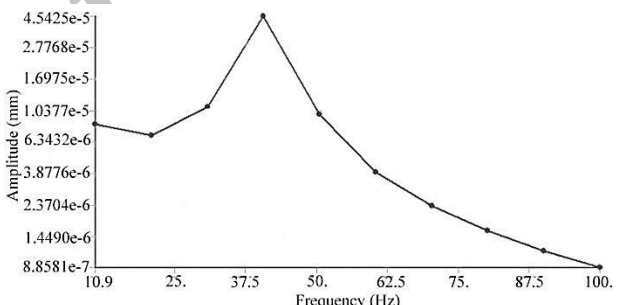


Fig. 8 Tank frequency response in harmonic vibration analysis (Z-axis)
شکل 8 نتایج پاسخ فرکانسی مخزن در جهت Z در تحلیل ارتعاشات هارمونیک

جدول 13 نتایج کامل ارتعاشات هارمونیک مخزن در جهت X, Y, Z

Table 13 Complete results of tank harmonic vibration in X, Y and Z directions

22 °C				دما	
بیشینه	کمینه	فرکانس Hz	تنش (MPa)/طول (mm)		
3.366e-004	3.1698e-008	100	طول		
1.3973e-003	-1.2978e-003	40.6		X	
7.9756e-002	2.2219e-007	100	تنش		
8.404e-004	2.6095e-010				
1.1233e-005	1.9164e-007		طول	Y	ارتعاشات
6.8443e-004	-1.3997e-007	80.2			هارمونیک
1.0599e-006	1.8234e-010	100	طول		
2.2878e-004	2.2169e-010		تنش	Z	
4.9945e-005	0.0	40.6	طول		

استفاده شده است. در این بخش نیز همانند بخش تحلیل ارتعاشات هارمونیک نتایج برای جهت X, Y و Z برای بیشینه کرنش، بیشینه تنش

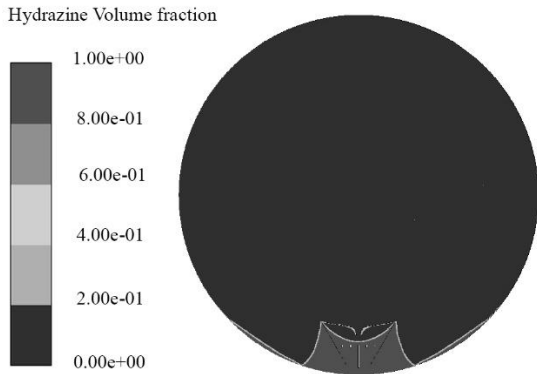


Fig. 10 Fuel motion analysis results in PMD after the time of 12 seconds

شکل 10 نتایج تحلیل سوخت در PMD بعد از زمان 12 ثانیه

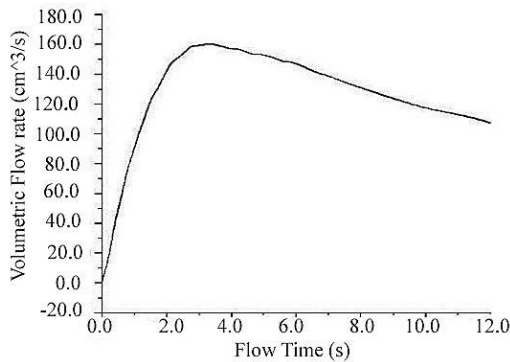


Fig. 11 variation of volumetric flow rate for fuel entrance to PMD

شکل 11 تغییرات سرعت حجمی ورود سوخت به PMD

جدول 17 نتایج تحلیل PMD در زمان 12 ثانیه

Table 17 results of PMD Analysis at 12 seconds

شرایط محیطی تحلیل: دما (15°C)، فشار (2.07 MPa)

(kg/s)	دبی عبوری	
0.10830	بدون گرانش	گرانش
0.10807	0.001	Y-
0.10855	0.001	X-
0.10860	2.59	فشار MPa
0.10824	5	
0.10315	17	زاویه بین دو فاز در کنار دیواره ها
0.09675	21	

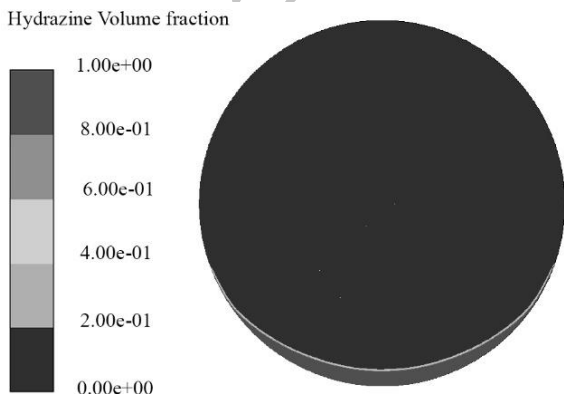


Fig. 12 Fuel treatment analysis results without PMD at the time of 12 seconds

شکل 12 نتایج تحلیل سوخت بدون PMD در زمان 12 ثانیه

جدول 16 نتایج تحلیل دینامیکی سامانه مدیریت پیشرانه یا PMD

Table 16 Results of PMD dynamic analysis

22 °C			دما	
بیشینه	کمینه	فرکانس Hz	تنش (MPa)/طول (mm)	
6.534	0.00076315	80.2	محوری طول	فرکانس
7.859	2.775 e- 05	25.5	جانبی	طبیعی
3.366e-004	3.1698e-008	100		
1.3973e-003	- 1.2978e-003	40.6	X	
7.9756e-002	2.2219e-007	100	تنش	ارتعاشات
8.404e-004	2.6095e-010			هارمونیک
1.1233e-005	1.9164e-007		طول	Y
6.8443e-004	- 1.3997e-007	80.2		
1.0599e-006	1.8234e-010	100	طول	Z
2.2878e-004	2.2169e-010		تنش	
4.9945e-005	0.0	40.6	طول	
1.2734	0.0	*	طول	Y
378.47	1.7074e-004		تنش	ارتعاشات
2.3467	0.0		طول	X
553.93	3.6797e-004		تنش	تصادفی
2.3473	0.0		طول	Z
551.69	3.9641e-004		تنش	

تحت زاویه‌های بین دو فاز متفاوت در کنار دیواره‌ها می‌باشد که با تغییر زاویه سوخت و گاز در کنار دیواره مخزن از 0 به 5، 17، 21 درجه نتایج مورد محاسبه قرار گرفته است. و نهایتاً نتایج مخزن با PMD و مخزن بدون PMD مورد بررسی قرار گرفته است.

شکل 9" کانتور موقعیت و وضعیت سوخت (هیدرازین) و گاز فشارگذاری (هلیوم) در مخزن را قبل از شروع شبیه‌سازی نشان می‌دهد. با گذشت زمان برابر 12 ثانیه و شبیه‌سازی رفتار سوخت و گاز درون مخزن و سامانه مدیریت پیشرانه، کانتور موقعیت سوخت در "شکل 10" نشان داده شده است. "شکل 11" نمودار سرعت حجمی را در این زمان نشان می‌دهد و "شکل 12" نتایج شبیه‌سازی مخزن را در زمان مشابه بدون PMD نشان می‌دهد. نتایج تحلیل سوخت در شرایط متغیر همانند تغییر در مقادیر گرانش، فشار و زاویه بین سوخت و گاز در کنار دیواره در "جدول 17" ارائه شده است. طرح‌واره‌ی سامانه مدیریت پیشرانه در "شکل 13" آورده شده است.

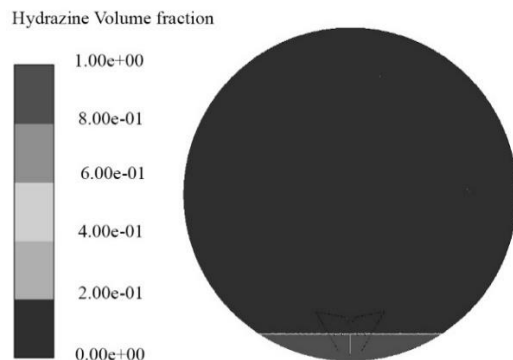


Fig. 9 Fuel and gas position towards each other at the time of 0 seconds

شکل 9 موقعیت سوخت و گاز نسبت به یکدیگر در زمان 0 ثانیه

مخزن برای بررسی تاثیر بارهای دینامیکی حامل فضایی و واکنش سازه مخزن نسبت به این تکانها مورد استفاده قرار می‌گیرد. نتایج بهینه‌سازی سازه و دینامیک PMD به مانند مخزن در "جدول 14 و 15" ارائه شده است. بهینه‌سازی پارامتری در خصوص PMD سبب افزایش ورود مولفه‌های سوخت به بالاترین مقدار شده‌است. تحلیل سوخت در مخزن با توجه به شرایط دو فاز مایع هیدرازین و گاز هلیم در "شکل 9" نسبت به یکدیگر آورده شده است و نتایج تحلیل حرکت سوخت درون مخزن در مدت زمان 12 ثانیه در "شکل 10" و نمودار سرعت حجمی ورود سوخت به PMD در "شکل 11" نشان داده شده است. در شبیه‌سازی مخزن بدون PMD در محیط بدون گرانش، سوخت درون مخزن بر روی دیواره‌های مخزن حرکت می‌کند و از دهانه خروجی مخزن دور می‌شود. نتیجه این تحلیل در زمان 12 ثانیه در "شکل 12" آورده شده است. با نصب PMD در دهانه خروجی مخزن و در شرایط بدون گرانش، حرکت و رفتار سوخت کنترل شده است و باعث ورود سوخت به صورت عاری از اغتشاش و گاز می‌شود. بهینه‌سازی ورود سوخت به مخزن با توجه به تغییر پارامتری در سازه PMD انجام شده است و پارامترهای اصلی متغیر در طراحی PMD در "شکل 4" معرفی شده‌اند. شایان ذکر است که سامانه طراحی شده برای محیط با گرانش و بدون گرانش ناچیز کاربردی می‌باشد. در محیط‌هایی همانند مدارهای بیرونی زمین که خارج از محدوده گرانش زمین و یا عدد آن بسیار ناچیز می‌باشد.

پارامترهای ورودی مولفه‌های سوخت از مخزن به PMD که مبین بهینه‌گی این سامانه می‌باشد در نرم افزار انسیس مورد بررسی قرار گرفته‌اند. فاکتورهای بهینه‌گی شامل تعادل رفتار و بیشینه‌گی (1- نرخ انتقال جرم، 2- نرخ انتقال حجم، 3- نمودار نرخ جریان) سوخت در زمان شبیه‌سازی می‌باشد. در "جدول 17" نتایج تحلیل سوخت درون مخزن در تغییرات شرایط محیطی که در چرخه عمر امکان مواجهه با آن وجود دارد، نشان داده شده است. تغییرات شرایط محیطی می‌توانند وجود تغییرات ناچیز در جاذبه و یا تغییر نسبی فشار درون مخزن و یا زاویه بین دو فاز در کنار دیواره مخزن باشند. طراحی سه‌بعدی از PMD بهینه‌سازی شده در "شکل 13" ارائه شده است. صحه‌گذاری شبیه‌سازی با توجه به بهینه‌سازی انجام شده در مرجع [18] انجام شده است و در "شکل 14" دبی جرمی خروجی نتایج قابل مقایسه و مشاهده می‌باشد.

7- مراجع

- [1] D. E. Jaekle, Propellant management device conceptual design and analysis: Vanes, *AIAA/SAE/ASME/ASEE 27 Joint Propulsion Conference*, Sacramento, California, June 24-26, 1991.
- [2] D. E. Jaekle, Propellant management device conceptual design and analysis: Sponges, *AIAA/SAE/ASME/ASEE 29 Joint Propulsion Conference*, Monterey, California, June 28-30, 1993.
- [3] D. E. Jaekle, Propellant management device conceptual design and analysis: Galleries, *AIAA/SAE/ASME/ASEE 33 Joint Propulsion Conference*, Monterey, California, June 28-30, 1997.
- [4] D. E. Jaekle, Propellant management device conceptual design and analysis: Traps and troughs, *AIAA/SAE/ASME/ASEE 31 Joint Propulsion Conference*, San Diego, California, June 10-12, 1995.
- [5] W. D. Tam, J. Jaekle, Design and manufacture of an oxidizer tank with surface tension PMD, *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Arizona, United States, 10-13, 2005.
- [6] W. H. Tam, I. Ballinger, D. E. Jaekle, Conceptual design of space efficient tanks, *42nd AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, California, July 9-12, 2006.
- [7] W. H. Tam, I. Ballinger, Surface tension PMD tank for on orbit fluid transfer, *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. & Exhibit*, Hartford, Connecticut, July 21-23, 2008.
- [8] Y. K. Chen, S. H. Collicott, Experimental study on the capillary flow in the vane-wall gap geometry, *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, Jan 5-8, 2004.

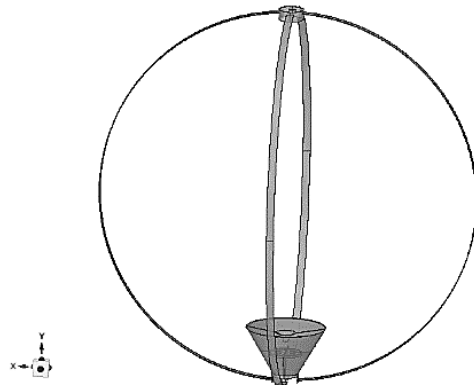


Fig. 13 Final PMD schematic in the tank

شکل 13 طرح‌واره نهایی PMD نصب شده در مخزن

برای صحه‌گذاری سامانه مدیریت پیشرانه، نمودار سرعت جریان خروجی مخزن با نمودار مراجع [18] مقایسه و به صورت "شکل 14" نشان داده شده است و نمونه طراحی PMD را می‌توان در مرجع [32] مشاهده نمود.

6- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، روندنمای جامع طراحی سیستمی سامانه مدیریت پیشرانه برای شرایط بدون گرانش و با گرانش ناچیز ارائه شده است. واضح است که برای طراحی و مدل‌سازی سامانه مدیریت پیشرانه، به مشخصات آلیاژی، فیزیکی و ابعادی نیاز است. برای این منظور، طراحی و مدل‌سازی مخزن به عنوان جزئی از روندنمای طراحی سیستمی مطابق "شکل 1" مدنظر قرار گرفته است. شرایط برای تحلیل و بهینه‌سازی با توجه به شرایط محیط کاری در فضای بدون گرانش و یا گرانش ناچیز انتخاب شده است. برای شبیه‌سازی و بارگذاری از اطلاعات حامل فضایی سایوز استفاده شده است. تحلیل بارگذاری به صورت تحلیل سازه‌ای و تحلیل دینامیکی برای مخزن و PMD در سه جهت صورت پذیرفته است. این تحلیل‌ها چنانچه تحلیل سازه مخزن در "جدول 3، 4، 5، 6 و 7" کمینه ضریب اطمینان را در شرایط محیطی و در "جدول 8، 9، 10 و 11" کمینه و بیشینه تغییرات تنش و کرنش را نشان می‌دهد. همچنین مشخص است که بهینه‌سازی وزن بسیار موثر واقع شده‌اند.

سازه مخزن با توجه به نسبت کمینه وزن به ضریب اطمینان بهینه‌سازی شده است. نتایج کمینه ضریب اطمینان برای بهینه‌سازی وزن سازه و انتخاب مقادیر کمینه ضخامت مخزن بسیار مهم می‌باشد و نتایج تحلیل دینامیکی

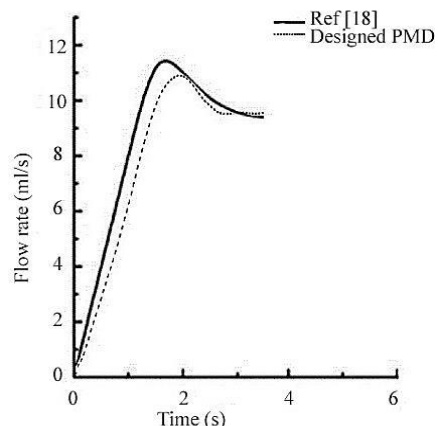


Fig. 14 PMD Performance Comparison and Verification

شکل 14 مقایسه و تایید عملکرد PMD

- Computational Science, University of Amsterdam, The Netherlands, May 31 - June 2, 2010.*
- [21] D. Sances, E. Riddle, S. Gangadharan, J. Sudermann, B. Marsell, CFD fuel slosh modeling of fluid-structure interaction in spacecraft propellant tanks with diaphragms, *51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Orlando, Florida, Apr. 12, 2010.
- [22] M. Brandon, G. Sathya, C. Yadira, S. James, S. Keith, Ristow. James. E, A CFD approach to modeling spacecraft fuel slosh, *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, Florida, Jan 5-8, 2009.
- [23] W. Tam, P. Griffin, Design and manufacture of a composite overwrapped pressurant tank assembly, *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Joint Propulsion Conferences*, Indianapolis, Indiana, July 7-10, 2002.
- [24] J. Benton, I. Ballinger, A. Ferretti, N. Ierardo, Design & manufacture of a high performance high mass efficient gas tank for the vega avum, *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Joint Propulsion Conferences*, July, 2007.
- [25] M. Ayub, Z. Ahmer, S. Khan, M. Shah, Mechanical behavior characterization of aluminium based honey comb structure by optimized modeling and numerical simulations, *Journal of Space Technology*, Vol. 1, No. 1, pp. 26-33, 2011.
- [26] H. Khan, A. Israr, Design, Modeling and analysis of low earth orbit satellite, *The Second TSME International Conference on Mechanical Engineering*, Krabi, Thailand, October 19-21, 2011.
- [27] Kreppel, Samantha, Investigation of propellant sloshing and zero gravity equilibrium for the orion service module propellant tanks, *38th COSPAR Scientific Assembly*, Bremen, Germany, July 18-15, 2010.
- [28] Liu, Xiaolin, Y. Huang, Li. Guangyu, CFD simulation of capillary rise of liquid in cylindrical container with lateral vanes, *Sixth International Symposium on Physics of Fluids (ISPF6) International Journal of Modern Physics Conference Series*, Vol. 42, pp. 745-756, 2016.
- [29] R. Malekfa, A. Cherag, G. Ahmadi, Computational simulation of marangoni convection under microgravity condition, *Scientia Iranica Transaction B: Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 6, pp. 513-524, 2009.
- [30] A. Brakke, The surface evolver, *Experimental Mathematics*, Vol. 1, No. 2, pp. 141-165, 1992.
- [31] E. Perez, *Soyuz at the guiana space centre user's manual, Issue 2 - Revision 0*, March, 2012.
- [32] H. Naseh, A. Alipour, Propellant management device (PMD) design optimization of hydrazine fuel tank, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 7, pp. 152-160, 2017. (in Persian فارسی)
- [9] R. H. Estes, Development and implementation of a process for producing a highly wettable aluminum PMD for the GPM hydrazine tank, *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Atlanta, Georgia, July 30 - Aug, 01, 2012.
- [10] B. Lenahen, A. Bernier, S. Gangadharan, A computational investigation for determining the natural frequencies and damping effects of diaphragm implemented spacecraft propellant tanks, *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Atlanta, Georgia, July 30 - Aug 01, 2012.
- [11] W. H. Tam, M. Hersh, I. Ballinger, Hybrid propellant tanks for spacecraft and launch vehicles, *39th AIAA Propulsion Conference*, Alabama, United States, 2003.
- [12] W. Tam, S. Wiley, K. Dommer, L. Mosher, D. Persons, Design and manufacture of the messenger propellant tank assembly, *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Indiana, United States, July 7-10, 2002.
- [13] G. Kawahara, S. McCleskey, Titanium-Lined, Carbon Composite Overwrapped Pressure Vessel, *32th AIAA/ASME/SAE/ASEE, Joint Propulsion Conference*, Lake Buena Vista, July 1-3, 1996.
- [14] W. Tam, I. Ballinger, J. Kuo, W. Lay, S. McCleskey, P. Morales, Z. Taylor, S. Epstein, Design and manufacture of a composite overwrapped xenon conical pressure vessel, *32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Lake Buena Vista, FL, July 1-3, 1996.
- [15] W. Tam, A. Jackson, E. Nishida, Y. Kasai, A. Tsujihata, K. Kajiwaru, Design and manufacture of the ETS VIII xenon tank, *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Alabama, United States, July 17-19, 2000.
- [16] W. Tam, P. Griffin, A. Jackson, Design and manufacture of a composite overwrapped pressurant tank assembly, *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. & Exhibit*, July 7-10, 2002.
- [17] W. Tam, I. Ballinger, Propellant tank with surface tension PMD for tight center-of-mass propellant control, *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. & Exhibit*, Hartford, Connecticut, July 21-23, 2008.
- [18] J. T. Liu, C. Zhou, Y. L. Wu, B. T. Zhuang, Y. Li, Numerical investigation of performance of vane-type propellant management device by VOF methods, *International Symposium of Cavitation and Multiphase Flow*, 18-21, Beijing, China, October, 2014.
- [19] Q. Hu, Y. Li, H. L. Pan, J. T. Liu, B. T. Zhuang, Numerical analysis and experiment research on fluid orbital performance of vane type propellant management device, *International Symposium of Cavitation and Multiphase Flow*, 18-21, Beijing, China, October, 2014.
- [20] Y. Alhendal, A. Turan, W. Aly, VOF simulation of marangoni flow of gas bubbles in 2D-axisymmetric column, *International Conference on*

Archive