JSST
Journal of Space Science and Technology

P-ISSN: 2008-4560
E-ISSN: 2423-4516

Journal of Space Science and Technology

Vol. 19, No. 4, pp. 97-111, 2026
https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1608
Journal Homepage: https://www.jsstpub.com



Original Research Paper

Study, Design and Simulation of a Widely used Liquid Apogee Motor (LAM)

Seyed Alireza Jalali Chimeh

Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 09 December 2025
Reviseded 21 December 2025
Accepted 27 December 2025
Available Online 10 June 2026

Keywords:

Liquid propellant thruster
Geostaionary orbit
Bi propellant motor
Blow down
System desing

ABSTRACT

The increasing frequency of space launches carrying diverse payloads (e.g., for remote sensing, telecommunications) of varying masses underscores the critical need for high-energy, restartable propulsion systems to execute complex orbital maneuvers. A review of available data indicates that liquid propulsion engines, particularly Liquid Apogee Motors, are essential for this role, as they provide the necessary thrust at orbital apogee or perigee for precise injection into target orbits.This research aims to identify the key specifications of such engines for missions in Low Earth Orbit and Geostationary Orbit. Through the analysis and extraction of existing data, the main parameters for a 400 Newton hypergolic bipropellant propulsion system were first determined. Using these parameters and the governing equations, the hydraulic circuit elements for a sample design were then modeled and simulated within the desired operational range.The simulation tool was validated against data from an experimental prototype, with results showing close alignment to design specifications. A specific impulse discrepancy of only 5% confirms the reliability of both the proposed design methodology and the developed simulator. In conclusion, by implementing automated data extraction from satellite and upper-stage databases, this work provides a validated tool for propulsion system design and dynamic simulation. It delivers propulsion system engineers with a comprehensive and trustworthy set of analytical and design tools.

* Corresponding Author's E-mail: a.r.jalali84@gmail.com

How to Cite this Article:
S. A. Jalali Chimeh, "Study, design and simulation of a widely used liquid apogee motor (LAM)," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 19, no. 4, pp. 97-111, 2026, (in Persian), https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1608.

COPYRIGHTS
© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of The Creative Co mmons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)

JSST
علوم و فناوری فضایی

شاپای چاپی: ۴۵۶۰-۲۰۰۸
شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳

علوم و فناوری فضایی

سال ۱۴۰۵، دوره ۱۹، شماره ۴، صفحه ۹۷-۱۱۱
https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1608
Journal Homepage: https://www.jsstpub.com



مقاله پژوهشی

مطالعه، طراحی و شبیه‌سازی یک موتور پیشران مایع نقطه اوج پرکاربرد

سیدعلیرضا جلالی‌چیمه

استادیار، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۸ آذر ۱۴۰۴
بازنگری ۳۰ آذر ۱۴۰۴
پذیرش ۰۷ دی ۱۴۰۴
اولین ۲۰ خرداد ۱۴۰۵

واژه‌های کلیدی:

تراستر پیشران مایع
مدار زمین آهنگ
موتور دو مولفه‌ای
فشار کاهشی
طراحی سیستمی

چکیده

تواتر فزاینده پرتاب‌های فضایی با محموله‌های متنوع (مانند سنجش از دور و مخابرات) با جرم‌های متفاوت، نیاز حیاتی به سامانه‌های پیشران پرانرژی و قابل استارت مجدد برای اجرای مانورهای مداری پیچیده را برجسته می‌سازد. مرور داده‌های موجود نشان می‌دهد که موتورهای پیشران مایع، به‌ویژه موتورهای مایع اوج‌گیر، برای این نقش ضروری هستند؛ چرا که توان ایجاد کشش لازم در نقطه اوج یا حضیض مداری برای تزریق دقیق به مدار هدف را فراهم می‌کنند. هدف این پژوهش، شناسایی مشخصات کلیدی چنین موتورهایی برای مأموریت‌ها در مدار زمین‌آهنگ و مدار پایینی زمین است. ابتدا با تحلیل و استخراج داده‌های موجود، پارامترهای اصلی یک سامانه پیشرانش دو مولفه‌ای با زوج مولفه خوداشتعال با تراست ۴۰۰ نیوتن به‌عنوان هدف تحقیق تعیین شد. سپس با استفاده از این پارامترها و معادلات حاکم، عناصر مدار هیدرولیکی یک نمونه طراحی و در محدوده عملیاتی مورد نظر مدل‌سازی و شبیه‌سازی گردید. ابزار شبیه‌سازی با استفاده از داده‌های یک نمونه آزمایشگاهی اعتبارسنجی شد که نتایج، هم‌خوانی نزدیکی با مشخصات طراحی نشان داد. اختلافی معادل ۵ درصد در پارامتر ایمپالس ویژه، قابلیت اطمینان هر دو الگوریتم طراحی پیشنهادی و شبیه‌ساز توسعه‌یافته را تأیید می‌کند. با پیاده‌سازی استخراج خودکار داده از پایگاه‌های اطلاعاتی مرتبط با ماهواره‌ها و طراحی و شبیه‌سازی انجام شده، دستاورد این کار ایجاد یک ابزار معتبر برای طراحی سامانه پیشران و شبیه‌سازی دینامیکی یک تراستر فضایی دو مولفه پیشران مایع را فراهم می‌آورد. این دستاورد مجموعه‌ای جامع و قابل اطمینان از ابزارهای تحلیلی و طراحی مورد نیاز مهندسان سامانه‌های پیشران را ارائه می‌دهد.

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: a.r.jalali84@gmail.com

How to Cite this Article:
S. A. Jalali Chimeh, "Study, design and simulation of a widely used liquid apogee motor (LAM)," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 19, no. 4, pp. 97-111, 2026, (in Persian), https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1608.

COPYRIGHTS
© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of The Creative Co mmons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)

علائم و اختصارات

شرح	اختصار
رانش	F/T
دبی جرمی	$\dot{m}$
سرعت مؤثر	c
سرعت مشخصه	c^*
مساحت خروجی نازل	A_e
مساحت گلوگاه نازل	A_t
ضریب گاز	R
ضربه ویژه	I_{sp}
چگالی	ρ
اختلاف فشار	ΔP
ضریب افت معادل	Ke
حجم/سرعت	V
سطح مقطع	A
طول مشخصه	L^*
شعاع طولی گلوگاه	R_u
طول واگرای نازل	L_N
فشار	P
ضخامت	th

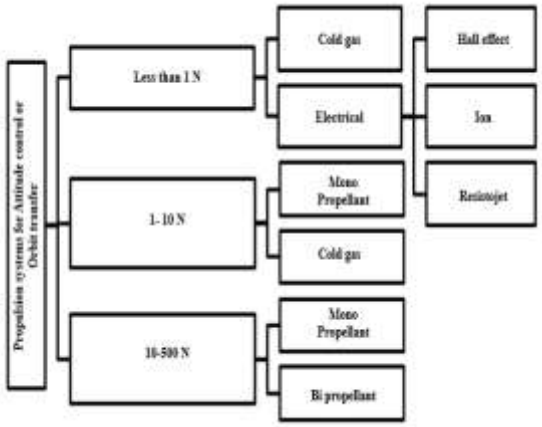
مقدمه

در صنعت فضایی جهان، موتورهای پیشران مایع به‌عنوان قلب تپنده فناوری دستیابی به فضا شناخته می‌شوند. برخلاف موتورهای سوخت جامد که پس از روشن شدن غیرقابل کنترل هستند، موتورهای مایع با قابلیت‌های منحصربه‌فرد خود، امکان مأموریت‌های پیچیده فضایی مانند قراردادن ماهواره در مدار دقیق، پروازهای بین‌سیاره‌ای و حتی فرود روی سایر سیارات را فراهم می‌کنند. این موتورها با بهره‌گیری از دو مولفه سوخت واکسیدکننده، امکان کنترل کامل بر میزان نیروی تراست[1]، خاموش و روشن کردن متناوب[2] و قابلیت اطمینان بسیار بالا را در اختیار مهندسان قرار می‌دهند. برای این‌گونه از موتورهای شیمیایی دسته‌بندی‌های متفاوتی در نظر گرفته می‌شود. یکی از این دسته‌بندی‌ها، بر اساس میزان نیروی رانش می‌باشد که به دو دسته پررانش برای موتورهای بالای ۱۰۰۰ نیوتن و کم‌رانش برای موتورهایی زیر ۱۰۰۰ نیوتن تقسیم‌بندی می‌شوند [۱].

موتورهای کم‌رانش در سامانه‌های اصلاح مداری مورد استفاده دارند که دسته‌بندی مربوط به آن‌ها در شکل شماره ۱ قابل مشاهده می‌باشد.

1. Throttling
2. Restart Capability

با استفاده از مطالعه منابع می‌توان مشخص کرد در هر دسته از کلاس‌بندی سطح تراست چه خانواده‌هایی از سامانه‌های پیشرانش شیمیایی دارای فراوانی بیشتر و قابلیت کارکرد را دارا هستند. در شکل شماره ۱ دسته‌بندی درختی براساس سطح نیروی تراست هم برای سامانه‌های انتقال مداری و هم برای سامانه‌ها اصلاح مداری قابل مشاهده می‌باشد [۱].



شکل ۱– دسته‌بندی سامانه‌های پیشرانش مورد استفاده در ماموریت انتقال و اصلاح مداری بر مبنای سطح تراست [۱].

Fig. 1. Classification of propulsion systems of orbit transfer missions base on thrust level [1].

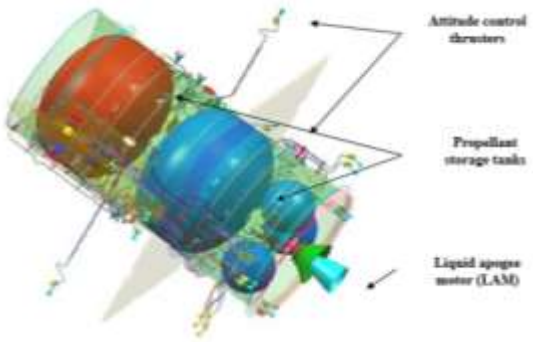
موتورهای پیشران مایع نقطه اوج با توجه به فراوانی آن‌ها و ماموریت‌هایی که از آن انتظار می‌روند محدوده تراستی زیر ۱۰۰۰ نیوتن را دارا می‌باشند. که با توجه به اسم آن‌ها برای انجام ماموریت انتقال مداری به‌منظور ضربه در نقطه اوج مدارِ انتقالی از آن استفاده می‌شود که ماهواره و یا بلوک را در مدار نهایی قرار دهد [۱].

موتورهای نقطه انجام اوج، به‌منظور قراردادن ماهواره‌ها در مدار هدف مورد استفاده قرار می‌گیرند که با استفاده از یک ضربه در نقطه اوج مدار انتقال (مدار بیضوی) شرایط انتقال محموله به مدار هدف را تامین می‌نمایند. این موتورها عموماً با پیشران جامد شناخته می‌شوند و در سال‌های قبل تر از ۱۹۸۰ اکثر ماهواره‌ها توسط موتورهای نقطه اوج جامد در مدار زمین آهنگ[3] قرار می‌گرفتند [۲]. از سیستم‌های پیشرانش تک‌مولفه‌ای برای اصلاحات مداری و کنترل وضعیت استفاده می‌کردند. در سال ۱۹۷۴ ماهواره ارتباطاتی فرانسوی–آلمانیِ سیمفونی اولین ماهواره اروپایی بود که از سیستم پیشرانش دو مولفه‌ای برای رفتن به‌سمت نقطه اوج و رسیدن به مدار GEO و نیز

3. Geostationary Orbit (GEO)

تصحیحات مداری استفاده نمود [۳]. مزایای استفاده از موتور نقطه اوج پیشران مایع به توانایی آن در تولید نیروی پیشران به‌همراه دقت بالا برمی‌گردد. موتورهای نقطه اوج پیشران جامد، کنترلی بر دما نداشتند و تغییرات دما بر سطح نیروی پیشرانش و نیز زمان خاموشی موتور اثر می‌گذارد. جهت فراهم کردن دقت بسیار بالا باید خطاهای کوچکی که در هنگام پرتاب ایجاد شده است، جبران‌سازی شود. با این‌که مبحث ایمنی برای هدایت فضاپیما با موتورهای پیشران مایع و یا جامد کاملاً متفاوت می‌باشد، اما هر دو سیستم دارای وجوه ایمنی بحرانی می‌باشند [۱].

رانشگرهای دو مولفه‌ای در ماموریت‌های فضایی، کاوشگرها و سیستم‌های انتقال مداری کاربرد فراوانی دارند. ماموریت‌هایی نظیر کنترل وضعیت، کنترل مسیر، مانور و کنترل مدار برای ماهواره‌های سنگین، ماموریت‌های کاوشگرهایی که به عمق فضا سفر می‌کنند و سیستم‌های تزریق به نقطه اوج در مدارهای ثابت زمینی موسوم به GEO به‌صورت مستند با استفاده از این سیستم‌ها انجام شده است.در شکل شماره ۲ شماتیک این موتور قابل مشاهده می‌باشد.



شکل ۲– شمای کلی یک موتور نقطه اوج با پیشران مایع [۴].

Fig. 2 . Schematic of liquid apogee motor (LAM) [4].

رانشگرهای دو مولفه‌ای در ماموریت‌های فضایی، کاوشگرها و سیستم‌های انتقال مداری کاربرد فراوانی دارند. سال‌های زیادی است که استفاده از این موتورها در بسیاری از ماموریت‌ها دیده می‌شود ماموریت‌هایی نظیر کنترل وضعیت، کنترل مسیر، مانور و کنترل مدار برای ماهواره‌های سنگین، ماموریت‌های کاوشگرهایی که به عمق فضا سفر می‌کنند و سیستم‌های تزریق به نقطه اوج در مدارهای ثابت زمینی موسوم به GEO به‌صورت مستند با استفاده از این سیستم‌ها انجام شده است.

در این مقاله با در نظر گرفتن مطالعات آماری در دسترس و بررسی مشخصات هریک از موتورهای نقطه اوج مورد استفاده و شناسایی المان‌های مربوطه یک طرح کلی برای بررسی و شبیه‌سازی انتخاب میشود این طرح با استفاده از مدل توسعه داده شده توسط نویسنده و با توجه به اطلاعات موجود شبیه‌سازی می‌شود و اطلاعات اولیه جهت شروع طراحی المان‌ها استخراج می‌گردد. اطلاعات اولیه برای طراحی، فشار و دبی مورد نظر برای هر المان می‌باشد و در انتها مشخصات تراستر طراحی شده ارائه می‌گردد.

بررسی آماری و استخراج مشخصات اصلی

به‌منظور استخراج اطلاعات مربوط به سامانه‌های پرکاربرد پیشران مایع برای ماموریت انتقال مداری نقطه اوج بررسی جامعی صورت گرفته است که با توجه به محدودیات مربوط به متن مقاله به‌صورت خلاصه در جدول زیر ارائه می‌شود. این جدول حاوی اطلاعات مربوط نام تراستر، سطح تراست، نوع مولفه‌های پیشران، ضربه ویژه و برخی اطلاعات تکمیلی می‌باشد. این جستجو با استفاده از روش‌های جارو کردن صفحات اینترنتی مرتبط و به‌وسیله کدنویسی در محیط پایتون انجام گرفته است.

جدول ۱– بخشی از سامانه‌های پیشران مایع نقطه اوج استخراج شده از [۴،۵].

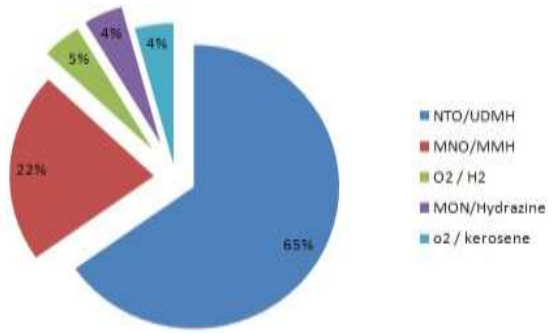
Table 1. Part of LAM systems that studied and drived from [4,5].

Thruster name	Thrust level (N)	Isp (sec)	Propellants
TR-308	*470*	*322*	Hydrazine/NTO
TR-312-100YN	550	330	Hydrazine/NTO
TR-312-100MN	500	325	MMH/NTO
R-4D-family*	450-490	300-315	MMH/MON-3
HiPAT(Dual Mode)	445	326	Hydrazine/MON
LEROS 1Bfamily*	400-600	317-325	Hydrazine/NTO
Model S400-family*	420-500	318-325	MMH/MON
IHI-490 N	478	316	MMH/MON
IHI-450	450	329	Hydrazine/MON
FY-25	490	315	MMH/NTO
ISRO LAM	440	310	MMH/MON
11D458	390	302	UDMH/NTO

*این موتورها دارای خانواده ای از ورژنهای مختلف میباشد که دارای تفاوتهایی در مشخصات اصلی هستند.

جدول شماره ۱ بخشی از نمونه‌های پرکاربرد موتورهای نقطه اوج پیشران مایع در جهان می‌باشد که در اینجا به آن اشاره شده است. به‌منظور بررسی بهتر، جامعه آماری در محدوده تراسترهای ۱۰ تا ۱۰۰۰ نیوتن دسته‌بندی گردید لازم به‌ذکر است که برای موتورهایی با سطح تراست بالاتر [۶] جمع‌آوری و مطالعه انجام داده است. پس از پایش بر روی داده‌ها یک نمونه پرکاربرد به‌منظور مطالعه و بررسی بهتر انتخاب

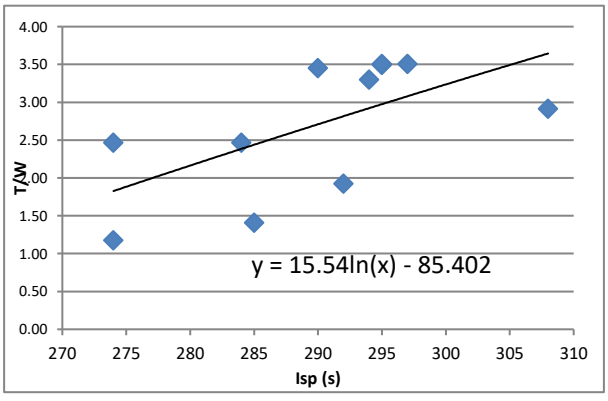
خواهد شد. به‌عبارت دیگر هدف اصلی بررسی رانشگرهای پیشران مایع مورد استفاده در ماموریت‌های معروف فضایی هست و وظایف اصلی آن‌ها مورد مطالعه قرار گرفت. موتورهای پیشران مایع که وظیفه تزریق مداری، کنترل وضعیت و موقعیت را دارا هستند. شکل شماره ۳ دسته‌بندی رانشگرهای دو مولفه‌ای بر اساس نوع سوخت و اکسیدکننده مصرفی نمایش می‌دهد.



شکل ۳– دسته‌بندی موتورهای دو مولفه‌ای بر اساس نوع پیشران مصرفی.

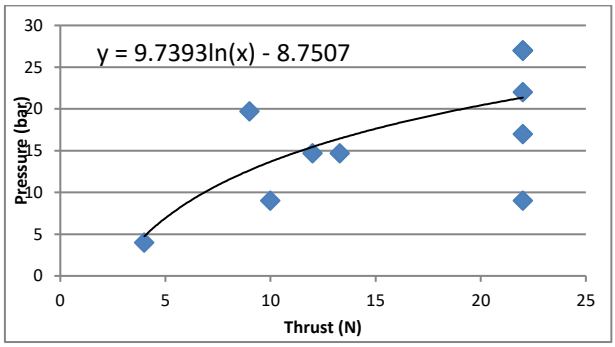
Fig 3. Calssification of bipropellant engines base on propellant type.

برای دستیابی به تخمین بهتر از پارامترهای عملکردی این موتورها، با استفاده از اطلاعات آماری ارائه شده در بخش قبل به تحلیل جرمی و انرژتیکی آن‌ها پرداخته می‌شود. برای این‌منظور با دسته‌بندی پارامترهای اصلی نظیر جرم مجموعه موتور، ایمپالس ویژه، نیروی تراست، فشار محفظه و نسبت تراست به وزن موتور بر حسب یکدیگر می‌توان به نمودارهایی دست پیدا نمود که برای انجام تخمین‌های اولیه در این زمینه می‌تواند راهگشا باشد. نمودارها برای پارامترهای موتورهای دو مولفه‌ای می‌توان ایجاد نمود. با توجه به این نمودارها می‌توان گفت مجموعه‌ی موتورهای دو مولفه‌ای که اکثراً از مولفه‌های ذخیره شونده مشتق شده از هیدرازین و اسید نیتریک استفاده می‌کنند.



شکل ۴– تغییرات نسبت T/W با ضربه ویژه در رانشگرهای دو مولفه‌ای.

Fig4 . Chart of thrust to weight fraction vs Isp in Bi propellant thrusters.



شکل ۵– تغییرات فشار محفظه رانشگرهای دو مولفه‌ای بر حسب تراست.

Fig 5. Chart of chamber pressure vs thrust level in bi propellant thusters.

با توجه به اطلاعات استخراج شده و نمودارها می‌توان گفت که محدوده‌ی ایمپالس ویژه این موتورها در بازه ۳۰۰ تا ۳۲۰ ثانیه تقسیم‌بندی شده‌اند. از طرف دیگر فشار محفظه احتراق در این موتورها در بازه ۱۰ تا ۲۰ قرار گرفته است. با توجه جدول استخراج شده می‌توان نمودارهای فراوانی مربوط به استفاده از سوخت واکسید کننده‌های رایج در این سامانه‌ها را ترسیم نمود. که در شکل‌های ۶ و ۷ قابل مشاهده می‌باشند.



شکل ۶– نمودار فراوانی و تفکیک نمونه‌های موجود بر حسب نوع سوخت.

Fig 6. Frequency chart and breakdown of available samples by fuel type.

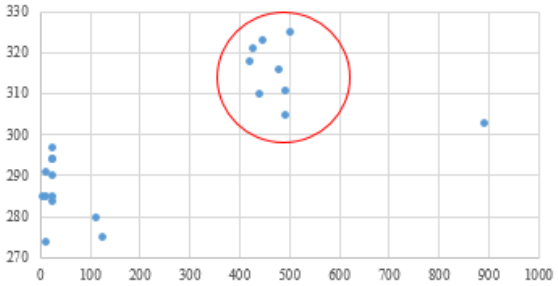
این نمودار بیانگر استفاده اکثر نمونه‌های کارنامه دار تراسترهای فضایی از سوخت MMH می‌باشد که این امر به‌علت کسب راندمان بالاتر، سمی بودن کمتر (نسبت به سایر موارد) می‌توان برشمرد.



شکل ۷– نمودار فراوانی نمونه‌های موجود بر حسب محدوده نیروی پیشران.

Fig 7. Frequency chart of existing samples according to the range of propulsive force.

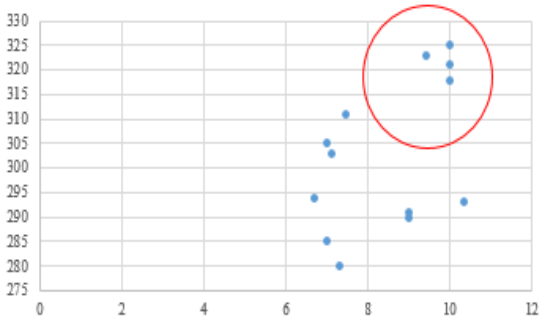
نمودار مربوط به فراوانی نمونه‌های جامعه آماری در کلاس‌های مختلف کاری که بخش نسبتا بالای آن‌ها در محدوده ۴۰۰ تا ۴۹۹ نیوتن دسته‌بندی شده‌اند. این نمودار این بیان را دارد که ماهواره‌های دارای شرایط انتقال مداری GTO به GEO عمدتا می‌توانند با تراسترهایی با این محدوده تراست ماموریت خود را انجام دهند به‌عبارت دیگر در شرایطی که ماموریت بالادستی به درستی مشخص نمی‌باشد به‌منظور توسعه یک موتور پیشران مایع نقطه اوج بهتر است تراست انتخابی در این محدوده باشد که قابلیت انجام ماموریت بیشتری را دارا می‌باشد. حال با ترسیم نمودار تراست بر حسب ایمپالس نمونه‌های موجود که مولفه سوخت MMH را استفاده می‌کنند می‌توان محدوده فراوانی این پارامترها را مشخص نمود که این نمودار در شکل ۸ قابل مشاهده می‌باشد.



شکل ۸– نمودار تراست/ ایمپالس برای سوخت MMH.

Fig 8. Frequency chart of Thrust vs Isp of samples which use MMH as fuel component.

در این نمودار می‌توان مشاهده نمود که محدوده ایمپالس ویژه برای نمونه‌های موجود در محدوده تراست ۴۰۰ تا ۵۰۰ نیوتن بین ۳۱۰ تا ۳۲۰ ثانیه قرار دارد که می‌توان نقطه هدف نمونه طراحی را در این بازه انتخاب نمود. با استفاده از نمودار فشار محفظه احتراق بر حسب ایمپالس ویژه که در شکل شماره ۹ نمایش داده شده است می‌توان محدوده فشار طراحی مورد نیاز را استخراج نمود.



شکل ۹– نمودار فشار محفظه/ایمپالس برای سوخت MMH.

Fig 9. Frequency chart of chamber pressure vs Isp of samples which use MMH as fuel component.

بدین‌ترتیب می‌توان مشخصات نمونه موتور پیشران مایع مد نظر که به‌عنوان موتور نقطه اوج برای انتقال مداری ماهواره ها مورد استفاده قرار بگیرد را در جدول شماره ۲ ارائه نمود.

جدول ۲– مشخصات موتور نقطه اوج مایع پرکاربرد بر اساس بررسی آماری.

Table 2. specification of widely used liquid apogee motor based on statistical investigation.

Parameter	Value
Thrust Leve rangel	400- 500 N
Isp range	310- 320 sec
Propellants	MMH/MON
Combustion chamber pressure range	8-11 bar
Oxid/fuel range	0.8-1.1

در سامانه‌های تراستر دو مولفه‌ای، مولفه‌های پیشران از مخازن سوخت و اکسیدکننده به محفظه احتراق فرستاده می‌شوند و بعد از اشتعال، تشکیل گازهای پرانرژی و خروج آن‌ها از نازل، نیروی پیشرانش را به‌وجود می‌آورند. یک موتور پیشران مایع عموماً از یک یا چند محفظه احتراق، مخازن ذخیره پیشران، سیستم تغذیه برای هدایت مولفه‌های پیشران به محفظه احتراق، شیرهای کنترلی و سیستم لوله‌ها و اتصالات برای انتقال پیشران تشکیل شده است. بدین‌ترتیب اولین ویژگی خاصی که در بررسی تراسترهای دو مولفه‌ای پیشران مایع به‌چشم می‌خورد، پیچیدگی آن‌ها به‌جهت استفاده از سیستم‌های کنترلی است. علاوه بر قابلیت کنترل، مزیت دیگر موتورهای پیشران مایع، بالا بودن نیروی پیشران و ضربه ویژه آن‌هاست. لازم به‌ذکر است با توجه به مطالعه میدانی که انجام پذیرفته است و توجه به شکل‌های ۶ الی ۹ که زوج مولفه MMH /MON به‌عنوان یکی از پرکاربردترین زوج مولفه‌های تراسترهای فضایی دراین کلاس کاری شناخته می‌شوند و علتی که از این زوج مولفه استفاده شده است از طرفی می‌توان مزیت‌های مختلفی را برای این زوج مولفه برشمرد مانند قابلیت ذخیره در فضا برای مدت طولانی،قابلیت خوداشتعالی، امپالس ویژه بالا در مقایسه با بیشتر زوج مولفه و غیره، بدین‌ترتیب انتخاب زوج مولفه بر اساس پارامترهای آماری و سابقه فضایی و نیز پارامترهای انرژتیک انجام پذیرفته است.

الگوریتم طراحی

در این بخش به بررسی الگوریتم حل مساله جهت تدوین کد تخمین جرمی و پارامتری موتور پیشران مایع نقطه اوج پرداخته می‌شود. قبل از ورود به مساله در ابتدا حدود و ملاحظات اولیه مورد نیاز ارائه می‌گردد، برای طراحی یک موتور پیشران مایع پارامترهای زیادی موثر می‌باشند، این پارامترها با توجه به سطح تصمیم‌گیری و نیز ماموریت تعریف شده توسط طراح انتخاب می‌شوند و برخی دیگر با استفاده از

روابط حاکم محاسبه می‌گردند [۱].

- فشار محفظه احتراق
- نوع پیشرانه
- نوع سامانه فشاگذاری

الگوریتم حل مسئله

با توجه به ورودی‌های که در دو بخش دسته‌بندی می‌شوند، به بررسی الگویتم حل پرداخته می‌شود.

پارامترهای ثابت:

- نوع مولفه‌های پیشران
- تراست موتور
- زمان سوزش

پارامترهای انتخابیِ متغیر:

- فشار محفظه احتراق
- نسبت اختلاط مولفه‌ها در محفظه
- فشار در دهانه خروجی نازل
- جنس گاز فشارگذاری
- جنس مخازن

با دریافت پارامترهای متغیر و ثابت مراحل طراحی مفهومی و تخمین جرمی سامانه پیشرانش آغاز می‌گردد. لازم به‌ذکر است کلیات روابط و بررسی‌های انجام شده برای موتور پیشران مایع با سیستم تغذیه دمشی می‌باشد. در ابتدا با استفاده از یک نرم‌افزار احتراقی و با توجه به‌نوع پیشران الزام شده پارامترها و مشخصات محصولات احتراق برای یک فشار محفظه و نسبت اختلاط انتخابی به‌دست می‌آید. این پارامترها عبارتند از: نسبت ضریب گرمای ویژه، ثابت گازهای خروجی؛ دمای محصولات احتراق و ...غیره، با استفاده از این پارامترها و رابطه ضریب تراست می‌توان مساحت گلوگاه را محاسبه نمود و سپس با استفاده از رابطه سرعت خروجی از نازل میزان ایمپالس ویژه و دبی جرمی کل وارد شده به محفظه احتراق مشخص می‌گردد [۱].

$$C_f = \sqrt{\frac{2k^2}{(k-1)}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}\left(1-\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}} + \frac{P_e - P_a}{P_c}\frac{A_e}{A_t} \qquad (۱)$$

با توجه به ماهیت فضایی و برای حل اولیه مسئله از ترم دوم رابطه ضریب تراست به‌ترتیبی که فشار دهانه خروجی نازل با فشار محیط اطراف یکسان باشد صرف‌نظر شده است. حال می‌توان مقدار مساحت گلوگاه نازل را از رابطه زیر محاسبه کرد.

$$A_t = \frac{F}{P_c.C_f} \qquad (۲)$$

برای محاسبه نیروی تراست می‌توان از رابطه زیر، استفاده کرد.

$$F = \dot{m}.V_e + \left(P_e - P_a\right).A_e \qquad (۳)$$

که با توضیح قبلی می‌توان از ترم دوم این معادله هم صرف‌نظر کرد و رابطه‌ای برای دبی جرمی خروجی از نازل به‌دست آورد.

$$\dot{m}_\Sigma = \frac{F}{V_e} \qquad (۴)$$

و بدین‌ترتیب می‌توان نوشت

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_\Sigma.g_0} \qquad (۵)$$

و مقادیر سیستمی اولیه برای موتور مورد نظر به‌دست آمد.

تا به اینجا مقدار دبی ورودی به محفظه احتراق مشخص گردید. حال با حل یک دستگاه دو معادله و دو مجهول زیر مقادیر دبی سوخت و اکسیدکننده محفظه احتراق به‌دست می‌آید.

$$\begin{cases} \dot{m}_\Sigma^{cc} = \dot{m}_{ox}^{cc} + \dot{m}_{fu}^{cc} \\ \left(\frac{O}{F}\right)_{cc} = \frac{\dot{m}_{ox}^{cc}}{\dot{m}_{fu}^{cc}} \end{cases} \qquad (۶)$$

مقدار نسبت اختلاط محفظه احتراق با استفاده از مطالعه آماری با توجه به نوع پیشران الزام شده و با احتساب دستیابی به ضربه ویژه بیشینه، انتخاب می‌گردد. بدین‌ترتیب دبی گذری از مسیرهای سوخت و اکسیدکننده مشخص می‌شوند. در این مرحله از طراحی مفهومی موتور پیشران مایع با استفاده از بالانس انرژی از محفظه احتراق تا خروجی مخازن و سپس تا بالشتک مخازن و کپسول‌های فشارگذاری، مشخصات فشاری سیال تعیین می‌گردد، برای این‌منظور از توصیه‌های فنی برای مسیرهای هیدرولیکی در موتورهای پیشران مایع استفاده می‌شود، در ادامه بخشی از این توصیه‌ها برای مسیرهای تغذیه و خنک‌کاری و انژکتورها ارائه می‌شود [۷].

افت فشار در خطوط تغذیه

هدف در طراحی مسیر خطوط تغذیه این است که تا حد ممکن افت فشار استاتیک ΔP_{feed} حداقل شود. عموماً توصیه می‌شود برای لوله‌ها، این افت فشار در حدود ۳۵ تا ۵۰ کیلو پاسکال در نظر گرفته شود [۷].

$$\Delta P_{feed} = 35 - 50\,kPa \qquad (۷)$$

افت فشار در انژکتورها

افت فشار در انژکتورها حدود ۲۰درصد فشار محفظه احتراق برای این

موتورهای در نظر گرفته می‌شود. مقدار حقیقی افت فشار تابعی از شکل هندسی انژکتورها بوده و برای موتورهایی که نیروی پیشران آن‌ها قابل تنظیم است، حدود ۳۰درصد فشار محفظه احتراق می‌باشد [۷].

$$\Delta P_{inj} = 0.2P_c \quad unthrottled \qquad \Delta P_{inj} = 0.3P_c \quad throttled \tag{۸}$$

مهم‌ترین قسمت افت فشار در طول انژکتور مربوط به ناحیه‌ای است که فشار دینامیک افزایش یافته و سرعت جریان پیشران افزایش می‌یابد و به پیشران اجازه می‌دهد به‌خوبی پودر شده و به محفظه احتراق تزریق شود. لیکن مقداری از افت فشار جریان مربوط به نیروی وارد به پیشران برای بیرون راندن آن از سوراخ‌های کوچک انژکتور است [۷].

افت فشار در اریفیس قابل تنظیم

مقدار افت فشار برای اریفیس قابل تنظیم در مسیر سوخت یا اکسیدکننده، حدود ۶ تا ۱۰ درصد فشار محفظه احتراق در نظر گرفته می‌شود. در طراحی مفهومی معمولاً حداقل این مقدار در نظر گرفته می‌شود تا اتلاف انرژی کمتر شود و ایمپالس ویژه افزایش یابد [۱].

$$\Delta P_{orifice} = 0.06 - 0.1P_c \tag{۹}$$

فشار مخازن پیشران

اگر در طراحی سیستمی حجم مخزن پیشران مورد نیاز در ناحیه $1-10m^3$ باشد از سیستم تغذیه فشار کاهشی استفاده می‌شود زیرا در این صورت پیچیدگی سیستمی و هزینه‌ها کاهش و قابلیت اطمینان آن افزایش می‌یابد. زمانی‌که فشار بالشتک مخازن از سوی گروه سیستم الزام(به‌علت مسائل ایمنی و تامین فشار) می‌شود می‌توان با استفاده از این رابطه آماری می‌توان حجم مورد نیاز را محاسبه نمود و با استفاده از مقدار جرم کل مورد نیاز که از طریق دبی جرمی کل مولفه‌ها و زمان کاری مفید موتور محاسبه می‌شود مقدار فضای پیش‌بینی شده برای گاز سیستم فشارگذاری را تخمین زد. برای محاسبه فشار مخزن با توجه به سیستم تغذیه آن از رابطه زیر استفاده می‌شود [۱].

$$P_{tank} = \left[10^{-0.1281[\log(V_{tank})+0.2498]}\right]\times 10^6 \tag{۱۰}$$

در طراحی سینماتیکی سامانه موتور اگر از سیستم تغذیه فشار کاهشی استفاده شود، فشار مخزن باید با مجموع فشار محفظه و تمامی افت‌های فشار در طول سیستم تغذیه برابر باشد.

$$P_{tank} = P_c + \Delta P_{dynamic} + P_{cool} + \Delta P_{inj} \tag{۱۱}$$

گام بعدی بالانس زیر سیستم‌های موتور براساس فشارها مورد نیاز برای دمش مخازن، می‌باشد. زمانی که طراحی بخش‌های مختلف موتور به‌طور کامل انجام شد، این اطمینان باید حاصل شود که فرضیات و روابط تجربی به‌کار رفته دقیق بوده و شرط بالانس انرژی در موتور طبق رابطه (۱۱) ارضاء شده است [۱].

طراحی نازل و محفظه احتراق

برای طراحی نازل برخی مقادیر توسط طراح با توجه به محدودیت‌های ساختی و دسترس‌پذیری آن انتخاب می‌شود دراین بخش این انتخاب‌ها تلاش داشته است منطبق بر داده‌های آماری استخراج شده باشد. برای نیم زاویه همگرا مقدار ۳۰ درجه در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، نیم زاویه انبساط باعث تلفات در میزان رانش واقعی می‌شود. از این‌رو، زوایای کوچک‌تر، به‌مقدار رانش واقعی بالاتر اما نازل طولانی‌تر و سنگین‌تر منجر می‌شود. در مراجع، مقادیر نیم زاویه متفاوتی را بین ۱۲ و ۱۸ درجه پیشنهاد می‌کند.

لذا مقدار وسط این محدوده، ۱۵ درجه انتخاب شده است. برای مدل‌سازی نازل از روابط شماره ۲ تا شماره ۵ استفاده می‌شود [۷].

$$\lambda = \frac{1}{2}(1+\cos\theta_{div}) = \frac{ActualThrust}{IdealThrust} \tag{۱۲}$$

$$\dot{m} = \frac{F}{\lambda c} \tag{۱۳}$$

$$A_t = \frac{\dot{m}c^*}{P_c} \tag{۱۴}$$

$$A_e = \varepsilon_E \times A_t \tag{۱۵}$$

در روابط فوق؛ λ راندمان نازل نامیده می‌شود که در واقع نمایش ریاضی تلفات جریان در یک نازل است، c* سرعت مشخصه، divθ نیم زاویه واگرایی، F نیروی رانش، Ae مساحت خروجی نازل، At مساحت گلوگاه نازل، Eε نسبت انبساط و ṁ دبی جرمی می‌باشد. سرعت موثر خروجی با c نمایش داده می‌گردد که برای یک انبساط کامل در نازل برابر با همان سرعت واقعی خروجی خواهد بود. برای تعیین طول نازل، مساحت و قطر محفظه ضروری است که تعیین شود. که با استفاده از فرمول‌های زیر قابل محاسبه می‌باشد.

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \tag{۱۶}$$

$$V_c = A_c L_c + \frac{1}{3}L_{con}A_c\left(1+\frac{A_t}{A_c}+\sqrt{\frac{A_t}{A_c}}\right) \tag{۱۷}$$

به‌عنوان پارامتر طراحی، مقدار ۱/۵ متر انتخاب می‌شود. این مقدار با استفاده از بررسی آماری نمونه مشابه انتخاب می‌شود در روابط فوق؛ Lc و Lcon مربوط به قسمت استوانه‌ای و قسمت انقباض هستند [۸].

شبیه‌سازی استاتیکی موتور پیشران مایع دمشی

بعد از محاسبه دبی جرمی ورودی به محفظه احتراق از محاسبات احتراقی، در این مرحله در زیر الگوریتم شماره ۱ ابتدا روابط مربوط به بالانس انرژی مسیرهای موتور مورد نظر نوشته می‌شود. همانطور که پیش‌تر ذکر شد در دو مسیر سوخت و اکسیدکننده، باید حاصل جمع افت فشارهای مسیرها، لوله‌ها، شیرآلات و فشار محفظه احتراق برابر فشار خروجی از مخزن باشد.

$$P_{out.\tan k}^{ox} = P_{cc} + \Delta P_{inj}^{ox} + \Delta P_{line}^{ox} + \Delta P_{valve}^{ox} + \ldots$$
$$P_{out.\tan k}^{fu} = P_{cc} + \Delta P_{inj}^{fu} + \Delta P_{line}^{fu} + \Delta P_{valve}^{fu} + \ldots \quad (۱۸)$$

لازم به توضیح است که علاوه بر المان‌های فوق، می‌توان در خروجی کپسول از یک گرمکن جهت افزایش حجم گاز استفاده نمود.

جدول ۳- پارامترهای سیستمی تراستر طراحی شده.

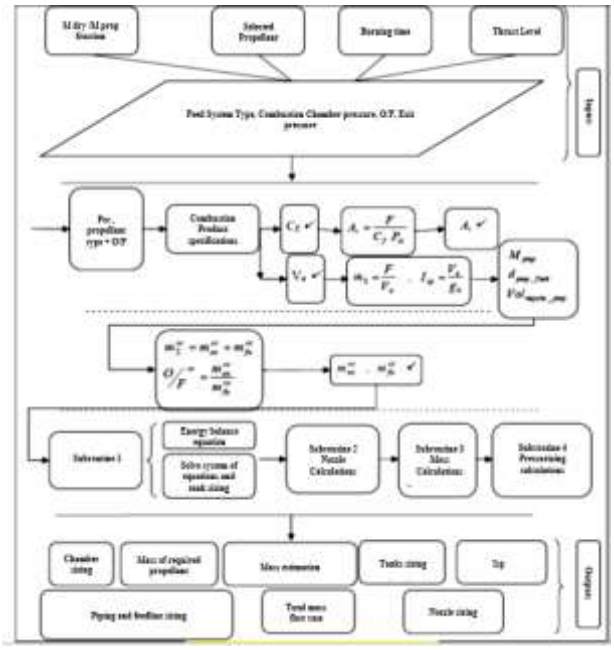
Table 3. System parameter of designed thruster.

Parameter	Value	Parameter	Value
Isp	300 sec	Fuel density	805 kg/m3
Toral mass flow rate	0.129 kg/s	Oxidizer density	1100 kg/m3
Fuel mass flowrate	0.049 ks/s	Feed system type	Blow down
Oxidizer mass flow rate	0.08 kg/s	Ambient pressure	0.005 bar
Propeelant tank pressure	15 bar	Cp	1.13
Chamber temprutre	3440 K	R-gas constant	367 J/kg.K

جدول ۴- اطلاعات هندسی تراستر طراحی شده.

Table 4. Geometical parameters of designed thruster.

Parameter	Value (mm)	Parameter	Value (mm)
Nozzle Throat diameter	13.72	Nozzle thickness	3
Nozzle exit diameter	92	Combustion chamber thickness	3
Nozzle divergent length	113	Nozzle Half angle	15 deg
Nozzle convergant length	382	Thrust chmabe length	495
Combustion chamber length	362		
Combustion chamber diamter	28		



شکل ۱۰- الگوریتم سایزینگ موتور نقطه اوج با سامانه فشارگذاری فشارکاهشی.

Fig 10. LAM sizing algorithm with blowdown pressurising system.

شبیه‌سازی و مدل‌سازی دینامیکی

شبیه‌سازی و مدل‌سازی یک سیستم به‌منظور شناسایی رفتار سیستم مورد نظر در مقابل شرایط گوناگون می‌باشد. با این کار از انجام تست‌های متعدد و نیز صرف هزینه‌های زیاد جلوگیری به‌عمل می‌آید. از نقطه نظر مهندسی، پیش‌بینی تغییرات پارامترهای یک سیستم دینامیکی با زمان، یا به‌عبارت دیگر پیش بینی «رفتار سیستم دینامیکی» از اهمیت بالایی برخوردار است. برای چنین منظوری سیستم‌ها «مدل‌سازی» و «شبیه‌سازی» می‌شوند. لذا سیستم‌ها به جهت شناسایی رفتارهای مختلف سیستم برای برطرف کردن ایرادهای آن شبیه‌سازی می‌شوند.

مدل‌سازی ریاضی موتور پیشران مایع نقطه اوج

جهت مدل‌سازی این مجموعه فرضیاتی در نظر گرفته شده است که ابتدا این فرضیات ارائه می‌گردند. در این پژوهش، مدل سیستم از مدل‌های مجزا و لیکن ساده‌ترین قسمت‌های آن تهیه و به‌طور مجزا بررسی می‌گردد و سپس به‌صورت یک مدل واحد از سیستم پیچیده به یکدیگر کوپل می‌شود. لذا در ابتدا مدل ریاضی زیرمجموعه‌ها تهیه می‌شود.

فرضیات

به‌منظور مدل‌سازی مجموعه موتور پیشران مایع، ابتدا فرضیات ساده

کننده ذیل در نظر گرفته می‌شوند [۸].

- برای جریان پیشران، قابلیت تراکم در نظر گرفته نشده است.
- از تأثیرات دمایی بر پیشران صرف‌نظر شده است.
- تمام المان‌ها به‌صورت صلب منظور شده‌اند.
- چگالی و ویسکوزیته جریان، ثابت منظور شده است.
- از اغتشاشات و ناپایداری‌های احتراقی در محفظه احتراق صرف‌نظر می‌شود.
- انتقال حرارت به دیوارهای محفظه احتراق ناچیز فرض شده است.
- از معادلات مربوط به جریان دوفازی و یا به‌عبارتی عملکرد متقابل گاز و مایع داخل محفظه و مسیرها صرف‌نظر شده است.
- جریان گاز در محفظه احتراق آدیاباتیک و غیرلزج منظور شده است.
- از افت فشار در محفظه احتراق مربوط به اصطکاک لزج در دیوارها صرف‌نظر شده است.
- از مدل‌سازی فرآیند پرشدگی در مسیرها صرف‌نظر گردیده است.

مدل ریاضی محفظه احتراق موتور

برای به‌دست آوردن معادلات ترمودینامیکی محفظه احتراق، ابتدا معادله پیوستگی را برای جرم گاز داخل محفظه به‌صورت زیر می‌توان نوشت [۹].

$$\dot{m}_{in}(t)=\dot{m}_{out}(t)+\frac{dm}{dt} \qquad (۱۹)$$

در رابطه فوق $\dot{m}_{in}$ دبی پیشران ورودی به محفظه، $\dot{m}_{out}$ دبی پیشران خروجی از گلوگاه محفظه و dm جرم انباشته شده در محفظه احتراق می‌باشد.

$$\dot{m}_{in}(t)=\dot{m}_{ox}(t)+\dot{m}_{fuel}(t) \qquad (۲۰)$$

که در آن $\dot{m}_{fuel}$ دبی سوخت و $\dot{m}_{ox}$ دبی اکسیدکننده است.

$$\dot{m}_{in}(t)=\dot{m}_{fuel}(t)+\dot{m}_{ox}(t)=\dot{m}_{out}(t)+\frac{dm}{dt} \qquad (۲۱)$$

با فرض این که محصولات احتراقی، گاز کامل می‌باشند در رابطه فوق P فشار،V حجم، R ثابت گاز و T دمای محصولات احتراق در محفظه است. چنانچه مقدار RT ثابت فرض گردد با مشتق‌گیری از رابطه بالا می‌توان نوشت.

$$\frac{dm}{dt}=\dot{m}_{in}(t)-\dot{m}_{out}(t)=\frac{V}{RT}\frac{dP}{dt} \qquad (۲۲)$$

سرعت مشخصه به کمک رابطه زیر به مشخصات محصولات احتراق ارتباط دارد و به‌صورت زیر نیز نوشته می‌شود [۷]

$$C^{*}=\frac{\sqrt{R\,T}}{\Gamma} \qquad (۲۳)$$

که در معادله فوق

$$\Gamma=\sqrt{k}\left[\frac{2}{k+1}\right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \qquad (۲۴)$$

با جای‌گذاری روابط سرعت مشخصه در معادله ۲۵ معادله زیر به‌دست می‌آید.

$$\frac{L^{*}A_t}{\Gamma^2 C^{*2}}\frac{dP_{cc}}{dt}+\frac{A_t}{C^{*}}P_{cc}=\dot{m}_{in}(t)=\dot{m}_{fuel}(t)+\dot{m}_{ox}(t) \qquad (۲۵)$$

معادله ۲۵ معادله فرآیند احتراق است. در این رابطه با فرض احتراق پایا، از زمان تبخیر قطره صرف‌نظر می‌شود. همچنین فرض می‌شود که واکنش‌های احتراقی در حالت تعادلی می‌باشند لذا به کمک یک نرم‌افزار احتراقی همانند ASTRA، CEC یا CEA می‌توان مشخصات محصولات احتراقی در محفظه احتراق را تعیین نمود. در برنامه کامپیوتری نوشته شده با استفاده از نرم‌افزار CEA مشخصات محصولات احتراق به‌صورت همزمان و در لحظه محاسبه می‌شود. و در هر لحظه با استفاده از مشخصات احتراقی خروجی از CEA با انتگرال‌گیری از رابطه ۲۵ فشار لحظه بعد محاسبه می‌گردد [۱۰].

محاسبه تراست و ایمپالس ویژه

با استفاده از فشار محاسبه شده برای محفظه احتراق، نیروی پیشرانش محاسبه می‌شود. جهت محاسبه پارامترهای نیروی تراست و ایمپالس ویژه از روابط (۱) الی (۵) می‌توان استفاده نمود.

مدل ریاضی لوله‌ها و مسیرهای عبور سیال و شیرآلات

المان‌های اصلی سیستم انتقال پیشرانه شامل شیرها، رگولاتورها و فیلترها می‌باشد. که با هدف انتقال پیشرانه با حداقل تلفات ممکن از نظر فشار، سرعت به‌کار گرفته می‌شوند. با توجه به افت فشار المان‌های ومسیر فشار درون مخزن بالاتر از فشار طراحی محفظه باید باشد؛ بنابراین در طول مسیر از تنظیم کننده برای کاهش فشار مورد استفاده می‌گیرد. فیلتر برای خالص‌سازی پیشرانه از آلودگی‌های احتمالی درون لوله‌ها و جلوگیری از انتقال این ناخالصی ها به‌سمت تراستر استفاده می‌شود. شیر سلونوئیدی عمل قطع و وصل جریان سوخت به‌سمت محفظه را بر اساس یک دستور کنترلی امکان‌پذیر می‌کند. برای لوله‌کشی و اتصالات اگر قطر لوله خیلی کوچک باشد، افت فشار زیاد می‌شود. جنس لوله و اتصالات از فولاد ضد زنگ که با پیشرانه سازگاری

دارد، در نظر گرفته شده است. به‌طور کلی افت فشار در لوله‌ها شامل افت فشار ناشی از اصطکاک (ΔP_f) و مقاومت‌های مسیر (ΔP_R) می‌باشد [۱۰].

$$\Delta P = \Delta P_f + \Delta P_R \qquad (۲۶)$$

ΔP_f از رابطه زیر محاسبه می‌گردد.

$$\Delta P_f = f \frac{L}{d} \frac{\rho V^2}{2} \qquad (۲۷)$$

در رابطه فوق ρ دانسیته پیشران، V سرعت حرکت آن، f ضریب اصطکاک، L طول مسیر و d نیز قطر لوله می‌باشد. ضریب اصطکاک f برای لوله‌های دایره‌ای و جریان مغشوش از نمودار مودی و یا با توجه به روابط تجربی به‌دست می‌آید. افت فشار ناشی از مقاومت‌های مسیر نیز از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\Delta P_R = k \frac{\rho V^2}{2} \qquad (۲۸)$$

که در این رابطه k ضریب مقاومت محلی است که باتوجه به نوع مانع در مسیر حرکت پیشران و معمولاً از نتایج تجربی مشخص می‌گردد.

افت فشار در شیرآلات نیز در اثر افت فشار ناشی از اصطکاک و همچنین تغییر هندسه مسیر عبور سیال است. لازم به‌ذکر است که افت فشار ناشی از اصطکاک در مقایسه با افت فشار ناشی از تغییر هندسه مسیر عبور سیال ناچیز بوده و معمولاً از آن صرف‌نظر می‌گردد. جهت محاسبه افت فشار در شیرها از معادله دارسی (k فاکتور) استفاده می‌شود [۱].

$$\Delta P = k \frac{\rho V^2}{2} \qquad (۲۹)$$

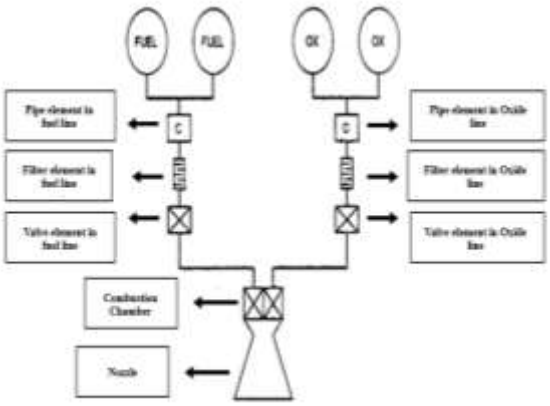
$$\dot{m} = k_e \sqrt{2 \rho \Delta P} \qquad (۳۰)$$

در رابطه فوق k_e یا ضریب افت هیدرولیکی معادل می‌باشد [۳].

شبیه‌سازی نمونه استخراج شده

در این بخش به معرفی الگوریتم شبیه‌سازی تدوین شده برای تحلیل رفتار سامانه پیشرانش پرداخته می‌شود. به‌منظور حل معادلات المان‌های سامانه پیشرانش مدنظر که معرفی شده است، یک شبیه‌ساز در محیط برنامه‌نویسی فرترن ۹۰ نوشته شده است. در تدوین این برنامه با استفاده از اتصال کد احتراقی CEA به برنامه مشکلات ناشی از ایجاد فایل‌های متعدد متنی و خطاهای ناشی از درونیابی برای این مسئله رفع شود [۹].

معرفی موتور مدل شده در این پژوهش



شکل ۱۱– مدار پنوماهیدرولیکی تراستر.

Fig 11. Hydraulic circuite of thruster.

الگوریتم به‌کار رفته در شبیه‌سازی موتور پیشران مایع

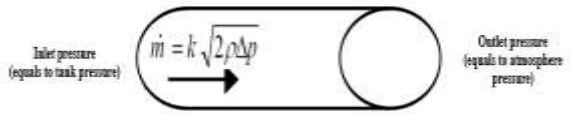
منطق روش شبیه‌سازی بر پایه دنبال کردن سیال است لازم به‌ذکر است که تمامی لوله‌ها و شیرآلات توسط رابطه اریفیس ساده مدل شده‌اند. در شبیه‌ساز حاضر با کوپل نرم‌افزار احتراقی CEA به شبیه‌ساز موتور اطلاعات مربوط به خواص ترمودینامیکی احتراق در هر لحظه، از اجرای برخط به‌دست می‌آید و پس از انتخاب نوع پیشران و وارد کردن شرایط اولیه، شبیه‌ساز موتور را اجرا نمود. در هر لحظه برحسب فشار و نسبت اختلاط پیشران در محفظه احتراق خواص ترمودینامیکی محصولات محاسبه می‌شوند. نرم‌افزار احتراقی به‌صورت یک تابع کتابخانه‌ای به شبیه‌ساز موتور کوپل شد و بدین‌ترتیب خواص محصولات احتراق طیف متنوعی از ترکیبات پیشران به سرعت و همزمان با اجرای برنامه قابل استفاده می‌باشد. به‌منظور حل و تحلیل مدارهای پنوماهیدرولیکی موتورهای پیشران مایع، سه متغیر مهم زیر وجود دارد که عبارتند از:

- فشار ابتدای هر المان
- فشار انتهای هر المان
- دبی پیشران

دبی پیشران در هر المان

جهت حل جریان پیشران در مدار موتور، علاوه بر مشخص بودن مشخصات فنی هر المان (شامل ابعاد، ضرایب افت، راندمان‌ها و غیره) لازم است دو متغیر از سه متغیر فوق معلوم باشند، در غیر این‌صورت حل مدار غیرممکن می‌باشد. در مدار هیدرولیکی موتورهای پیشران مایع؛ فشار هر یک از مخازن پیشران به‌عنوان المان‌های ابتدایی و نیز

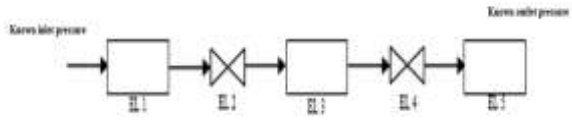
فشار اولیه در انتهای هر المان مشخص است. می‌توان با استفاده از رابطه میان دبی و اختلاف فشار و نیز معلوم بودن ضریب افت و ابعاد مسیر، مطابق رابطه شماره (۳۰) به محاسبه دبی عبوری پرداخت. که در رابطه فوق $\dot{m}$ دبی عبوری و ΔP نیز اختلاف فشار دو سر المان می‌باشند.



شکل ۱۲– محاسبه دبی عبوری از اولین المان.

Fig 12. Calculation of mass flow rate from 1st element.

پس از محاسبه دبی عبوری از المان اول، فشار ورودی به المان دوم باید افزایش یابد تا جریان در این المان نیز برقرار شود لذا در این حالت تنها یکی از سه مجهولِ المان دوم مشخص است یعنی فشار خروجی، همین مشکل برای المان سوم، چهارم و غیره، برقرار است. به‌منظور رفع این مشکل از روش سعی و خطا در یافتن یکی از دو مجهول باقیمانده مدار استفاده شده است [۴]



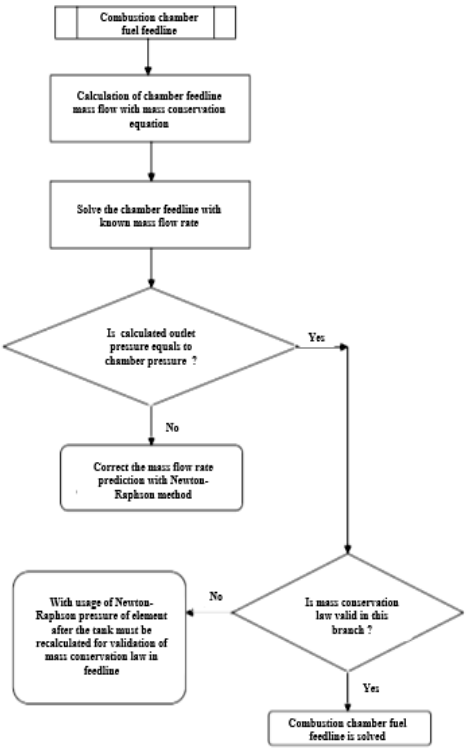
شکل ۱۳– یک مسیر تغذیه هیدرولیکی متشکل از لوله و ارفیس.

Fig 13. Hydraulic feedline contain pipe and orifice.

به‌منظور حل مدار فوق با توجه به اینکه تنها فشار ورودی المان اول مشخص است، باید دبی یا فشار خروجی این المان را حدس زد. برای فشار خروجی المان اول، $P_{out\,1}$، یک حدس اولیه انتخاب می‌شود و با این اختلاف فشار، دبی عبوری به‌دست می‌آید. اکنون با داشتن دبی مدار و فشار خروجیِ المان اول که معادل فشار ورودی المان دوم است، به محاسبه فشار خروجیِ المان دوم، $P_{out\,2}$، پرداخته می‌شود. این روند را تا رسیدن به انتهای مدار تکرار خواهد شد. به‌منظور تایید حدس فشارِ $P_{out\,1}$، باید بررسی شود که آیا فشار خروجی المان آخر، یعنی $P_{out\,5}$ ، با مقدار تعیین شده برابر می‌باشد یا خیر، در ادامه در صورت نیاز باید حدس $P_{out\,1}$ را اصلاح نمود. به‌منظور تصحیح حدس فشار، از روش نیوتن رافسون استفاده شده است.

معادلات دینامیکی المان‌ها در مسیرهای سوخت و اکسیدکننده، شامل معادلات جبری خطی، جبری غیرخطی ضمنی و نیز معادلات دیفرانسیلِ غیرخطیِ متغیر با زمان می‌باشد. معادلات جبری غیرخطی با روش حلقه‌های نیوتن رافسون و معادلات دیفرانسیلِ غیرخطیِ متغیر با زمان با روش اویلر مرتبه اول حل شده است [۱۰].

روش حل برای انشعابات مربوط به مدار نیز در [۹،۱۰] اشاره شده است. فلوچارت مربوط به شبیه‌سازی و حل دینامیکی مربوط به مسیر تغذیه سوخت به محفظه احتراق در شکل شماره ۱۵ ارائه شده است.



شکل ۱۴– فلوچارت محاسبات مسیر تغذیه محفظه احتراق.

Fig 14. Flow chart of calculation in combustion chamber feedline subroutine.

اعتبار بخشی به مدل شبیه‌ساز

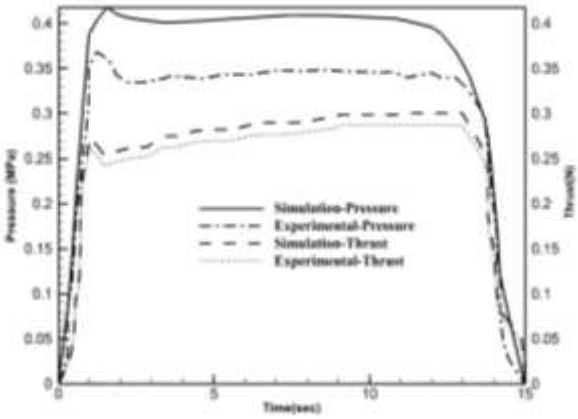
اعتبار بخشی مربوط به مدل تهیه شده توسط نویسنده و همکاران در [۱۰] در قالب یک نرم‌افزار جامع ارائه شده است که اعتبار بخشی برای یک موتور پیشرن مایع با سامانه تغذیه توربوپمپی انجام شده و در [۹،۱۰] سامانه توربوپمپ هم مدل شده است. این مدل در [۱۱،۱۲] نیز به‌عنوان بخشی از پژوهش مورد استفاده قرار گرفته است با این وصف به‌منظور اعتبارسنجی برای یک موتور پیشران مایع با سامانه تغذیه فشارکاهشی در این بخش به بررسی [۱۳،۱۴] پرداخته می‌شود. با استخراج داده‌های ارائه شده در مرجع طراحی مسیر انجام شد و مدل نمونه طراحی شد و در ادامه رفتار سامانه شبیه‌سازی گردید. در جدول زیر مشخصات تراستر ارائه شده در [۱۳] قابل مشاهده است.

جدول ۵- مقایسه نتایج طراحی با نمونه تجربی موجود در [۱۳].

Table 5. Comparison of design results with the experimental sample available in [13].

Parameter	Experimental values	Calculated paremeters	Error percentage
Thrust	0.28 N	0.35 N	25
Chamber pressure	0.35 Mpa	0.42 Mpa	20
Mass flow rate	0.5 mgr/s	0.54 mgr/s	14
Isp	57 sec	60 sec	5

مشخصات احتراقی نوع مولفه‌های مورد استفاده نیز با استفاده از کد احتراقی کوپل شده به‌صورت در لحظه برای شبیه‌ساز آماده می‌شود. نمودار زیر بررسی نتایج مستخرج از شبیه‌سازی در مقایسه با نتایج تست تجربی را ارائه می‌کند که نشان دهنده تطبیق مناسب شبیه‌ساز با رفتار تراستر را ارائه می‌نماید.



شکل ۱۵- نمودار مقایسه فشار و نیروی تراست، تراستر تست شده و ارائه شده در [۱۳-۱۵] و شبیه‌سازی شده توسط مدل ارائه شده.

Fig 15. Comparison chart of thrust and pressure, thruster tested and presented in [13-15] and simulated by the presented model.

نتایج و جمع‌بندی

در این پژوهش یک موتور نقطه اوج مایع شبیه‌سازی گردید و عملکرد آن برای یکبار روشن شدن مورد شبیه‌سازی قرار گرفت در این بخش به بحث و بررسی نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی‌های انجام شده پرداخته می‌شود. همانطور که اشاره شد، مشخصات موتور مدنظر با استفاده از یک بررسی آماری جامع اطلاعات اصلی نظیر سطح تراست، ایمپالس ویژه و غیره، استخراج گردید و سایر پارامترهای مورد نظر برای المان‌ها طراحی گردید. در ادامه روابط حاکم و نیز دسته معادلات برای المان‌های مختلف یک سامانه پیشران مایع ارائه شده است و با استفاده از برنامه‌نویسی شبیه‌سازی دینامیکی موتورِ طراحی شده انجام گردید. در این بخش به بررسی نمودارهای حاصل از حل این معادلات پرداخته می‌شود. کد شبیه‌ساز سامانه پیشرانش که با استفاده از معادلات و منطق شبیه‌سازی ارائه شده در تدوین گشته است، برای یک تراستر فرضی (مطابق به اجرا درآمد. با توجـه به ورودی‌های در نظر گرفته شده برای المان‌ها و نحوه چیدمان آن‌ها، سامانه پیشرانشِ فرضیِ مدل شده، دارای پارامترهای سیستمی مطابق جدول زیر است که در ادامه لیست پارامترها مورد نیاز موتور و نیز نمودارهای عملکردی آن ارائه می‌گردد.

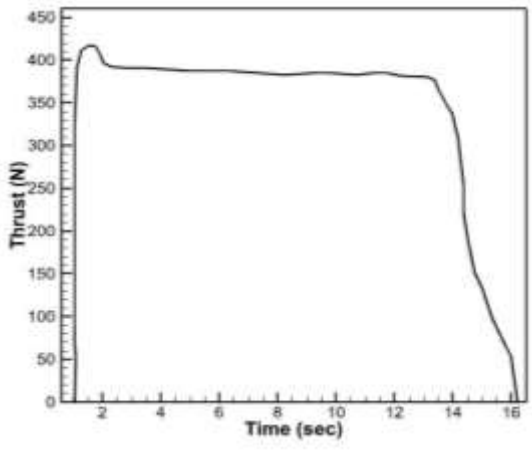
جدول ۶- مشخصات مربوط به موتور نقطه اوج شبیه‌سازی شده.

Table 6. Specifications of simulated liquid apogee motor.

Parameter	Value
Propellants	N2O4+Hydrazine
Thrust (Vac)	400 N
Isp (Vac)	300 Sec
Combustion Chamber Pressure	15 bar
O/F	1.65
Expantion ratio	40

نمودارهای استخراج شده موتور نقطه اوج

نمودارهای عملکردی مربوط به یک موتور نقطه اوج در ادامه آورده شده است. نمودارهای مربوط به نیروی پیشرانش، فشار محفظه احتراق، دمای محفظه و نازل ، فشار مخازن تراستر ارائه شده است. روند مشاهده شده در نمودارهای مربوط به فشار محفظه و نیروی پیشرانش به‌گونه‌ای است که با ورود مولفه‌های سوخت و اکسیدکننده به محفظه با توجه به هایپرگولیک بودن زوج مولفه، احتراق رخ می‌دهد و سپس پس از یک پیک فشاری به شرایط پایدار می‌رسد.



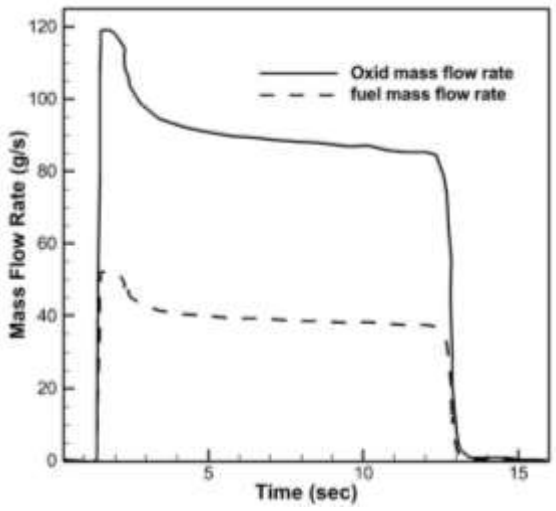
شکل ۱۶- نمودار تراست بر حسب زمان.

Fig 16. Diagram of thrust vs time.

نمودار تراست بیانگر روند تغییرات مربوط به نیروی تراست در طول زمان عملکرد می‌باشد. همانطور که در نمودار مشخص می‌باشد پس از ارسال فرمان استارت و گذر از شرایط گذرای اولیه، تراست در محدوده مقدار نامی به شرایط پایدار می‌رسد و با توجه به کاهش فشار مخزن و در نهایت فشار تغذیه مولفه‌های پیشران نمودار تراست نیز با یک کاهش در طول زمان همراه خواهد بود که این مورد برای هر ماموریت و نیز با توجه به شرایط تامین فشار، مخازن سوخت و اکسیدکننده متغیر خواهد بود و در انتها با کاهش فشار مقدار ارسال مولفه‌های سوخت و اکسیدکننده نمودار کاهشی شده و در انتهای زمان کارکرد به صفر می‌رسد. به‌طور میانگین مقدار تراست نامی ۳۸۵ نیوتن به‌دست آمده است.

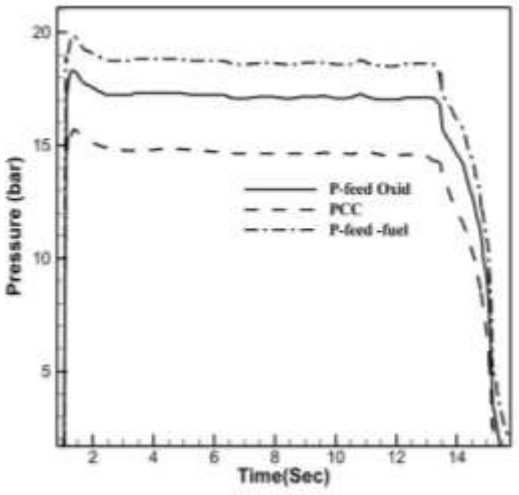
نموداری که در شکل شماره ۱۷ قابل مشاهده می‌باشد، نمودار مربوط به دبی جرمی مولفه‌های سوخت و اکسیدکننده می‌باشد که نمودار با خط سیاه بیانگر تغییرات مربوط به دبی مولفه اکسیدکننده و نمودار به‌صورت خط چین مشخص کننده دبی جرمی مولفه سوخت در طول زمان عملکرد تراستر می‌باشد. دبی جرمی کلی که معادل دبی جرمی سوخت و اکسیدکننده می‌باشد در شرایط نامی شبیه‌سازی شده معادل ۱۳۱ گرم بر ثانیه می‌باشد. بدین‌ترتیب میانگین ایمپالس ویژه به‌دست آمده ناشی از این شبیه‌سازی معادل ۲۹۹ ثانیه می‌باشد.

در شکل ۱۸ نحوه تغییرات فشار محفظه احتراق، فشار تغذیه مولفه‌های سوخت و اکسید کننده قابل مشاهده می‌باشد که فشار محفظه احتراق به‌صورت خط چین و فشار مولفه سوخت با نقطه خط و فشار تغذیه مولفه اکسیدکننده به‌صورت خط پر نمایش داده شده است.



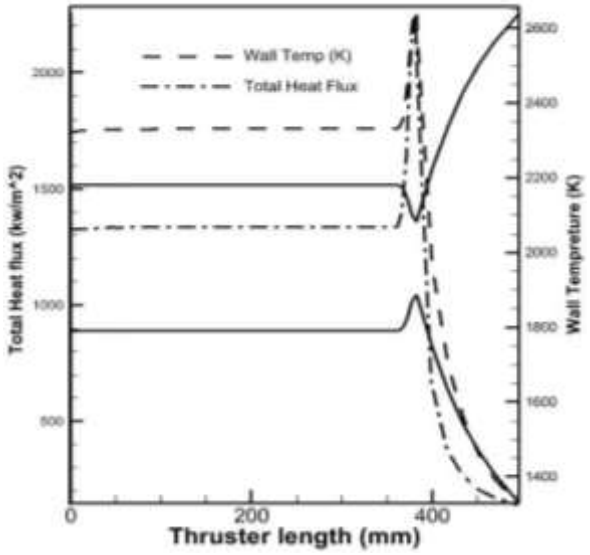
شکل ۱۷– نمودار دبی جرمی (سوخت و اکسیدکننده) بر حسب زمان.

Fig 17. Diagram of mass flow rate (oxid and fuel) vs time.



شکل ۱۸– نمودار فشار محفظه و فشار تغذیه بر حسب زمان.

Fig 18. Diagram of combustion chamber pressure and feedline pressure vs time.



شکل ۱۹– نمودار تغییرات دمای دیواره و شار حرارتی بر حسب طول تراستر در لحظه نامی.

Fig 19. Diagram of changes in wall temperature and heat flux depending on the thruster length at the nominal condition.

با استفاده از نرم‌افزار RPA نمودار مربوط به دمای دیواره و شار حرارتی در شرایط نامی در طول نازل نیز در شکل زیر آورده شده است البته بررسی و تحلیل حرارتی دینامیکی برای این مسائل بسیار مهم می‌باشد که تحلیل حرارتی موضوع این پژوهش نبوده است.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

[1] R. W. Humble, G. N. Henry, and W. J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, 1 st ed. New York: McGraw-Hill, 2007.

[2] J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*, vol. 28, 1 st ed. Microcosm Press, 2011.

[3] The Aerospace Corporation, Corporate Chief Engineer's Office, "2023 Small Satellite Propulsion Survey," Distribution A, The Aerospace Corporation, El Segundo, CA, Dec. 2023.

[4] G. D. Krebs, "Gunter's Space Page." Retrieved December 09, 2025, https://space.skyrocket.de/index.html

[5] T. M. Chiasson, "Modeling the characteristics of propulsion systems providing less than 10 N thrust," PhD. thesis, Department Aeronautics Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, USA, 2012.

[6] M. Shafiey Dehaj, M. Naderi Tabrizi, and S. A. R. Jalali Chimeh, "Statistical analysis of mass-energy parameters of multi-stage and clustered liquid propellant engines," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 3, no. 3, pp. 9-14 , 2019.

[7] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, 9th ed. John Wiley & Sons, New York, 2016.

[8] H. C. Hearn, "Design and development of a large bipropellant blowdown propulsion system," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 11, no. 5, pp. 986–991, 1995, https://doi.org/10.2514/3.23927.

[9] M. Naderi Tabrizi, S. A. R. Jalali Chime, and H. Karimi, "Modeling and simulation of open cycle liquid propellant engines," *Journal of Science and Engineering*, vol. 1, no. 1, pp. 17-34, 2013.

[10] S. A. R. Jalali Chimeh, M. Naderi Tabrizi, and H. Karimi, "Developing a simulation software for open cycle liquid propellant engines," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 4, no. 1-2, pp. 29–38, 2011.

[11] S. A. R. Jalali Chimeh, H. Karimi Mazareh Shahi, and Mohammad. Shafiey Dehaj, "Frequency analysis of launch vehicle oscillation absorbent configuration on performance of LPE." *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, vol. 12, no. 1, pp. 109-120, 2019.

[12] S. A. R. Jalali Chimeh, M. Naderi Tabrizi, and H. Karimi, "Dynamic analysis of simultaneous usage of propellant utilization and flight's apparent velocity regulation systems in liquid propellant system," *Modares Mechanical Engineering*. vol. 15, no. 9, pp 23-34, 2015.

[13] C. Nae, I. C. Andrei, G. L. Stroe, and G. Berbente, "Mathematical modeling and numerical simulations for performance prediction in case of a liquid propelled rocket engine," AIP Conference Proceedings 2293, 2020, Paper 320004, https://doi.org/10.1063/5.0031146.

[14] A. Sou Min, A. Kuranaga, H. Okabayashi, Y. Yano, and A. Kakami, "Design and test of impingement type of N_2O/DME bipropellant thruster," in *Space Transportation Symposium*, 2019.

[15] A. Kuranaga, R. Sato, Y. Yano, and A. Kakami, "N_2O/DME bipropellant thruster with premixer," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan*, vol. 19, no. 3, pp. 442–445, 2021, https://doi.org/10.2322/tastj.19.442.