Vol. 7 / No. 3 / 2014

JSST
Journal of Space Science & Technology

Comprehensive Pattern in Designing Low-Thrust Space Propulsion Systems

H. Fazeli[1], H. Naseh[2], M. Mirshams[3*] and A.B.Novinzadeh[4]

1, 3, 4. Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology

2. Iranian space research center

[*]Postal Code: 167653381, Tehran, IRAN

mirshams@kntu.ac.ir

Designing space propulsion systems as one of the important subsystems of the spacecrafts and upper stage space launch systems needs to bypass different and complicated steps. In this article the comprehensive process of designing liquid fuel low-thrust space propulsion systems was illustrated. In the presented pattern, first of all according to the requirements and mission constraints, the main characteristics of the system were determined and then other characteristics were extracted. Finally, for the evaluation of the presented pattern, a low-thrust space propulsion system was designed based on a special mission and the results were compared with a real model. Comparison between the designed space propulsion system and the real one showed an appropriate accuracy of the presented pattern.

Keywords: Thruster, Liquid propellant engine, Low-thrust, Conceptual design

1. M.Sc.
2. Assistant Professor
3. Associate Professor (Corresponding Author)
4. Assistant Professor

Recived: 2013.05.08 , Accepted: 2014.09.17

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۷ / شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۳۹۳
ص. ص ۲۱- ۹

الگوی جامع طراحی رانشگرهای فضایی کم‌پیشران

حمید فاضلی[۱]، حسن ناصح[۲]، مهران میرشمس[۳*] و علیرضا باصحبت نوین‌زاده[۴]

۳،۱ و ۴- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۲- پژوهشکده سامانه‌های فضانوردی، پژوهشگاه فضایی ایران

*تهران، کد پستی: ۳۳۸۱ ۱۶۷۶۵

mirshams@kntu.ac.ir

طراحی رانشگرهای فضایی که یکی از زیرسیستم‌های مهم فضاپیماها و مراحل بالایی ماهواره‌برهاست، مراحل گوناگون و پیچیده‌ای را طی می‌کند. در این مقاله، روندنمای جامع طراحی رانشگرهای فضایی کم‌پیشران سوخت مایع ارائه می‌شود. در الگوی ارائه شده، ابتدا با توجه به نیازمندی‌ها و قیود مأموریت، مشخصات اصلی سیستم تعیین شده و سپس به استخراج سایر ویژگی‌های سیستم پرداخته می‌شود. در انتها برای ارزیابی الگوی ارائه شده یک نمونه رانشگر فضایی کم‌پیشران بر اساس یک مأموریت خاص طراحی شده و نتایج با نمونهٔ واقعی مقایسه می‌شود. مقایسهٔ رانشگر طراحی شده با نمونهٔ واقعی حاکی از دقت زیاد الگوی ارائه شده است.

واژه‌های کلیدی: رانشگر، موتور سوخت مایع، کم پیشران، طراحی مفهومی

علائم و اختصارات

مساحت محفظهٔ احتراق	A_c
سطح مقطع گلوگاه	A_t
ضریب پیشران	C_f
سرعت مشخصه	C^*
ضربهٔ ویژه	ISP
طول محفظهٔ احتراق	L_c
طول مشخصه	L^*
جرم گاز مورد نیاز برای فشارگذاری مخازن	m_{Press}
فشار محفظهٔ احتراق	P_c
فشار خروجی نازل	P_e
ثابت جهانی گازها	R
زمان سوزش	t
پیشران	T
دمای محفظهٔ احتراق	T_c
حجم جوشش	V_{Bo}
حجم محفظهٔ احتراق	V_c
حجم گاز مورد نیاز فشارگذاری مخازن	V_{press}
حجم سوخت مورد استفاده	V_{Pu}
حجم به دام انداخته شده	V_{Trap}
حجم بالشتک هوا	V_{Ull}
نسبت گرماهای ویژه	γ
نسبت انبساط	ε
ضریب سازه	μ_f
تغییر سرعت مورد نیاز	ΔV

مقدمه

ماهواره‌ها و فضاپیماها برای انجام مانورهای مداری نیازمند زیرسیستم پیشرانش هستند. با وجود تنوع این زیرسیستم، نوع زیرسیستم پیشرانش عمدتاً وابسته به نوع مأموریت فضاپیماست. این زیرسیستم به انواع مختلفی از جمله گاز سرد، الکتریکی، یونی، هسته‌ای و شیمیایی تقسیم

۱. کارشناس ارشد
۲. استادیار
۳. دانشیار (نویسنده مخاطب)
۴. استادیار

دریافت مقاله: ۹۲/۰۲/۱۸ ، تأیید مقاله: ۹۳/۰۶/۲۶

می‌شود. زیرسیستم‌های پیشرانش با سوخت شیمیایی نیز شامل سوخت مایع (تک‌سوختی یا دوسوختی)، جامد و ترکیبی هستند. با این وجود در اکثر فضاپیماها برای انجام مانور مداری از زیرسیستم پیشرانش سوخت مایع استفاده می‌شود. هدف از ارائهٔ این مقاله، ارائه الگوی جامع طراحی زیرسیستم پیشرانش سوخت مایع است. در ادامه به پیشینهٔ تحقیقات انجام شده پرداخته می‌شود.

در مراجع [۹-۱]، به اصول کلی طراحی و تحلیل انواع سامانه‌های پیشرانش ماهواره و ماهواره‌بر پرداخته شده است. در قرن حاضر و با پیشرفت فناوری، طراحی سیستمی که نیازمندی‌های کاربر را برآورده سازد به تنهایی کافی نیست، بلکه آن سیستم باید به صورت بهینه طراحی شود و مأموریت خود را با حداقل هزینه انجام دهد. به همین دلیل در سال‌های اخیر مهندسی سیستم اهمیت ویژه‌ای داشته است [۱۱ و ۱۰].

در مرجع [۱۲] هرینگتون، تأثیر پارامترهای طراحی بر یکدیگر از جمله فشار محفظهٔ احتراق، ضربهٔ ویژه و وزن در طراحی سیستمی فضاپیما و ماهواره‌بر را مورد بررسی قرار داد. در سال ۲۰۰۷، اریکسن در مقاله‌ای به معرفی نرم‌افزار محاسبه ضربه ویژه سیستم[5] پرداخت. این نرم‌افزار «ضربه ویژه سیستم» را محاسبه می‌کرد که نسبت به محاسبهٔ ضربهٔ ویژه دقت بالاتری دارد. ولی یکی از معایب این ابزار عدم محاسبهٔ سایر مشخصات سیستمی سامانهٔ پیشرانش بود [۱۳].

یکی از موارد تأثیرگذار در مأموریت ماهواره‌ها، نوع سیستم پیشرانش آنهاست. جرجن از آزمایشگاه پیشرانش جت ناسا در مقاله‌ای به مقایسه و بررسی فناوری‌های مورد استفاده در انواع سامانه‌های پیشرانش مورد استفاده در میکروماهواره‌ها پرداخت و با ارائهٔ الگویی روند انتخاب سامانهٔ پیشرانش را برای ماهواره‌ها بررسی کرد [۱۴].

در سال ۲۰۰۳، وایلی و دومر، در مقاله‌ای سامانهٔ پیشرانش فضاپیمای مسنجر را بررسی و روش‌های توسعهٔ آن را معرفی کردند [۱۵]. در سال ۲۰۱۰، نصرت‌الهی و دهکردی، روش طراحی بهینهٔ چندموضوعی را در طراحی یک نمونه زیرسیستم پیشرانش خاص بررسی کردند [۱۶]. در مراجع [۲۳-۱۷] به طراحی سامانه‌های پیشرانش خاص مورد استفاده در فضاپیماها یا ماهواره‌ها پرداخته شده و در بعضی از آنها با استفاده از ابزارهایی، تأثیر پارامترهای طراحی بر یکدیگر و مشخصات سیستم بررسی شده است.

در اکثر مقالات بررسی شده، روندنما یا روش طراحی زیرسیستم پیشرانش ارائه نشده و در مقاله‌های دیگر نیز روندنمای طراحی، به‌صورت جزئی بیان نشده است. به همین دلیل در این مقاله، الگوی جامع طراحی رانشگرهای فضایی کم‌پیشران ارائه شده و در انتها برای ارزیابی این الگو، یک مثال نمونه حل می‌شود.

مهندسی سیستم و نقش آن در طراحی سیستم‌های هوافضایی

پیچیدگی طراحی سیستم‌های پیچیدهٔ امروزی آن‌قدر زیاد است که یک طراح به تنهایی نمی‌تواند سیستمی را طراحی کند که علاوه بر داشتن کارایی بهینه، مأموریت‌های زیادی را که بر عهدهٔ این سیستم‌هاست، انجام دهد. کلمهٔ سیستم در اینجا مفهوم ساده‌ای ندارد، بلکه با توجه به پیشرفت روزافزون سیستم‌های امروزی ترکیبی پیچیده از سیستم‌های مختلف هستند. با توجه به این موضوع، تعریف سیستم به صورت زیر است :

«یک سیستم مجموعه‌ای از قسمت‌های مختلفی است که در کنار یکدیگر قرار داده شده‌اند و به‌گونه‌ای سازماندهی شده‌اند تا مجموعه‌ای از عملکرد-های تعیین شده را انجام دهند و به وسیلهٔ آنها به نتیجهٔ مشخصی برسند» [۱۰]. خود این تعریف عنوان‌های اضافه‌ای دارد که باید تعریف شوند:

هر قسمت از یک سیستم عضوی مشخص از کل سیستم است که عملکرد مشخصی دارد. این عملکردهای کاملاً مشخص، به کل سیستم کمک می‌کنند تا به نتایج نهایی خود برسد. این نتایج همان عملکرد نهایی است که از سیستم انتظار داریم.

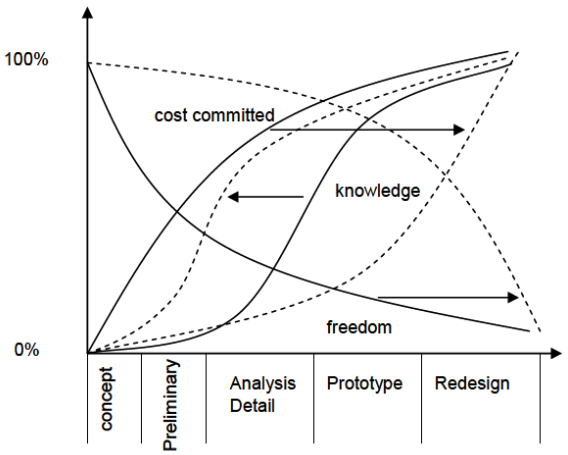
با این تعریف، هر قسمت از یک سیستم برای خود یک سیستم است. علاوه بر قطعه‌های منفرد یک مکانیزم، قسمت‌های یک سیستم می‌تواند شامل کارکنان، تجهیزات، اطلاعات و دیگر عواملی باشد که حتماً قسمت‌های فیزیکی یک مجموعه نیستند.

اگر به یک سیستم به عنوان مجموعه‌ای از قطعه‌های مختلف نگاه کنیم، به آسانی متوجه می‌شویم که یک طراح حتی اگر دانش کاملی در یک یا چند زمینه داشته باشد نمی‌تواند به طور بهینه سیستمی را طراحی کند. طراحی سیستم‌های بزرگ و پیچیدهٔ امروزی موضوعی چندمنظوره است و نیازمند آن است که افراد زیادی در کنار هم برای یک هدف کار کنند.

یکی از مسائلی که در صنایع هوافضایی، طراحی را تحت تأثیر قرار می‌دهد، هزینهٔ طراحی و ساخت وسایل پرنده است. به همین دلیل طراحان با ارائهٔ طرح‌ها و روش‌های مختلف در تلاش‌اند تا هزینه‌های طراحی و ساخت را در این صنایع کاهش دهند.

در فرایند طراحی سیستمی، پارامترهای بسیاری تأثیرگذار هستند. اکثر این پارامترها از یکدیگر مستقل نبوده و به شدت به همدیگر وابسته هستند. به عنوان مثال در مرجع [۲۴] یانگ نقش هزینه، دانش و آزادی‌های طراحی را در فرایند طراحی مفهومی بررسی کرد. نتایج تحقیق یانگ در شکل (۱) نشان داده شده است. شکل (۱) نشان می‌دهد که چگونه دانش طراحی و آزادی در طراحی، هزینه‌های طراحی و چرخهٔ عمر محصول را کنترل می‌کند.

5. System-specific impulse



شکل ۱- هزینهٔ چرخه عمر محصول، دانش طراحی و آزادی طراحی در طول فرایند طراحی [۲۴]

روندنمای طراحی رانشگر فضایی کم‌پیشران

فرایندهای طراحی، عموماً با خلق یک ایده شروع می‌شود و تیم طراحی با توجه به اهداف و قیود مأموریت و با درنظرگرفتن مسائلی همچون فناوری ساخت، سیاست، اقتصاد، قابلیت اطمینان و ... وظیفهٔ انتخاب ترکیب بهینه بین پارامترهای طراحی را بر عهده دارد.

یکی از مهم‌ترین فازهای طراحی وسایل هوافضایی فاز طراحی مفهومی است. در این فاز، طراح می‌تواند با استفاده از آزادی عمل خود، تغییرات زیادی را در روند طراحی ایجاد کند. این فاز یکی از کم‌هزینه‌ترین قسمت‌های چرخهٔ عمر محصولات محسوب می‌شود، اما خروجی‌های آن می‌تواند تأثیر بسزایی در هزینهٔ چرخهٔ عمر محصولات داشته باشد. به همین دلیل طراحی بهینه محصولات می‌تواند به نحو چشم‌گیری در کاهش هزینه‌های چرخه عمر آنها مؤثر باشد [۲۵].

در این مقاله نیز، در فاز طراحی مفهومی الگویی ارائه می‌شود، که بر اساس آن با توجه به نیازمندی‌های مأموریت می‌توان به طراحی یک رانشگر فضایی کم‌پیشران پرداخت. در شکل (۲) روندنمای مورد نظر نشان داده شده است. این روندنما از چند زیربخش تشکیل شده است که به ترتیب عبارتند از :

- استخراج روابط آماری و تخمین مشخصات اولیهٔ سیستم
- تعیین مشخصات احتراقی و ضریب پیشرانه
- طراحی محفظهٔ احتراق و نازل
- تعیین فشار و ابعاد مخازن سوخت و اکسیدکننده
- تعیین جرم و حجم گاز مورد نیاز برای فشارگذاری مخازن
- تخمین وزن المان‌های سامانهٔ پیشرانش

در ادامه زیربخش‌های مختلف این روندنما به ترتیب معرفی می‌شود:

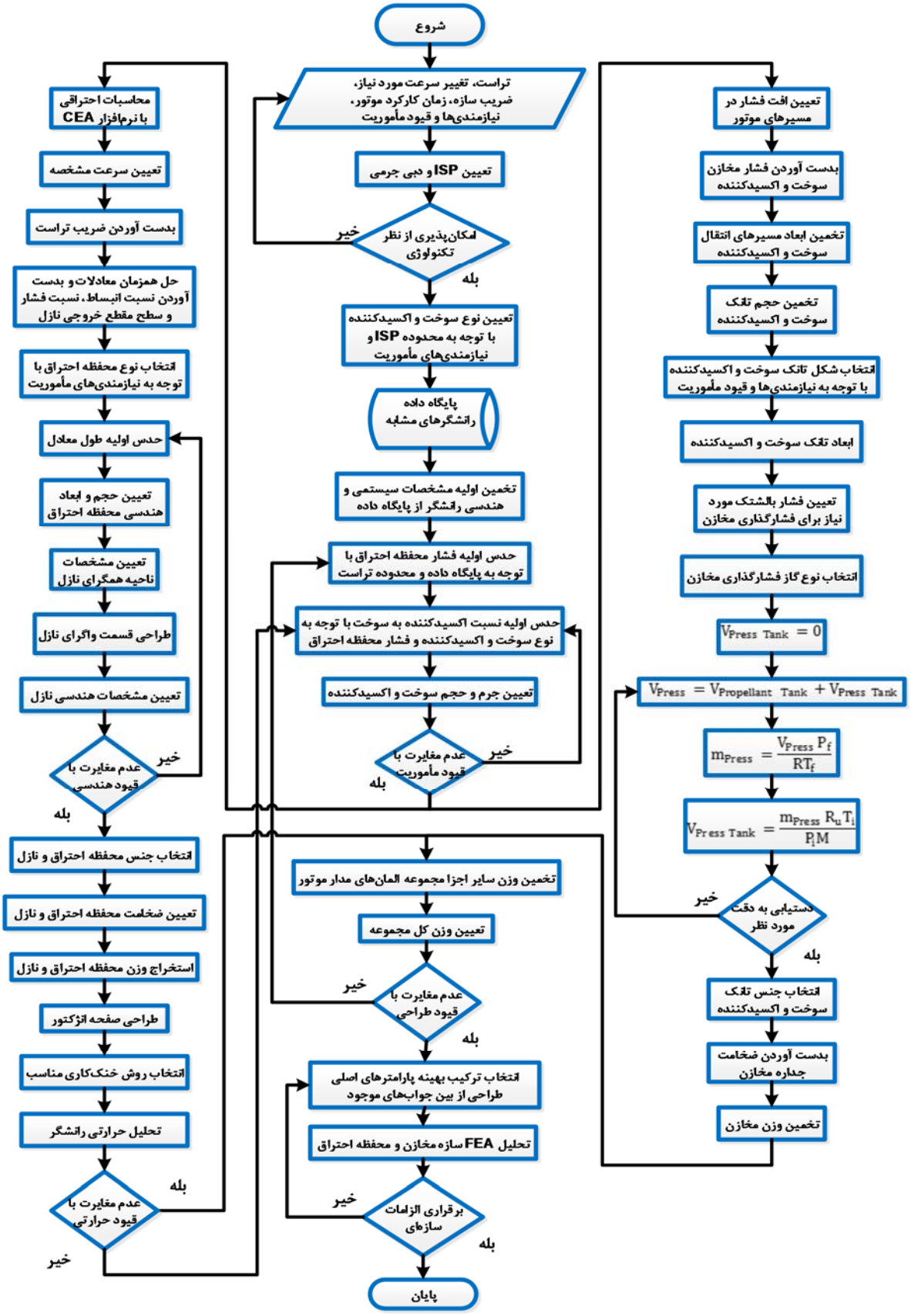
استخراج روابط آماری و تخمین مشخصات اولیهٔ سیستم

در شروع روندنمای ارائه شده، ابتدا نیازمندی‌ها و قیود مأموریت وارد می‌شود. از مهم‌ترین این پارامترها می‌توان به پیشرانه، تغییر سرعت مورد نیاز برای انجام مانور مداری، ضریب سازه، زمان انجام مانور (زمان سوزش) و قیود ابعادی و جرمی اشاره کرد. بعد از مشخص شدن مشخصات و قیود مأموریت می‌توان ضربهٔ ویژه مورد نیاز را با استفاده از معادلهٔ (۱) به‌دست آورد [۲۶]:

$$ISP = -\frac{\Delta V}{g \ln \mu_f} = -\frac{\Delta V}{g \ln \frac{M_f}{M_0}} \qquad (۱)$$

در معادلهٔ فوق، M_f وزن نهایی سیستم و M_0 وزن اولیهٔ سیستم است. ضربهٔ ویژه، یکی از مهم‌ترین پارامترهای تعیین‌کنندهٔ کارایی رانشگر است که از نوع سوخت و اکسیدکننده و نوع سیکل کاری رانشگر تأثیر می‌پذیرد. به‌عنوان مثال، حداکثر ضربهٔ ویژه قابل دستیابی در موتورهای سوخت مایع سیکل بسته با سوخت هیدروژن مایع و اکسیژن مایع در حدود ۴۵۰ ثانیه است؛ درصورتی‌که از رانشگرها با سیستم تغذیهٔ فشاری، سوخت و اکسیدکنندهٔ متفاوت استفاده شود، حداکثر ضربهٔ ویژهٔ قابل دستیابی به مراتب کمتر خواهد بود. با توجه به اینکه رانشگرهای مورد بررسی در این تحقیق از نوع کم‌پیشران هستند، سیستم تغذیهٔ آنها معمولاً به صورت فشاری است. با توجه به نکات بیان شده، در صورتی‌که ضربهٔ ویژه به‌دست آمده از نظر سطح فناوری قابل دستیابی نباشد، لازم است که به مرحلهٔ قبل بازگشته و پارامترهای ورودی تصحیح شوند. در صورت امکان‌پذیری سطح فناوری، با توجه به ضربه ویژه به‌دست آمده و همچنین نیازمندی‌های مأموریت، سوخت و اکسیدکنندهٔ مناسب انتخاب می‌شود.

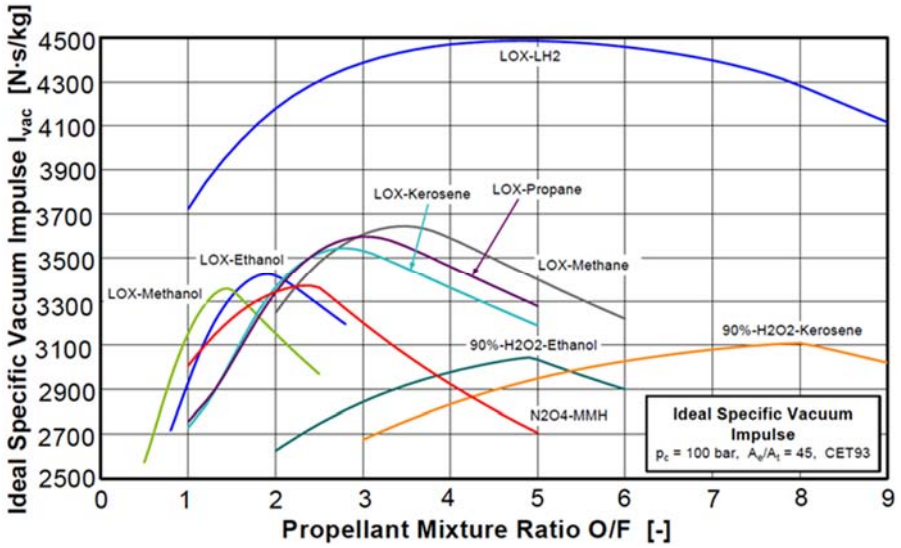
مرحلهٔ بعد، تخمین اولیهٔ مشخصات ابعادی و جرمی رانشگر از پایگاه دادهٔ رانشگرهای مشابه است. در این قسمت، ابتدا بر اساس داده‌های مأموریت و نیازمندی‌های کاربر، پارامترهایی که مشخص‌کنندهٔ ویژگی‌های جرمی و همچنین سطح انرژی (کارایی) سیستم است، از پایگاه دادهٔ رانشگرهای مشابه استخراج می‌شود. این پارامترها عموماً منعکس‌کنندهٔ محدودیت‌های فناورانهٔ مورد نظر هستند و با قرارگرفتن در چارچوب‌های طراحی، ارتباط بین پارامترها و معیارهای طراحی را برقرار می‌سازند. این پارامترها در شروع فرایند طراحی در تکرار حلقه‌های طراحی مورد استفاده قرار می‌گیرند [۲۷]. یکی از بخش‌های مهم در شروع فرایند طراحی، انتخاب پارامترهای اصلی طراحی است. پارامترهای اصلی طراحی پارامترهایی هستند که از یک طرف معیارهای طراحی و از طرف دیگر نیازهای مأموریت را تحت تأثیر قرار می‌دهند [۲۸].



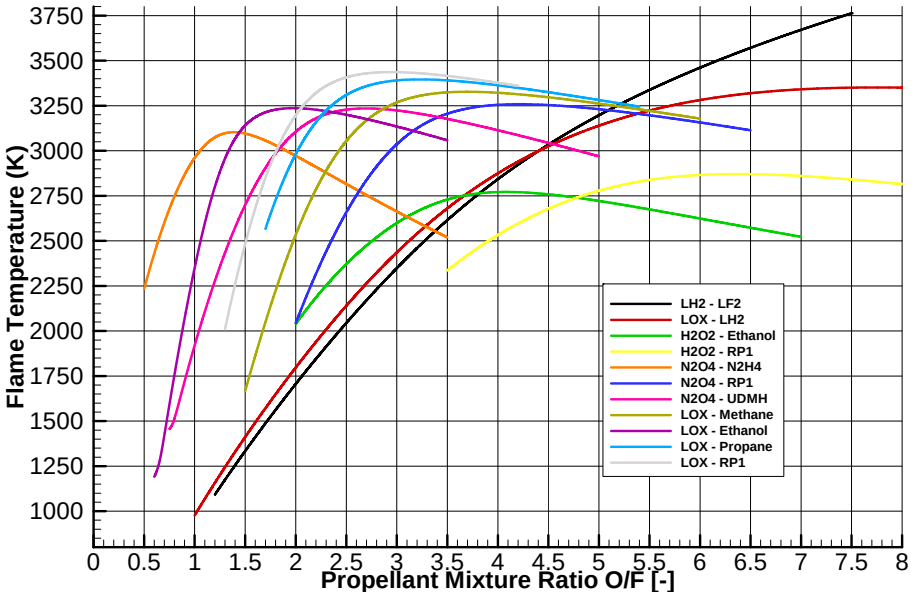
شکل ۲- روندنمای طراحی رانشگر سوخت مایع کم‌پیشران

یکی از پارامترهای مؤثر در جرم و ابعاد موتور فشار محفظهٔ احتراق است. فشار محفظهٔ احتراق با توجه به نوع و شمای موتور انتخاب می‌شود. سیکل باز با بسته بودن موتور عامل اصلی تعیین فشار محفظهٔ احتراق است. انتخاب فشار محفظهٔ احتراق، افزایش یا کاهش آن، به نوع مرحله‌ای که موتور در آن استفاده می‌شود نیز، بستگی دارد. گام بعد حدس اولیهٔ فشار محفظهٔ احتراق از بازهٔ استخراج شده با توجه به پیشرانه رانشگر است.

بعد از تعیین فشار محفظهٔ احتراق، اکنون می‌توان نسبت اکسیدکننده به سوخت را تعیین کرد. انتخاب نسبت بهینهٔ اکسیدکننده به سوخت به پارامترهای زیادی از جمله نوع سوخت و اکسیدکننده، فشار محفظهٔ احتراق و ... بستگی دارد. در برخی شرایط، یک نسبت اکسیدکننده به سوخت متفاوت، در کل، سیستم بهتری را نتیجه خواهد داد. برای یک وسیله با حجم محدود با یک سوخت با چگالی پایین مثل هیدروژن مایع، می‌توان به وسیلهٔ استفاده از یک ترکیب اکسیدکننده به سوخت با اکسیدایزر بالا، اندازهٔ وسیله را کوچک کرد. با توجه به فشار محفظهٔ احتراق به‌دست آمده و همچنین قیود طراحی سیستم، اکنون می‌توان نسبت اکسیدکننده به سوخت مناسب را به عنوان حدس اولیهٔ حلقهٔ طراحی انتخاب کرد. در شکل‌های (۳) و (۴) به ترتیب نمودارهای ضربه ویژهٔ خلأ و دمای اشتعال بر حسب نسبت اکسیدکننده به سوخت برای ترکیب‌های مختلف سوخت و اکسیدکننده نشان داده شده است.



شکل ۳- نمودار ضربه ویژه خلأ بر حسب نسبت اکسیدکننده به سوخت ترکیب‌های مختلف سوخت و اکسیدکننده [۲۹]



شکل ۴- نمودار دمای احتراق بر حسب نسبت اکسیدکننده به سوخت ترکیب‌های مختلف در فشار محفظه احتراق ۱۲ بار

پس از انتخاب نسبت اکسیدکننده به سوخت، اکنون می‌توان با استفاده از معادلات (۲)، (۳) و (۴) جرم سوخت و اکسیدکننده مورد نیاز را به‌دست آورد.

$$M_{total} = \frac{T \times t}{ISP \times g} \quad (۲)$$

$$M_{ox} = \frac{\frac{o}{f}}{1+\frac{o}{f}} \times M_{total} \quad (۳)$$

$$M_{fu} = \frac{1}{1+\frac{o}{f}} \times M_{total} \quad (۴)$$

در صورت مغایرت جرم سوخت و اکسیدکنندهٔ به‌دست آمده با قیود جرمی مسئله، به مرحله قبل بازگشته و حدس اولیهٔ نسبت اکسیدکننده به سوخت تصحیح می‌شود.

تعیین مشخصات احتراقی و ضریب پیشرانه

پس از تعیین فشار محفظهٔ احتراق و نسبت اکسیدکننده به سوخت اکنون می‌توان با استفاده از ابزار CEA[۶]، مشخصات احتراقی گازهای حاصل از احتراق را به‌دست آورد. مهم‌ترین پارامترهای خروجی این کد عبارتند از دمای احتراق، آنتالپی، جرم مولکولی ترکیب و نسبت گرماهای ویژه. در این قسمت برای ساده‌سازی محاسبات و افزایش سرعت، فرضیات ساده‌کننده‌ای انجام شده است. این فرضیات عبارتند از :

- ترکیب گاز همگن است.
- گاز کامل است.
- از اصطکاک صرف‌نظر می‌شود.
- جریان پایاست.
- جریان یک‌بعدی است.
- در میان هر مقطع عمود بر محور محفظهٔ احتراق سرعت یکنواخت است.
- تعادل احتراقی که در محفظهٔ احتراق ایجاد می‌شود در نازل هم ثابت می‌ماند.

در سیستمی که جریان در گلوگاه به سرعت صوت رسیده است، پارامتر سرعت، مشخصهٔ نشان‌دهندهٔ سطح انرژی مؤثر مؤلفه‌های پیشران و کیفیت طراحی انژکتورها و محفظهٔ احتراق است. برای به‌دست آوردن سرعت مشخصه لازم است که دمای محصولات احتراق معلوم باشد. به دلیل دمای زیاد محفظهٔ احتراق، مقداری از محصولات احتراق مجدداً تجزیه شده و به مواد و ترکیبات دیگری تبدیل می‌شوند که این واکنش‌ها گرماگیر است و باعث کاهش دما می‌شود. به همین دلیل برای محاسبهٔ سرعت مشخصهٔ پارامتر η_{c^*} را تحت عنوان راندمان احتراق سرعت مشخصه در نظر می‌گیرند. η_{c^*} معمولاً در بازه ۰/۹۸ – ۰/۹ قرار دارد. با استخراج پارامترهای احتراق، سرعت مشخصه با استفاده از معادلهٔ (۵) به‌دست می‌آید [۳].

$$C^* = \frac{\eta_{c^*}\sqrt{g\gamma RT_c}}{\gamma\sqrt{\left[\frac{2}{(\gamma+1)}\right]^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}}}} \quad (۵)$$

پارامتر ضریب پیشرانه نشان‌دهندهٔ ویژگی‌های انبساطی گاز و کیفیت طراحی نازل است. با معلوم بودن سرعت مشخصه و داشتن ایمپالس ویژه، می‌توان ضریب پیشرانه را با استفاده از معادلهٔ (۶) به‌دست آورد:

$$C_f = \frac{ISP \times g}{C^*} \quad (۶)$$

با تعیین فشار محفظهٔ احتراق، ضریب پیشرانه و پیشرانه، سطح مقطع گلوگاه از طریق معادلهٔ (۷) به‌دست می‌آید:

$$A_t = \frac{F}{C_f \times P_c} \quad (۷)$$

در ادامه با حل همزمان معادلات (۸) و (۹) سطح مقطع خروجی و فشار خروجی نازل به‌دست می‌آید [۳۰]:

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{(\gamma-1)}\left[\frac{2}{(\gamma+1)}\right]^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}}\left[1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \epsilon\left[\frac{P_e-P_a}{P_c}\right] \quad (۸)$$

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\left[\frac{2}{(\gamma+1)}\right]^{\frac{1}{(\gamma-1)}}\left(\frac{P_c}{P_e}\right)^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\left[1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}} \quad (۹)$$

طراحی محفظهٔ احتراق و نازل

اتاق‌های احتراق مورد استفاده در موتورهای سوخت مایع به چهار دستهٔ متداول زیر تقسیم می‌شوند :

۱. اتاق احتراق سیلندری (استوانه‌ای)
۲. اتاق احتراق مخروطی، که خود انواعی دارد
۳. اتاق احتراق کروی
۴. اتاق احتراق بیضی شکل

انتخاب نوع محفظهٔ احتراق به پارامترهای زیادی بستگی دارد. مهم‌ترین پارامترهای تأثیرگذار در انتخاب نوع محفظهٔ احتراق، فشار محفظه، الزامات خنک‌کاری، ابعاد و وزن است. از متداول‌ترین نوع محفظه‌های احتراق رانشگرهای کم پیشران فضایی می‌توان به انواع استوانه‌ای و کروی اشاره کرد [۳۱].

یکی از روش‌های تعیین ابعاد محفظهٔ احتراق، روش طول معادل است. در این روش طول معادل L^* با توجه به نوع سوخت و اکسیدکننده و همچنین اطلاعات آماری حدس زده شده و سپس سایر ابعاد محفظهٔ احتراق به‌دست می‌آید. در انتخاب پارامتر طول معادل باید معیارها و نکات

6. Chemical Equilibrium with Applications

زیادی را مدنظر قرار داد که مهم‌ترین آنها عبارتند از:

- افزایش L^* باعث افزایش حجم و وزن محفظهٔ احتراق می‌شود.
- افزایش L^* باعث افزایش سطح مقطع و افزایش خنک‌کاری و به طبع آن افزایش افت‌های حرارتی می‌شود.
- افزایش L^* باعث افزایش افت‌های اصطکاکی در محفظهٔ احتراق و کاهش فشار سکون نازل می‌شود.

در چارچوب طراحی ارائه شده، ابتدا طول معادل بر اساس نوع سوخت و اکسیدکننده و همچنین اطلاعات آماری به عنوان حدس اولیه انتخاب شده و سپس پس از انجام محاسبات به روز می‌شود. پس از حدس اولیه طول معادل، حجم محفظه احتراق را با استفاده از معادلهٔ (۱۰) می‌توان به‌دست آورد:

$$V_c = L^* \times A_t \qquad (۱۰)$$

یکی از راه‌های تخمین قطر محفظهٔ احتراق استفاده از داده‌های آماری است. معادلهٔ (۱۱) نسبت مساحت محفظهٔ احتراق به مساحت گلوگاه را بر حسب قطر گلوگاه تخمین می‌زند [۲].

$$\frac{A_c}{A_t} = 8.0 D_t^{-0.6} + 1.25 \qquad (۱۱)$$

بعد از به‌دست آوردن مساحت اتاق احتراق، می‌توان طول اتاق احتراق را با کمک معادلهٔ (۱۲) به‌دست آورد:

$$L_c = \frac{V_c}{A_c} \qquad (۱۲)$$

مرحلهٔ بعد، طراحی ناحیهٔ ورودی نازل همگراست. مساحت نسبی محفظهٔ احتراق برابر است با [۳۲]:

$$\overline{A_{cc}} = \frac{L^*}{L_c} \qquad (۱۳)$$

در شکل معمولی نازل، طول ناحیهٔ ورودی نازل برابر خواهد بود با [۳۲]:

$$L_{in} = 0.5 d_t \sqrt{\left(2 + \rho\sqrt{\overline{A_{cc}}}\right)^2 - \left(3 + \left(\rho - 1\right)\sqrt{\overline{A_{cc}}}\right)^2} \qquad (۱۴)$$

با تعیین طول ناحیهٔ ورودی، سایر مشخصات ناحیهٔ ورودی نازل همگرا از روابط آماری و هندسی قابل حصول است.

گام بعدی، طراحی پروفیل نازل واگراست. نازل واگرا سهم عمده‌ای از وزن رانشگر را شامل می‌شود. به همین دلیل، طراحی بهینهٔ پروفیل این نازل در کاهش وزن رانشگر مؤثر است. ساده‌ترین نوع نازل مورد استفاده در رانشگرها، نازل مخروطی است. این نوع نازل دارای طول و افت زیادی است، به همین دلیل نازل‌های سهموی معمولاً مورد توجه طراحان است. تاکنون روش‌های مختلفی در طراحی پروفیل نازل واگرا ارائه شده که هر کدام از آنها دارای مزایا و معایبی هستند. از مهم‌ترین این روش‌ها می‌توان به موارد زیر اشاره کرد :

- روش رائو
- روش مشخصه‌ها
- روش کرپاتنکف

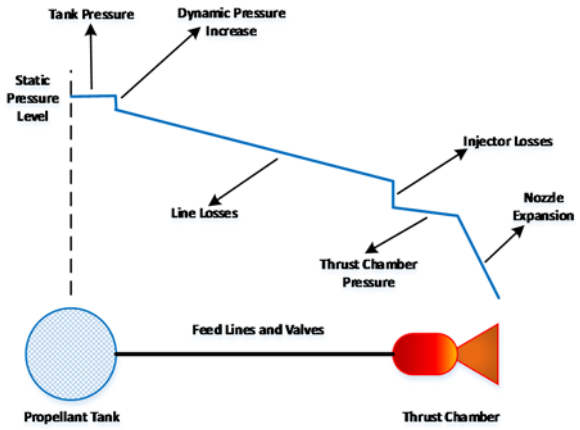
در بین روش‌های ذکر شده، روش مشخصه‌ها پیچیدگی بیشتری داشته و در عین حال دقیق‌تر است. در این روش با بهره‌گیری از روش‌های تحلیلی، شکل نازل به نحوی طراحی می‌شود که جریان در صفحهٔ خروجی به صورت موازی خارج شود [۳۳]. با توجه به زمان اجرای نسبتاً زیاد این روش، استفاده از آن در حلقه‌های متعدد طراحی مفهومی، معمولاً می‌تواند به افزایش زمان طراحی منجر شود. روش روسی کرپاتنکف نیز از ترکیبی از روش‌های تحلیلی و تجربی در طراحی پروفیل نازل استفاده کرده ولی مانند روش مشخصه‌ها زمان اجرای نسبتاً زیادی دارد [۳۴]. روش رائو، یکی از متداول‌ترین روش‌های طراحی نازل به شمار می‌رود. این روش در سال ۱۹۵۸ توسط پروفسور رائو با معیار حداکثرکردن پیشرانه ارائه شد [۳۵]. از جمله ویژگی‌های روش رائو می‌توان به سادگی، سرعت زیاد و همچنین دقت قابل‌قبول در فاز طراحی مفهومی اشاره کرد. در این مقاله، به دلیل گستردگی روش‌های ذکر شده، از ذکر جزئیات بیشتر پرهیز می‌شود. با توجه به نکات بیان شده، در روندنمای ارائه شده، استفاده از یکی از روش‌های رائو یا مشخصه‌ها برای طراحی بخش واگرای نازل توصیه می‌شود.

پس از تعیین مشخصات محفظهٔ احتراق و طراحی نازل همگرا - واگرا می‌توان ویژگی‌های صفحهٔ انژکتور سامانهٔ پیشرانش را مشخص کرد. در این قسمت به دلیل گستردگی مباحث طراحی صفحهٔ انژکتور از ذکر جزئیات بیشتر پرهیز می‌شود.

انتخاب روش خنک‌کاری به عوامل زیادی بستگی دارد. از جمله این موارد می‌توان به دمای محفظهٔ احتراق، وزن موتور مورد استفاده، نوع سیکل موتور، محیط عملکردی موتور و نوع سوخت و اکسیدکننده اشاره کرد. با توجه به اینکه در رانشگرهای فضایی کم‌پیشران نوع سیکل از نوع دمش فشاری است، از روش‌های معمول خنک‌کاری نمی‌توان استفاده کرد. یک روش ساده برای خنک‌کاری موتورهای فضایی، روش تشعشعی است. در این روش برای خنک‌کاری موتور از طریق تشعشع، بخشی از حرارت ایجاد شده به محیط فضا دفع می‌شود. اما این روش برای خنک‌کاری گلوگاه زیاد مناسب نیست و از روش‌های ترکیبی مثل خنک‌کاری غشایی استفاده می‌شود.

تعیین فشار و ابعاد مخازن سوخت و اکسیدکننده

برای تعیین فشار مخازن سوخت و اکسیدکننده، باید افت فشار در مسیرهای موتور را تخمین زد. نمونه‌ای از افت فشار در مسیرهای یک رانشگر سوخت مایع کم‌پیشران در شکل (۵) نشان داده شده است. اکثر این نوع رانشگرها به دلیل استفاده از سیستم تغذیهٔ فشاری از توربوپمپ استفاده نمی‌کنند، بنابراین، در محاسبهٔ فشار مخازن، افت فشار توربوپمپ درنظر گرفته نمی‌شود.



شکل ۵– افت فشار در سیستم تغذیهٔ فشاری رانشگر فضایی نمونه

با توجه به شکل (۵) فشار در مخازن سوخت و اکسیدکننده برابر است با فشار محفظهٔ احتراق به اضافهٔ افت فشار سیال در مسیرهای تغذیه. بنابراین [۲]:

$$P_{Ox\,Tank} = P_c + \Delta P_{Dynamic_{Ox}} + \Delta P_{feed} + \Delta P_{Inj} \quad (۱۵)$$

$$P_{Fu\,Tank} = P_c + \Delta P_{Dynamic_{Fu}} + \Delta P_{feed} + \Delta P_{Inj} \quad (۱۶)$$

با معلوم بودن نوع سوخت و اکسیدکننده و همچنین چگالی آنها و درنظر گرفتن ضریب اطمینان، حجم مورد نیاز سوخت و اکسیدکننده به‌دست می‌آید. حجم کل مخازن سوخت و اکسیدکننده از چهار بخش تشکیل شده که عبارتند از :

- حجم سوخت و اکسیدکنندهٔ مورد استفاده V_{Pu}
- حجم بالشتک هوا V_{Ull}
- حجم جوشش V_{Bo}
- حجم به دام انداخته شده V_{Trap}

بنابراین، حجم کل مخازن سوخت و اکسیدکننده برابر است با [۴]:

$$V_{Tank} = V_{Pu} + V_{Ull} + V_{Bo} + V_{Trap} \quad (۱۷)$$

با تعیین حجم مخازن سوخت و اکسیدکننده و همچنین درنظر گرفتن قیود هندسی، می‌توان نوع مخازن را انتخاب کرد. امروزه، متداول‌ترین شکل مخازن مورد استفاده در سامانه‌های فضایی مخازن کروی و استوانه‌ای است. مخازن کروی بیشترین حجم را به ازای سطح مشخص فراهم می‌کنند. بنابراین، آنها از مخازن استوانه‌ای سبک‌تر هستند. همچنین این مخازن مقاومت سازه‌ای بالاتری دارند. در مقابل درصورتی‌که حجم مخازن سوخت و اکسیدکننده زیاد باشد به نحوی که به دلیل قیود ابعادی نتوان از مخازن کروی استفاده کرد، مخازن استوانه‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد. در نهایت با مشخص شدن نوع و حجم مخازن سوخت و اکسیدکننده ابعاد مخازن به‌دست می‌آید.

تعیین جرم و حجم گاز مورد نیاز برای فشارگذاری مخازن

برای تعیین جرم و حجم گاز مورد نیاز برای فشار گذاری، ابتدا باید فشار بالشتک هوای مورد نیاز را تعیین کرد. با مشخص شدن ابعاد مخازن سوخت و اکسیدکننده و معلوم بودن شتاب نسبی حرکت وسیله، به وسیلهٔ معادلات (۱۸) و (۱۹) می‌توان فشار بالشتک هوای مورد نیاز در مخازن سوخت و اکسیدکننده را محاسبه کرد [۳].

$$P_{Ox\,Ullage} = P_{Ox\,Tank} + n\rho_{Ox}gH_{Ox} \quad (۱۸)$$

$$P_{Fu\,Ullage} = P_{Fu\,Tank} + n\rho_{Fu}gH_{Fu} \quad (۱۹)$$

در رابطهٔ فوق، H ارتفاع سیال از خروجی مخازن سوخت و اکسیدکننده تا بالشتک هواست و با توجه به ابعاد مخازن به‌دست می‌آید. معمولاً در طراحی فرض می‌شود که فشار در مخازن سوخت و اکسیدکننده ثابت است. یک راه برای ثابت نگه داشتن فشار مخازن سوخت و اکسیدکننده، استفاده از یک شیر رگولاتور در ورودی مخازن سوخت و اکسیدکننده برای کنترل پیشرانه است. گام بعد در طراحی مخازن هوای تحت فشار سیستم دمش، انتخاب نوع گاز فشارگذاری است. پارامترهای زیادی در انتخاب نوع گاز سیستم فشارگذاری مؤثر است که از مهم‌ترین آنها می‌توان به جرم مولکولی و عدم واکنش با سوخت و اکسیدکنندهٔ موجود در مخازن اشاره کرد. برای سامانه‌های کم‌پیشران با توجه به اینکه معمولاً زمان کافی برای انتقال حرارت به سوخت وجود ندارد، می‌توان یک تغییر آیزنتروپیک در دما را به صورت زیر فرض کرد:

$$T_f = T_i \left(\frac{P_f}{P_i}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (۲۰)$$

در معادلهٔ فوق، T_f دما در انتهای سوزش بر حسب درجهٔ کلوین، T_i دمای اولیهٔ گاز بر حسب درجهٔ کلوین، P_f فشار نهایی گاز برحسب پاسکال و P_i فشار اولیهٔ گاز بر حسب پاسکال است.

حجم نهایی گاز مورد نیاز برای فشارگذاری معمولاً برابر است با حجم مخازن سوخت و اکسیدکننده به اضافهٔ حجم تانک فشارگذاری مخازن. اما چون، حجم تانک فشارگذاری مخازن معلوم نیست، برای به‌دست آوردن جرم گاز مورد نیاز برای فشارگذاری مخازن از روش سعی و خطا باید استفاده شود. الگوریتم این روش در شکل (۲) نشان داده شده است. مراحل انجام این الگوریتم به ترتیب عبارتند از [۳۶]:

۱. انتخاب نوع گاز فشارگذاری مخازن
۲. فرض می‌کنیم حجم اولیهٔ مخازن فشارگذاری برابر صفر است.
۳. با دانستن حجم مخازن سوخت و اکسیدکننده و همچنین حجم اولیهٔ مخازن فشارگذاری می‌توان با استفاده از معادلهٔ (۲۱) حجم گاز مورد نیاز فشارگذاری مخازن را به‌دست آورد:

$$V_{press} = V_{Propellant\ Tank} + V_{Press\ Tank} \quad (۲۱)$$

۴. جرم گاز مورد نیاز برای فشـارگذاری مخازن با استفاده از معادلهٔ (۲۲) به‌دست می‌آید.

$$m_{Press} = \frac{V_{Press} P_f}{R T_f} \quad (۲۲)$$

۵. اکنون می‌توان حجم جدید مخازن فشـار گذاری که در مرحله ۲ برابر با صـــفر در نظر گرفته شـــده بود را با کمک معادله (۲۳) به‌دست آورد.

$$V_{Press\ Tank} = \frac{m_{Press} R_u T_i}{P_i M} \quad (۲۳)$$

۶. با تعیین حجم جدید مخازن فشـــارگذاری، به مرحله ۳ بازگشـــته و حجم گاز مورد نیاز برای فشارگذاری مخازن حساب می‌شود.

۷. این رونـدنمـا در حلقـه تکرار آن‌قدر ادامه می‌یابد تا رابطه (۲۴) برقرار شود.

$$V_{Press_{i+1}} - V_{Press_i} < \varepsilon \quad (۲۴)$$

در رابطهٔ (۲۴) پارامتر ε میزان دقت روندنماست.

تخمین وزن المان‌های سامانهٔ پیشرانش

فشـــار داخلی مخـازن ســـوخـت و اکســـیـدکننـده تأثیر زیادی روی نیازمندی‌های ســـازه‌ای آنها می‌گذارد. نوع ســـازه مخازن ســـوخت و اکسیدکننده معمولاً با توجه به نیازمندی‌های وزنی، فناوری ساخت، نحوهٔ بارگذاری و غیره تعیین می‌شود. از مهم‌ترین انواع سازه مخازن سوخت و اکسیدکننده می‌توان به موارد زیر اشاره کرد [۳۷]:

- پوستهٔ تخم‌مرغی
- پوسته- استرینگر
- پوسته تقویت‌شده
- نیمه‌پوسته تخم‌مرغی

برای تعیین ضخامت مخازن لازم است تا فشار نهایی آنها را تعیین کنیم. این پارامتر با استفاده از معادلهٔ (۲۵) به‌دست می‌آید:

$$P_b = f_s MEOP \quad (۲۵)$$

در معادلهٔ (۲۵)، P_b فشار نهایی مخزن، $MEOP$ حداکثر فشار کاربری مورد انتظار از مخزن و f_s ضریب اطمینان برای درنظر گرفتن عدم‌قطعیت‌های سیستم است. به‌منظور محاسبهٔ ضخامت مخازن سوخت و اکسیدکننده ابتدا باید جنس سازهٔ آن را انتخاب کرد. انتخاب جنس سازه به پارامترهای زیادی از جمله نوع سوخت، اکسیدکننده و سازگاری آن با جنس مادهٔ مورد استفاده بستگی دارد. برای مخازن کروی و استوانه‌ای، ضخامت سازه به ترتیب با استفاده از معادلات (۲۶) و (۲۷) تعیین می‌شود [۳۸]:

$$t_s = \frac{P_b r_s}{2F_{all}} \quad (۲۶)$$

$$t_c = \frac{P_b r_c}{F_{all}} \quad (۲۷)$$

در معادلات (۲۶) و (۲۷)، t_s ضخامت جدارهٔ کره، t_c ضخامت جدارهٔ استوانه، r_s شعاع کره، r_c شعاع استوانه و F_{all} تنش مجاز مواد مورد استفاده است.

با به‌دست آوردن ضخامت مخازن اکنون می‌توان جرم تانک سوخت و اکسیدکننده را با استفاده از معادلهٔ (۲۸) به‌دست آورد.

$$m_s = A_s t_s \rho_{mat} \quad (۲۸)$$

برای تخمین جرم مخازن می‌توان از روابط آماری نیز استفاده کرد. به عنوان مثال معادلهٔ (۲۹) جرم مخزن رانشگر با سیستم تغذیهٔ فشاری را بر حسب حجم و فشار آن تخمین می‌زند [۳۹].

$$M_{Tank} = (1.3012 + 0.0099P)(V_{Tank})^{0.8647P^{0.01645}} \quad (۲۹)$$

برای تعیین ضخامت محفظهٔ احتراق نیز می‌توان از معادلات (۲۶) و (۲۷) استفاده کرد. تفاوت استفاده از این فرمول‌ها در جنس محفظهٔ احتراق است که معمولاً از جنس نیکل، تیتانیوم، مس یا الیاژهای آنهاست.

وزن محفظهٔ احتراق و نازل با مشخص بودن ابعاد و جنس آنها از روابط آماری یا تحلیلی قابل حصول است. به عنوان مثال معادلهٔ (۳۰) وزن محفظهٔ احتراق و نازل همگرا را حساب می‌کند [۲].

$$m_c = \pi \rho t_w \left(2 r_c L_c - \left(\frac{\pi(r_c^2 - r_t^2)}{\tan\theta_c}\right)\right) \quad (۳۰)$$

برای تخمین وزن ســایر المان‌های موتور می‌توان از روابط تحلیلی و در صورت لزوم از روابط آماری استفاده کرد.

ارزیابی الگوی ارائه شده

در بخش قبل، الگوی جامع طراحی رانشگر فضایی کم‌پیشران ارائه و قسمت‌های مختلف آن به طور خلاصه معرفی شد. در این بخش برای ارزیابی الگوی ارائه شده، یک رانشگر سوخت مایع کم‌پیشران برای انجام یک مأموریت خاص طراحی می‌شود.

تعریف مسئله: مطلوب است طراحی مفهومی سامانهٔ پیشرانش یک بلوک انتقال مداری خاص برای انجام مانور مداری مورد نظر است. الزامات و قیود این مأموریت در جدول (۱) نشان داده شده است.

جدول ۱- الزامات و قیود طراحی سامانهٔ پیشرانش مورد نظر

تغییر سرعت مورد نیاز	۳۰۰ متر بر ثانیه
ضریب سازه	۰/۹۰
نوع سیستم فشارگذاری	سرد با استفاده از هلیم
جرم کل سیستم	کمتر از ۸۵ کیلوگرم
زمان عملیاتی	۳۰۰ ثانیه
نیروی پیشران	۶۰۰ نیوتن
قطر بلوک	کمتر از ۱ متر
طول بلوک	کمتر از ۱/۵ متر

برای شروع طراحی، ابتدا ضربهٔ ویژهٔ مورد نیاز را به‌دست آورده و سپس با توجه به پیشرانه مورد نظر وزن و ابعاد اولیهٔ سامانهٔ پیشرانش تخمین زده می‌شود. در جدول (۲) روابط آماری استخراج شده از پایگاه دادهٔ رانشگرهای مشابه برای تخمین اولیهٔ مشخصات سیستم ارائه شده است. شایان ذکر است، مشخصات اولیهٔ تخمین زده شده (از قبیل وزن، طول و غیره) در گام‌های بعدی با انجام حلقه‌های متعدد طراحی تصحیح می‌شوند.

جدول ۲- روابط آماری به‌دست آمده برای تخمین وزن، طول و قطر رانشگر

وزن رانشگر	$M_{Eng} = 0.0061T + 0.5324$
طول رانشگر	$L_{Eng} = 0.0008T + 0.1672$
قطر رانشگر	$D_{Eng} = 0.0005T + 0.0193$

روابط آماری ارائه شده در جدول (۲) بر حسب پیشرانهٔ رانشگر است. بعد از تعیین نوع سوخت و اکسیدکننده و مشخصات اولیهٔ سیستم اکنون می‌توان با توجه به الگوی ارائه شده، سایر مشخصات سیستم را به‌دست آورد. در شکل‌های (۶)، (۷) و (۸) به ترتیب نمودارهای دمای احتراق، سرعت مشخصه و ضریب پیشرانهٔ خلأ بر حسب فشار محفظهٔ احتراق و نسبت اکسیدکننده به سوخت در بازه‌های مختلف تغییرات آنها رسم شده است. برای طراحی پروفیل ناحیهٔ واگرای نازل می‌توان از یکی از روش‌های ذکر شده استفاده کرد. به عنوان مثال در شکل (۹) پروفیل ناحیهٔ واگرای نازل، که با استفاده از روش رائو به‌دست آمده، نشان داده شده است. مشخصات نهایی رانشگر طراحی شده با استفاده از الگوی ارائه شده در جدول (۳) آورده شده است. شکل (۱۰) رانشگر طراحی شده بر مبنای این الگو را نشان می‌دهد.

جدول ۳- مشخصات نهایی رانشگر طراحی شده بر مبنای الگوی مورد نظر

پیشرانه	۶۰۰ نیوتن
ضربه ویژه	۳۱۰ ثانیه
نوع سوخت و اکسیدکننده	$N_2O_4 + UDMH$
فشار محفظهٔ احتراق	۱۰ بار
نسبت اکسیدکننده به سوخت	۱/۸۵
جرم اکسیدکننده	۳۸/۴ کیلوگرم
جرم سوخت	۲۰/۷۳ کیلوگرم
سرعت مشخصه	۱۵۶۹ متر بر ثانیه
ضریب پیشرانه	۱/۶۳
نسبت مساحت نازل	۴۹/۰۷۷
طول محفظهٔ احتراق	۰/۱۰۶ متر
طول ناحیهٔ ورودی	۰/۰۳۵ متر
طول ناحیهٔ واگرای نازل	۰/۱۴۱متر
فشار در مخزن اکسیدکننده	۱۳/۱۲۵ بار
فشار در مخزن سوخت	۱۲/۷۳۶ بار
نوع گاز مورد نیاز برای فشارگذاری	هلیم
جرم گاز مورد نیاز برای فشارگذاری	۰/۵۹۴ کیلوگرم
وزن خشک رانشگر	۴/۸۴۸۴ کیلوگرم

در انتهای این تحقیق برای ارزیابی الگوی ارائه شده، مشخصات رانشگر طراحی شده با رانشگری با پیشرانهٔ مشابه مقایسه می‌شود. نتایج این مقایسه در جدول (۴) [۴۰] ارائه شده است.

جدول ۴- ارزیابی الگوی ارائه شده [۴۰]

مشخصات	رانشگر طراحی شده	DMT-600
تراست	۶۰۰ نیوتن	۶۰۰ نیوتن
نوع سوخت و اکسیدکننده	$N_2O_4 + UDMH$	$N_2O_4 + UDMH$
ضربه ویژه	۳۱۰ ثانیه	۳۰۱ ثانیه
وزن خشک	۴/۸۴کیلوگرم	۴/۲۰ کیلوگرم
فشار محفظه احتراق	۱۰bar	۹bar
نسبت انبساط	۴۹/۰۷۷	۴۶/۵
نسبت اکسیدکننده به سوخت	۱/۸۵	۱/۸۵

نتیجه‌گیری

در این مقاله، روندنمایی نوین برای طراحی مفهومی سامانهٔ پیشرانش فضاپیما و مراحل بالایی ماهواره‌بر ارائه شد. در انتها برای ارزیابی این روندنما یک رانشگر فضایی کم‌پیشران با توجه به یک مأموریت خاص، طراحی و سپس نتایج با نمونه واقعی مقایسه شد. نتایج ارزیابی الگوی ارائه شده در جدول (۴) حاکی از دقت بالای این روندنماست. با مراجعه به جدول (۴) مشاهده می‌شود که وزن رانشگر طراحی شده ۱۵٪ و ضربهٔ ویژهٔ آن ۳٪ نسبت به نمونهٔ مشابه بیشتر است. از دلایل این افزایش وزن می‌توان به افزایش نسبت انبساط به دلیل افزایش طول نازل و افزایش ضخامت محفظهٔ احتراق به دلیل افزایش فشار آن اشاره کرد. افزایش نسبت انبساط و فشار محفظهٔ احتراق باعث افزایش وزن رانشگر شده ولی در عوض سبب افزایش مقدار ضربهٔ ویژه می‌شود. طراحی رانشگرهای فضایی به‌دلیل پیچیدگی‌های زیاد، فرایندی چندهدفه است و طراح باید یک نسبت بهینه را بین اهداف طراحی برقرار سازد. به عنوان مثال در رانشگر طراحی شده با افزایش نسبت مساحت و فشار محفظهٔ احتراق، وزن خشک رانشگر به اندازهٔ ۰/۶۴ کیلوگرم و ضربهٔ ویژه نیز ۱۰ ثانیه افزایش یافته ولی وزن سوخت مصرفی در مقایسه با رانشگر مشابه به اندازه ۲/۱۹ کیلوگرم کاهش می‌یابد. این افزایش وزن رانشگر و ضربهٔ ویژه باعث کاهش وزن سوخت مصرفی شده است که وزن کل فضاپیما را کاهش می‌دهد.

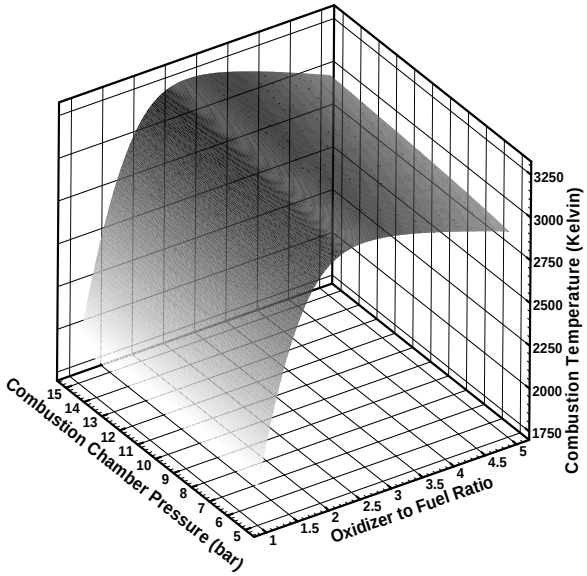
با توجه به نتایج حاصله می‌توان به ویژگی‌های این روندنما به صورت زیر اشاره کرد:

- افزایش سرعت طراحی
- کاهش هزینهٔ طراحی
- دقت بالا

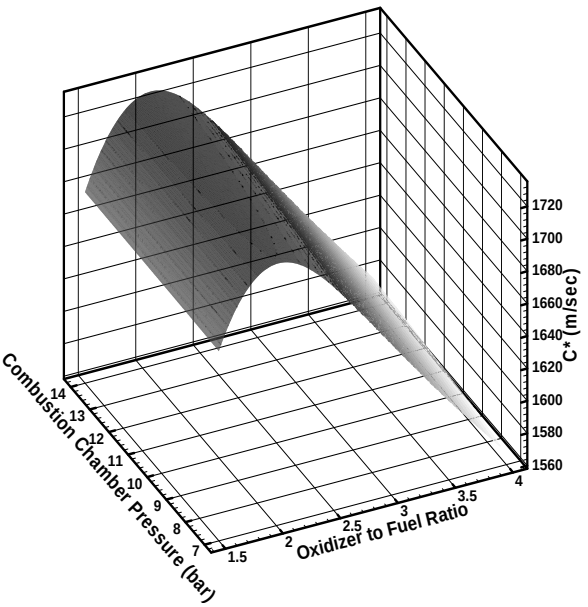
- یکپارچگی روند طراحی

برای ادامهٔ این تحقیق می‌توان موارد زیر را پیشنهاد کرد:

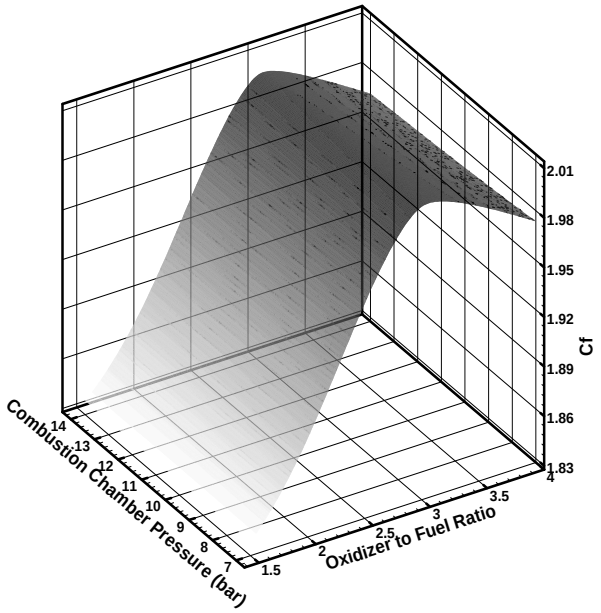
- مدل‌سازی هزینه در فاز طراحی مفهومی سامانه‌های پیشرانش
- مدل‌سازی قابلیت اطمینان سامانه‌های پیشرانش
- توسعهٔ این الگو به موتورهای سوخت مایع با پیشرانهٔ بالا
- توسعهٔ روندنمای نوین برای بهینه‌سازی چندهدفه



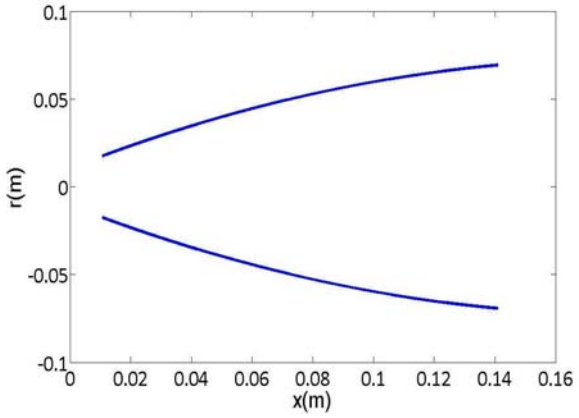
شکل ۶- تغییرات دمای محفظه احتراق بر حسب نسبت اکسیدکننده به سوخت و فشار محفظهٔ احتراق



شکل ۷- تغییرات سرعت مشخصه بر حسب نسبت اکسیدکننده به سوخت و فشار محفظهٔ احتراق



شکل ۸- تغییرات ضریب پیشرانه بر حسب نسبت اکسیدکننده به سوخت و فشار محفظهٔ احتراق



شکل ۹- طراحی پروفیل ناحیه واگرای نازل رانشگر مورد نظر به روش رائو

شکل ۱۰- شکل نهایی رانشگر طراحی شده بر اساس الگوی ارائه شده

مراجع

[1]Wertz, J. R. and Larson, W. J., *Space Mission Analysis and Design*, 3rd Edition Torrance, California Dordrecht; Boston: Microcosm; Kluwer, 1999.

[2]Humble, R., Henry, G. N. and Larson, W. J., *Space Propulsion Analysis and Design*, Department of Defense and United States, National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1st Edition, New York: McGraw-Hill, 1995.

[3]Sutton, G. P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 8th Edition Hoboken, N. J.: Wiley, 2010.

[4]Huzel, D. K., Huang, D. H. and Arbit, H. *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

[5]Goebel, D. M. and Katz, I., *Fundamentals of Electric Propulsion: ion and Hall Thrusters*, Hoboken, N.J.: John Wiley & Sons, 2008.

[6]Czysz, P. A. and Bruno, C., *Future Spacecraft Propulsion Systems: Enabling Technologies for Space Exploration*, 2nd Edition, Berlin ; New York Chichester, UK: Springer ; Published in Association with Praxis Publishing, 2009.

[7]Turner, M. J. L. *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*, 3rd Edition, Berlin; Chichester: Springer Published in Association with Praxis Publishing, 2009.

[8]Cornelisse, J. W., Schöyer, H. F. R. and Wakker, K. F. *Rocket Propulsion and Space Flight Dynamics*, London; San Francisco: Pitman, 1979.

[9]Brown, C. D. *Spacecraft Propulsion*, Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.

[10]Larson,W., Kirkpatrick, Sellers, D. J., Thomas, L. and Verma, D., *LSC Applied Space Systems Engineering (Space Technology Series)*, McGraw-Hill Education, 2009.

[11] *Systems Engineering Handbook*, United States. National Aeronautics and Space Administration. *(Rev.1. ed.)*, 2007 Available, [on line]: http://purl. fdlp.gov/GPO/gpo 13042

[12]Steve, H., "Launch Vehicle and Spacecraft System Design Using the Pistonless Pump," *Space 2004 Conference and Exhibit*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.

[13]Erichsen, P., "A Quick-Look Analysis Tool for the Impulse Performance of Spacecraft Propulsion Systems," *Presented at the 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, Brussels, Belgium, 2007.

[14]Juergen, M., "Thruster Options for Microspacecraft - A Review and Evaluation of Existing Hardware and Emerging Technologies," *Presented at the 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Seattle, WA, 1997.

[15]Wiley, S., Dommer, K. and Mosher, L. "Design and Development of the MESSENGER Propulsion System," *American Institute of Aeronautics and Astronautics/Society of Automotive Engineers/ American Society of Mechanical Engineers Joint Propulsion Conference*, Huntsville, 2003.

[16]Nosratollahi, M. and Adami-Dehkordi, A. H. "Multidisciplinary Conceptual Design Optimization of Monopropellant Propulsion System of Nanosatellite," *Journal of Space Science and Technology (JSST),* Vol. 3, No. 3 and 4, Fall-Winter 2010-2011, p. 20 (In Persian).

[17]Smith, P., McLellan, R. and Gibbon, D. "Small Sat Propulsion," *Small Satellites for Earth Observation: Selected Proceedings of the 5th International Symposium of the International Academy of Astronautics, Berlin, April 2005*, p. 319.

[18]Benfield, M. P. and Turner, M. W. "Spacecraft Propulsion System Impacts When Incorporating Advanced Chemical Propulsion System Technologies," *Presented at the NASA Science Technology Conference*, University of Maryland, 2007.

[19] Bauer, J., "Mechanical, Power, and Thermal Subsystem Design for a Cube Sat Mission," Worcester Polytechnic Institute, 2012.

[20]Matteo, F., "ESA Simulation Libraries, Based on Ecosim Pro, for Modelling Spacecraft and Launch Vehicle Propulsion Systems," *Conference of European Space Propulsion System Simulation*, Madrid, 2010.

[21]Kunz, O., Renk, T. and Kauffmann, J. "FLPP: Cryogenic Upper Stage Technologies Programmatic and Technological Overview," *Presented at the 59th International Astronautical Congress*, Glasgow, 2008.

[22]Erichsen, P. "Performance Evaluation of Spacecraft Propulsion Systems in Relation to Mission Impulse Requirements," *European Spacecraft Propulsion Conference*, 1997, p. 189.

[23]Mosher, L. E. and Wiley, S. "Design, Development and Flight of the NEAR Propulsion System," *Johns Hopkins APL Technical Digest,* Vol. 19, No. 2, 1998, pp. 175- 184.

[24]Young, D. A. *An Innovative Methodology for Allocating Reliability and Cost in a Lunar Exploration Architecture*, Georgia Institute of Technology, 2007.

[25]Roskam, J., *Airplane Design: Part 8-Airplane Cost Estimation: Design, Development, Manufacturing and Operating*, Darcorporation, 1985.

[26]Medvedev, A. A., *Space Transportation System Design*: Moscow, Mashinostroenie, 2009 (In Rusian).

[27]Mirshams, M., Karimi, H. and Naseh, H. "Multi-Stage Liquid Propellant Launch Vehicle Conceptual Design, Based on Combinatorial Optimization of Major Design Parameters," *Journal of Space Science and Technology (JSST),* Vol. 1, No. 1, Fall 2008, pp. 21-36 (In Persian).

[28]Mirshams, M., Karimi, H. and Naseh, H. "Multi-Stage Liquid Propellant Launch Vehicle Conceptual Design (LVCD) Software, Based on Multi-Parameter Optimization Idea," *Journal of Space Science and Technology (JSST),* Vol. 1, No. 2, Winter 2009, pp.17-26 (In Persian).

[29]O.J. Haidn, Advanced Rocket Engines, Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft, NATO Science and Technology Organization, Belgium, 2007.

[30]Mirshams, M., Naseh, H., Taei, and Fazeley, H. R., "Liquid Propellant Engine Conceptual Design by Using a Fuzzy-Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA) Optimization Method," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering,* February 7, 2014.

[31]Yang, V., Liquid Rocket Thrust Chambers - Aspects of Modeling, Analysis, and Design - Progress in

Astronautics and Aeronautics, Vol. 200 American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.

[32]M. Dobrovolsky, *Liquid Rocket Engines*, Publishing Mechanical Engineering, Moscow, Mashinostroeni, 1968 (In Russian).

[33]Sutton, G. P., *History of Liquid Propellant Rocket Engines*: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[34]C.D. Kurpatenkov, *The Calculation of Profile of the Nozzle with a Break Forming*, 1975 (In Russian).

[35]Rao, G. V. R. "Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust," *Journal of Jet Propulsion,* Vol. 28, No. 6, 1958, pp. 377-382.

[36]Childs, W., Horowitz, T. R., Jenisch, W. M. and Sugarman, B. "Design for Pressurization System Evaluation Liquid Propulsion Rocket Engines," *National Aeronautics and Space Administration*, California, 1962.

[37]Mirshams, M., Naseh, H. and Fazeley, H. R. "Multi-Objective Multidisciplinary Design of Space Launch System Using Holistic Concurrent Design," *Aerospace Science and Technology,* Vol. 33, Issue 1, 2014, pp. 40-54.

[38]Wagner, W. A., *Liquid Rocket Metal Tanks and Tank Components*, National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1974, p. 156.

[39]Villeneuve, F. *A Method for Concept and Technology Exploration of Aerospace Architectures*, Georgia Institute of Technology, 2007.

[40]*DMT-600*, Available, [on line]: http:// www. astronautix. com/engines/dmt600.htm.