



Developing a Universal Software for the Conceptual Design of Cryogenic Rocket Propulsion System

Noorbakhsh Fouladi^{1*} , and Neda S. Seddighi Renani²

*1. Associate Professor, Faculty of Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran

2. M.Sc., Department of Mechanical Engineering, Maleke-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

* Corresponding Author E-mail's: n.fouladi@eng.ui.ac.ir

In this article, a universal algorithm and engineering software is presented for the conceptual design of cryogenic rocket propulsion system. The algorithm consisting five engine working cycles: pressure fed, gas generator, staged combustion, closed and opened expansion cycles. For validation, the Vulcain and HM7B engines were redesigned, the obtained results certifies that the main design parameters have less than 5% errors and the other less than 20%. One of the advantages of this software is the presence of about 150 parameters in the output and 14 diagrams related to the flow behavior in the thrust chamber and cooling vest, which allows the parametric study of the effect of input changes on the outputs. The modeling of mathematical functions and the combustion has been done, by using the MATLAB and CEA software. Finally, by merging in Visual studio programming environment and with the help of C# programming language, a software with GUI is presented.

Keywords: Rocket propulsion design algorithm, Liquid propellant rocket propulsion system, Rocket propulsion conceptual design, Cryogenic rocket Engine, Rocket propulsion design software

**COPYRIGHTS**

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](#)

How to cite this article:

N. Fouladi, and N. S. Seddighi Renani, "Developing a universal Software for the Conceptual Design of Cryogenic Rocket Propulsion System," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 15, pp. 73-87, 2022 (in Persian).



تدوین نرم افزار جامع طراحی مفهومی سامانه پیشرانش موشکی سوخت مایع با پیشرانهای سرماز

نوربخش فولادی^{۱*} و ندالالسادات صدیقی رنانی^۲

۱- دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران

۲- مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران

*ایمیل نویسنده مخاطب: n.fouladi@eng.ui.ac.ir

در این مقاله به ارائه الگوریتم و نرم‌افزاری جامع، جهت طراحی مفهومی موتورهای موشکی با مؤلفه‌های پیشران سرماز، پرداخته شده است. در الگوریتم، پنج چرخه کاربردی تغذیه تحت فشار، مولدگازی، اختراق مرحله‌ای، انبساطی بسته و باز مدلسازی شده است. به منظور صحبت‌سنجی، موتورهای *HM7B* و *Vulcain* بازطراحی و مقایسه نتایج حاصل با اطلاعات واقعی بیانگر خطای کمتر از ۵ درصد پارامترهای اصلی طراحی و کمتر از ۲۰ درصد در سایر پارامترها است که در مرحله طراحی مفهومی از دقت کافی برخوردارند. از مزایای این نرم‌افزار وجود قریب ۱۵۰ پارامتر و ۱۴ نمودار مربوط به رفتار جریان در محفظه تراست و جلیقه خنک‌کاری در خروجی است که امکان مطالعه پارامتریک تأثیر تغییرات ورودی‌ها بر خروجی‌ها را فراهم می‌نماید. مدلسازی توابع موجود در الگوریتم و محاسبات مربوط به اختراق با استفاده از نرم‌افزارهای مطلب و CEA انجام شده و نهایتاً با ادغام در محیط برنامه‌نویسی ویژوال استودیو و با استفاده از زبان برنامه‌نویسی C#، نرم‌افزاری با رابط کاربری گرافیکی کاربرپسند ارائه شده است.

واژه‌های کلیدی: الگوریتم طراحی موتور موشکی، سامانه پیشرانش موشکی سوخت مایع، طراحی مفهومی موتور موشکی، موتور موشکی سرماز، نرم‌افزار طراحی موتور موشکی

| | | علام و اختصار |
|-----------------------|-------------------|--|
| <i>m</i> | (kg) | |
| <i>m̄</i> | (kg/s) | دبی جرمی |
| <i>M</i> | (-) | عدد ماخ |
| <i>ℳ</i> | (kg/mol) | جرم مولی |
| <i>n</i> | (-) | تعداد کانال‌ها/شاسن پلی تریویک |
| <i>p</i> | (Pa) | فشار |
| <i>r</i> | (m) | شعاع |
| <i>r_u</i> | (m) | شعاع طولی گلوگاه |
| <i>R</i> | (J/kgK) | ثابت ویژه گاز |
| <i>R_A</i> | (J/molK) | ثابت عمومی گازها |
| <i>Re</i> | (-) | عدد رینولز |
| <i>t</i> | (m) | ضخامت |
| <i>T</i> | (K) | دما |
| <i>T_b</i> | (K) | دما جوش |
| <i>V</i> | (m ³) | حجم |
| <i>x</i> | (m) | فاصله هر بخش از شیپوره تا گلوگاه |
| | | مساحت سطح مقطع عرضی (m ²) |
| <i>A</i> | (m ²) | سرعت مشخصه (m/s) |
| <i>c</i> [*] | (m/s) | ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت (J/kgK) |
| <i>c_p</i> | (-) | ضریب تراست (-) |
| <i>C_F</i> | (-) | قطر (m) |
| <i>d</i> | (-) | ضریب افت اصطکاک (-) |
| <i>f</i> | (-) | ضریب اطمینان (-) |
| <i>f_s</i> | (-) | آنتالپی (J/kg) |
| <i>h</i> | (-) | طول (m) |
| <i>L</i> | (-) | طول مشخصه (m) |
| <i>L[*]</i> | (-) | |
| | | ۱. دانشیار (نویسنده مخاطب) |
| | | ۲. کارشناس ارشد |



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).

تحلیل موتورهای سوت مایع وجود دارند، اما نرم افزارهای در دسترس و رایگان، اغلب، تنها به یک جنبه خاص مثل طراحی محفظه احتراق یا تراستر محدود شده‌اند و سامانه تقدیم را مدلسازی نمی‌کنند. از طرفی نرم افزارهای تجارتی نیز بسیار گران هستند. حتی برخی از نرم افزارهای تجارتی در انحصار برخی دولتها هستند. با توجه به نکات فوق، توسعه چنین نرم افزاری، جهت طراحی موتورهای موشکی با مؤلفه‌های سرمازای در کشور قابل توجیه است. با بررسی پژوهش‌های انجام شده در زمینه طراحی موتورهای سوت مایع، می‌توان به طور خلاصه به تحقیقات زیر اشاره کرد:

در سال‌های ۱۹۸۰ و ۱۹۹۰، تلاش‌های محققان موشکی، نظیر گورترز، گوردن، مانسکی و مارتین به چندین مقاله کنفرانسی در زمینه روش‌های تحلیل و بهینه‌سازی سامانه‌های پرتاب موشک، منجر شد. هم‌مان با این پژوهش‌ها، ناسا و مرکز هوافضای آلمان (DLR) نیز به منظور تحلیل سامانه‌های پرتاب موشک، کدهای نرم افزاری خود را با یکدیگر ادغام نمودند. نرم افزار حاصل، مدل جرمی موتور، شامل سامانه تقدیم، مدل عملکردی و مدل چرخه موتور را دربرداشت [۱، ۲]. از معایب این نرم افزار این بود که بخشی از الزامات طراحی، نظیر ضربه‌ویژه و تراست را که باید در ورودی‌ها دریافت شوند، محاسبه می‌کرد و درنتیجه، این پارامترها را در خروجی قرار می‌داد.

در سال ۱۹۹۵، گورترز، رویکرد مازولار را برای تحلیل چرخه‌های موتور پیشنهاد کرد. در این رویکرد، با پیشرفت مدل سازی اجزا، زیر برنامه‌های جدید و موجود به راحتی می‌توانند تکمیل و به روز شوند [۳].

در سال ۲۰۱۰، محمودیان و همکاران، الگوریتمی برای طراحی مفهومی موتورهای موشکی با پیشران سرمازای اکسیژن مایع-کروسین ارائه و در نهایت موتوری کم تراست برای طبقه بالایی یک موشک ماهواره‌بر در ابعاد آزمایشگاهی طراحی نمودند که پس از آزمایش مشخص شد که اثر تغییرات ورودی‌ها در نتایج طراحی پیش‌بینی نشده بود [۴].

در سال ۲۰۱۱، نصرت‌الهی و همکارش، الگوریتمی جهت طراحی مفهومی بهینه یک سامانه پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی، ارائه نمودند [۵].

در سال ۲۰۱۲، جان وندم و همکاران، یک نمونه موشک با موتور سوت مایع طراحی کرده و یک مدل جرمی برای بهینه‌سازی چندمنظوره را ارائه نمودند [۶]. در همین سال، خراسانی‌زاده و همکاران، الگوریتمی برای طراحی موتورهای سوت مایع سرمازای در مراحل پایین ارائه دادند. در این تحقیق از بسط مدل ریاضی برای سامانه توربوپمپ صرف نظر شده است [۷].

| | |
|-------------------------|----------------------------------|
| Z | ضریب تراکم‌پذیری (-) |
| α | نیمه‌زاویه و اگرایی شیبوره (deg) |
| γ | نسبت گرماهای ویژه (-) |
| Γ | (-) Van Kerchove |
| Δh | گرمای ویژه تبخیر (J/kg) |
| ΔH | گرمای تبخیر (J/mol) |
| Δp | افت فشار (Pa) |
| ϵ | خطا (-) |
| ζ | ضریب تصحیح (-) |
| σ_{ult} | مقاومت نهایی (Pa) |
| a | اتمسفر |
| <i>calculated</i> | محاسبه شده |
| <i>cooling channels</i> | کانال‌های خنک‌کاری |
| <i>cone</i> | بخش مخروطی شیبوره |
| <i>crit</i> | بحراتی |
| <i>divergent</i> | بخش واگرای شیبوره |
| <i>dyn / d</i> | دینامیکی |
| <i>e / f</i> | خروجی / نهایی |
| <i>end boiling</i> | انتهای فرآیند جوشش |
| <i>evap</i> | فرآیند تبخیر |
| <i>i</i> | ورودی / اولیه |
| <i>inj</i> | افشانک‌ها |
| <i>mcc</i> | محفظه احتراق |
| <i>press</i> | گاز فشارگذاری |
| <i>prop</i> | مولفه‌های پیشران |
| <i>real</i> | واقعی (عملیاتی) |
| <i>start boiling</i> | شروع فرآیند جوشش |
| <i>t / throat</i> | گلوگاه |
| <i>tank</i> | مخزن |
| <i>theory</i> | تئوری (محاسباتی) |

مقدمه

از بین انواع سامانه‌های پیشرانش موشکی با پیشرانهای مایع، جامد و هیبریدی، بیشترین ضربه‌ویژه و تراست، مخصوص سامانه‌های پیشرانش موشکی با پیشرانهای سرمازای سوت مایع است. نیاز به افزایش ضربه‌ویژه سامانه‌های پیشرانش موشکی سوت مایع، موجب شد که طراحان به توسعه چرخه‌های کاری موتورهای موشکی سوت مایع بپردازند. لذا ایجاد نرم افزاری که قادر به تحلیل تفاوت چرخه‌ها و تأثیر هر چرخه بر روی انتخاب‌های طراحی بوده و موجب صرفه جویی در زمان و هزینه طراحی، تحلیل و بهینه‌سازی موتور موشکی شود ضروری است. اگرچه نرم افزارهای زیادی در زمینه طراحی و

عملکرد خنک کاری بازیابی را بررسی کردند [۱۹]. در همین سال، اسلامی و همکاران، به ارائه الگوریتم طراحی مفهومی موتورهای سوخت مایع سیکل انبساطی پرداختند [۲۰].

در سال ۲۰۲۰، دهارا و همکاران، با استفاده از نرم افزارهای RPA، گامبیت و فلوئنت به طراحی و تحلیل یک موتور موشکی سرمازا با خنک کاری بازیابی پرداختند [۲۱]. در همین سال، کویی و همکاران، به مقایسه پمپ الکتروموتوری و توربومیکی در موتور موشکی سوخت مایع پرداختند. نتایج حاکی از آن بودند که پمپ الکتروموتوری در صورتی سودمندتر از سیستم های توربومیکی خواهد بود که سامانه فشارگذاری، بهینه شود [۲۲].

با بررسی نرم افزارهای موجود در زمینه طراحی موتور سوخت مایع، می توان گفت، مهم ترین آنها عبارتند از: CEA، CFD، Redtop PRO و Ecosim PRO که در ادامه هریک از این نرم افزارها به طور خلاصه معرفی می شوند:

نرم افزار CEA، توسط گوردن و براید در مرکز تحقیقات ناسا توسعه داده شد. اگرچه این نرم افزار، قابلیت های خوبی در زمینه حل واکنش ها، به دست آوردن محصولات احتراق و ویژگی های ترمودینامیکی محصولات احتراق دارد، اما قادر به تحلیل چرخه های کاری موتور نیست [۲۳].

نرم افزار RPA، تنها محاسبات مربوط به احتراق را انجام داده و عملکرد تراستر را تخمین می زند. این نرم افزار قادر به تحلیل سه چرخه موتور است و چرخه های انبساطی را که اکثرآ با پیشران های سرمازا کار می کنند، پشتیبانی نمی کند [۲۴].

نرم افزار Redtop PRO، با پوشش دهی ۱۹ پیکربندی چرخه موتور، قادر به تحلیل مشخصات جریان سیال در اجزاء مختلف چرخه موtor است. با این وجود به دلیل تعداد زیاد پارامترهای ورودی، گزینه مناسبی برای مرحله طراحی مفهومی نیست [۸].

نرم افزار Ecosim PRO، از فازهای مدل سازی طراحی پیشرفته پشتیبانی می کند و برای استفاده از آن باید متناسب با پیچیدگی طراحی، توانایی مدل سازی کاربر افزایش یابد [۲۵]. این نرم افزار نیز به دلیل تعداد زیاد پارامترهای ورودی، گزینه مناسبی برای مرحله طراحی مفهومی نیست.

بررسی فعالیت های صورت گرفته در داخل نیز بیانگر این مطلب است که تاکنون نرم افزاری با دربرداشتن تمام سیکل های کاربردی موتور سوخت مایع ارائه نشده و فرآیند طراحی این موتورها نیز به طور جامع مورد توجه نیست. نرم افزار ارائه شده در پژوهش حاضر، براساس دیدگاه مازولار، به طراحی هریک از اجزاء، به صورت جداگانه پرداخته است. این نرم افزار با بهره گیری از نرم افزار CEA، جهت تحلیل فرآیندهای احتراق و با پشتیبانی از پنج چرخه رابط موتور (تغذیه تحت فشار، مولد گازی، احتراق مرحله ای و چرخه های

در سال ۲۰۱۴، ارنست و همکاران، نرم افزار لی را طراحی کردند که توانایی تخمین جرم و ابعاد کل سامانه پیشرانش و همچنین توانایی تحلیل عملکرد و بهینه سازی سامانه پیشرانش را داشت. این نرم افزار به دلیل نداشتن رابط کاربری گرافیکی (GUI) مطلوب نبود [۸]. در همین سال فاضلی و همکاران، الگویی جهت طراحی رانشگر فضایی کم پیشران، ارائه کردند. این الگو قادر به طراحی موتورهایی با سامانه تغذیه توربومیکی نبود [۹].

در سال ۲۰۱۶، وینک و همکاران، ضمن طراحی موتور موشکی سرمازا با پیشران های اکسیژن مایع - متان مایع، به بهینه سازی و تعیین مشخصه های احتراق پایدار موتور طراحی شده، با استفاده از یک مدل سه بعدی CFD پرداختند [۱۰]. در همین سال، گیلارد و همکاران، تزریق مؤلفه های سرمازا در محفظه احتراق موتورهای موشکی را شبیه سازی عددی کردند [۱۱].

در سال ۲۰۱۶، رمش و همکاران، الگوریتمی برای بهینه سازی مدار و پارامترهای استاتیکی سامانه های پیشرانش سرمازا سیکل بسته، ارائه کردند [۱۲].

در سال ۲۰۱۸، داسیلواموتا و همکاران، نرم افزاری برای تحلیل ساده موتور موشکی سوخت مایع با پیشران های اکسیژن مایع - اتانول، HM7B، Vulcain و SSME را تحلیل کردند. نتایج حاصل، حداکثر خطای ۱۵/۸ درصد در برخی از پارامترهای گزارش شده را نشان می داد [۱۳].

در سال ۲۰۱۸، توسط عبدالهی و همکاران، در مورد تأثیر فیلم خنک کاری بر کاهش دمای جداره محفظه، مطالعه عددی انجام شد [۱۴].

در سال ۲۰۱۹، عدالت پور و همکاران، روند طراحی یک میکرومومتور کم پیشران با مؤلفه های پیشران کراسین و اکسیژن را ارائه کردند. در این پژوهش که تنها، سیکل تغذیه تحت فشار مدنظر بود، از نرم افزار RPA برای طراحی و تحلیل استفاده شد [۱۵]. در همین سال، آدمی و همکاران، سه روش طراحی بهینه، مقاوم و بهینه مقاوم چند موضوعی را روی مدل جرمی سامانه پیشرانش دو مؤلفه ای پیاده سازی کردند [۱۶].

در سال ۲۰۲۰، اسکندری و همکاران، به مدل سازی غیرخطی موتور RL_10_Pرداخته و رفتار دینامیکی آن را در هنگام راه اندازی، مدل سازی کردند [۱۷]. در همین سال، نصرت الهی و همکاران، به بهینه سازی طراحی سامانه پیشرانش با سیکل تغذیه تحت فشار، با استفاده از الگوریتم ازدحام ذرات هیبریدی چند هدفه پرداختند [۱۸]. در سال ۲۰۲۰، فغانی و همکارش، با شبیه سازی یک محفظه احتراق سوخت مایع، تأثیر افزایش زیری سطوح کanal خنک کننده بر

• نوع ترکیب پیشرانهای در مولدگاز یا پیشسوز (غنى از سوت خود یا غنى از اکسیدکننده) آخرین دسته از ورودی‌ها، پارامترهای مربوط به مخازن مؤلفه‌های پیشران و مخزن گاز فشارگذاری است که به ترتیب عبارتند از:

- دمای اولیه اکسیدکننده و سوت
- حداکثر فشار عملیاتی مخازن مؤلفه‌های پیشران
- نوع گاز فشارگذاری
- دما و فشار اولیه گاز فشارگذاری

الگوریتم طراحی

به منظور ساده‌کردن روند طراحی، مدل‌سازی در سه بخش مدل‌سازی عملکرد، مدل‌سازی هندسه و مدل‌سازی جرم موتور انجام شده است.

در مدل‌سازی عملکرد موتور، هدف، محاسبه پارامترهای ترمودینامیکی پیشران، در قسمت‌های مختلف و خطوط انتقال پیشران است. با به دست آوردن پارامترهای مذکور، توان مورد نیاز پمپ‌ها و توربین‌ها (ها) و همچنین میزان تراست و ضربه‌ویژه به دست می‌آید. فرآیند محاسبات، تا زمانی که فشار و توان متعادل شده و سیستم موازن شود، تکرار خواهد شد. در واقع، ابتدا بخش تراستر (شامل افشاک‌ها، محفظه احتراق اصلی و شیپوره) مدل‌سازی شده سپس محاسبات مربوط به سامانه تغذیه و جلیقه خنک‌کاری انجام می‌شود. این مدل، پایگاه داده‌های مربوط به خصوصیات پیشران و ترمودینامیک احتراق و همچنین الگوریتم‌های متعادل‌سازی را شامل می‌شود.

در مدل‌سازی هندسی، حجم موتور و مخازن مؤلفه‌های پیشران و مجموعاً حجم سامانه پیشرانش تخمین زده می‌شود. ابعاد اجزایی نظری شیپوره، محفظه احتراق، مولدگاز و توربین‌پمپ نیز به صورت جداگانه تخمین زده خواهد شد.

هدف از مدل‌سازی جرمی، تخمین جرم اجزای اصلی و جرم کل سامانه پیشرانش است. طبق مرجع [۲۶] هنگام پرتاب موشک، جرم کل، شامل جرم مؤلفه‌های پیشران و تنها ۶٪ جرم مربوط به سازه (مخازن، موتورها و ..) و ۴٪ مربوط به جرم محموله است. بنابراین واضح است که تخمین جرم پیشران‌ها بسیار مهم‌تر از جرم خشک موتور است.

رونندنای کلی طراحی، در شکل ۱ نشان داده شده است. چهار زیررونندنای اصلی این روندنای، به صورت کادرهای پرنگ مشخص شده‌اند.

انبساطی بسته و باز)، قادر به طراحی مفهومی موتورهای توربوبمپی و موتورهای با سامانه تغذیه تحت فشار با مؤلفه‌های پیشران معمول و سرمازی اکسیژن - هیدروژن و اکسیژن - کراسین است. همچنین از یک رابط کاربری گرافیکی مناسب، جهت سهولت طراحی بهره برده است.

ورودی‌های الگوریتم طراحی

ورودی‌های نرم افزار، در چهار دسته‌بندی کلی و با توجه به نوع چرخه انتخابی توسط کاربر، دریافت می‌شوند. اولین دسته، پارامترهای مربوط به عملکرد موتور است که به ترتیب عبارتند از:

- نوع چرخه موتور (تغذیه تحت فشار، مولدگازی، احتراق مرحله‌ای، انبساطی بسته و انبساطی باز)
- نوع پیشران‌ها (اکسیژن، کراسین یا اکسیژن، هیدروژن)
- میزان تراست نامی در روی زمین یا خلا
- حداقل ضربه‌ویژه مورد انتظار
- حداقل نسبت تراست به وزن خشک موتور مورد انتظار
- فشار یا ارتفاع نقطه طراحی

دومین دسته از ورودی‌ها، پارامترهای مربوط به محفظه تراست است که به ترتیب عبارتند از:

- نسبت اختلاط مؤلفه‌های پیشران در محفظه احتراق
- فشار محفظه احتراق
- زمان سوزش (مدت زمان کار موتور)
- حداکثر قطر و طول موتور
- روش خنک‌کاری و جنس دیواره شیپوره
- روش خنک‌کاری و جنس دیواره محفظه احتراق

دسته سوم از ورودی‌ها، پارامترهای مربوط به سامانه تغذیه‌اند. با توجه به نوع چرخه توربوبمپی انتخابی کاربر، پارامترهای متفاوتی در این بخش دریافت می‌شود که به ترتیب عبارتند از:

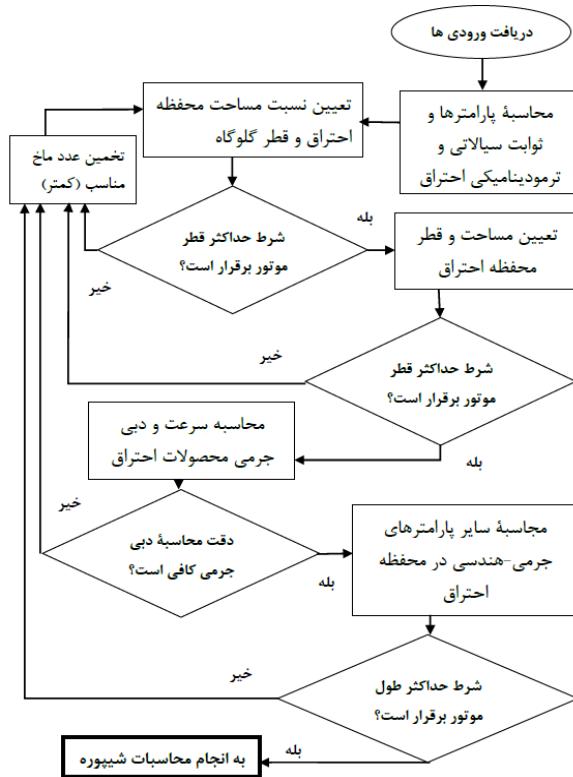
- تعداد توربین‌ها
- حداکثر دمای ورودی مجاز توربین‌ها (ها)
- بازده توربین‌ها (ها)
- نسبت فشار توربین‌ها (این پارامتر تنها در چرخه‌های باز به عنوان ورودی دریافت می‌شود.)
- بازده هر یک از پمپ‌های اکسیدکننده و سوت
- بازده مکانیکی توربین‌ها (ها)

$$\left(\frac{A}{A_t}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \cdot \left[\frac{2}{\gamma+1} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}\right] \quad (1)$$

همایل رابطه تجربی (۲) را بین قطر گلوگاه و نسبت همگرایی محفظه احتراق ارائه کرده است [۲۸].

$$\frac{A_{mcc}}{A_t} = 8.0 \cdot d_t^{-0.6} + 1.25 \quad (2)$$

در اینجا با استی قطر محاسبه شده، شرط حداقل قطر موتور را برآورده نماید.



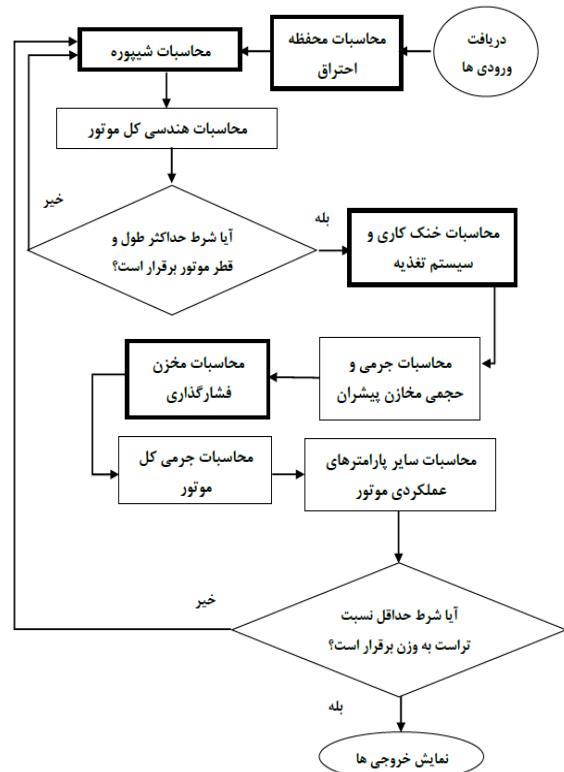
شکل ۲- روندnamای طراحی محفظه احتراق

زندگان بهینه‌ترین شعاع انحنای گلوگاه (ru) را بین $0.5 / 0.7$ برابر شعاع گلوگاه (rt) پیشنهاد می‌دهد [۲۰]. در پژوهش حاضر، با فرض گلوگاه دایروی، شعاع انحنای گلوگاه برابر با شعاع گلوگاه است.

افت فشار در محفظه احتراق، هم ناشی از افشارنکها و هم ناشی از افزایش سرعت جریان است. مطابق پیشنهاد هامبل، افت فشار حاصل، در مواجه با افشارنکها برابر است با [۲۸]:

$$(4p)_{inj} = \begin{cases} 0.2 \cdot p_{mcc} & \text{for unthrottled engines} \\ 0.3 \cdot p_{mcc} & \text{for throttled engines} \end{cases} \quad (3)$$

مقدار افت فشار در افشارنکها برابر با 30° درصد از فشار محفظه احتراق است.



شکل ۱- روندnamای کلی طراحی

مدل سازی ریاضی اجزای الگوریتم طراحی

با توجه به مازولار بودن معماری الگوریتم محاسباتی استفاده شده در نرم‌افزار، مدل‌های ریاضی بخش‌های مختلف قابلیت ارتقا داشته و در ویرایش‌های بعدی امکان توسعه نرم‌افزار برای افزایش دقت مدل‌های ریاضی و بهره‌گیری از آن در مراحل پیشرفته‌تر طراحی بدون برهم زدن ساختار نرم‌افزار وجود دارد. مدل‌های ریاضی مورد استفاده در نرم‌افزار حاضر، به طور مرسوم، در مرجع [۲۷] توصیف شده‌اند و در این مقاله در حد توان و با توجه به محدودیت‌های انتشار، به طور خلاصه، به کلیات مدل ریاضی الگوریتم اشاره شده است.

مدل سازی محفظه احتراق

همانطور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، با دریافت پارامترهای ورودی و با استفاده از نرم‌افزار CEA، پارامترهایی نظیر نسبت گرمای ویژه، ظرفیت‌گرمایی ویژه، دما، جرم مولی، ویسکوزیته و ضریب هدایت حرارتی، در محفظه احتراق تعیین می‌شوند. سپس با فرض گازهای ایده‌آل در فرآیند احتراق و با استفاده از قانون گاز کامل، چگالی محاسبه می‌شود. در گام بعدی، عدد ماخ در هر نقطه از محفظه تراست مشخص می‌شود [۲۸]:

که در آن L_{cone} طول بخش مخروطی شیپوره است که از گلوگاه اندازه‌گیری می‌شود. با فرض مخروطی بودن شیپوره، طول قسمت گلوگاه (L_{throat}) و طول بخش واگرای شیپوره ($L_{divergent}$ ، با استفاده از روابط (۱۳) و (۱۴) محاسبه شده و درنتیجه طول کل شیپوره و طول کل محفظه تراست محاسبه می‌شود [۳۲ و ۳۳].

$$L_{throat} = r_u \cdot \sin(\alpha) \quad (13)$$

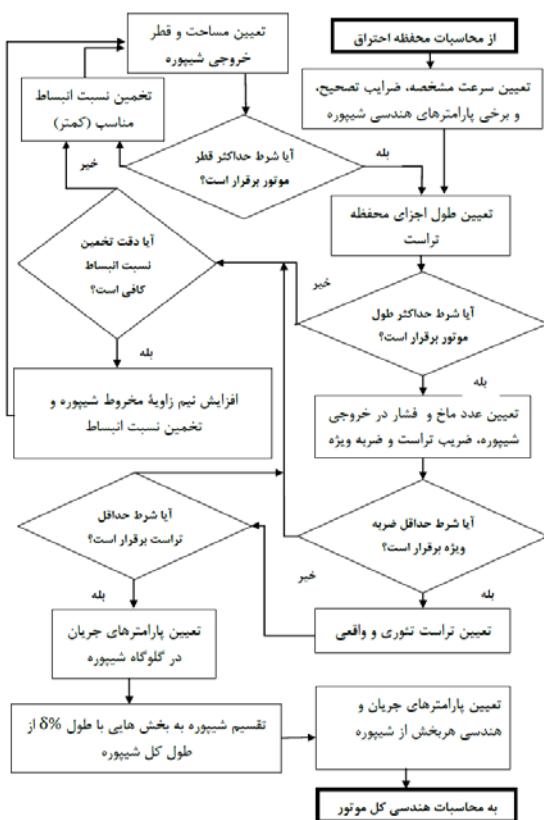
$$L_{divergent} = \frac{\left(\sqrt{\frac{A_e}{A_t}} - 1 \right) \cdot r_t + r_u \cdot (\sec(\alpha) - 1)}{\tan(\alpha)} \quad (14)$$

برای محاسبه فشار در خروجی شیپوره از رابطه (۱۵) استفاده می‌شود.

$$\frac{p_0}{p_e} = (1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M^2)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (15)$$

اکنون تمام پارامترهای موردنیاز جهت محاسبه ضریب تراست (CF) با استفاده از رابطه (۱۶) مشخص شدند [۳۰].

$$C_{F\text{theory}} = \Gamma \cdot \sqrt{\left(\frac{2 \cdot \gamma}{\gamma-1}\right) \cdot \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_{mcc}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} + \left(\frac{p_e}{p_{mcc}} - \frac{p_a}{p_{mcc}}\right) \cdot \left(\frac{A_e}{A_t}\right) \quad (16)$$



شکل ۳- روندنمای طراحی شیپوره

برای محاسبه افت فشار ناشی از افزایش سرعت جریان (افزایش فشار دینامیکی)، می‌توان از رابطه (۴) استفاده کرد.

$$(\Delta p)_{dmcc} = 0.5 \times \rho_{mcc} \cdot v_{mcc}^2 \quad (4)$$

$$= 0.5 \times \gamma_{mcc} \cdot p_{mcc} \cdot M_{mcc}^2$$

حجم محفظه (V_{mcc}) و طول واقعی محفظه نیز از روابط (۵) و (۶) قابل محاسبه‌اند [۲۸].

$$V_{mcc} = L^* \cdot A_t \quad (5)$$

$$L_{mcc} = \frac{V_{mcc}}{A_{mcc}} \quad (6)$$

در مراجع [۲۸ و ۲۰] بازه مقادیر طول مشخصه (L^*) برای زوج مؤلفه پیشرانهای مختلف آمده است. در اینجا بیشترین مقادیر ذکر شده در مرجع [۲۸] برای (L^* ، رابطه (۷)، است.

$$L^* = \begin{cases} 1.02 \text{ m} & LOX - LH2 \\ 1.27 \text{ m} & LOX - RP1 \end{cases} \quad (7)$$

مدل‌سازی شیپوره

تمام پارامترهای موردنیاز جهت محاسبه سرعت مشخصه (c^*) با استفاده از روابط (۸) و (۹)، در بخش قبل محاسبه شده‌اند [۳۰].

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (8)$$

$$c^*_{\text{theory}} = \frac{1}{\Gamma} \cdot \sqrt{\frac{R_A}{M_{mcc}}} \cdot T_{mcc} \quad (9)$$

مقدار سرعت مشخصه به دست آمده، در حقیقت مقدار تئوری آن است. مقدار واقعی سرعت مشخصه و بنابراین ضریب تصحیح آن با استفاده از روابط (۱۰) و (۱۱) محاسبه می‌شود.

$$c^*_{\text{real}} = \frac{A_t \cdot p_{mcc}}{\dot{m}_p} \quad (10)$$

$$\zeta_{c^*} = \frac{c^*_{\text{real}}}{c^*_{\text{theory}}} \quad (11)$$

طبق مرجع [۳۱] ضریب تصحیح ضریب تراست در بازه ۰/۹۲ تا ۱ قرار دارد که در اینجا حد وسط این بازه لحاظ شده است. همانطورکه در شکل ۳ مشاهده می‌شود، برای شروع محاسبات شیپوره ابتدا بایستی نسبت انبساط شیپوره را تخمین زد. نیم‌زاویه مخروط شیپوره (α) در یک شیپوره مخروطی وابسته به طول شیپوره، شعاع گلوگاه و شعاع خروجی است و از رابطه (۱۲) محاسبه می‌شود.

$$L_{cone} = \frac{r_e - r_t}{\tan(\alpha)} \quad (12)$$

ضخامت دیواره کanal و همچنین ضخامت دیواره داخلی شیپوره (یا محفظه احتراق)، با فرض کanal‌های استوانه‌ای و بخش‌های استوانه‌ای برای شیپوره (یا محفظه احتراق)، با رابطه (۱۸) محاسبه می‌شود [۸].

$$t = f_s \cdot \frac{p}{2 \cdot (\sigma_{ult})_{wall\ material}} \quad (18)$$

که در آن f_s ضریب اطمینان، p فشار در استوانه بوده و σ_{ult} مقاومت نهایی (مربوط به جنس دیواره) است.

هندرسون کanal خنک‌کاری نیز می‌تواند طرح‌های زیادی را شامل شود. در اینجا فرض می‌شود افت فشار در کanal‌ها با یکدیگر برابر است و مقدار آن با رابطه (۱۹) محاسبه می‌شود [۳۱].

$$\Delta p_{cooling\ channels} = n \cdot f \cdot \frac{L}{d} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (19)$$

که در آن f ضریب افت اصطکاک، n تعداد کanal‌ها و L و d به ترتیب طول و قطر کanal خنک‌کاری هستند. از روابط تجربی (۲۰)، برای محاسبه ضریب اصطکاک استفاده شده است [۲۰].

$$f = \begin{cases} \frac{64}{Re} & Re < 2320 \\ 0.316 \cdot \left(\frac{1}{Re}\right)^{0.25} & 2320 < Re < 2 \times 10^4 \\ 0.184 \cdot \left(\frac{1}{Re}\right)^{0.2} & 2 \times 10^4 < Re < 2 \times 10^6 \end{cases} \quad (20)$$

در این نرم‌افزار، در بخش‌هایی که لازم است مشخص شود تا هر یک از مؤلفه‌های پیشران در کدامیک از فازهای گاز یا مایع- گاز (در حال جوشیدن) یا مایع هستند، از روش زیر استفاده شده است. اختلاف آنتالپی یک ماده (Δh) با داشتن ظرفیت گرمایی (c_p) و اختلاف دما (ΔT) با دمای مرجع از رابطه (۲۱) محاسبه می‌شود.

$$\Delta h = c_p \cdot \Delta T \quad (21)$$

آنتالپی ماده در انتهای جوشش زمانی که کاملاً تبخیر شده، با رابطه (۲۲) محاسبه می‌شود.

$$h_{end\ boiling} = h_{start\ boiling} + \Delta h_{evap} \quad (22)$$

دمای جوش با استفاده از معادله کلازیوس- کالاپرون، از رابطه (۲۳) بدست می‌آید [۳۵ و ۳۶].

$$\ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) = \frac{\Delta H}{R_A} \cdot \left(\frac{1}{T_1} - \frac{1}{T_2} \right) \quad (23)$$

با درنظر گرفتن دمای جوش در یک فشار خاص و همچنین درنظر گرفتن گرمای تبخیر تحت همان فشار، می‌توان معادله فوق

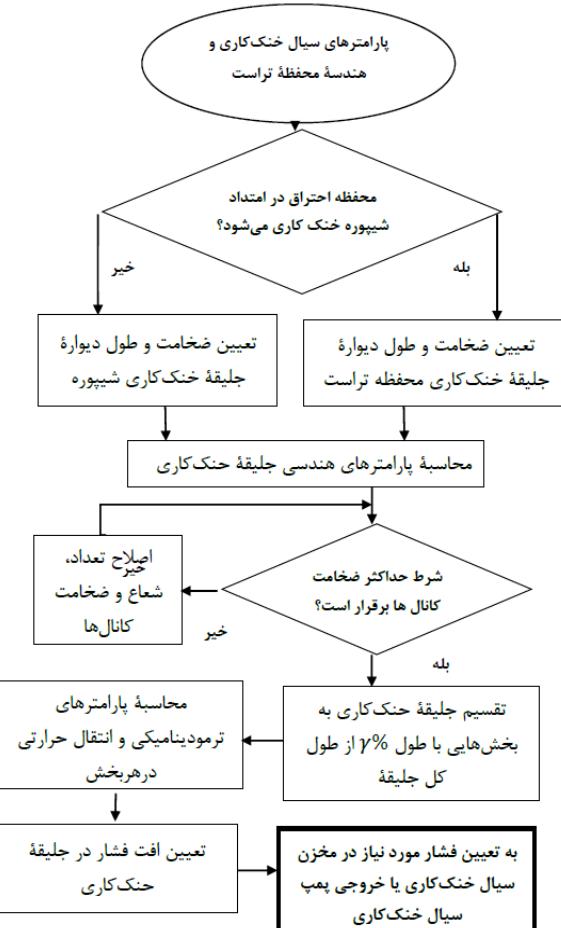
شعاع هر بخش با جایگذاری قطر گلوگاه (d_t)، فاصله بین گلوگاه تا بخش نام (x) و اندازه نیمزاویه بخش واگرای شیپوره مخروطی (α)، در رابطه (۱۷) مشخص شده و در نتیجه مساحت سطح مقطع هر بخش مشخص می‌شود.

$$r = \left(\frac{d_t}{2} \right) + x \cdot \tan(\alpha) \quad (17)$$

مدل‌سازی بخش خنک‌کاری و سامانه تغذیه

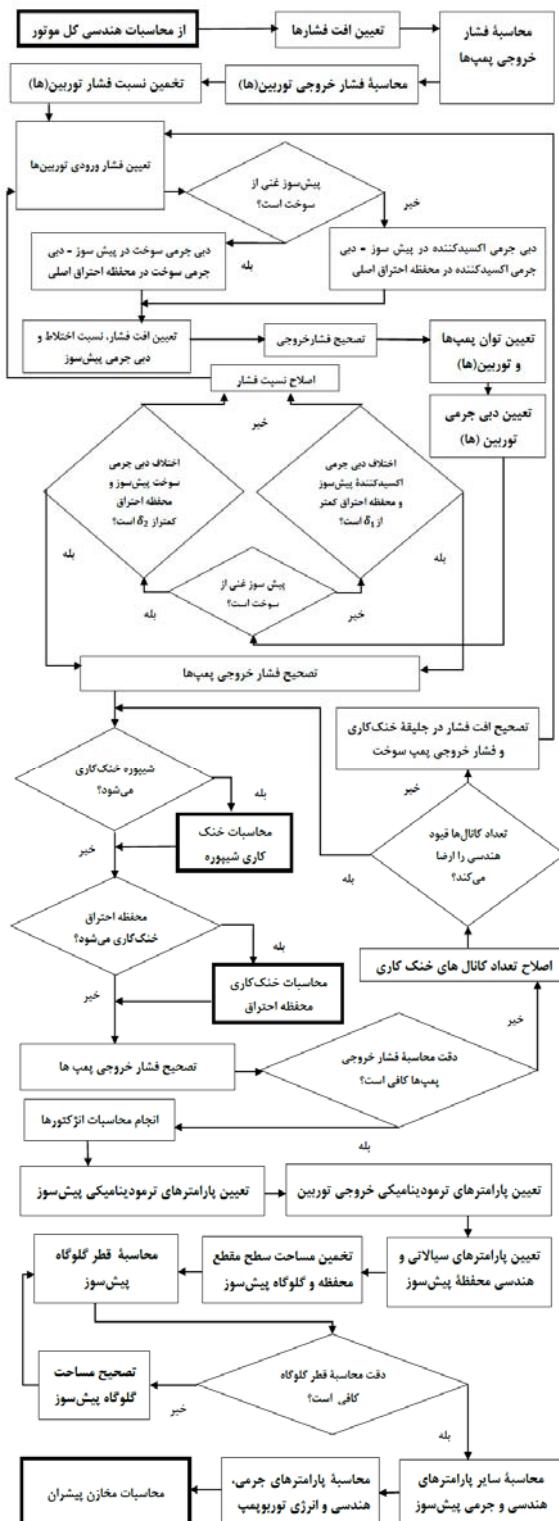
وظیفه سامانه خنک‌کاری، پیشگیری از گرمایش بیش از حد محفظه تراست و گرمایش مایع خنک‌کاری تا رسیدن به حالت گازی، برای به حرکت درآوردن توربین در چرخه‌های توربومپی است. در این مدل‌سازی از سوت، به عنوان سیال خنک‌کاری استفاده شده و تنها خنک‌کاری بازیابی، با کanal‌های مستقیم است. در مرجع [۳۴]، طراحی جلیقه خنک‌کاری، به طور مبسوط بررسی شده که در ویرایش‌های بعدی این نرم‌افزار جایگزین مدل ساده شده فعلی خواهد شد.

در شکل ۴ روندnamی محاسبات خنک‌کاری شیپوره و محفظه احتراق نشان داده شده است.



شکل ۴- روندnamی مربوط به خنک‌کاری شیپوره و محفظه احتراق

به منظور رعایت اختصار از پنج روندnamای مدل سازی چرخه سامانه تغذیه، فقط به ارائه روندnamای سامانه تغذیه احتراق مرحله‌ای شکل ۶ در این مقاله بسته شده است.



شکل ۶ - روندnamای طراحی سامانه تغذیه چرخه احتراق مرحله‌ای

را برای یافتن دمای جوش در هر فشاری به صورت رابطه (۲۴) نوشت.

$$T_b = \left(\frac{1}{T_0} - \frac{R_A}{\Delta H_{evap}} \cdot \ln \left(\frac{p}{p_0} \right) \right)^{-1} \quad (24)$$

که در آن T_b دمای جوش در فشار مشخص p_0 و p فشار درون سیستمی است که دمای جوش برای آن مشخص می‌شود. ΔH_{evap} گرمای تبخیر در فشار p_0 است. دمای جوش و گرمای ویژه تبخیر چند ماده در فشار ۱ بار در مرجع [۳۷] فهرست شده است. دمای جوش‌های مربوط به این مدل سازی در فشار ۱ بار و گرمای ویژه تبخیرهای نظایر آنها در جدول ۱ درج شده‌اند.

جدول ۱ - مقادیر گرمای ویژه تبخیر و دمای جوش پیشran های مورد نظر در فشار ۱ بار (برگرفته از مرجع [۳۷])

| ماده | فشار p_0 (bar) | دمای جوش T_b (K) | گرمای ویژه تبخیر Δh_{evap} (kJ/kg) |
|---------|---------------------|-----------------------|---|
| اکسیژن | ۹۰/۱۵ | ۱ | ۲۱۳ |
| هیدروژن | ۲۰/۲۵ | ۱ | ۴۴۶ |
| کراسین | ۴۸۹/۴۵ | ۱ | ۲۴۶ |

باید توجه داشت که در جدول فوق گرمای ویژه تبخیر (Δh_{evap}) داده شده و برای رسیدن به گرمای تبخیر (ΔH_{evap}) از رابطه (۲۵) استفاده می‌شود.

$$\Delta H_{evap} = \Delta h_{evap} \cdot \hat{M} \quad (25)$$

با داشتن دمای جوش، می‌توان آنتالپی ماده را هنگام شروع جوشش تحت فشار داده شده با رابطه (۲۱) حساب نمود. اکنون می‌توان سه حالت زیر را برای ماده با داشتن آنتالپی آن در طول خنک کاری تعریف کرد.

$$h = \begin{cases} \text{مایع} & h < h_{start\ boiling} \\ \text{غاز - مایع} & h_{start\ boiling} \leq h \leq h_{end\ boiling} \\ \text{غاز} & h > h_{end\ boiling} \end{cases}$$

روش فوق در همه موارد بسیار خوب عمل می‌کند به جز برای هیدروژن در فشارهای بالای ۲۰۸ بار، که دمای جوش به طور ناگهانی بسیار منفی می‌شود. بنابراین برای این روش محدودیتی در نرم افزار اعمال شده است.

در مدل سازی سامانه تغذیه، با توجه به چرخه انتخابی کاربر، افت فشارها و فشار موردنیاز در مخازن در چرخه تغذیه تحت فشار و همچنین فشار موردنیاز در خروجی پمپها در چرخه‌های توربومپی تخمین زده می‌شود.

که در آن، دمای نهایی گاز فشارگذاری با رابطه (۲۸) محاسبه می‌شود:

$$T_f = T_i \cdot \left(\frac{p_f}{p_i}\right)^{\frac{n-1}{n}} \quad (28)$$

با برابر درنظرگرفتن فشار مورد نیاز مخزن با حداکثر فشار عملیاتی مورد انتظار مخازن سوخت و اکسیدکننده، فشار نهایی گاز فشارگذاری نیز محاسبه می‌شود.

همچنین Z ضریب تراکم‌پذیری و n شاخص پلیتروبیک است. برای تعیین مقدار ضریب تراکم‌پذیری (Z) از معادله حالت ردیک - کوانگ استفاده شده که در آن ضریب تراکم‌پذیری یک گاز به عنوان تابعی از دما و فشار با روابط (۲۹) تا (۳۴) معروفی شده است.

[۳۸]

$$Z = \frac{1}{1-h} - \frac{A^2}{B} \cdot \frac{h}{1+h} \quad (29)$$

که در آن:

$$A^2 = \frac{a}{R^2 \cdot T^{2.5}} \quad (30)$$

$$B = \frac{b}{R \cdot T} \quad (31)$$

$$h = \frac{B \cdot p}{Z} \quad (32)$$

و در آن:

$$a = \frac{0.4275 \cdot R^2 \cdot T_{crit}^{2.5}}{p_{crit}} \quad (33)$$

$$b = \frac{0.08664 \cdot R \cdot T_{crit}}{p_{crit}} \quad (34)$$

در روابط فوق دمای بحرانی (T_{crit}) و فشار بحرانی (p_{crit}) از جداول مرجع [۳۹] اقتباس شده‌اند. بنابراین ضریب تراکم‌پذیری (Z) با حل معادله حالت فوق در یک حلقه تکرار حاصل می‌شود.

خروجی‌های الگوریتم طراحی

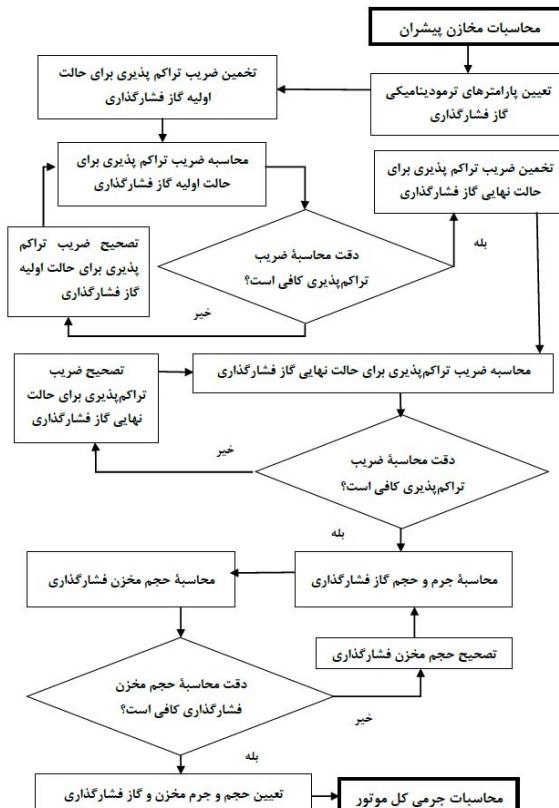
با توجه به الگوریتم‌های ارائه شده در بخش قبل، خروجی‌های الگوریتم طراحی به دو دسته جداول و نمودارها تقسیم شده‌اند. ۱۲ جدول در قسمت خروجی نرمافزار وجود دارد که عبارتند از: پارامترهای عملکردی موتور، پارامترهای مربوط به محفظه احتراق، پارامترهای مربوط به شیپوره، پارامترهای مربوط به افشارک‌ها، پارامترهای مربوط به جلیقه خنک‌کاری، پارامترهای مربوط به پمپ‌ها در چرخه‌های توربوبمپی، پارامترهای مربوط به توربین‌ها در چرخه‌های توربوبمپی، پارامترهای مربوط به توربوبمپ‌ها در چرخه‌های توربوبمپی، پارامترهای مربوط به مولدگاز

مدل‌سازی مخزن فشارگذاری

مخزن فشارگذاری، یک گاز را تحت فشار بسیار بالای ذخیره کرده و هنگام لزوم مقداری از آن را به مخازن مؤلفه‌های پیشران وارد می‌کند تا مؤلفه‌های پیشران تحت فشار مطلوب از مخازن خارج شوند. در این نرم‌افزار، فرض بر این است که تنها یک مخزن فشارگذاری هردو باک سوخت و اکسیدکننده را تحت فشار قرار می‌دهد و گزینه‌هایی مانند مخازن جداگانه و یا فشارگذاری باک‌ها با گاز خروجی از جلیقه خنک‌کاری لحاظ نشده است. همانطور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود، هدف از مدل‌سازی مخزن فشارگذاری، تعیین جرم و حجم گاز و مخزن فشارگذاری است.

حجم گاز فشارگذاری با استفاده از رابطه (۲۶) محاسبه می‌شود.

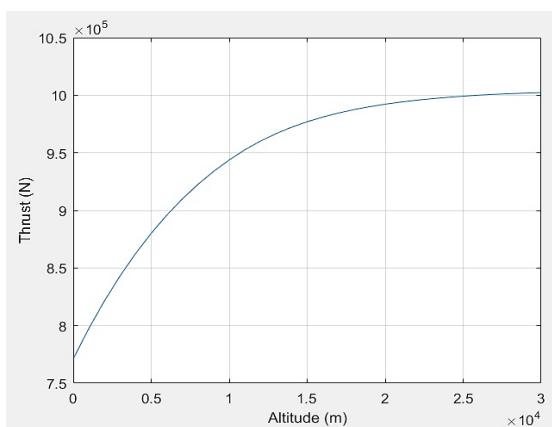
$$V_{press} = V_{tank,prop} + V_{tank,press} \quad (26)$$



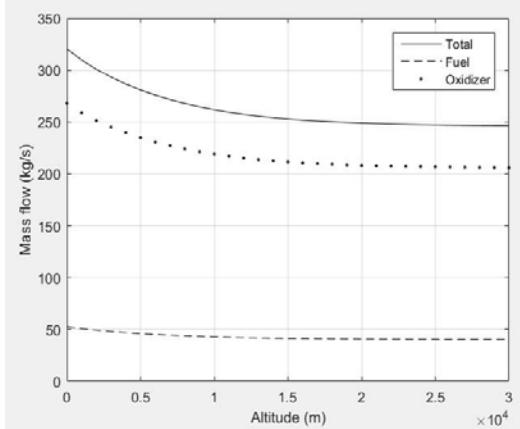
شکل ۷- روندnamای طراحی مخزن فشارگذاری

برای تعیین جرم و حجم گاز فشارگذاری و مخزن فشارگذاری لازم است از یک حلقه تکرار استفاده شود. در اینصورت جرم گاز فشارگذاری موردنیاز (m_{press}) را می‌توان با استفاده از قانون گاز کامل که در رابطه (۲۷) آمده، محاسبه نمود.

$$m_{press} = \frac{V_{press} \cdot p_f}{Z_f \cdot R \cdot T_f} \quad (27)$$

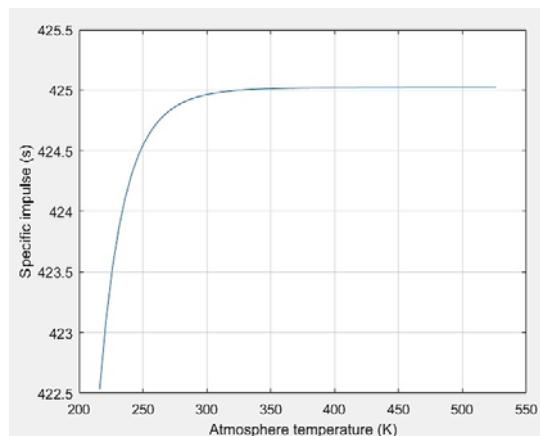


شکل ۱۰- نمودار تغییرات تراست بر حسب ارتفاع عملکرد موتور Vulcain



شکل ۱۱- نمودار تغییرات مصرف مؤلفه‌های پیشران بر حسب ارتفاع عملکرد موتور Vulcain

همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش ارتفاع (کاهش فشار محیط)، برای ثابت نگه داشتن مقدار تراست، بایستی دبی جرمی محفظه احتراق و درنتیجه مصرف مؤلفه‌های پیشران کاهش یابد.

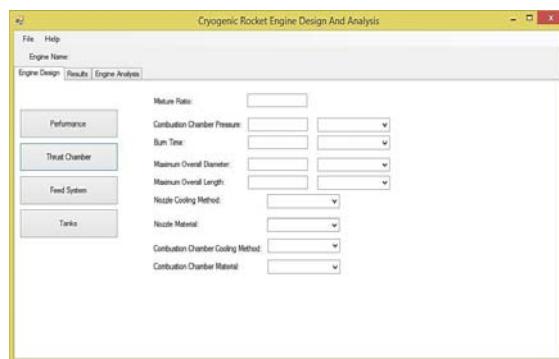


شکل ۱۲- نمودار تغییرات ضربه‌ویژه بر حسب دمای محیط عملکرد موتور Vulcain

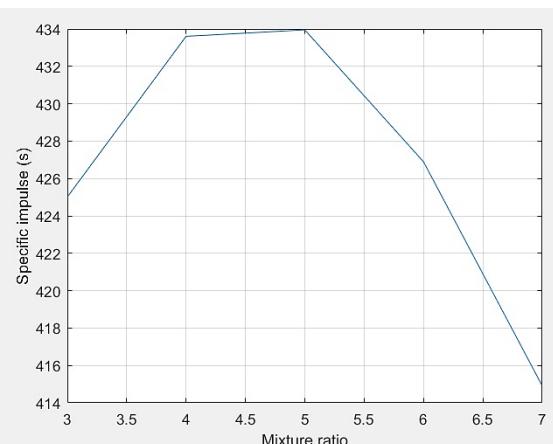
یا پیش‌سوز در چرخه‌های مولدگازی یا احتراق مرحله‌ای، پارامترهای مربوط به مخازن مؤلفه‌های پیشران، پارامترهای مربوط به مخزن فشارگذاری، پارامترهای جرمی و هندسی کل موتور.

علاوه‌بر جدول‌های فوق، ۱۴ نمودار مربوط به مشخصات جریان در محفظه تراست و جلیقه خنک‌کاری نیز در خروجی قابل ارائه‌اند که عبارتند از:

نمودارهای مربوط به مشخصات جریان در محفظه تراست که شامل نمودارهای تغییرات دما، فشار استاتیک، چگالی، سرعت، عدد ماخ، ویسکوزیته و عدد رینولز در طول محفظه تراست می‌شود. نمودارهای مربوط به مشخصات جریان در جلیقه خنک‌کاری که شامل نمودارهای تغییرات دما، فشار استاتیک، چگالی، رسانش، عدد پرانتل، ویسکوزیته و عدد رینولز در طول کانال‌های خنک‌کاری می‌شود. به عنوان نمونه در شکل‌های ۸ تا ۱۳ نمونه‌هایی از صفحه ورودی نرم‌افزار و نمودارهای خروجی ارائه شده‌اند.



شکل ۸- پنجره ورودی‌های محفوظه تراست



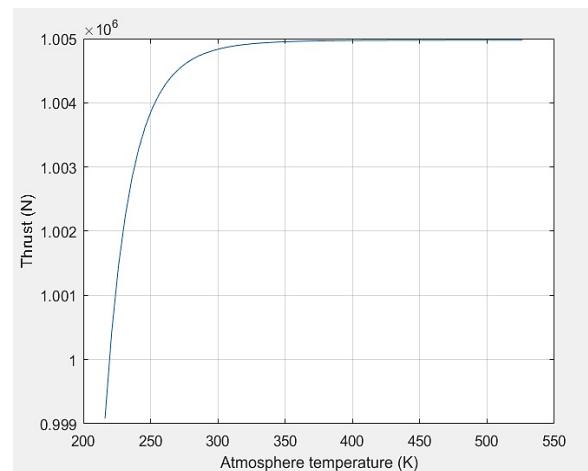
شکل ۹- نمودار تغییرات ضربه‌ویژه بر حسب نسبت اختلاط موتور Vulcain
همان‌طور که مشاهده می‌شود، ابتدا با افزایش نسبت اختلاط، ضربه‌ویژه نیز افزایش می‌یابد تا به مقدار حداقل خود به ازای نسبت اختلاط بهینه‌ی موتور برسد اما بعد از آن با افزایش نسبت اختلاط، ضربه‌ویژه یک سیر نزولی در پیش می‌گیرد.

پارامترهای اصلی نظریه ضربه‌ویژه، تراست، نسبت واگرایی و قطر خروجی شیبوره، دبی جرمی کل و طول کل موتور، قابل چشم‌پوشی و کمتر از ۵ درصد بود، لذا می‌توان گفت این الگوریتم برای مرحله طراحی مفهومی از دقت کافی برخوردار است.

همچنین در تخمین جرم سامانه پیشرانش، از اطلاعات مشک Arian5 در ورودی نرم‌افزار استفاده شده که در برخی پارامترها نظری تراست، ضربه‌ویژه، نسبت تراست به وزن و زمان سوزش با اطلاعات موجود از موتورها در منابع [۸ و ۴۰] متفاوت بود، لذا بخشی از خطای مشاهده شده قابل توجیه است.

استفاده از برخی روابط تجربی در مدل ریاضی و همچنین فرضیات اعمال شده در الگوریتم که با موتورهای Vulcain و HM7B متفاوت است، از دیگر دلایل ایجاد خطای در نتایج حاصل هستند. مهم‌ترین فرضیاتی که موجب ایجاد خطای در سایر پارامترها شدند، عبارتند از: تقریب طول مشخصه، درنظر گرفتن شکل مخروطی برای شیبوره، ثابت فرض کردن نسبت گرماهای ویژه در طول شیبوره، فرض گازهای ایده‌آل، در نظر گرفتن کanal‌های خنک‌کاری دایری مستقیم و بدون زاویه با خط محوری جریان، تخمین افت فشارها (در خطوط تغذیه و انژکتورها)، فرض ثابت بودن ضخامت دیواره محفظه تراست و کanal خنک‌کاری، فرض صاف و صیقلی بودن سطح لوله‌های خنک‌کاری، فرض یکسان بودن جنس کanal خنک‌کاری با جنس محفظه تراست، فرض ترکیب‌بندی دو محور موازی برای توربین‌ها در توربوبمپ، درنظر گرفتن تنها یک مخزن فشارگذاری با گاز هلیوم برای فشارگذاری هر دو مخزن سوخت و اکسید کننده.

به منظور کاهش خطای مشاهده شده و افزایش دقت الگوریتم طراحی لازم است جزئیات بیشتری در روند طراحی درنظر گرفته شود، که این خود مستلزم تعداد بیشتری پارامتر ورودی است که عملاً در مرحله طراحی مفهومی در دسترس نیستند. با این وجود می‌توان با مدل‌سازی جرم سیستم الکتریکی، سیستم کنترل هیدرولیکی و سیستم تجهیزات پروازی، مدل‌سازی انژکتورها و استارت‌رها، مدل‌سازی اشکال مختلف محفظه احتراق نظری: محفظه‌های کروی و نیمه‌کروی، مدل‌سازی اشکال مختلف شیبوره، نظریه شیبوره‌های زنگوله‌ای، دومرحله‌ای و...، مدل‌سازی کanal‌های خنک‌کاری با هندسه سطح مقطع‌های گوناگون، مدل‌سازی روش‌های خنک‌کاری تشبعی، لایه‌ای و یا خنک‌کاری با مواد فاشونده، مدل‌سازی کanal‌های خنک‌کاری دارای زاویه با خط محوری جریان (مارپیچی)، مدل‌سازی جزئیات خنک‌کاری پیش‌سوز، مدل‌سازی جزئیات مجموعه توربوبمپ (توربین‌ها و پمپ‌ها) و مدل‌سازی توربوبمپ‌های با ترکیب‌بندی توربین‌های سری، با طراحی جزئیات بیشتر، خطای حاصل را کاهش داد.



شکل ۱۳- نمودار تغییرات تراست بر حسب دمای محیط عملکرد موتور Vulcain

اعتبارسنجی نرم‌افزار

به منظور صحت‌سنجی الگوریتم طراحی، موتورهای پرتراست Vulcain و موتور کم‌تراست HM7B (که به ترتیب در طبقات پایین و بالای ماهواره‌بر به کار می‌روند)، بازطراحی شده و نتایج حاصل از الگوریتم طراحی با اطلاعات واقعی این موتورها مقایسه شده است. مقادیر ورودی‌های الگوریتم طراحی برای این موتورها از مراجع [۸ و ۴۰] اقتباس شده است. در جدول ۲، نتایج حاصل از بازطراحی با استفاده از الگوریتم ارائه شده، با اطلاعات موجود از موتورهای Vulcain و HM7B مقایسه شده‌اند. در این مقایسه، خطای با رابطه (۳۵) محاسبه شده است.

$$E = \left| \frac{\text{real-calculated}}{\text{real}} \right| \times 100 \quad (35)$$

نتیجه‌گیری

در این مقاله با هدف ارائه یک نرم‌افزار جامع جهت طراحی مفهومی موتورهای مشکی با مؤلفه‌های پیشران سرماز، به تشریح الگوریتم طراحی منطبق بر این نرم‌افزار پرداخته شد. به منظور صحت‌سنجی الگوریتم طراحی، با استفاده از اطلاعات موجود و دردسترس از موتورهای Vulcain و HM7B، طبق الگوریتم طراحی ارائه شده، این موتورها بازطراحی شدند. طی مقایسه نتایج حاصل از طراحی با اطلاعات واقعی این موتورها، مشاهده شد که پارامترهای اصلی طراحی دارای خطای کمتر از ۵ درصد و سایر پارامترها دارای خطای کمتر از ۲۰ درصد هستند. با بررسی پارامترهای دارای خطای قابل ملاحظه، مشخص شد که اکثر این پارامترها، جزء پارامترهای اصلی طراحی، در مرحله طراحی مفهومی سامانه پیشرانش نیستند. خطای

جدول ۲ - مقایسه خروجی های حاصل از الگوریتم طراحی با اطلاعات واقعی موتورهای HM7B و Vulcain

| موتور HM7B | | | موتور Vulcain | | | واحد | پارامترها | |
|----------------|-------------------|--------------|----------------|-------------------|--------------|--------|--------------------------------------|----------------------|
| در صد خطای (ε) | مقادیر محاسبه شده | مقادیر واقعی | در صد خطای (ε) | مقادیر محاسبه شده | مقادیر واقعی | | | |
| ۶/۶۷ | +۰/۱۹۲ | -۰/۱۸۰ | ۲/۶۵ | -۰/۴۰۴ | -۰/۴۱۵ | (m) | قطر محفظه احتراق | محفظه تراست |
| ۱۳/۴۳ | -۰/۳۲۱ | -۰/۲۸۳ | -۰/۷۰ | -۰/۴۲۹ | -۰/۴۲۶ | (m) | طول محفظه احتراق | |
| -۰/۳۶ | ۱۳/۹۵ | ۱۳/۹ | ۱/۸۱ | ۲۳۶/۲ | ۲۳۲/۰ | (kg/s) | دبی جرمی محفظه احتراق | |
| - | -۰/۹۹۲ | -۰/۹۹۲ | ۱/۱۴ | ۱/۷۸ | ۱/۷۶ | (m) | قطر خروجی شبیه | |
| ۲/۵۳ | ۸۵/۰ | ۸۲/۹ | ۲/۸۹ | ۴۶/۳ | ۴۵ | - | نسبت واگرایی شبیه | |
| -۰/۵۷ | ۶۲/۵۵۲ | ۶۲/۲۰۰ | -۰/۰۳ | ۱۰۲۵/۲۹ | ۱۰۲۵ | (kN) | تراست | |
| ۲/۸۳ | ۴۵۷/۲ | ۴۴۵/۵ | -۰/۰۵ | ۴۴۲/۵ | ۴۳۳/۵ | (s) | ضربه ویژه | |
| ۱۹/۴۳ | ۱/۱۲۸ | ۱/۴۰۰ | ۱/۲۷ | ۳/۰۳۸ | ۳/۰۰۰ | (MPa) | افت فشار اکسید کننده در سامانه تغذیه | افشانکها |
| ۱۸/۴۵ | ۱/۵۷۴ | ۱/۹۳۰ | ۹/۰۹ | ۵/۲۷۳ | ۵/۸۰۰ | (MPa) | افت فشار سوت در سامانه تغذیه | |
| ۱/۷۲ | ۱۱/۴۴ | ۱۱/۶۴ | -۰/۲۵ | ۱۹۷/۵ | ۱۹۸/۰ | (kg/s) | دبی جرمی اکسید کننده | |
| ۱۱/۰۶ | ۲/۵۱ | ۲/۲۶ | ۱۳/۸۲ | ۳۸/۷ | ۳۴/۰ | (kg/s) | دبی جرمی سوت | |
| ۵/۷۸ | ۴/۷۳ | ۵/۰۲ | -۰/۳۱ | ۱۳/۰۴ | ۱۳/۰ | (MPa) | فشار در خروجی پمپ اکسید کننده | پمپها |
| ۶/۸۵ | ۵/۱۷ | ۵/۵۵ | ۳/۱۷ | ۱۵/۳ | ۱۵/۸ | (MPa) | فشار در خروجی پمپ سوت | |
| -۰/۸۶ | ۱۱/۶ | ۱۱/۷ | -۰/۵۴ | ۲۰۱/۴ | ۲۰۲/۵ | (kg/s) | دبی جرمی اکسید کننده در پمپ | |
| ۳/۵۰ | ۲/۶۶ | ۲/۵۷ | ۸/۸۲ | ۴۳/۲ | ۳۹/۷ | (kg/s) | دبی جرمی سوت در پمپ | |
| ۵/۹۴ | ۳۸۰ | ۴۰۴ | ۱/۲۷ | ۲۹۶۲ | ۳۰۰۰ | (KW) | توان توربین اکسید کننده | توربین(ها) |
| | | | ۱۱/۸۹ | ۱۲۵۳۲ | ۱۱۲۰۰ | | توان توربین سوت | |
| -۰/۴۶ | -۰/۸۷۴ | -۰/۸۷ | ۱/۶۷ | -۰/۸۸۵ | -۰/۹ | - | نسبت اختلاط در مولد گاز | مولد گاز |
| ۱۸/۷۰ | ۲/۷۳ | ۲/۳۰ | ۸/۱۲ | ۷/۸۱ | ۸/۵۰ | (MPa) | فشار در مولد گاز | |
| ۱۴ | -۰/۲۸۵ | -۰/۲۵۰ | -۰/۱۲ | ۸/۳۹ | ۸/۴۰ | (kg/s) | دبی جرمی در مولد گاز | |
| ۲/۸۷ | ۱۴۴۷۲ | ۱۴۹۰۰ | ۸/۶۲ | ۱۴۴۳۷۴ | ۱۵۸۰۰۰ | (kg) | جرم مولفه های پیشران* | مخازن |
| ۴/۷۵ | ۱۰/۸۲ | ۱۱/۳۶ | ۸/۹۲ | ۱۰۹/۳ | ۱۲۰ | (m³) | حجم تانک اکسید کننده* | |
| ۱/۳۷ | ۳۹/۹۵ | ۳۹/۴۱ | ۳/۳۳ | ۳۷۷ | ۳۹۰ | (m³) | حجم تانک سوت* | |
| ۱۲/۶۶ | ۱۳۸ | ۱۵۸ | ۲/۰۹ | ۱۶۸۳ | ۱۷۱۹ | (kg) | جرم خشک موتور | جرم و ابعاد کل موتور |
| ۱۲/۷۰ | ۱۶۹۳۶/۳ | ۱۹۴۰۰ | ۳/۵۰ | ۱۶۴۰۵۷ | ۱۷۰۰۰ | (kg) | جرم خیس سامانه پیشرانش*(طبقه) | |
| ۱/۰۰ | ۱/۹۹ | ۲/۰۱ | ۳/۸۷ | ۲/۹۸ | ۳/۱۰ | (m) | طول کل موتور | |
| ۱۰/۸۹ | ۱/۱۰ | -۰/۹۹۲ | ۱۷/۶ | ۲/۰۶ | ۲/۵۰ | (m) | قطر کل موتور | |

- [13] F. A., da Silva Mota, J. N. Hinckel, E. M. Rocco, and H. Schlingloff, "Modeling and analysis of a LOX/Ethanol liquid rocket engine", *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 10, São José dos Campos, 2018 June, pp. 1-17.
- [14] A. Abdollahi, M. Bazzazadeh and E. Valizadeh, "Numerical investigation effect of film cooling with mixed heat transfer in wall temperature of LRE thrust chamber", *Mechanic and Aerospace*, Vol. 14, No. 3, 2018, pp. 71-82.
- [15] A. Edalatpour, F. Ommi, and Z. Saboohi, "Performance analysis of liquid propellant micro_propulsion with liquid oxygen as cryogenic oxidizer", *Space Science and Technology*, Vol. 12, No. 38, 2019, pp. 23-40.
- [16] A.H. Adami, H. Taie, and M. Hozuri, "Evaluation of Three Design approach of a bipropellant propulsion system including multidisciplinary design optimization, Robust and Optimum-Robust", *Space Science and Technology*, Vol. 12, No. 38, 2019, pp. 41-53.
- [17] M.A. Eskandari, H. Karimi, D. Ramesh, and M.R. Alikhani, "Dynamic and non-linear modelling of an expansion cycle rocket engine", *Space Science and Technology*, Vol. 13, No. 1, 2020, pp. 39-48.
- [18] M. Nosratollahi, M. Fatehi, and A.H. Adami, "Design of an upper stage propulsion system by multi objective hybrid PSO", *Space Science and Technology*, Vol. 13, No. 3, 2020, pp. 1-16.
- [19] G.R. Faghani, and M.A. Ranjbar, "Study on the influence of surface roughness on the performance of regenerative cooling in liquid propellant engine *Mechanic and Aerospace*", Vol. 16, No. 3, 2020, pp. 99-105.
- [20] A. Asadollahi, S. Nikaein, and D. Ramesh, "Development and validation of the conceptual design algorithm for expander cycle engines", *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 4, No. 3, 2020.
- [21] A. Dhara, P.M. Kishan, and V.V. Kannah, "Design of regenerative cooled cryogenic rocket engine", *International Journal of Advance Science and Technology*, Vol. 29(10S), 2020, pp. 4824-4841.
- [22] P. Cui, Q. Li, P. Cheng, and L. Chen, "System scheme design for LOX/LCH₄ variable thrust liquid rocket engines using motor pump", *Acta Astronautica*, 2020, pp. 1-30.
- [23] Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications Vol. i: Analysis", *NASA RP-1311*, 1994, p. 55.
- [24] A. Ponomarenko, *Rpa: tool for liquid propellant rocket engine analysis c++ implementation*, 2010, p. 23.
- [25] "Ecosimpro, system modelling & simulation software", [Internet], Madrid: Empresarios Agrupados Internacional S.A. (EAI), 2015, Available from: https://www.ecosimpro.com/wpcontent/uploads/2015/02/ecosimpro_brochure_presentation_en.pdf
- [26] D. Newman, "The rocket", [Internet], Cambridge, Aerospace Education Curriculum, a multi-media introduction to the principles of aerospace engineering, MIT Department of Aeronautics and Astronautics, 1996, Available from: <http://web.mit.edu/16.00/www/aec/rocket.html>

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندها بیان نشده است.

مراجع

- [1] J.A. Martin, and D. Manski, "Optimization of the propulsion cycles for advanced shuttles part 1: Propulsion mass model methodology", *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Vol. 25, Monterey, CA. 1989 July 10-12, pp.1-16.
- [2] J.A. Martin, and D. Manski, "Optimization of the propulsion cycles for advanced shuttles part 2: Performance model methodology", *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Vol. 26, Orlando, FL. 1990 July 16-18, pp. 1-15.
- [3] C. Goertz, "A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles", *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Vol. 31, San Diego, CA. 1995 July 10-12, pp.1-10.
- [4] M. Mahmoudian, A. Toloei, and H. Ghassemi, Conceptual design of cryogenic liquid propellant engines using liqued oxygen-kerosene, (Master's Thesis), Faculty of New Technologies, Shahid Beheshti University, Tehran, 2010 (in Persian).
- [5] M. Nosratollahi, and A.H. Adami, "Multidisciplinary conceptual design optimization of monopropellant propulsion system of nanosatellite", *Space Science and Technology*, Vol. 3, No. 4, 2011, pp. 11-23.
- [6] J. Vandamme, Assisted-launch performance analysis: Using trajectory and vehicle optimiz-ation, (Master's Thesis), Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Delft, 2012.
- [7] M. Khorasani zadeh, N. Fouladi, and M. Bazazzadeh, "Development of an algorithm for conceptual design of cryogenic rocket engines", (Master's Thesis), Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, 2012 (in Persian).
- [8] R.R.L. Ernst, and B.T.C. Zandbergen, "Liquid rocket analysis (LiRA): development of the liquid bi-propellant rocket engine design, analysis and optimization tool," (Master's Thesis), Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Delft, 2014.
- [8] H. Fazeli, H. Naseh, M. Mirshams, and A.B. Novin zadeh, "Comprehensive Pattern in Designing Low-Thrust Space Propulsion Systems", *Space Science and Technology*, Vol. 7, No. 3, 2014, pp. 9-21.
- [10] J. Wink, and et al, "Cryogenic rocket engine development at Delft aerospace rocket engineering", *Space Propulsion Conference*, Rome, Italy, 2016 May, pp. 1-12.
- [11] P. Gaillard, C.L., Touze, L. Matuszewski, and A. Murrone, "Numerical simulation of cryogenic injection in rocket engine combustion chambers", *AerospaceLab Journal*, Vol. 11, Palaiseau, France, 2016 June, pp. 1-16.
- [12] D. Ramesh, S. Khodadadiyan, and H. Karimi, "Optimization of schematic and parameters of staged combustion launch vehicle liquid engines", *Space Science and Technology*, Vol. 9, No. 1, 2016, pp. 1-11.

- Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, 2018. (in Persian)
- [35] The ChemTeam, "The Clausius-Clapeyron Equation", [Internet], 2013. Available from: <http://www.chemteam.info/GasLaw/Clasius-Clapeyron-Equation.html>
- [36] Spakovszky, Z.S., "The Clausius-Clapeyron Equation (application of 1st and 2nd laws of thermodynamics)", [Internet], 2013. Available from: http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node_64.html
- [37] Zandbergen, B.T.C., "Propellant Characteristics", 2010.
- [38] Murdock, J.W., *Fundamental fluid mechanics for the Practicing Engineer*, United States of America, CRC Press, 2018.
- [39] National Institute for Standards and Technology, "Nist chemistry webbook–niststandardreference database number 69", [Internet], 2013, Available from: <http://webbook.nist.gov/chemistry/>
- [40] Mc Hugh, B., "Numerical Analysis of Existing Liquid Rocket Engines as a Design Process Starter", *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Vol. 31, San Diego, CA, 1995 July 10-12, pp. 1-13.
- [27] N.S. Seddighi renani, and N. Fouladi, "Developing cryogenic rocket engine design software," (Master's Thesis), Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, 2018. (in Persian).
- [28] R.W. Humble, G.N. Henry, and W.J. Larson, *Space propulsion analysis and design*, United States of America, McGraw-Hill Companies INC, 1997.
- [29] B. Zandbergen, *Thermal rocket propulsion*, 2nd Ed., Delft, Delft University of Technology, 2010.
- [30] G.P. Sutton, and O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*, 9th Ed., Canada, John Wiley & Sons INC, 2017.
- [31] D.K. Huzel, and D.H. Huang, *Design of liquid rocket engines*, Washington, tech, rep, NASA, 1971.
- [32] W. Ley, K. Wittmann, and W. Hallmann, *Handbook of space technology*, Canada, John Wiley & Sons, 2009.
- [33] D.K. Huzel, and D.H. Huang, *Design of liquid Propellant Rocket Engines*, Second Ed., Washington, NASA, 1967.
- [34] E. Rezaai shib ab bandani, and N. Fouladi, Design Methodizing for Cryogenic Liquid Propellant Rocket Engine Cooling system, (Master's Thesis), Faculty of