

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

Noorbakhsh Fouladi<sup>1\*</sup>  and Neda S. Seddighi Renani<sup>2</sup>

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

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

\*Corresponding Author's E-mail: [n.fouladi@eng.ui.ac.ir](mailto:n.fouladi@eng.ui.ac.ir)

## Abstract

*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 \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

## How to cite this article:

N. Fouladi, 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, No. 1, pp.73-87, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1313>.

# تدوین نرم‌افزار جامع طراحی مفهومی سامانه پیشرانش موشکی سوخت مایع با پیشران‌های سرمازا

نوربخش فولادی<sup>\*۱</sup> و نداالسادات صدیقی رنانی<sup>۲</sup>

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](mailto:n.fouladi@eng.ui.ac.ir)

## چکیده

در این مقاله به ارائه الگوریتم و نرم‌افزاری جامع، جهت طراحی مفهومی موتورهای موشکی با مؤلفه‌های پیشران سرمازا، پرداخته شده است. در الگوریتم، پنج چرخه کاربردی تغذیه تحت فشار، مولدگازی، احتراق مرحله‌ای، انبساطی بسته و باز مدلسازی شده است. به منظور صحت‌سنجی، 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 احتراق 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 پیشران موشکی سوخت مایع، طراحی مفهومی موتور موشکی، موتور موشکی سرمازا، نرم‌افزار طراحی موتور موشکی

$m$	جرم (kg)		
$\dot{m}$	دبی جرمی (kg/s)		
$M$	عدد ماخ (-)		
$\hat{M}$	جرم مولی (kg/mol)	$A$	مساحت سطح مقطع عرضی ( $m^2$ )
$n$	تعداد کانال‌ها/شاخص پلی تروپیک (-)	$c^*$	سرعت مشخصه (m/s)
$p$	فشار (Pa)	$c_p$	ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت (J/kgK)
$r$	شعاع (m)	$C_F$	ضریب تراست (-)
$r_u$	شعاع طولی گلوگاه (m)	$d$	قطر (m)
$R$	ثابت ویژه گاز (J/kgK)	$f$	ضریب افت اصطکاک (-)
$R_A$	ثابت عمومی گازها (J/molK)	$f_s$	ضریب اطمینان (-)
$Re$	عدد رینولدز (-)	$h$	آنتالپی (J/kg)
$t$	ضخامت (m)	$L$	طول (m)
$T$	دما (K)	$L^*$	طول مشخصه (m)
$T_b$	دمای جوش (K)		
$V$	حجم ( $m^3$ )		
$x$	فاصله هر بخش از شیپوره تا گلوگاه (m)		

۱. دانشیار

۲. کارشناسی 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 \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

تحلیل موتورهای سوخت مایع وجود دارند، اما نرم‌افزارهای در دسترس و رایگان، اغلب، تنها به یک جنبه خاص مثل طراحی محفظه احتراق یا تراستر محدود شده‌اند و سامانه تغذیه را مدلسازی نمی‌کنند. از طرفی نرم‌افزارهای تجاری نیز بسیار گران هستند. حتی برخی از نرم‌افزارهای تجاری در انحصار برخی دولت‌ها هستند. با توجه به نکات فوق، توسعه چنین نرم‌افزاری، جهت طراحی موتورهای موشکی با مؤلفه‌های سرمازا، در کشور قابل توجیه است.

با بررسی پژوهش‌های انجام شده در زمینه طراحی موتورهای سوخت مایع، می‌توان به طور خلاصه به تحقیقات زیر اشاره کرد:

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

در سال ۱۹۹۵، گورتز، رویکرد ماژولار را برای تحلیل چرخه‌های موتور پیشنهاد کرد. در این رویکرد، با پیشرفت مدل سازی اجزاء، زیربرنامه‌های 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 کم‌تراست برای طبقه بالای یک موشک ماهواره‌بر در ابعاد آزمایشگاهی طراحی نمودند که پس از آزمایش مشخص شد که اثر تغییرات ورودی‌ها در نتایج طراحی پیش بینی 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 سوخت مایع طراحی کرده و یک مدل جرمی برای بهینه‌سازی چندمنظوره را ارائه نمودند [۶]. در همین سال، خراسانی‌زاده و همکاران، الگوریتمی برای طراحی موتورهای سوخت مایع سرمازا در مراحل پایین ارائه دادند. در این تحقیق از بسط مدل ریاضی برای سامانه توربوپمپ صرف‌نظر شده‌است [۷].

Z	ضریب تراکم‌پذیری (-)
$\alpha$	نیم‌زاویه واگرایی شیپوره (deg)
$\gamma$	نسبت گرماهای ویژه (-)
$\Gamma$	تابع Van Kerchove (-)
$\Delta h$	گرمای ویژه تیخیر (J/kg)
$\Delta H$	گرمای تیخیر (J/mol)
$\Delta p$	افت فشار (Pa)
$\varepsilon$	خطا (-)
$\zeta$	ضریب تصحیح (-)
$\sigma_{ult}$	مقاومت نهایی (Pa)
a	اتم‌سفر
calculated	محاسبه شده
cooling channels	کانال‌های خنک‌کاری
cone	بخش مخروطی شیپوره
crit	بحرانی
divergent	بخش واگرایی شیپوره
dyn / d	دینامیکی
e / f	خروجی / نهایی
end boiling	انتهای فرآیند جوشش
evap	فرآیند تیخیر
i	ورودی / اولیه
inj	افشانک‌ها
mcc	محفظه احتراق
press	غاز فشارگذاری
prop	مؤلفه‌های پیش‌ران
real	واقعی (عملیاتی)
start boiling	شروع فرآیند جوشش
t / throat	گلوگاه
tank	مخزن
theory	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 سرمازا است. نیاز به افزایش ضربه‌ویژه سامانه‌های پیش‌رانش موشکی سوخت مایع، موجب شد که طراحان به توسعه چرخه‌های کاری موتورهای موشکی سوخت مایع بپردازند. لذا ایجاد نرم‌افزاری 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 نرم‌افزارهای زیادی در زمینه طراحی و

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

در سال ۲۰۲۰، دهارا و همکاران، با استفاده از نرم‌افزارهای RPA، گامبیت و فلونت به طراحی و تحلیل یک موتور موشکی سرمازا با خنک‌کاری بازیابی پرداختند [۲۱]. در همین سال، کویی و همکاران، به مقایسه پمپ الکتروموتوری و توربوپمپی در موتور موشکی سوخت مایع پرداختند. نتایج حاکی از آن بودند که پمپ الکتروموتوری در صورتی سودمندتر از سیستم‌های توربوپمپی خواهد بود که سامانه فشارگذاری، بهینه شود [۲۲].

با بررسی نرم‌افزارهای موجود در زمینه طراحی موتور سوخت مایع، می‌توان گفت، مهم‌ترین آنها عبارتند از: RPA، CEA، Redtop PRO و Ecosim PRO که در ادامه هر یک از این نرم‌افزارها به طور خلاصه معرفی می‌شوند:

نرم افزار CEA، توسط گوردن و براید در مرکز تحقیقات ناسا توسعه داده شد. اگرچه این نرم‌افزار، قابلیت‌های خوبی در زمینه حل واکنش‌ها، به‌دست‌آوردن محصولات احتراق و ویژگی‌های ترمودینامیکی محصولات احتراق دارد، اما قادر به تحلیل چرخه‌های کاری موتور نیست [۲۳].

نرم افزار RPA، تنها محاسبات مربوط به احتراق را انجام داده و عملکرد تراستر را تخمین می‌زند. این نرم‌افزار قادر به تحلیل سه چرخه موتور است و چرخه‌های انبساطی را که اکثراً با پیشران‌های سرمازا کار می‌کنند، پشتیبانی نمی‌کند [۲۴].

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

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

بررسی فعالیت‌های صورت گرفته در داخل نیز بیانگر این مطلب است که تاکنون نرم‌افزاری با دربرداشتن تمام سیکل‌های کاربردی موتور سوخت مایع ارائه نشده و فرآیند طراحی این موتورها نیز به طور جامع مورد توجه نیست. نرم‌افزار ارائه شده در پژوهش حاضر، براساس دیدگاه مازولار، به طراحی هریک از اجزاء، به صورت جداگانه پرداخته است. این نرم‌افزار با بهره‌گیری از نرم‌افزار CEA، جهت تحلیل فرآیندهای احتراق و با پشتیبانی از پنج چرخه رایج موتور (تغذیه تحت فشار، مولدگازی، احتراق مرحله‌ای و چرخه‌های

در سال ۲۰۱۴، ارنست و همکاران، نرم‌افزار لی‌را<sup>۳</sup> را طراحی کردند که توانایی تخمین جرم و ابعاد کل سامانه پیشران‌ش و همچنین توانایی تحلیل عملکرد و بهینه‌سازی سامانه پیشران‌ش را داشت. این نرم‌افزار به دلیل نداشتن رابط کاربری گرافیکی (GUI) مطلوب نبود [۸]. در همین سال فاضلی و همکاران، الگویی جهت طراحی رانشگر فضایی کم‌پیشران، ارائه کردند. این الگو قادر به طراحی موتورهایی با سامانه تغذیه توربوپمپی نبود [۹].

در سال ۲۰۱۶، وینک و همکاران، ضمن طراحی موتور موشکی سرمازا با پیشران‌های اکسیژن مایع - متان مایع، به بهینه‌سازی و تعیین مشخصه‌های احتراق پایدار موتور طراحی شده، با استفاده از یک مدل سه بعدی CFD پرداختند [۱۰]. در همین سال، گیلارد و همکاران، تزریق مؤلفه‌های سرمازا در محفظه احتراق موتورهای موشکی را شبیه‌سازی عددی کردند [۱۱].

در سال ۲۰۱۶، رمش و همکاران، الگوریتمی برای بهینه‌یابی مدار و پارامترهای استاتیکی سامانه‌های پیشران‌ش سرمازای سیکل بسته، ارائه کردند [۱۲].

در سال ۲۰۱۸، داسیلواموتا و همکاران، نرم‌افزاری برای تحلیل ساده موتور موشکی سوخت مایع با پیشران‌های اکسیژن مایع - اتانول، ارائه و برای صحت‌سنجی آن، موتورهای Vulcain، HM7B و SSME را تحلیل کردند. نتایج حاصل، حداکثر خطای ۱۵/۸ درصد در برخی از پارامترهای گزارش شده را نشان می‌داد [۱۳].

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

در سال ۲۰۱۹، عدالت‌پور و همکاران، روند طراحی یک میکروموتور کم‌پیشران با مؤلفه‌های پیشران کراسین و اکسیژن را ارائه کردند. در این پژوهش که تنها، سیکل تغذیه تحت فشار مدنظر بود، از نرم‌افزار 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 مؤلفه‌ای پیاده‌سازی کردند [۱۶].

در سال ۲۰۲۰، اسکندری و همکاران، به مدل‌سازی غیرخطی موتور RL\_10 پرداخته و رفتار دینامیکی آن را در هنگام راه‌اندازی، مدل‌سازی کردند [۱۷]. در همین سال، نصرت‌الهی و همکاران، به بهینه‌سازی 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 شبیه‌سازی یک محفظه احتراق سوخت مایع، تأثیر افزایش زبری سطوح کانال خنک‌کننده بر

- نوع ترکیب پیش‌ران‌ها در مولدگاز یا پیش‌سوز (غنی از سوخت یا غنی 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 سوخت
- حداکثر فشار عملیاتی مخازن مؤلفه‌های پیش‌ران
- نوع گاز فشارگذاری
- دما و فشار اولیه گاز فشارگذاری

### الگوریتم طراحی

به منظور ساده کردن 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) و همچنین میزان تراست و ضربه‌ویژه به دست می‌آید. فرآیند محاسبات، تا زمانی که فشار و توان متعادل شده و سیستم موازنه شود، تکرار خواهند شد. در واقع، ابتدا بخش تراستر (شامل افشانک‌ها، محفظه احتراق اصلی و شیبوره) 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 نظیر شیبوره، محفظه احتراق، مولدگاز و توربوپمپ 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 ۹۰٪ 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.

روندنمای کلی طراحی، در شکل ۱ نشان داده شده است. چهار زیرروندنمای اصلی این روندنما، به صورت کادرهای پررنگ مشخص شده‌اند.

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

### ورودی‌های الگوریتم طراحی

ورودی‌های نرم‌افزار، 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 خلأ
- 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 شیبوره
- روش خنک‌کاری و جنس دیواره محفظه احتراق
- دسته سوم از ورودی‌ها، پارامترهای مربوط به سامانه تغذیه‌اند. با توجه به نوع چرخه توربوپمپی انتخابی کاربر، پارامترهای متفاوتی در این بخش دریافت می‌شود که به ترتیب عبارتند از:

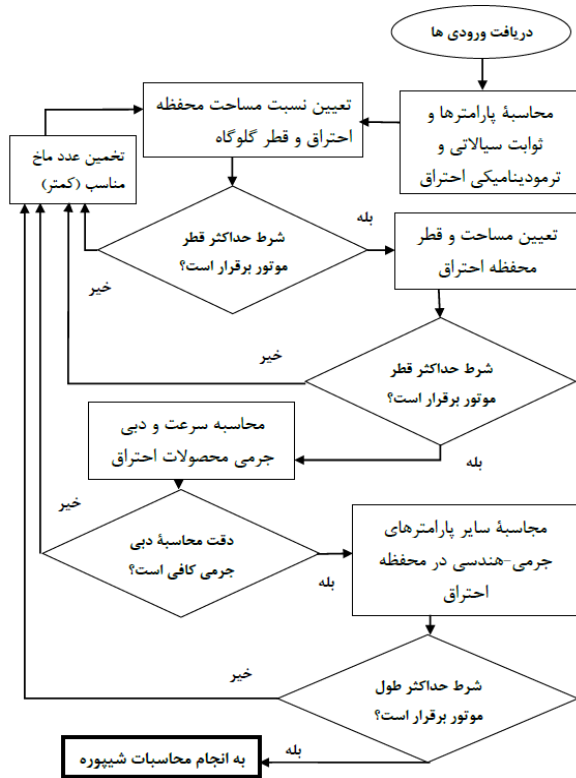
- تعداد توربین‌ها
- حداکثر دمای ورودی مجاز توربین‌ها) (ها)
- بازده توربین‌ها) (ها)
- نسبت فشار توربین‌ها) (این پارامتر تنها در چرخه‌های باز به عنوان ورودی دریافت می‌شود)
- بازده هر یک از پمپ‌های اکسیدکننده و سوخت
- بازده مکانیکی توربین‌ها) (ها)

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

هامبل 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 بایستی قطر محاسبه شده، شرط حداکثر قطر موتور را برآورده نماید.



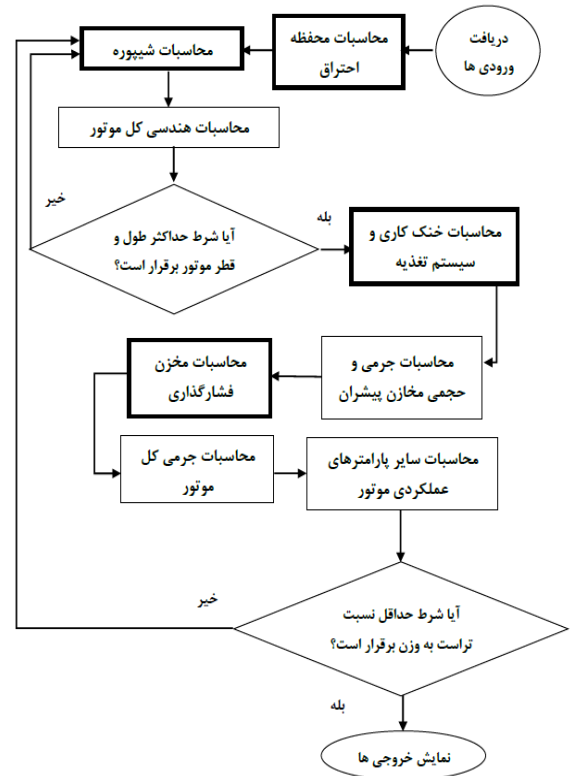
شکل ۲- روندنمای طراحی محفظه احتراق

زندبرگن بهینه‌ترین شعاع انحنای گلوگاه (ru) را بین ۰/۵ تا ۱/۵ 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 افشانک‌ها و هم ناشی از افزایش سرعت جریان است. مطابق پیشنهاد هامبل، افت فشار حاصل، در مواجهه با افشانک‌ها برابر است با [۲۸]:

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

مقدار افت فشار در افشانک‌ها برابر با ۳۰ درصد از فشار محفظه احتراق است.



شکل ۱- روندنمای کلی طراحی

## مدل‌سازی ریاضی اجزای الگوریتم طراحی

با توجه به ماژولار 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 مبسوط، 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.

### مدل‌سازی محفظه احتراق

همانطور که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، با دریافت پارامترهای ورودی و با استفاده از نرم‌افزار CEA، پارامترهایی نظیر نسبت گرمای ویژه، ظرفیت گرمایی 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 شیبوره است که از گلوگاه اندازه‌گیری می‌شود. با فرض مخروطی بودن شیبوره، طول قسمت گلوگاه ( $L_{throat}$ ) و طول بخش واگرای شیبوره ( $L_{divergent}$ )، با استفاده از روابط (۱۳) و (۱۴) محاسبه شده و در نتیجه طول کل شیبوره و طول کل محفظه تراست محاسبه می‌شود [۳۲ و ۳۳].

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

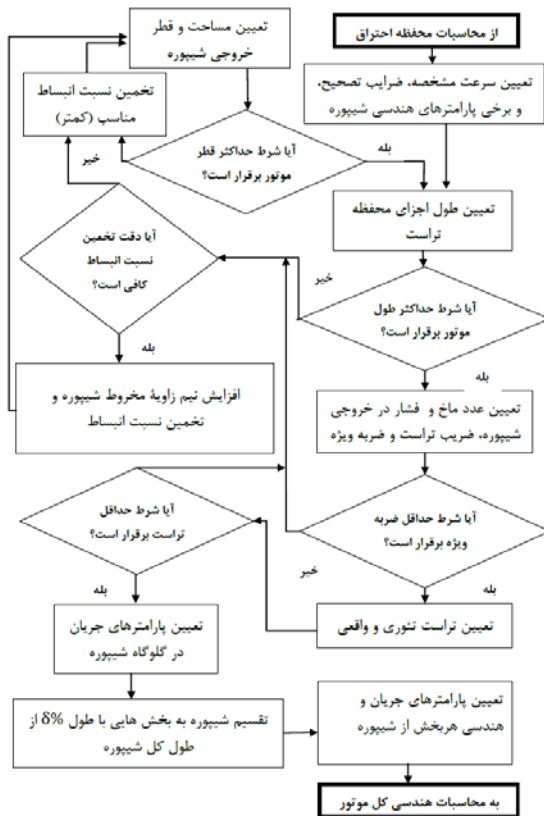
$$L_{divergent} = \frac{\left( \sqrt{\frac{A_e}{A_t}} - 1 \right) \cdot r_t + r_u \cdot (\sec(\alpha) - 1)}{\tan(\alpha)} \quad (14)$$

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

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

اکنون تمام پارامترهای مورد نیاز جهت محاسبه ضریب تراست ( $C_F$ ) با استفاده از رابطه (۱۶) مشخص شدند [۳۰].

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



شکل ۳- روندنمای طراحی شیبوره

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.

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

### مدل‌سازی شیبوره

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

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

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

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

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

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

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.

همانطور که در شکل ۳ مشاهده می‌شود، برای شروع محاسبات شیبوره ابتدا بایستی نسبت انبساط شیبوره را تخمین زد.

نیم‌زاویه مخروط شیبوره ( $\alpha$ ) در یک شیبوره مخروطی وابسته به طول شیبوره، 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 کانال و همچنین ضخامت دیواره داخلی شیپوره (یا محفظه احتراق)، با فرض کانال‌های 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  $\sigma_{ult}$  مقاومت نهایی (مربوط به جنس دیواره) است.

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

$$\Delta p_{cooling\ channels} = n \cdot f \cdot \frac{L}{d} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (19)$$

که در آن  $f$  ضریب افت اصطکاک،  $n$  تعداد کانال‌ها و  $L$  و  $d$  به ترتیب طول و قطر کانال 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 ( $\Delta h$ ) با داشتن ظرفیت گرمایی ( $c_p$ ) و اختلاف دما ( $\Delta T$ ) 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 کلایزیوس-کلاپیرون، از رابطه (۲۳) به دست می‌آید [۳۵ و ۳۶].

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

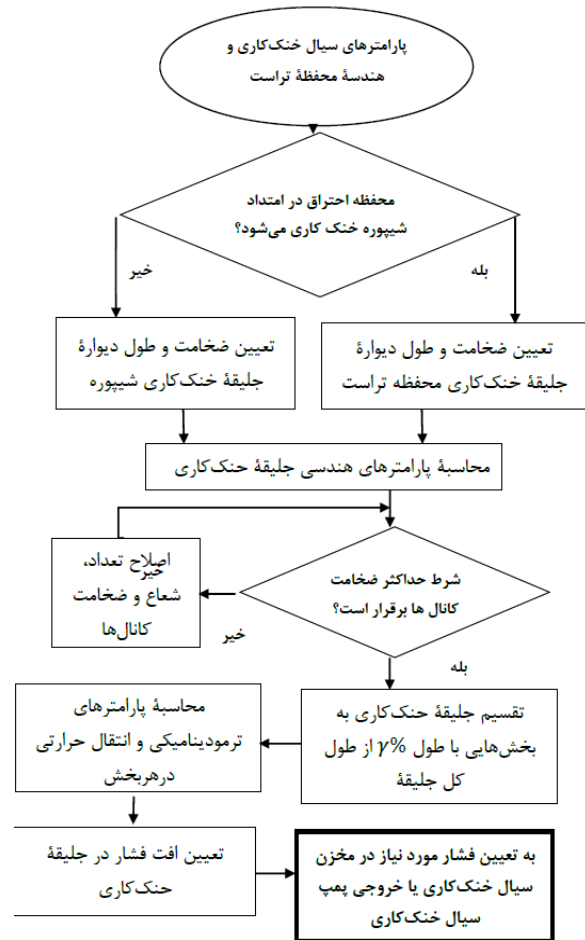
با در نظر گرفتن دمای جوش در یک فشار خاص و همچنین در نظر گرفتن گرمای تبخیر تحت همان فشار، می‌توان معادله فوق

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

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

### مدل‌سازی بخش خنک‌کاری و سامانه تغذیه

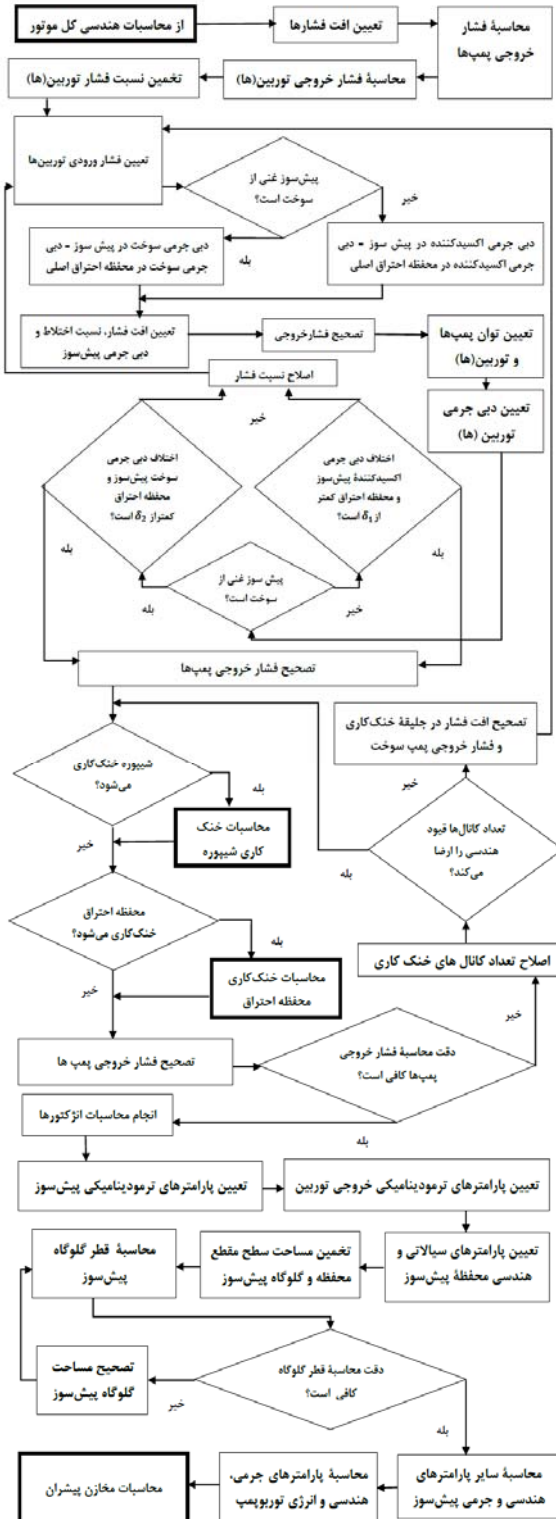
وظیفه سامانه خنک‌کاری، پیشگیری از گرمایش بیش از حد محفظه تراست و گرمایش مایع خنک‌کننده تا رسیدن به حالت گازی، برای به حرکت درآوردن توربین در چرخه‌های توربوپمپی است. در این مدل‌سازی از سوخت، به عنوان سیال خنک‌کننده استفاده شده و تنها خنک‌کاری بازیابی، با کانال‌های مستقیم است. در مرجع [۳۴]، طراحی جلیقه خنک‌کاری، به طور مبسوط بررسی شده که در ویرایش‌های بعدی این نرم‌افزار جایگزین مدل ساده شده فعلی خواهد شد. در شکل ۴ روندنمای محاسبات خنک‌کاری شیپوره و محفظه احتراق نشان داده شده است.



شکل ۴- روندنمای مربوط به خنک‌کاری شیپوره و محفظه احتراق



به منظور رعایت اختصار از پنج روندنمای مدل‌سازی چرخه سامانه تغذیه، فقط به ارائه روندنمای سامانه تغذیه احتراق مرحله‌ای شکل ۶ در این مقاله بسنده شده است.



شکل ۶- روندنمای 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  $p$  و  $p_0$  فشار درون سیستمی است که دمای جوش برای آن مشخص می‌شود.  $\Delta H_{evap}$  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 مدل‌سازی در فشار ۱ بار و گرمای ویژه تبخیرهای نظایر آنها در جدول ۱ درج شده‌اند.

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

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

باید توجه داشت که در جدول فوق گرمای ویژه تبخیر ( $\Delta h_{evap}$ ) داده شده و برای رسیدن به گرمای تبخیر ( $\Delta H_{evap}$ ) از رابطه (۲۵) استفاده می‌شود.

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

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 خنک‌کاری تعریف کرد.

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

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 نرم‌افزار اعمال شده است.

در مدل‌سازی 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 توربوپمپی تخمین زده می‌شود.

## مدل سازی مخزن فشار گذاری

مخزن فشار گذاری، یک گاز را تحت فشار بسیار بالایی 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 نرم افزار، فرض بر این است که تنها یک مخزن فشار گذاری هردو باک سوخت و اکسیدکننده را تحت فشار قرار می‌دهد و گزینه‌هایی مانند مخازن جداگانه و یا فشار گذاری باک‌ها با گاز خروجی از جلیقه خنک کاری لحاظ نشده است. همانطور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود، هدف از مدل سازی مخزن فشار گذاری، تعیین جرم و حجم گاز و مخزن فشار گذاری است. حجم گاز فشار گذاری با استفاده از رابطه (۲۶) محاسبه می‌شود.

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

که در آن، دمای نهایی گاز فشار گذاری 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 در نظر گرفتن فشار مورد نیاز مخزن با حداکثر فشار عملیاتی مورد انتظار مخازن سوخت و اکسیدکننده، فشار نهایی گاز فشار گذاری نیز محاسبه می‌شود.

همچنین  $Z$  ضریب تراکم پذیری و  $n$  شاخص پلی تروپیک است. برای تعیین مقدار ضریب تراکم پذیری ( $Z$ ) از معادله حالت ردلیک - کوانگ استفاده شده که در آن ضریب تراکم پذیری یک گاز به عنوان تابعی از دما و فشار با روابط (۲۹) تا (۳۴) معرفی 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:

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

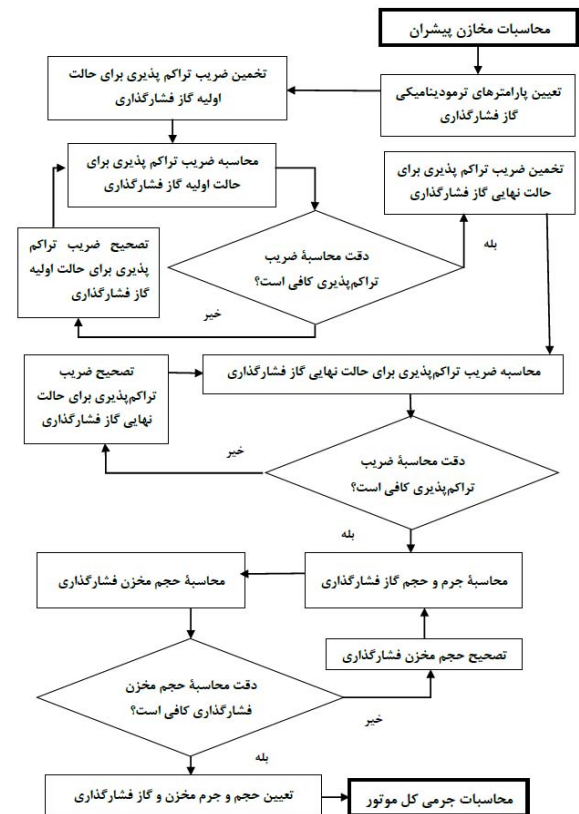
$$b = \frac{0.08664 \cdot R \cdot T_{crit}}{p_{crit}} \quad (34)$$

در روابط فوق دمای بحرانی ( $T_{crit}$ ) و فشار بحرانی ( $p_{crit}$ ) از جداول مرجع [۳۹] اقتباس شده‌اند. بنابراین ضریب تراکم پذیری ( $Z$ ) 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 نرم افزار وجود دارد که عبارتند از:

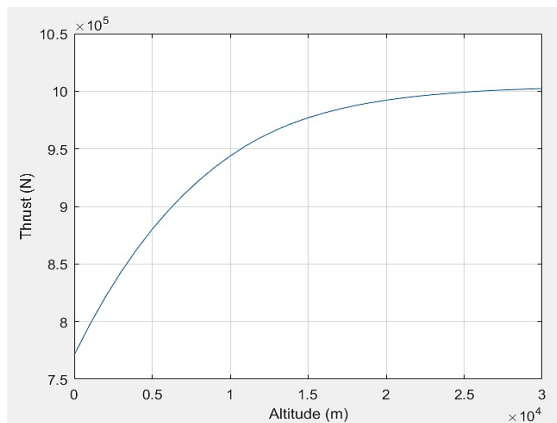
پارامترهای عملکردی موتور، پارامترهای مربوط به محفظه احتراق، پارامترهای مربوط به شیبوره، پارامترهای مربوط به افشانک‌ها، پارامترهای مربوط به جلیقه خنک کاری، پارامترهای مربوط به پمپ‌ها در چرخه‌های توربوپمپی، پارامترهای مربوط به توربین‌ها در چرخه‌های توربوپمپی، پارامترهای مربوط به توربوپمپ‌ها در چرخه‌های توربوپمپی، پارامترهای مربوط به مولد گاز



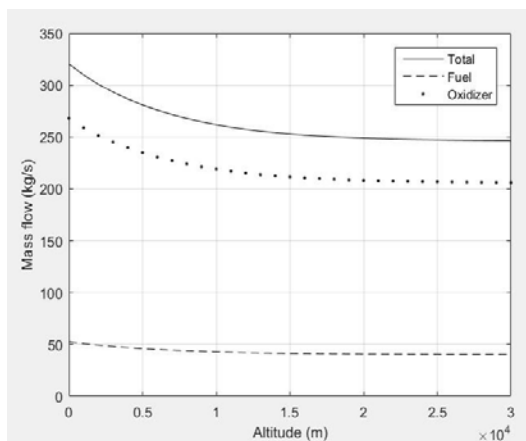
شکل ۷- روندنمای طراحی مخزن فشار گذاری

برای تعیین جرم و حجم گاز فشار گذاری و مخزن فشار گذاری لازم است از یک حلقه تکرار استفاده شود. در این صورت جرم گاز فشار گذاری مورد نیاز ( $m_{press}$ ) را می‌توان با استفاده از قانون گاز کامل که در رابطه (۲۷) آمده، محاسبه نمود.

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

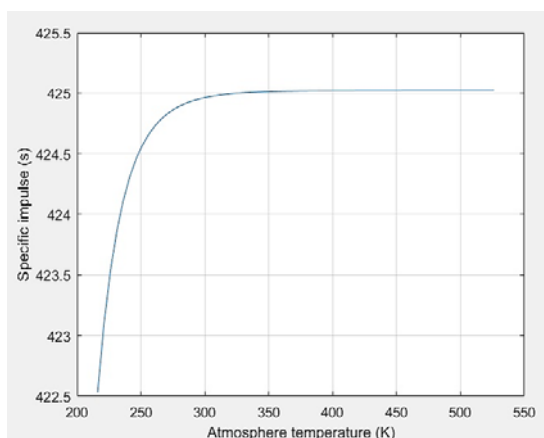


شکل ۱۰- نمودار تغییرات تراست بر حسب ارتفاع عملکرد موتور Vulcain



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 در نتیجه مصرف مؤلفه‌های پیشران کاهش یابد.



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

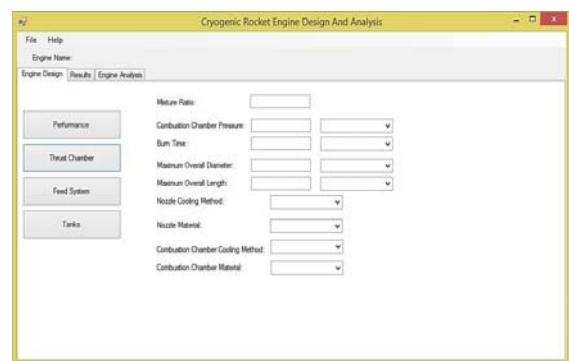
یا پیش‌سوز در چرخه‌های مولدگازی یا احتراق مرحله‌ای، پارامترهای مربوط به مخازن مؤلفه‌های پیشران، پارامترهای مربوط به مخزن فشارگذاری، پارامترهای جرمی و هندسی کل موتور.

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

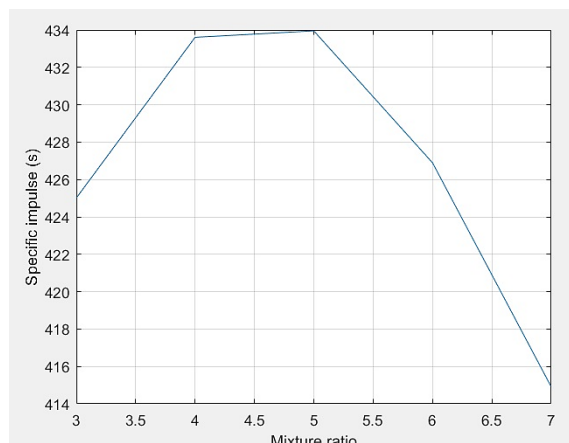
نمودارهای مربوط به مشخصات جریان در محفظه تراست که شامل نمودارهای تغییرات دما، فشار استاتیک، چگالی، سرعت، عدد ماخ، ویسکوزیته و عدد رینولدز در طول محفظه تراست می‌شود.

نمودارهای مربوط به مشخصات جریان در جلیقه خنک‌کاری که شامل نمودارهای تغییرات دما، فشار استاتیک، چگالی، رسانش، عدد پراتل، ویسکوزیته و عدد رینولدز 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 محفظه تراست



شکل ۹- نمودار تغییرات ضربه ویژه بر حسب نسبت اختلاط موتور Vulcain

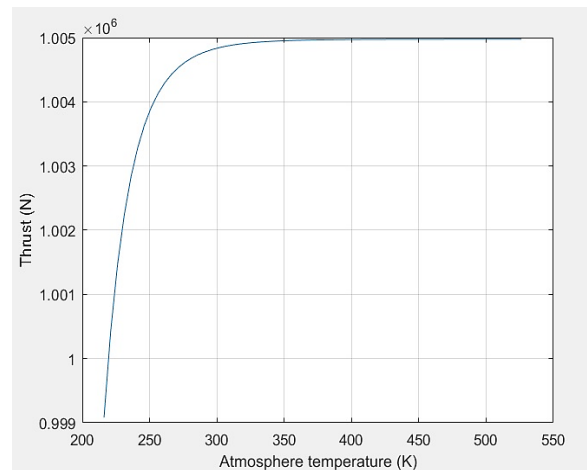
همان‌طور که مشاهده می‌شود، ابتدا با افزایش نسبت اختلاط، ضربه‌ویژه نیز افزایش می‌یابد تا به مقدار حداکثر خود به ازای نسبت اختلاط بهینه‌ی موتور برسد اما بعد از آن با افزایش نسبت اختلاط، ضربه ویژه یک سیر نزولی در پیش می‌گیرد.

پارامترهای اصلی نظیر 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 پیشران، از اطلاعات موشک Ariane5 در ورودی نرم‌افزار استفاده شده که در برخی پارامترها نظیر تراست، ضربه‌ویژه، نسبت تراست به وزن و زمان سوزش با اطلاعات موجود از موتورهای 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 خطا در نتایج حاصل هستند. مهم‌ترین فرضیاتی که موجب ایجاد خطا در سایر پارامترها شدند، عبارتند از: تقریب طول مشخصه، در نظر گرفتن شکل مخروطی برای شیبوره، ثابت فرض کردن نسبت گرمای ویژه در طول شیبوره، فرض گازهای ایده‌آل، در نظر گرفتن کانال‌های خنک‌کاری دایروی مستقیم و بدون زاویه با خط محوری جریان، تخمین افت فشارها (در خطوط تغذیه و انژکتورها)، فرض ثابت بودن ضخامت دیواره محفظه تراست و کانال خنک‌کاری، فرض صاف و صیقلی بودن سطح لوله‌های خنک‌کاری، فرض یکسان بودن جنس کانال خنک‌کاری با جنس محفظه تراست، فرض ترکیب‌بندی دو محور موازی برای توربین‌ها در توربوپمپ، در نظر گرفتن تنها یک مخزن فشارگذاری با گاز هلیوم برای فشارگذاری هر دو مخزن سوخت و اکسیدکننده.

به‌منظور کاهش خطاهای مشاهده شده و افزایش دقت الگوریتم طراحی لازم است جزئیات بیشتری در روند طراحی در نظر 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 نظیر: محفظه‌های کروی و نیمه‌کروی، مدل‌سازی اشکال مختلف شیبوره، نظیر: شیبوره‌های زنگوله‌ای، دومرحله‌ای و...، مدل‌سازی کانال‌های خنک‌کاری با هندسه سطح مقطع‌های گوناگون، مدل‌سازی روش‌های خنک‌کاری تشعشعی، لایه‌ای و یا خنک‌کاری با مواد فناشونده، مدل‌سازی کانال‌های خنک‌کاری دارای زاویه با خط محوری جریان (ماریچی)، مدل‌سازی جزئیات خنک‌کاری پیش‌سوز، مدل‌سازی جزئیات مجموعه توربوپمپ (توربین‌ها و پمپ‌ها) و مدل‌سازی توربوپمپ‌های 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

به‌منظور صحت‌سنجی الگوریتم طراحی، موتورهای پرتراست Vulcain و موتور کم‌تراست HM7B (که به‌ترتیب 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، خطا با رابطه (۳۵) محاسبه شده است.

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

## نتیجه‌گیری

در این مقاله با هدف ارائه یک نرم‌افزار جامع جهت طراحی مفهومی موتورهای موشکی با مؤلفه‌های پیشران سرمازا، به تشریح الگوریتم طراحی منطبق بر این نرم‌افزار پرداخته شد. به‌منظور صحت‌سنجی الگوریتم طراحی، با استفاده از اطلاعات موجود و در دسترس 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 پیشران نیستند. خطای

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

موتور HM7B			موتور Vulcain			واحد	پارامترها	
درصد خطا (ع)	مقادیر محاسبه شده	مقادیر واقعی	درصد خطا (ع)	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	۰/۹۹۲	۰/۹۹۲	۱/۱۴	۱/۷۸	۱/۷۶	(m)	قطر خروجی شیبوره	
۲/۵۳	۸۵/۰	۸۲/۹	۲/۸۹	۴۶/۳	۴۵	-	نسبت واگرایی شیبوره	
۰/۵۷	۶۲/۵۵۲	۶۲/۲۰۰	۰/۰۳	۱۰۲۵/۲۹	۱۰۲۵	(kN)	تراست	
۲/۶۳	۴۵۷/۲	۴۴۵/۵	۰/۰۵	۴۴۲/۵	۴۳۳/۵	(s)	ضربه‌ویژه	
۱۹/۴۳	۱/۱۲۸	۱/۴۰۰	۱/۲۷	۳/۰۳۸	۳/۰۰۰	(MPa)	افت فشار اکسیدکننده در سامانه تغذیه	افشانک‌ها
۱۸/۴۵	۱/۵۷۴	۱/۹۳۰	۹/۰۹	۵/۲۷۳	۵/۸۰۰	(MPa)	افت فشار سوخت در سامانه تغذیه	
۱/۷۲	۱۱/۴۴	۱۱/۶۴	۰/۲۵	۱۹۷/۵	۱۹۸/۰	(kg/s)	دبی جرمی اکسیدکننده	
۱۱/۰۶	۲/۵۱	۲/۲۶	۱۳/۸۲	۳۸/۷	۳۴/۰	(kg/s)	دبی جرمی سوخت	
۵/۷۸	۴/۷۳	۵/۰۲	۰/۳۱	۱۳/۰۴	۱۳/۰	(MPa)	فشار در خروجی پمپ اکسیدکننده	پمپ‌ها
۶/۸۵	۵/۱۷	۵/۵۵	۳/۱۷	۱۵/۳	۱۵/۸	(MPa)	فشار در خروجی پمپ سوخت	
۰/۸۶	۱۱/۶	۱۱/۷	۰/۵۴	۲۰۱/۴	۲۰۲/۵	(kg/s)	دبی جرمی اکسیدکننده در پمپ	
۳/۵۰	۲/۶۶	۲/۵۷	۸/۸۲	۴۳/۲	۳۹/۷	(kg/s)	دبی جرمی سوخت در پمپ	
۵/۹۴	۳۸۰	۴۰۴	۱/۲۷	۲۹۶۲	۳۰۰۰	(KW)	توان توربین اکسیدکننده	توربین(ها)
			۱۱/۸۹	۱۲۵۳۲	۱۱۲۰۰		توان توربین سوخت	
۰/۴۶	۰/۸۷۴	۰/۸۷	۱/۶۷	۰/۸۸۵	۰/۹	-	نسبت اختلاط در مولدگاز	مولدگاز
۱۸/۷۰	۲/۷۳	۲/۳۰	۸/۱۲	۷/۸۱	۸/۵۰	(MPa)	فشار در مولدگاز	
۱۴	۰/۲۸۵	۰/۲۵۰	۰/۱۲	۸/۳۹	۸/۴۰	(kg/s)	دبی جرمی در مولدگاز	
۲/۸۷	۱۴۴۷۲	۱۴۹۰۰	۸/۶۲	۱۴۴۳۷۴	۱۵۸۰۰۰	(kg)	جرم مولفه‌های پیشران*	مخازن
۴/۷۵	۱۰/۸۲	۱۱/۳۶	۸/۹۲	۱۰۹/۳	۱۲۰	(m <sup>3</sup> )	حجم تانک اکسیدکننده*	
۱/۳۷	۳۹/۹۵	۳۹/۴۱	۳/۳۳	۳۷۷	۳۹۰	(m <sup>3</sup> )	حجم تانک سوخت*	
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	۱۷۰۰۰۰	(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	

\* برگرفته از موشک Ariane5

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافی توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [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](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>
- [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 liquied 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/Clausius-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/node64.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*, 2<sup>nd</sup> Ed., Delft, Delft University of Technology, 2010.
- [30] G.P. Sutton, and O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*, 9<sup>th</sup> 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