

# Design and Configuration of Ground Sample Components of Low Propulsion Monopropellant Thruster Using Some Engineering Software

Sajjad Davari<sup>1</sup>, Hadiseh Karimaei<sup>2\*</sup> , Mohammad Reza Salimi<sup>3</sup>  and Hassan Naseh<sup>4</sup> 

1. Researcher, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran  
2,3,4. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

\*Corresponding Author's E-mail: karimaei@ari.ac.ir

## Abstract

*In this research, design of the injector, decomposition chamber and nozzle of a 10N hydrazine monopropellant thruster have been performed. The capillary injector was designed using Fluent software for this thruster which was able to supply the mass flow rate of the thruster (5 gr/sec). The decomposition chamber contains catalyst granules and its dimensions were selected based on the complete decomposition of hydrazine. The nozzle was designed by RPA software. At the end of the design, the final thruster design and drawings were prepared by Solidwork software to construct and perform experimental tests.*

**Keywords:** Hydrazine monopropellant thruster, Capillary injector, Decomposition chamber, nozzle, Catalyst

## 1. Introduction

In the design of the previous version of the monopropellant hydrazine thruster of 10 N [1] by the authors, a swirl injector with hollow cone spray was used. But, a capillary injector was used in the new design in this research. Due to the straight and full spray, this injector causes a significant reduction in the diameter of the catalytic chamber, which results in a reduction in the volume of the expensive iridium catalyst and, consequently, in the dimensions and weight of the thruster. In addition, hollow cone spray would cause that the spraying of hydrazine in the chamber to be uneven and the central catalyst bed zone remained unused, which was solved in the new design [2]. Another difference between this design and the previous version is the use of Rocket Propulsion Analysis (RPA) software for the design of the decomposition chamber and the design of the thruster nozzle. Finally, the accuracy of the results was checked using a numerical code.

## 2. Design and configuration of thruster

The thruster investigated in this research consists of several different elements, which include an injector (injection system), a catalyst bed, a propellant decomposition chamber, and a converging and diverging nozzle. The design of each of these elements is done separately in the following.

## 3. Fuel injection system design

The main goal of designing this injector is to achieve the required mass flow rate of thruster injection. The final design of the injector is shown in table (1).

**Table 1. Geometric specifications of the designed injector**

$\frac{\text{inlet l.}}{\text{injector l.}}$	chamfer angle	$\frac{\text{injector l.}}{\text{Nozzle dia.}}$	Nozzle dia. [mm]	Pressure difference [bar]
1	90	3	0.6	3



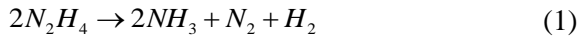
## COPYRIGHTS

© 2023 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:

S. Davari, H. Karimaei, M. R. Salimi and H. Naseh, "Design and Configuration of Ground Sample Components of Low Propulsion Monopropellant Thruster Using Some Engineering Software," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 1, pp. 35-46, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1319>.

In order to design the decomposition chamber, a one-dimensional model was used. In this model, the simplified energy equation is used according to the research of Shankar *et al.*, [3] and the length of the chamber along with the thermodynamic properties of the gas are calculated. After calculating the temperature in the length of the combustion chamber, the mass fraction of chemical species is also calculated. The equations governing the decomposition of hydrazine and ammonia in the present research are in the form of Equations (1) and (2).



The heat transfer in the decomposition chamber of the thruster was also investigated, which includes the heat transfer of the catalyst to the gas and then the gas to the decomposition chamber, and finally the temperature was calculated to be around 880 K. The final values of the length and diameter of the decomposition chamber are presented in table (2).

**Table 2. The dimensions of the designed decomposition chamber**

Value	Parameter
0.03(m)	Chamber l.
0.15(m)	Chamber dia.

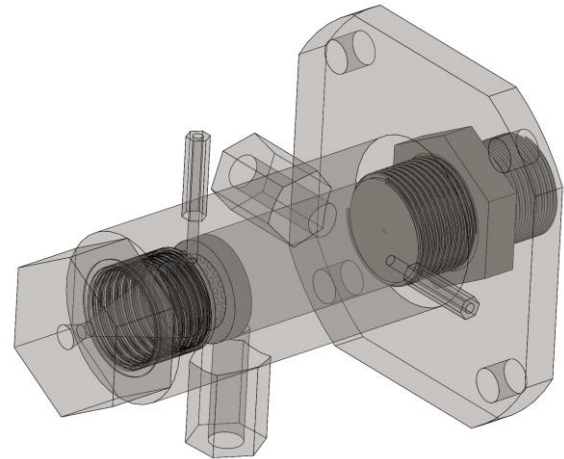
#### 4. Nozzle design

In this section, the design of the thruster nozzle has been done using RPA software. The values of thrust and special impulse calculated by the software are shown in table (3).

**Table 3. Thrust and special impulse of thruster (ground test)**

Unit	Value	Parameter
[N]	8	Thrust
[sec]	160	I <sub>sp</sub>
[gr/sec]	0.005	Mass flow rate

The geometrical characteristics of the decomposition chamber and the nozzle of the thruster are given in the full paper. The three-dimensional view of the thruster is shown in Figure 1.



**Figure 1. Three-dimensional view of the thruster**

#### 5. Conclusion

In this research, the design and configuration process of a 10N hydrazine monopropellant thruster was presented. Considering the weight limit of the thruster and the consumption of expensive iridium catalyst, it was preferred to make the catalyst chamber and dimensions of the thruster smaller, which was possible by replacing the previous version injector by a capillary. In this design, the length of the chamber was determined to be about 3 cm, the diameter and length of the chamber were 1.5 and 3 cm, respectively. After designing the decomposition chamber, the design of the thruster nozzle was done by this software and its final dimensions were presented.

#### 6. References

- [1] H. Karimaei, M. Salimi, H. Naseh, and E. Jokari, "Physical Configuration Design of a 10N Monopropellant Hydrazine Thruster," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, vol. 38, pp. 13-22, 2018.
- [2] H. Karimaei, R. Ghorbani, and S. M. Hosseinalipour, "Implementation of linear stability theory on hollow cone-shaped liquid sheet," *Periodica Polytechnica Mechanical Engineering*, vol. 64, no. 3, pp. 179-188, 2020. <https://doi.org/10.3311/PPME.11727>.
- [3] V. Shankar, K. A. Ram, and K. Bhaskaran, "Prediction of the concentration of hydrazine decomposition products along a granular catalytic bed," *Acta astronautica*, vol. 11, no. 6, pp. 287-299, 1984. [https://doi.org/10.1016/0094-5765\(84\)90038-9](https://doi.org/10.1016/0094-5765(84)90038-9).

# طراحی و جانمایی اجزاء نمونه زمینی یک میکرو رانشگر تک مؤلفه‌ای کم‌پیشران به کمک مجموعه‌ای از نرم‌افزارهای مهندسی

سجاد داوری<sup>۱</sup>، حدیثه کریمایی<sup>۲\*</sup> ID، محمدرضا سلیمی<sup>۳</sup> ID و حسن ناصح<sup>۴</sup> ID  
پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

\* ایمیل نویسنده مخاطب: [karimaei@ari.ac.ir](mailto:karimaei@ari.ac.ir)

## چکیده

در مأموریت‌های فضایی به منظور تزریق ماهواره به مدار و کنترل وضعیت آن و یا کنترل وضعیت کاوشگرهای زیرمداری در سه محور از میکرو رانشگرها استفاده می‌شود. یکی از پرکاربردترین آن‌ها میکرو رانشگر تک مؤلفه‌ای هیدرازینی است. در این پژوهش طراحی و جانمایی انژکتور، محفظه تجزیه و نازل یک نمونه زمینی میکرو رانشگر تک مؤلفه‌ای هیدرازینی ۱۰ نیوتنی انجام شده است. انژکتور به‌عنوان اولین جزء میکرو رانشگر، از نوع جریان مستقیم یا کاپیلاری طراحی و سپس به کمک نرم‌افزار فلوتنت شبیه‌سازی می‌شود که توانایی تأمین دبی جرمی مورد نیاز میکرو رانشگر (۵ گرم بر ثانیه) را دارد. محفظه تجزیه جزء بعدی است که حاوی گرانول‌های کاتالیست است و ابعاد آن بر مبنای تجزیه کامل هیدرازین (تا مقدار حدی کسر جرمی) انتخاب شده است. نازل تخلیه به‌عنوان آخرین جزء میکرو رانشگر، با استفاده از نرم‌افزار RPA طراحی و. صحت طراحی با این نرم‌افزار توسط یک کد عددی مورد بررسی قرار گرفت. این کد توانایی محاسبه ابعاد محفظه تجزیه را بر اساس مقدار تجزیه هیدرازین داراست. بر همین اساس این نتیجه حاصل شد که نتایج هر دو روش طراحی با دقت بسیار بالایی با یکدیگر هم‌خوانی دارند. پس از اتمام طراحی، جانمایی تمام اجزاء انجام گرفت و طرح و نقشه نهایی میکرو رانشگر جهت ساخت و انجام آزمون‌های تجربی با استفاده از نرم‌افزار سالیدورکس (Solidworks) تهیه شده است.

واژه‌های کلیدی: میکرو رانشگر تک مؤلفه‌ای هیدرازینی، انژکتور کاپیلاری، محفظه تجزیه، نازل تخلیه، کاتالیست

## علائم و اختصارات

$\rho_*$	چگالی سیال عامل		
$\dot{m}_{\phi I}$	دبی ایده‌آل انژکتور		
$W_T$	سرعت تئوری خروجی سیال	$\dot{m}_{\phi D}$	دبی واقعی انژکتور
$P_{Bx}$	فشار سیال در راهه ورودی	$\mu_{\phi}$	ضریب دبی
$P_B$	فشار در سمت خروجی	$F_c$	سطح مقطع نازل انژکتور
$2\alpha_p$	زاویه چتر پاشش	$\Delta p_{\phi}$	اختلاف فشار دو طرف انژکتور
$\dot{m}_{\phi}$	دبی خروجی		

۱. پژوهشگر
۲. استادیار
۳. استادیار
۴. استادیار



بر همین اساس میکروانشگرهای هیدرازینی از میکروانشگرهای دومؤلفه‌ای ساده‌تر و قابل اطمینان‌تر هستند. میکروانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی به‌طور گسترده در مأموریت‌های فضایی با قابلیت اطمینان بسیار بالا، کاربرد دارند. همچنین طی چند دهه اخیر به منظور کنترل و اصلاح مدار ماهواره‌ها از میکروانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی به‌طور گسترده استفاده شده است. با پیچیده‌تر شدن مأموریت‌های ماهواره‌ها، تقاضا برای تولید میکروانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای افزایش یافته است. میکروانشگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی از اجزای مختلفی از جمله انژکتور، بستر کاتالیزور و نازل تشکیل شده است. هیدرازین مایع موجود در مخزن میکروانشگر از طریق انژکتور به بستر کاتالیستی تزریق می‌شود. در نتیجه‌ی تجزیه هیدرازین، گازهای با درجه حرارت بالا در بستر کاتالیستی تولید و سپس از طریق یک نازل همگرا - واگرا خارج می‌شود و نیروی پیشران تولید می‌کند [۲].

مطالعه واکنش‌های هیدرازین در مجاور کاتالیست‌ها برای کاربردهای میکروانشگرهای ماهواره‌ها از سال ۱۹۴۹ در آزمایشگاه تکنولوژی پیشران‌ش جت<sup>۵</sup> کالیفرنیا آغاز شد [۳، ۴]. کاتالیست‌های ایریدیوم از دهه ۱۹۶۰ با تولید کاتالیست شل<sup>۶</sup> ۴۰۵ توسط شرکت نفت شل<sup>۷</sup>، به‌طور گسترده‌ای در میکروانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی مورد استفاده قرار گرفته است. از دیگر کاتالیست‌های تجزیه هیدرازین می‌توان به CNESRO و KC-12-GA اشاره کرد که به ترتیب توسط فرانسه و آلمان ساخته است. اخیراً کاتالیست شل ۴۰۵ توسط شرکت آیروجت<sup>۸</sup> تولید و با نام کاتالیست S-405 شناخته می‌شود و کاتالیست KC-12-GA توسط شرکت آلمانی هراتوس هاناثو<sup>۹</sup> تولید می‌شود [۵].

کاتالیست یکی از مهم‌ترین اجزای سیستم میکروانشگر تک‌مؤلفه‌ای است، زیرا تجزیه پیشران را کنترل کرده و در نتیجه عملکرد کلی میکروانشگر را تعیین می‌کند. آزمون‌های مختلفی برای ارزیابی عملکرد تجزیه در بستر کاتالیستی انجام شده است [۶، ۷]. کرستن [۸] و شانکار و همکاران [۹] مدل‌های ریاضی تجزیه کاتالیستی هیدرازین با کاتالیست ایریدیوم را ارائه دادند. این مطالعات در تولید گاز در دمای بالا توسط واکنش کاتالیستی هیدرازین در بستر کاتالیستی متمرکز هستند. هیرن و یانگ [۱۰] عملکرد سیستم میکروانشگر هیدرازینی یک ماهواره را به‌صورت عددی بررسی کردند. عملکرد سیستم پیشران بر اساس یک مدل ریاضی با استفاده از معادلات دیفرانسیل معمولی و داده‌های تجربی توسط آن‌ها ارزیابی شد. بعد از ایشان، هیرن [۱۱] تجزیه و تحلیل مقایسه‌ای را بین داده‌های نمونه فضایی و نمونه زمینی انجام داد. سوباش [۱۲] نیز یک

$l_c$	طول انژکتور جریان مستقیم
$d_*$	قطر سیال خروجی از انژکتور
$d_c$	قطر نازل
$2\phi$	زاویه پخ
$P$	نیروی پیشران
$I_S$	ایمپالس ویژه
$v_*$	ویسکوزیته سینماتیکی مایع
$\mu_*$	ویسکوزیته دینامیکی مایع
$\Delta H$	آنتالپی واکنش
$L$	گرمای نهان تبخیر
$G$	بارگذاری بستر
$C_p$	ظرفیت حرارتی
$A_p$	سطح مؤثر
$P_{vr}$	فشار بخار
$M$	جرم مولکولی
$A$	ضریب نرخ واکنش
$T_A$	دمای فعال‌سازی واکنش
$Z$	موقعیت در طول محفظه احتراق
$W_a$	سرعت گازهای خروجی
$F_a$	سطح دهانه خروجی
$P_a$	فشار دهانه خروجی
$P_H$	فشار محیط

## مقدمه

میکروانشگرها جهت اصلاح مدار و کنترل وضعیت ماهواره‌ها و کاوشگرها مورد استفاده قرار می‌گیرند. ماهواره‌های مدار پایین معمولاً برای اهداف مختلفی از جمله تزریق ماهواره به مدار مأموریت، جبران نیروی پسا، افزایش و کاهش سرعت ماهواره و کاوشگر در امتداد محور حرکت و کنترل موقعیت در سه محور، به پیشران‌های ضربه‌ای نیاز دارند. میکروانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی معمولاً برای تأمین نیروی پیشران مورد نیاز ماهواره‌ها استفاده می‌شوند. میکروانشگرها از نظر عملکرد سیستم پیشران‌ش به چند گروه تقسیم می‌شوند که شامل میکروانشگرهای گاز سرد، تک‌مؤلفه‌ای، دومؤلفه‌ای، الکتریکی و سوخت جامد هستند. میکروانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای، قابلیت اطمینان بالایی دارند و معمولاً برای مانور ماهواره‌ها استفاده می‌شوند. آب اکسیژنه یکی از سوخت‌های پرکاربرد برای میکروانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای است ولی حتی در بهترین شرایط ذخیره‌سازی نیز تمایل به تجزیه خود به خودی دارد [۱]. یکی از جایگزین‌های آب اکسیژنه، سوخت هیدرازین است. سوخت هیدرازین در حضور کاتالیست‌های فلزی از جمله ایریدیوم و پلاتین قابلیت تجزیه دارد و

8. Aerojet  
9. Heraeus of Hanau

5. Technology's Jet Propulsion Laboratory (JPL)  
6. Shell 405 catalyst  
7. Shell Oil Company

اطمینان از تأمین مشخصه‌های مورد نیاز است. هدف اصلی طراحی این انژکتور دستیابی به دبی جرمی مورد نیاز تزریق میکرو رانشگر می‌باشد. مقدار این دبی جرمی برای طراحی و شبیه‌سازی انژکتور برابر با ۵/۸ گرم بر ثانیه در نظر گرفته شده است.

پارامترهای اساسی طراحی انژکتور که عملکرد بهینه انژکتور توسط آن‌ها تعیین می‌شود، شامل موارد زیر است [۱۷]:  
۱. دبی خروجی از انژکتور:

$$\dot{m}_{\phi D} = \mu_{\phi} F_c \sqrt{2\Delta p_{\phi} \rho_*} \quad (1)$$

که در آن  $\dot{m}_{\phi D}$  دبی واقعی انژکتور،  $\mu_{\phi}$  ضریب دبی،  $F_c$  سطح مقطع نازل انژکتور،  $\Delta p_{\phi}$  اختلاف فشار دو طرف انژکتور و  $\rho_*$  چگالی سیال عامل است.  
۲. ضریب دبی انژکتور:

$$\mu_{\phi} = \frac{\dot{m}_{\phi D}}{\dot{m}_{\phi I}} \quad (2)$$

که در آن  $\dot{m}_{\phi I}$  دبی ایده‌آل انژکتور است. مقدار ضریب دبی انژکتور از نسبت دبی عملی خروجی از انژکتور به دبی ایده‌آل خروجی (سطح مقطع پر از سیال) به دست می‌آید که همواره کوچک‌تر از ۱ است. ضریب دبی در صنعت برای انژکتورهای جریان مستقیم بین ۰/۶۵ تا ۰/۸۵ می‌باشد. از طرفی مقدار دبی ایده‌آل خروجی از انژکتور برابر با حاصل ضرب سرعت تئوری خروجی سیال ( $W_T$ ) در چگالی سیال در سطح مقطع نازل انژکتور است.

$$W_T = \sqrt{\frac{2\Delta p_{\phi}}{\rho_*}} \quad (3)$$

۳. اختلاف فشار بین دو سر انژکتور ( $\Delta P_{\phi}$ ) یکی از پارامترهای مهم طراحی است که مقدار آن برای انواع انژکتور متفاوت است.

$$\Delta p_{\phi} = P_{BX} - P_B \quad (4)$$

در رابطه (۴)  $P_{BX}$  فشار سیال در راه ورودی و  $P_B$  فشار در سمت خروجی است. این مقدار تعیین‌کننده دبی خروجی از انژکتور است. مقدار اختلاف فشار برای انژکتورهای جریان مستقیم در صنعت بین ۲ تا ۱۵ بار می‌باشد. به همین ترتیب، مشخصات انژکتور (سرعت خروجی سیال، دبی جرمی جریان، ضریب دبی و زاویه چتر پاشش) تابعی از اختلاف فشار بین دو طرف انژکتور است.

۴. زاویه چتر پاشش ( $2\alpha_p$ ) که تابعی از اختلاف فشار است و مقدار آن برای انژکتورهای جریان مستقیم صنعتی بین ۱۰ تا ۱۲ درجه می‌باشد.

دبی خروجی انژکتور جریان مستقیم که در نوع خود ساده‌ترین نوع انژکتور است، بر اساس رابطه (۱) محاسبه می‌شود. بنابراین با توجه

مدل آزمایشی ساده برای پیش‌بینی عملکرد میکرو رانشگر هیدرازینی ارائه داد. شانکار و همکاران [۱۳] به صورت تجربی عملکرد یک میکرو رانشگر هیدرازینی را بررسی کردند و سپس داده‌های تجربی را با داده‌های تئوری مدل ایزنتروپیک یک‌بعدی مقایسه کردند. هینکل و همکاران [۱۴] یک میکرو رانشگر هیدرازینی ۳۵ نیوتنی را مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها از یک صفحه انژکتور کاپیلاری هفت سوراخه برای پاشش هیدرازین استفاده کردند. آرایش صفحه انژکتور به صورت یک انژکتور در وسط و بقیه انژکتورها در اطراف بود، بیان کردند که پاشش هیدرازین از طریق این صفحه انژکتور به خوبی صورت گرفته است و مشخصه‌های مورد نیاز میکرو رانشگر توسط این صفحه انژکتور تأمین می‌شود.

در طراحی نسخه قبلی میکرو رانشگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی ۱۰ نیوتنی [۱۵] توسط کریمایی و همکاران، از انژکتور جریان پیچشی با پاشش چتری توخالی استفاده شد؛ اما در طرح جدید در این پژوهش از انژکتور کاپیلاری<sup>۱۰</sup> استفاده می‌شود. این انژکتور به دلیل چتر کوچک و توپر، موجب کاهش چشمگیر قطر محفظه کاتالیستی می‌شود که در نتیجه هم حجم کاتالیست مصرفی گران‌قیمت ایریدیوم کاهش می‌یابد و نیز ابعاد و وزن میکرو رانشگر کاهش می‌یابد. علاوه بر این، دبی جرمی قسمت مرکزی انژکتور با چتر پاشش توخالی که برابر با صفر بود، موجب می‌شد پاشش هیدرازین در محفظه به صورت یکنواخت صورت نگیرد و قسمت مرکزی بدون استفاده باقی بماند که در طرح جدید، این مشکل مرتفع شد [۱۶]. تفاوت دیگر این طراحی نسبت به نسخه قبلی، استفاده از نرم‌افزار RPA<sup>۱۱</sup> به منظور طراحی محفظه تجزیه و طراحی نازل میکرو رانشگر است. این نرم‌افزار، طراحی نازل و محفظه تجزیه را با دقت بسیار بالایی انجام می‌دهد. برای طراحی محفظه تجزیه علاوه بر نرم‌افزار RPA از یک کد عددی نیز استفاده شد تا صحت نتایج مورد سنجش قرار گیرد.

## طراحی و پیکربندی میکرو رانشگر

میکرو رانشگر مورد بررسی در این پژوهش از چندین المان مختلف تشکیل شده است که شامل انژکتور (سامانه پاشش)، بستر کاتالیستی، محفظه تجزیه پیشران و نازل همگرا واگراست. طراحی هر یک از این المان‌ها به‌طور جداگانه در ادامه مورد بررسی قرار می‌گیرد.

### طراحی سامانه پاشش سوخت

در این بخش، روند طراحی و شبیه‌سازی تک‌انژکتور جریان مستقیم یا کاپیلاری یک میکرو رانشگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی ۱۰ نیوتنی ارائه شده است. هدف از مدل‌سازی جریان داخلی انژکتور در مقاله حاضر،

با توجه به مطالب ذکر شده، ترتیب محاسبه انژکتور جریان مستقیم یک‌پایه به شرح ذیل است [۱۸]:

۱. تعیین دبی انژکتور
  ۲. تعیین سطح دهانه خروجی نازل انژکتور و از آنجا تعیین قطر دهانه نازل انژکتور که مقادیر اختلاف فشار ( $\Delta P_\phi$ ) و ضریب دبی ( $\mu_\phi$ ) بر اساس نظر طراحان انتخاب می‌شود.
  ۳. تعیین طول نازل انژکتور که با توجه به مقادیر پیشنهادی و با داشتن قطر نازل ( $d_c$ ) به دست می‌آید.
  ۴. تعیین زاویه پخ ( $2\phi$ ) طبق مقادیر پیشنهادی توسط طراحان انتخاب و پس از محاسبات با تست عملی انژکتور آن را بهینه می‌نمایند. از این رو بهترین انژکتور با مشاهدات در آزمایشگاه به دست می‌آید [۱۶].
- با انجام این مراحل، انژکتور جریان مستقیم یک‌پایه مورد نظر بر اساس معلومات جدول (۱) طراحی شد و تغییرات فاکتورهای مهم طراحی برای بهینه‌سازی در محدوده مجاز توسط طراح انجام گرفت. در خصوص تعیین مقدار دبی جرمی باید گفت، با توجه به اینکه ضربه ویژه (ایمپالس) هیدرازین و همچنین نیروی پیشران، مشخص می‌باشند، می‌توان مقدار دبی جرمی تزریق سوخت را محاسبه نمود. مقدار دبی جرمی از رابطه (۶) به دست می‌آید [۱۳]:

$$\dot{m} = \frac{P^{(kg)}}{I_s^{(s)}} \quad (6)$$

با استفاده از رابطه فوق، مقدار دبی جرمی میکروانشگر برابر با ۵ g/s به دست آمد که با لحاظ ۱۵٪ حاشیه اطمینان طراحی و ساخت، معادل ۵/۸ g/s در نظر گرفته شد.

جدول ۱- معلومات طراحی انژکتور

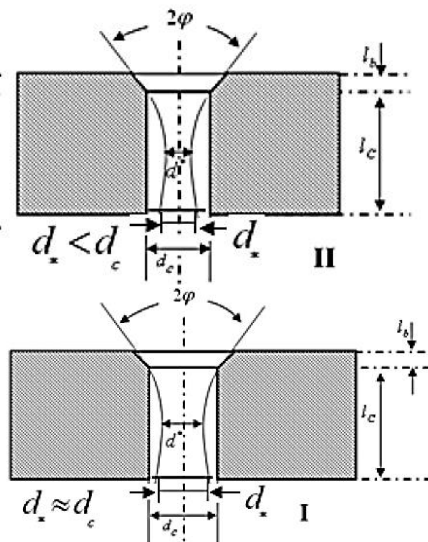
دبی جرمی $\dot{m}_\phi$ (kg/s)	چگالی سوخت $\rho_\phi$ (kg/m <sup>3</sup> )	ویسکوزیته سینماتیکی مایع $\nu_*$ (m <sup>2</sup> /sec)	ویسکوزیته دینامیکی مایع $\mu_*$ (kg/m.s)
۰/۰۰۵۸	۱۰۲۱	۱/۰۰۱ e-۶	۰/۹ e-۳

به منظور در نظر گرفتن تأثیر پارامترهای هندسی بر خصوصیات جریان خروجی از انژکتور نظیر ضخامت لایه سیال خارج شده، دبی جرمی در اختلاف فشار معین دو سر انژکتور و سرعت متوسط سیال خروجی، تحلیل جریان داخلی انژکتور به کمک نرم‌افزار فلوئنت انجام گرفت. سیال بعد از عبور از ورودی و قسمت همگرای انژکتور، از نازل انژکتور خارج می‌شود. در این قسمت پارامتر فشار و پارامترهای هندسی و تأثیر آن‌ها بر روی سرعت خروجی و دبی جرمی انژکتور مورد بررسی قرار گرفت. مشخصات طراحی نهایی انژکتور در جدول (۲) نشان داده شده است. این انتخاب با در نظر گرفتن مناسب‌ترین اختلاف فشار دو سر انژکتور، در نظر گرفتن ملاحظات هندسی و ساخت انژکتور، مقدار دبی جرمی که باید توسط این انژکتور تزریق

به معلوم بودن مقادیر اختلاف فشار ( $\Delta P_\phi$ )، چگالی سیال ( $\rho_*$ ) و دبی خروجی ( $\dot{m}_\phi$ ) که در هر انژکتور مشخص است، سطح دهانه نازل خروجی از رابطه (۵) محاسبه می‌شود.

$$F_c = \frac{\dot{m}_\phi}{\mu_\phi \sqrt{2\Delta P_\phi \rho_*}} \quad (5)$$

با توجه به شکل (۱) هر چه قدر طول انژکتور جریان مستقیم ( $l_c$ ) بیشتر باشد، قطر سیال خروجی از انژکتور ( $d_*$ ) به قطر نازل ( $d_c$ ) نزدیک‌تر می‌شود و یا به عبارت دیگر مقدار ضریب دبی ( $\mu_\phi$ ) افزایش پیدا می‌کند. باید در نظر داشت که همواره در عمل، سطح مقطع عبور سیال کمتر از سطح مقطع نازل انژکتور است  $[F_c < F_*]$  [۱۷].



$$\frac{l_c}{d_c} = 2-3 \quad \frac{l_c}{d_c} = 0.5-1$$

$$\mu_\phi = 0.75-0.85 \quad \mu_\phi = 0.6-0.65$$

شکل ۱- مقادیر ضریب صنعتی برای انژکتور جریان مستقیم در دو  $l_c$  مختلف [۱۷]

همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش  $l_c$ ، مقدار  $d_*$  به  $d_c$  نزدیک‌تر می‌شود. با توجه به مطالب مذکور می‌توان سطح دهانه نازل انژکتور جریان مستقیم ( $F_c$ ) را محاسبه و از آنجا قطر نازل ( $d_c$ ) را به دست آورد و سپس طول انژکتور ( $l_c$ ) را محاسبه کرد. لازم به توضیح است که اگر پخ ورود سیال به انژکتور با زاویه  $2\phi$  وجود نداشته باشد، مقدار ضریب دبی ( $\mu_\phi$ ) به شدت کاهش پیدا می‌کند. این پخ نباید خیلی طولانی باشد زیرا بر اساس اصطکاک سرعت ورود سیال به انژکتور کاهش می‌یابد و همچنین نباید خیلی کوتاه باشد، از این رو باید با آزمایش، مقدار آن را بهینه کرد که معمولاً در صنعت برابر است با:

$$90^\circ < 2\phi < 120^\circ$$

در این بخش، طراحی تک انژکتور کاپیلاری مورد بررسی قرار گرفت. این انژکتور دبی جرمی مورد نیاز میکرو رانشگر ۱۰ نیوتنی را تأمین کرده و همچنین پوشش‌دهی خوبی روی بستر کاتالیستی دارد و توانسته است جایگزین انژکتور جریان پیچشی برای میکرو رانشگر ۱۰ نیوتنی تک‌مؤلفه‌ای کاتالیستی نسخه قبلی (مراجع [۱۴، ۱۹]) شود؛ زیرا با توجه به محدودیت وزن میکرو رانشگر و مصرف کاتالیست گران‌قیمت ایریدیومی، ترجیح بر این بود که محفظه کاتالیستی و بالتبع، ابعاد میکرو رانشگر کوچک‌تر شود که با جایگزینی انژکتور کاپیلاری، این هدف میسر شد. سرعت پاشش نیز یک فاکتور مهم در انتخاب نوع انژکتور می‌باشد که تا حد امکان بایستی مقدار آن را اندک در نظر گرفت، زیرا در صورتی که سرعت جریان زیاد باشد، گرانول‌های کاتالیستی خرد شده و آسیب می‌یابند. در میان انواع انژکتور، نوع کاپیلاری کمترین سرعت خروجی را دارد و به همین دلیل بهترین انتخاب برای سیستم پاشش میکرو رانشگر است.

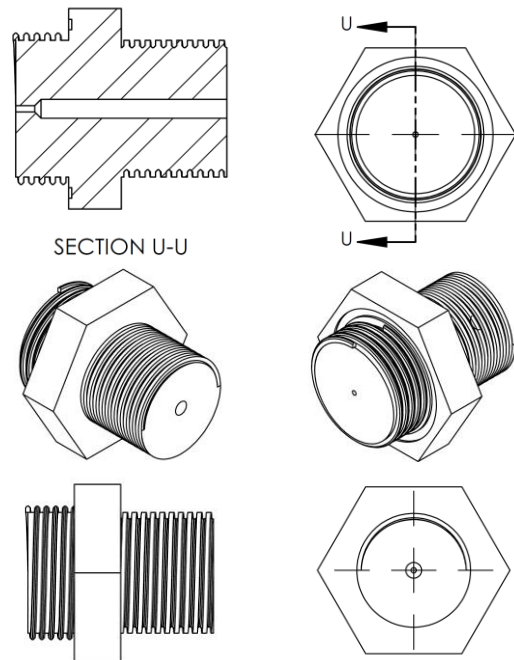
### طراحی محفظه تجزیه و بستر کاتالیستی

در این بخش، طراحی محفظه تجزیه و بستر کاتالیستی بر اساس تجزیه هیدرازین روی بستر کاتالیستی انجام می‌گیرد. وظیفه کاتالیست در میکرو رانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای، کاهش انرژی فعال‌سازی تجزیه سوخت می‌باشد. از این رو، واکنش‌های شیمیایی تجزیه در دمای پایین‌تری انجام می‌شوند. معمولاً در میکرو رانشگرهای تک‌مؤلفه‌ای جهت کنترل وضعیت یا انتقال مداری ماهواره‌ها، از کاتالیست حاصل از رسوب‌گذاری فلز فعال ایریدیم روی بستر آلومینا به منظور تجزیه هیدرازین استفاده می‌شود. کاتالیست ایریدیم توان واکنش آنی با هیدرازین در دبی‌های جرمی بالا را دارد. کاتالیست‌های مختلفی جهت تجزیه هیدرازین معرفی شده است ولی کاتالیست فلز فعال ایریدیم روی بستر آلومینا بهترین عملکرد را در بین سایر کاتالیست‌ها دارد و به همین دلیل این کاتالیست انتخاب می‌شود. با انتخاب سایر کاتالیست‌ها مقدار درصد تجزیه هیدرازین کاهش می‌یابد که برای جبران این کاهش بایستی طول محفظه کاتالیستی افزایش یابد که موجب افزایش وزن میکروموتور و هزینه‌های ساخت می‌شود. همچنین مزیت دیگر کاتالیست ایریدیوم واکنش آنی آن با هیدرازین در دبی‌های جرمی بالا و دماهای پایین است. بر این اساس برای تجزیه نیاز به گرمکن نیست که مزیت اساسی برای نمونه فضایی محسوب می‌شود. مهم‌ترین پارامترهای کاتالیزور عبارتند از قطر گرانول‌ها، طول بستر کاتالیزور، پارامتر بارگذاری بستر و افت فشار بستر کاتالیزور که تحت تأثیر خصوصیات گازهای حاصل از تجزیه هیدرازین قابل تعیین می‌باشند. پارامتر بارگذاری

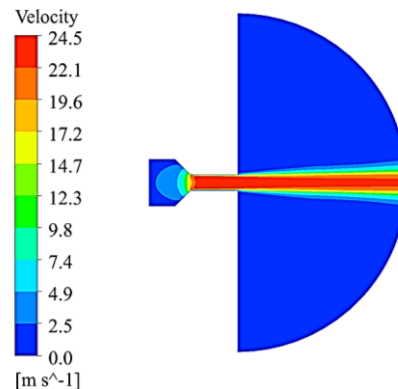
شود و همچنین سرعت متوسط مناسب پاشش سیال از خروجی انژکتور بر روی بستر کاتالیستی صورت گرفته است. شماتیک انژکتور طراحی شده در نرم‌افزار سالیدورک<sup>۱۲</sup> در شکل (۲) ارائه شده است. در شکل (۳) کانتور اندازه سرعت نشان داده شده است. در انژکتور جریان مستقیم، بیشتر سیال خروجی از نازل انژکتور با بیشینه سرعت از نازل خارج می‌شود و تنها در نزدیک دیواره سرعت نزدیک به صفر است.

جدول ۲ - مشخصات هندسی انژکتور طراحی شده

اختلاف فشار [bar]	قطر نازل [mm]	طول انژکتور قطر نازل	زاویه پخ	طول ورودی طول انژکتور
۳	۰/۶	۳	۹۰	۱

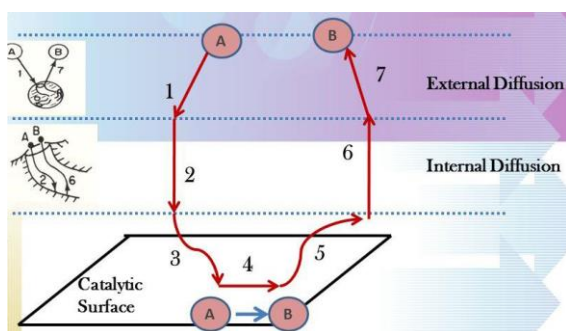


شکل ۲- شماتیک انژکتور طراحی شده



شکل ۳- کانتور اندازه سرعت سیال در انژکتور کاپیلاری





شکل ۴- مراحل انجام یک واکنش کاتالیستی

به منظور طراحی محفظه تجزیه از یک مدل یک‌بعدی استفاده شد. در این مدل از معادله ساده شده انرژی مطابق با تحقیق شنکار و همکاران [۹] استفاده شده و طول محفظه به همراه خواص ترمودینامیک گاز در طول آن محاسبه می‌شوند. بر مبنای تحقیق آن‌ها دما به صورت رابطه (۷) تغییر می‌کند.

$$\frac{dT}{dZ} = \left( \frac{\Delta H_r^{N_2H_4} - L^{N_2H_4}}{GC_p} \right) A_p P_{vr}^{N_2H_4} \left( \frac{M^{N_2H_4}}{R_u T} \right) \sqrt{D^{N_2H_4} A} \times \exp \left[ \frac{\left( -\frac{L^{N_2H_4}}{R_u} \right) + \left( \frac{T_A}{2} \right)}{T} \right] \quad (7)$$

در معادله (۷)  $\Delta H_r^{N_2H_4}$  آنتالپی واکنش تجزیه هیدرازین،  $L^{N_2H_4}$  گرمای نهان تبخیر هیدرازین،  $G$  بارگذاری بستر<sup>۱۷</sup>،  $C_p$  ظرفیت حرارتی،  $A_p$  سطح مؤثر<sup>۱۸</sup> گرانول‌های کاتالیست،  $P_{vr}^{N_2H_4}$  فشار بخار هیدرازین (که تقریباً برابر فشار محفظه احتراق است)،  $M^{N_2H_4}$  جرم مولکولی هیدرازین،  $A$  ضریب نرخ واکنش هیدرازین در رابطه آرنیوس،  $T_A$  دمای فعال‌سازی واکنش و  $Z$  موقعیت در طول محفظه احتراق می‌باشند. پس از محاسبه دما در طول محفظه احتراق، کسر جرمی گونه‌های شیمیایی نیز با استفاده از روابط (۸) تا (۱۱) محاسبه می‌شوند.

$$Y_g^{N_2H_4} = 0.87 - 0.0006T \quad (8)$$

$$Y^{NH_3} = \left( \frac{M^{NH_3}}{M^{N_2H_4}} \right) (1 - Y^{N_2H_4}) \quad (9)$$

$$Y^{N_2} = \left( \frac{M^{N_2}}{2M^{N_2H_4}} \right) (1 - Y^{N_2H_4}) \quad (10)$$

$$Y^{H_2} = \left( \frac{M^{H_2}}{2M^{N_2H_4}} \right) (1 - Y^{N_2H_4}) \quad (11)$$

بستر کاتالیست و فشار محفظه از جمله پارامترهای مؤثر بر عملکرد کاتالیزور است. قطر گرانول‌ها به‌عنوان پارامتر طراحی در این پژوهش قرار نگرفت و ابعاد آن ثابت در نظر گرفته شد. با این حال هرچه قطر گرانول‌ها کمتر باشد، تجزیه هیدرازین بهتر صورت گرفته و در نتیجه طول محفظه کاتالیستی کاهش می‌یابد. ولی تکنولوژی ساخت گرانول‌ها با اندازه ریز بسیار پیچیده است و بر این اساس گرانول‌های کاتالیست فلز ایریدیم روی بستر آلومینا با قطر میانگین ۱/۸ میلی‌متر مبنای طراحی قرار گرفته است.

به‌طور کلی واکنش کاتالیستی شامل چند مرحله می‌باشد که به‌صورت شماتیک در شکل (۴) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، اولین و آخرین مرحله، انتقال جرم از جریان سیال به سطح کاتالیست است که تحت عنوان پخش خارجی<sup>۱۳</sup> شناخته می‌شود. در این مرحله مولکول‌های واکنش‌دهنده‌ها از جریان سیال به سطح گرانول‌های کاتالیست منتقل شده و محصولات واکنش شیمیایی به‌طور معکوس از سطح کاتالیست به جریان سیال منتقل می‌شود. همان‌طور که مشخص است، عدد رینولدز جریان و وقوع پدیده‌هایی مانند آشفستگی می‌تواند روی سرعت این مرحله تأثیرگذار باشند. طبیعتاً با کاهش عدد رینولدز جریان، لایه مرزی ضخیم‌تر بوده و پخش مولکولی سیال، محدود کننده نرخ انتقال جرم در این مرحله خواهد بود. در مرحله دوم و ماقبل آخر، همان‌طور که در شکل (۴) نمایش داده شده، انتقال جرم باعث رسیدن واکنش‌دهنده‌ها از سطح خارجی گرانول‌ها به سطح داخل خلل و فرج آن‌ها و انتقال معکوس محصولات واکنش از خلل و فرج داخلی گرانول‌ها به سطح آن‌ها می‌شود. این مرحله تحت عنوان پخش داخلی<sup>۱۴</sup> شناخته می‌شود. با توجه به مقیاس‌های طولی بسیار کم خلل و فرج‌ها، جنس انتقال جرم در این مرحله معمولاً از نوع پخش نادسن می‌باشد. در مرحله سوم، مولکول‌های واکنش‌دهنده‌ها با ماده کاتالیست پیوند تشکیل می‌دهد که این مرحله با عنوان جذب<sup>۱۵</sup> شناخته می‌شود. در مرحله بعد واکنش شیمیایی بین گونه‌هایی که با کاتالیست پیوند تشکیل داده، صورت می‌پذیرد. در حقیقت پیوندهایی که واکنش‌دهنده‌ها با کاتالیست برقرار کرده است سبب تسریع در واکنش و کاهش انرژی فعال‌سازی می‌شود. بعد از کامل شدن واکنش‌ها در حضور کاتالیست، محصولات واکنش از سطح کاتالیست طی مرحله دفع<sup>۱۶</sup> جدا می‌شوند. به این معنی که پیوندهای ایجاد شده با کاتالیست گسسته می‌شود.

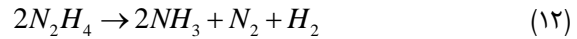
16 . Desorption  
17 . Bed Loading  
18 . Specific Surface Area

13 . External Diffusion  
14 . Internal Diffusion  
15 . Absorption

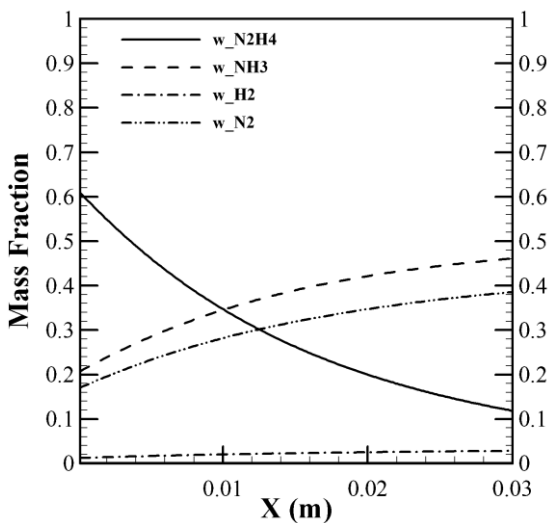


همان‌طور که مشاهده می‌شود، بعد از محاسبه کسر جرمی هیدرازین، کسر جرمی سایر گونه‌ها بر مبنای ضرایب استکیومتری معادلات تجزیه هیدرازین و آمونیاک محاسبه شده است. معادلات حاکم بر تجزیه هیدرازین و آمونیاک در تحقیق حاضر به صورت روابط (۱۲) و (۱۳) می‌باشند.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، بعد از محاسبه کسر جرمی هیدرازین، کسر جرمی سایر گونه‌ها بر مبنای ضرایب استکیومتری معادلات تجزیه هیدرازین و آمونیاک محاسبه شده است. معادلات حاکم بر تجزیه هیدرازین و آمونیاک در تحقیق حاضر به صورت روابط (۱۲) و (۱۳) می‌باشند.



مقادیر نهایی طول و قطر محفظه تجزیه در جدول (۴) ارائه شده است.



شکل ۵- تغییرات کسر جرمی گونه‌های شیمیایی در طول محفظه احتراق طراحی شده

جدول ۴- ابعاد محفظه تجزیه طراحی شده

مقدار	کمیت
۰/۰۳ (m)	طول محفظه
۰/۰۱۵ (m)	قطر محفظه

معادلات حاکم از طریق روش گسسته‌سازی بالادست مرتبه اول<sup>۱۹</sup> در زمان و مکان تحلیل شده است. پارامترهای ورودی برای طراحی محفظه تجزیه و بستر کاتالیستی در جدول (۳) نمایش داده شده است. همچنین استقلال از شبکه برای هندسه بستر کاتالیستی مورد بررسی قرار گرفت. لازم به ذکر است که دبی سوخت، به دلیل مشخص بودن ضربه ویژه و تراست از پیش محاسبه شده است. دمای سیال ورودی به محفظه نیز برابر دمای محیط در نظر گرفته شده است. فشار ورودی بر مبنای محاسبات بخش نازل برای رسیدن به ضربه ویژه و تراست از پیش تعیین شده محاسبه شده است؛ بنابراین، برای مشاهده جزئیات مقادیر این پارامتر می‌توان به بخش مربوط به محاسبات نازل محفظه مراجعه نمود. قطر ذرات کاتالیست و درصد تخلخل بستر نیز بر مبنای مذاکره با سازنده کاتالیست، در نظر گرفته شده است.

جدول ۳- پارامترهای ورودی برای طراحی محفظه تجزیه

مقدار	کمیت
۰/۰۰۵ (kg/s)	دبی جرمی
۱۶/۴ (bar)	فشار ورودی
۳۰۰ (k)	دمای ورودی
۱/۸ (mm)	قطر ذرات کاتالیست
۰/۴	ضریب تخلخل بستر
۲۸/۲۹ (kg/m <sup>2</sup> .sec)	بارگذاری بستر

انتقال حرارت در محفظه تجزیه میکرو رانشگر نیز مورد بررسی قرار گرفت که شامل انتقال حرارت کاتالیست به گاز و سپس گاز به محفظه تجزیه می‌باشد و در نهایت دما در حدود ۸۸۰ درجه کلوین محاسبه شد. روابط و نتایج در خصوص طراحی محفظه کاتالیستی به‌طور مفصل در مراجع [۲۰، ۲۱] توسط نویسندگان این مقاله بیان شده است و در اینجا تنها گزیده‌ای از آن‌ها ارائه شد. شکل (۵) نمودار کسر جرمی گونه‌های شیمیایی در طول بستر کاتالیستی را نمایش می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، طول محفظه به‌گونه‌ای

## طراحی نازل

نتایج مشخصات ترمودینامیکی میکرورانسگر در جدول (۵) آورده شده است. پارامترهای مختلفی در این جدول بررسی شده است که شامل فشار، دما، ثابت گازها، سرعت، عدد ماخ، نسبت سطح و بارگذاری بستر می‌باشد. همان‌طور که مشخص است مقادیر سرعت و عدد ماخ در دهانه خروجی نازل به ترتیب برابر با  $1650$  [m/sec] و  $2/5$  است. مقادیر تراست و ایمپالس ویژه محاسبه شده میکرورانسگر توسط نرم‌افزار در جدول (۶) نشان داده شده است. به‌طور کلی مقدار تراست میکرو رانشگرها بر روی سطح زمین کمتر از فضا می‌باشد که علت این امر فشار محیط است. معادله (۱۴) رابطه تراست را نشان می‌دهد. در این رابطه  $P$  نیروی تراست،  $\dot{m}$  دبی جرمی،  $W_a$  سرعت گازهای خروجی،  $F_a$  سطح دهانه خروجی،  $p_a$  فشار دهانه خروجی و  $p_H$  فشار محیط می‌باشد. بر اساس این معادله با کاهش فشار محیط، نیروی تراست افزایش می‌یابد؛ بنابراین با کاهش فشار محیط، مقدار تراست میکرورانسگر افزایش یافته و به مقدار نامی (۱۰ نیوتن) نزدیک می‌شود.

$$P = \dot{m}W_a + F_a(p_a - p_H) \quad (14)$$

جدول ۵- مشخصات ترمودینامیکی میکرورانسگر

پارامتر	ورودی محفظه	ورودی نازل	گلوگاه نازل	خروجی نازل	واحد
فشار	۱/۶	۱/۶	۰/۹	۰/۱	[MPa]
دما	۸۸۰	۸۸۰	۷۵۰	۵۰۰	[K°]
ثابت گازها	۰/۷۷۲۷	۰/۷۷۲۷	۰/۷۶۸۰	۰/۷۱۹۵	[kJ/kg.K]
سرعت	صفر	۱۱/۷	۸۸۰	۱۶۵۰	[m/sec]
عدد ماخ	صفر	۰/۰۱	۱	۲/۵	-
نسبت سطح	۴۷/۵	۴۷/۵	۱	۲/۹	-
بارگذاری بستر	۲۸	۲۸	۱۳۴۵	۴۶۵	[kg/m <sup>2</sup> .sec]

جدول ۶- تراست و ایمپالس ویژه میکرورانسگر (تست زمینی)

پارامتر	مقدار	واحد
تراست	۸	[N]
ایمپالس ویژه	۱۶۰	[sec]
دبی جرمی	۰/۰۰۵	[gr/sec]

مشخصات هندسی محفظه تجزیه و نازل میکرورانسگر در جدول (۷) آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود تمامی ابعاد محفظه تجزیه و نازل توسط نرم‌افزار RPA محاسبه شده است. قطر دهانه خروجی نازل برابر با  $3/6$  میلی‌متر به دست آمده که قطر نسبتاً

در این بخش از نرم‌افزار RPA برای طراحی نازل میکرورانسگر استفاده شده است. به همین منظور ابتدا به معرفی نرم‌افزار و ورودی‌های مسئله و سپس نازل طراحی پرداخته می‌شود. شایان ذکر است که طراحی بستر کاتالیستی که در بخش قبل طراحی شد، در این بخش با طراحی محفظه تجزیه نرم‌افزار مورد مقایسه قرار می‌گیرد تا صحت نتایج خروجی نرم‌افزار بررسی شود. نرم‌افزار RPA به‌صورت دقیق، توان طراحی و شبیه‌سازی انواع موتورهای فضایی را دارد، از این لحاظ برای طراحی استفاده می‌شود. برای طراحی میکرورانسگر ابتدا باید شرایط ورودی موتور را وارد کرد. این شرایط شامل موارد ذیل است:

۱. فشار محفظه احتراق موتور  
فشار محفظه احتراق برابر با  $16/5$  [bar] وارد می‌شود.
۲. دبی جرمی سیال  
همان‌طور که در بخش قبل اشاره شد به منظور دستیابی به تراست ۱۰ نیوتن نیاز به دبی جرمی  $5$  [g/sec] است. در نتیجه این مقدار برای دبی جرمی در نظر گرفته می‌شود.

۳. تعیین نوع سوخت  
نرم‌افزار RPA قابلیت طراحی موتورهای دو و تک‌مؤلفه‌ای را داراست. میکرورانسگر مورد طراحی، یک موتور تک‌مؤلفه‌ای است. به همین منظور در نرم‌افزار، سوخت هیدرازین انتخاب می‌شود.

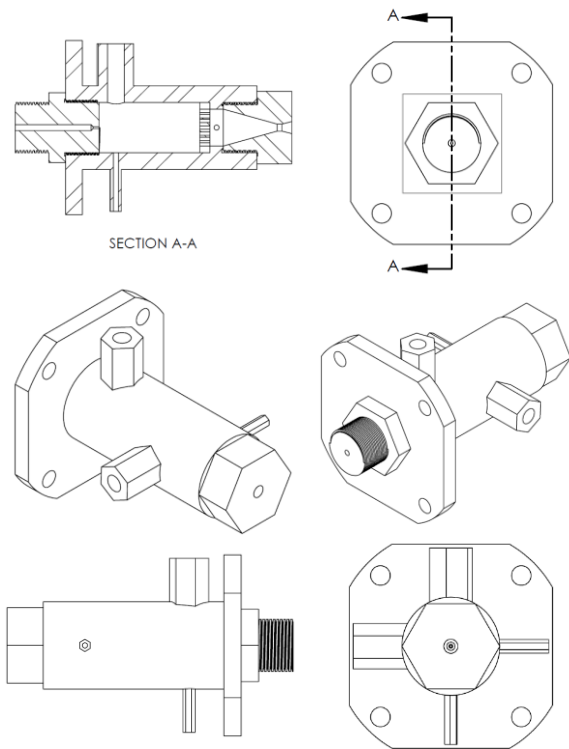
۴. تعیین بارگذاری بستر  
بارگذاری بستر شامل نسبت دبی جرمی سیال به مقطع عبوری سیال است. هر دو پارامتر معلوم می‌باشند، در نتیجه مقدار  $28$  [kg/m<sup>2</sup>.sec] وارد می‌شود.

۵. فشار در خروجی نازل  
فشار خروجی نازل برای حالت‌های تست در سطح زمین (تست زمینی) و خلاء متفاوت است. در این پژوهش، طراحی میکرورانسگر برای حالت تست زمینی انجام شده است، به همین منظور، فشار خروجی نازل برابر با فشار محیط در نظر گرفته می‌شود.

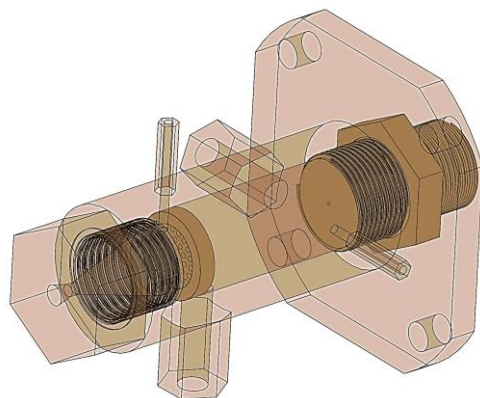
۶. نوع نازل  
به منظور سادگی ساخت، نازل مخروطی انتخاب و زاویه مخروطی انتهایی برابر با  $15$  درجه فرض می‌شود.

پس از انتخاب و وارد کردن این پارامترها، طراحی و شبیه‌سازی میکرورانسگر توسط نرم‌افزار انجام و نرم‌افزار RPA نتایج مشخصات ترمودینامیکی میکرورانسگر را در چهار قسمت مختلف آن ارائه می‌کند. این قسمت‌ها شامل موارد ذیل است:

۱. ورودی محفظه احتراق، ۲. ورودی نازل، ۳. گلوگاه نازل، ۴. خروجی نازل.



شکل ۶- شماتیک میکرو رانشگر طراحی شده



شکل ۷- نمای سه‌بعدی میکرو رانشگر

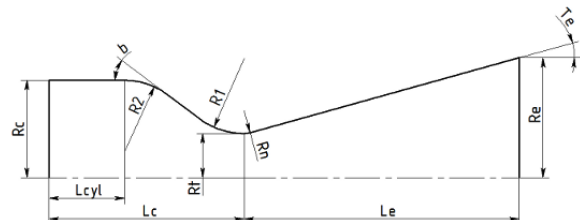
### نتیجه‌گیری

در این پژوهش، فرآیند طراحی و پیکربندی میکرو رانشگر تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی ۱۰ نیوتنی ارائه شد. قطر محفظه نمونه اولیه این میکرو رانشگر به دلیل استفاده از انژکتور جریان پیچشی با پاشش چتری توخالی نسبتاً زیاد بود. به همین دلیل در طرح جدید در پژوهش حاضر، انژکتور کاپیلاری جایگزین آن گردید که موجب شد قطر محفظه حدود ۲۵ درصد کاهش یابد و به مقدار ۱/۵ سانتی‌متر برسد که در این صورت هم‌حجم کاتالیست مصرفی گران‌قیمت ایریدیوم کاهش یافت و بالتبع وزن میکرو رانشگر کاهش یافت. در واقع با توجه به محدودیت وزن میکرو رانشگر و مصرف کاتالیست گران‌قیمت ایریدیومی، ترجیح بر این بود که محفظه کاتالیستی

کوچکی است، زیرا میکرو رانشگر طراحی شده در این پژوهش، نمونه زمینی است. به‌طور کلی قطر دهانه خروجی نازل نمونه زمینی میکرو رانشگرها نسبت به نمونه فضایی آن‌ها کوچک‌تر است زیرا فشار محیط تخلیه، فشار خلأ نیست. بر اساس طراحی به دست آمده توسط نرم‌افزار، قطر محفظه احتراق برابر با ۱۴/۸ میلی‌متر و طول محفظه احتراق برابر با ۲۹ میلی‌متر به دست آمد. این نتایج با دقت بسیار بالایی با نتایج قسمت قبل هم‌خوانی دارد و نشان از صحت طراحی و شبیه‌سازی میکرو رانشگر توسط نرم‌افزار RPA می‌باشد.

شماتیک میکرو رانشگر که شامل انژکتور، محفظه تجزیه، نازل و سایر متعلقات است، در شکل (۶) نشان داده شده است. پیکربندی از طرح اولیه میکرو رانشگر به کمک نرم‌افزار سالدورک تهیه شد. در شکل (۷) نمای سه‌بعدی میکرو رانشگر ارائه شده است. به منظور اندازه‌گیری فشار و دما داخل محفظه تجزیه میکرو رانشگر از چهار سنسور استفاده می‌شود که محل قرارگیری این سنسورها در طراحی نهایی لحاظ شده است. دو سنسور فشار و دما در ابتدای محفظه و دو سنسور دیگر در انتهای محفظه در نظر گرفته شده است.

جدول ۷- مشخصات هندسی میکرو رانشگر (تست زمینی)



واحد	مقدار	پارامتر
[mm]	۱۴/۸	Dc
[mm]	۲۲/۷	R2
[mm]	۱۰۰۰	L*
[mm]	۲۹	Lc
[mm]	۲	Dt
[mm]	۰/۴	Rn
[mm]	۳	Le
[mm]	۳/۶	De
[deg]	۳۰	b
[mm]	۱/۶	R1
[mm]	۱۱/۶	Lcyl
[deg]	۱۵	Te

- [9] V. Shankar, K. A. Ram, and K. Bhaskaran, "Prediction of the concentration of hydrazine decomposition products along a granular catalytic bed," *Acta astronautica*, vol. 11, no. 6, pp. 287-299, 1984. Available: [https://doi.org/10.1016/0094-5765\(84\)90038-9](https://doi.org/10.1016/0094-5765(84)90038-9)
- [10] H. Hearn and D. Young, "Performance prediction model for a high-impulse monopropellant propulsion system," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 11, no. 11, pp. 764-768, 1974. Available: <https://doi.org/10.2514/3.27790>
- [11] H. Hearn, "Flight performance of a high-impulse monopropellant thruster," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 13, no. 5, pp. 261-265, 1976. Available: <https://doi.org/10.2514/3.27905>
- [12] S. Garg, "Empirical simulation model for hydrazine attitude control thrusters," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 16, no. 6, pp. 389-393, 1979.
- [13] V. Shankar, K. A. Ram, and K. Bhaskaran, "Experimental investigations of the 10 N catalytic hydrazine thruster," *Acta Astronautica*, vol. 12, no. 4, pp. 237-249, 1985. Available: [https://doi.org/10.1016/0094-5765\(85\)90038-4](https://doi.org/10.1016/0094-5765(85)90038-4)
- [14] J. Hinckel, J. Jorge, T. Soares, M. Zacharias, and J. Palandi, "Low cost catalysts for hydrazine monopropellant thrusters," in *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2009, p. 5232. Available: <https://doi.org/10.2514/6.2009-5232>
- [15] H. Karimaei, M. R. Salimi, H. Naseh, and E. Jokari, "Design of Physical Configuration of a 10N Monopropellant Hydrazine Thruster," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 12, pp. 13-22, 2019 (in Persian).
- [16] H. Karimaei, R. Ghorbani, and S. M. Hosseinalipour, "Implementation of linear stability theory on hollow cone-shaped liquid sheet," *Periodica Polytechnica Mechanical Engineering*, vol. 64, no. 3, pp. 179-188, 2020. Available: <https://doi.org/10.3311/PPME.11727>
- [17] F. Ommi, *Design Principles of space engines and propulsion*, Tarbiat Modares University, tehran, 2017 (in Persian).
- [18] S. Hosseinalipour, H. Karimaei, and R. Ghorbani, "study the Y-atomizer performance of a power plant in order to extract mean droplet diameter range," *2nd proceedings of gas turbine*, 2013.
- [19] H. Karimaei, "Design and Simulation of Fuel Injector of a 10N Monopropellant Hydrazine Thruster," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 11, Issue 3, pp. 9-19, 2018 (in Persian).
- [20] M. Salimi, "Numerical Study of Catalyst Bed Length and Particle Size Effect on the Monopropellant Thruster Specific Impulse and Thrust," *Scientific Journal of*, 2020 (in Persian).
- [21] M. R. Salimi, "Effects of geometrical parameters of a two-sided catalyst bed on flow and thermal fields of a monopropellant hydrazine thruster," *Space Science and Technology*, vol. 15, pp. 93-110, 2022 (in Persian)

و ابعاد میکروانشگر کوچک تر شوند که با جایگزینی انژکتور کاپیلاری، این مهم میسر شد. از طرفی به منظور طراحی دقیق محفظه تجزیه از یک کد عددی استفاده شد که مبنای آن تجزیه هیدرازین در محفظه تجزیه بود. در این طراحی، طول محفظه حدود ۳ سانتی متر تعیین شد، زیرا کسر جرمی هیدرازین در انتهای محفظه به مقدار حدی خود (حدود ده درصد) رسید. همچنین به منظور طراحی جدید این میکروانشگر از نرم افزار RPA استفاده شد. این نرم افزار جهت طراحی نازل و محفظه تجزیه میکروانشگرها دقت بسیار بالایی دارد. با استفاده از نرم افزار RPA قطر و طول محفظه به ترتیب ۱/۵ و ۳ سانتی متر به دست آمد که نتایج آن بسیار نزدیک به نتایج کد عددی می باشد. بعد از طراحی محفظه تجزیه، طراحی نازل میکروانشگر توسط این نرم افزار انجام و ابعاد نهایی آن ارائه گردید. مقادیر عدد ماخ در دهانه خروجی نازل برابر با ۲/۵ و همچنین طول دهانه نازل نیز برابر با ۳/۶ میلی متر محاسبه شد.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] W. Ley, K. Wittmann, and W. Hallmann, *Handbook of space technology*. John Wiley & Sons, 2009.
- [2] C. D. Brown, *Spacecraft propulsion*. Aiaa, 1996.
- [3] D. Altman and D. D. Thomas, "Evaluation of Hydrazine as a Monopropellant and a Gas Generant," 1949.
- [4] A. Grant, "Development of Hydrazine as Monopropellant and Gas Generant," *Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology Rept*, pp. 9-1, 1950.
- [5] E. Wucherer, T. Cook, M. Stiefel, R. Humphries, and J. Parker, "Hydrazine catalyst production-sustaining S-405 technology," in *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2003, p. 5079. Available: <https://doi.org/10.2514/6.2003-5079>
- [6] K.-H. Lee, M.-J. Yu, S.-K. Kim, K.-W. Jang, and S.-J. Cho, "Hot Firing Performance Measurement of Monopropellant Decomposition Catalyst and Domestic Development Status," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 10, no. 3, pp. 109-117, 2006.
- [7] P. McRight, C. Popp, C. Pierce, A. Turpin, W. Urbanchock, and M. Wilson, "Confidence testing of Shell-405 and S-405 catalysts in a monopropellant hydrazine thruster," in *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005, p. 3952. Available: <https://doi.org/10.2514/6.2005-3952>
- [8] A. Kersten, "Analytical Study of Catalytic Reactors for Hydrazine Decomposition, Part 1. Steady State Behavior," *NASA Contract NAS*, pp. 7-458, 1966.