



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

Sajad Davari¹, Hadiseh Karimaei^{2*}, Mohammadreza Salimi³, and Hassan Naseh⁴

1. PhD, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

*2. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

3. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

4. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

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

Monopropellant thruster are used to inject a satellite into orbit or control its position on three axes in space missions. One of them is hydrazine thruster which is widely used. 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. The validation of the design with RPA software was checked by a numeric code. This code was able to calculate the dimensions of the decomposition chamber based on the amount of hydrazine decomposition. Accordingly, the results of both design methods are strongly consistent with each other. At the end of the design, the final thruster design and drawings were prepared by Solidworks software to construct and perform experimental tests.

Keywords: Hydrazine monopropellant thruster, Capillary injector, Decomposition chamber, Nozzle, Catalyst.

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

سجاد داوری^۱، حدیثه کریمایی^{۲*}، محمدرضا سلیمی^۳ و حسن ناصح^۴

۱-۴. پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

ایمیل نویسنده مخاطب: *karimaei@ari.ac.ir

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 فلونت 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.

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

علائم و اختصارات

۱. دانشجوی دکتری
 ۲. استادیار (نویسنده مخاطب)
 ۳. استادیار
 ۴. استادیار

بر همین اساس میکروروانشگرهای هیدرازینی از میکروروانشگرهای دو مؤلفه‌ای ساده‌تر و قابل اطمینان‌تر هستند. میکروروانشگرهای تک مؤلفه‌ای 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 میکروروانشگرهای تک مؤلفه‌ای هیدرازینی به‌طور گسترده استفاده شده است. با پیچیده‌تر شدن مأموریت‌های ماهواره‌ها، تقاضا برای تولید میکروروانشگرهای تک مؤلفه‌ای افزایش یافته است. میکروروانشگر تک مؤلفه‌ای هیدرازینی از اجزای مختلفی از جمله انژکتور، بستر کاتالیزور و نازل تشکیل شده است. هیدرازین مایع موجود در مخزن میکروروانشگر 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 میکروروانشگرهای ماهواره‌ها از سال ۱۹۴۹ در آزمایشگاه تکنولوژی پیشران‌ش جت^۵ کالیفرنیا آغاز شد [۳، ۴]. کاتالیست‌های ایریدیوم از دهه ۱۹۶۰ با تولید کاتالیست شل ۴۰۵ توسط شرکت نفت شل^۶ به‌طور گسترده‌ای در میکروروانشگرهای تک مؤلفه‌ای 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^۸ تولید و با نام کاتالیست S-405 شناخته می‌شود و کاتالیست KC-12-GA توسط شرکت آلمانی هرائوس هاناو^۹ تولید می‌شود [۵].

کاتالیست یکی از مهم‌ترین اجزای سیستم میکروروانشگر تک مؤلفه‌ای است، زیرا تجزیه پیشران را کنترل کرده و در نتیجه عملکرد کلی میکروروانشگر 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 میکروروانشگر 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
2ϕ	زاویه پخ
P	نیروی پیشران
I_s	ایمپالس ویژه
v_*	ویسکوزیته سینماتیکی مایع
μ_*	ویسکوزیته دینامیکی مایع
ΔH	انتالپی 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

میکروروانشگرها 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. میکروروانشگرهای تک مؤلفه‌ای هیدرازینی معمولاً برای تأمین نیروی پیشران مورد نیاز ماهواره‌ها استفاده می‌شوند. میکروروانشگرها از نظر عملکرد سیستم پیشران‌شان به چند گروه تقسیم می‌شوند که شامل میکروروانشگرهای گاز سرد، تک مؤلفه‌ای، دو مؤلفه‌ای، الکتریکی و سوخت جامد هستند. میکروروانشگرهای تک مؤلفه‌ای، قابلیت اطمینان بالایی دارند و معمولاً برای مانور ماهواره‌ها استفاده می‌شوند. آب اکسیژنه یکی از سوخت‌های پرکاربرد برای میکروروانشگرهای تک مؤلفه‌ای 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، μ_{ϕ} ضریب دبی، F_c سطح مقطع نازل انژکتور، Δp_{ϕ} اختلاف فشار دو طرف انژکتور و ρ_* 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 (ΔP_{ϕ}) 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 تک مؤلفه‌ای هیدرازینی ۱۰ نیوتنی [۱۵] توسط کریمایی و همکاران، از انژکتور جریان پیشی با پاشش چتری توخالی استفاده شد؛ اما در طرح جدید در این پژوهش از انژکتور کاپیلاری^{۱۰} 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^{۱۱} 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 تک مؤلفه‌ای 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 (ΔP_ϕ) و ضریب دبی (μ_ϕ) 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 (2ϕ) 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

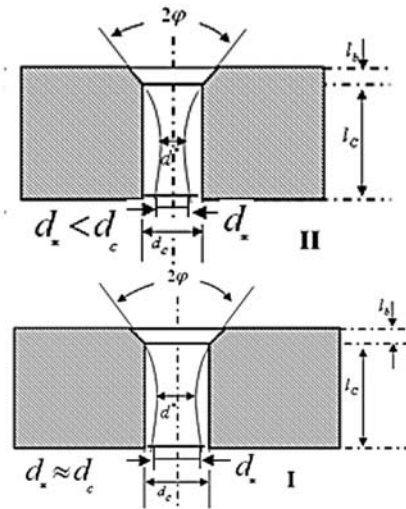
دبی جرمی \dot{m}_ϕ (kg/s)	چگالی سوخت ρ (kg/m ³)	ویسکوزیته سینماتیکی مایع ν_* (m ² /sec)	ویسکوزیته دینامیکی مایع μ_* (kg/m.s)
۰/۰۰۵۸	۱۰۲۱	۱/۰۰۱ e-۶	۰/۹ e-۳

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 فلونت انجام گرفت. سیال بعد از عبور از ورودی و قسمت همگرایی 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 (ΔP_ϕ)، چگالی سیال (ρ_*) و دبی خروجی (\dot{m}_ϕ) 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 بیشتر باشد، قطر سیال خروجی از انژکتور (d_*) به قطر نازل (d_c) نزدیک‌تر می‌شود و یا به عبارت دیگر مقدار ضریب دبی (μ_ϕ) افزایش پیدا می‌کند. باید در نظر داشت که همواره در عمل، سطح مقطع عبور سیال کمتر از سطح مقطع نازل انژکتور است [۱۷] ($F_C < F_*$).



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

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

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 2ϕ وجود نداشته باشد، مقدار ضریب دبی (μ_ϕ) 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 تک مؤلفه‌ای کاتالیستی نسخه قبلی (مراجع [۱۴، ۱۹]) شود؛ زیرا با توجه به محدودیت وزن میکرو رانشگر و مصرف کاتالیست گران قیمت ایریدیوم، 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.

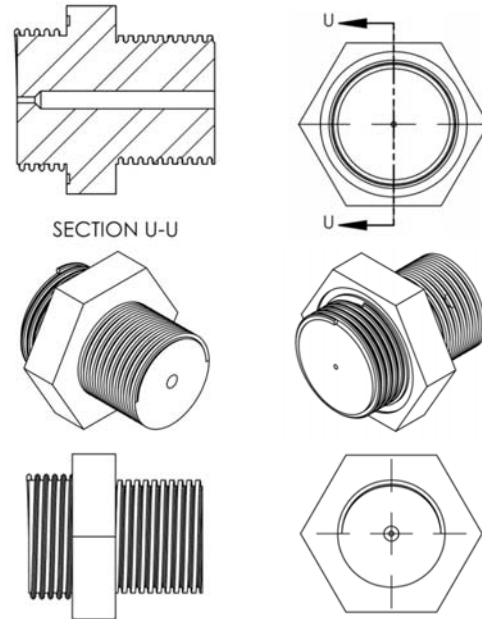
طراحی محفظه تجزیه و بستر کاتالیستی

در این بخش، طراحی محفظه تجزیه و بستر کاتالیستی بر اساس تجزیه هیدرازین روی بستر کاتالیستی انجام می‌گیرد. وظیفه کاتالیست در میکرو رانشگرهای تک مؤلفه‌ای، کاهش انرژی فعال سازی تجزیه سوخت می‌باشد. از این رو، واکنش‌های شیمیایی تجزیه در دمای پایین‌تری انجام می‌شوند. معمولاً در میکرو رانشگرهای تک مؤلفه‌ای جهت کنترل وضعیت یا انتقال مداری ماهواره‌ها، از کاتالیست حاصل از رسوب گذاری 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 میکرو موتور 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

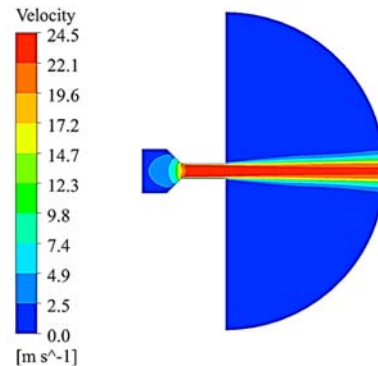
شود و همچنین سرعت متوسط مناسب پاشش سیال از خروجی انژکتور بر روی بستر کاتالیستی صورت گرفته است. شماتیک انژکتور طراحی شده در نرم افزار سالیدورک آذر شکل (۲) ارائه شده است. در شکل (۳) کانتور اندازه سرعت نشان داده شده است. در انژکتور جریان مستقیم، بیشتر سیال خروجی از نازل انژکتور با بیشینه سرعت از نازل خارج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

جدول ۲ - مشخصات هندسی انژکتور طراحی شده

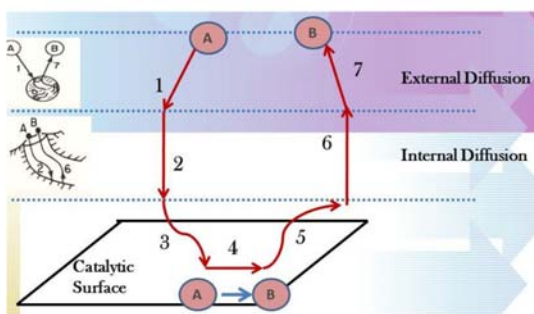
اختلاف فشار [bar]	قطر نازل [mm]	طول انژکتور / قطر نازل	زاویه پخ	طول ورودی / طول انژکتور
۳	۰/۶	۳	۹۰	۱



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، C_p ظرفیت حرارتی، A_p سطح مؤثر 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.

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

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

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

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

حاصل از تجزیه هیدرازین قابل تعیین می‌باشند. پارامتر بارگذاری بستر کاتالیست و فشار محفظه از جمله پارامترهای مؤثر بر عملکرد کاتالیزور است. قطر گرانول‌ها به عنوان 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.

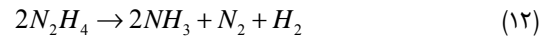
به‌طور کلی واکنش کاتالیستی شامل چند مرحله می‌باشد که به‌صورت شماتیک در شکل (۴) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، اولین و آخرین مرحله، انتقال جرم از جریان سیال به سطح کاتالیست است که تحت عنوان پخش خارجی^۳ شناخته می‌شود. در این مرحله مولکول‌های واکنش‌دهنده‌ها از جریان سیال به سطح گرانول‌های 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 آشفتنگی 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^۴ 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^۵ 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^۶ 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

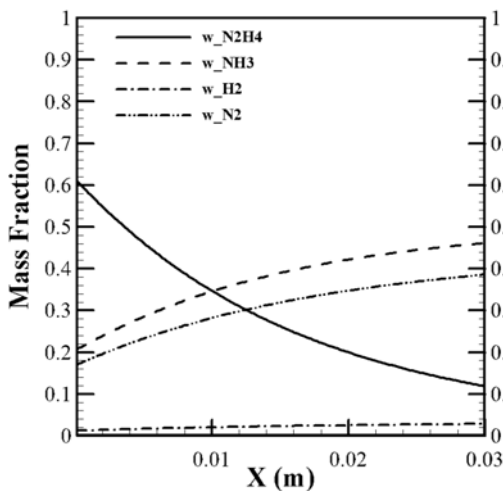
همان‌طور که مشاهده می‌شود، بعد از محاسبه کسر جرمی هیدرازین، کسر جرمی سایر گونه‌ها بر مبنای ضرایب استیکیومتری معادلات تجزیه هیدرازین و آمونیاک محاسبه شده است. معادلات حاکم بر تجزیه هیدرازین و آمونیاک در تحقیق حاضر به صورت روابط (۱۲) و (۱۳) می‌باشند.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، بعد از محاسبه کسر جرمی هیدرازین، کسر جرمی سایر گونه‌ها بر مبنای ضرایب استیکیومتری 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.



بنابر مطالب بیان شده، طول محفظه تجزیه از طریق تجزیه هیدرازین در طول محفظه به دست آمد و همچنین قطر محفظه نیز بر اساس دبی جرمی و بارگذاری بستر محاسبه می‌شود. در نتیجه مقادیر نهایی طول و قطر محفظه تجزیه در جدول (۴) ارائه شده است.

معادلات حاکم از طریق روش گسسته‌سازی بالادست مرتبه اول^۹ 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.



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

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 ² .sec)	بارگذاری بستر

جدول ۴- ابعاد محفظه تجزیه طراحی شده

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

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

در این بخش از نرم افزار RPA برای طراحی نازل میکرو رانشگر استفاده شده است. به همین منظور ابتدا به معرفی نرم افزار و ورودی های مسئله و سپس نازل طراحی پرداخته می شود. شایان ذکر است که طراحی بستر کاتالیستی که در بخش قبل طراحی شد، در این بخش با طراحی محفظه تجزیه نرم افزار مورد مقایسه قرار می گیرد تا صحت نتایج خروجی نرم افزار بررسی شود. نرم افزار RPA به صورت دقیق، توان طراحی و شبیه سازی انواع موتورهای فضایی را دارد، از این لحاظ برای طراحی استفاده می شود. برای طراحی میکرو رانشگر ابتدا باید شرایط ورودی موتور را وارد کرد. این شرایط شامل موارد ذیل است:

۱. فشار محفظه احتراق موتور

فشار محفظه احتراق برابر با $16/5 \text{ [bar]}$ وارد می شود.

۲. دبی جرمی سیال

همان طور که در بخش قبل اشاره شد به منظور دستیابی به تراست 10 نیوتن نیاز به دبی جرمی 5 [g/sec] است. در نتیجه این مقدار برای دبی جرمی در نظر گرفته می شود.

۳. تعیین نوع سوخت

نرم افزار RPA قابلیت طراحی موتورهای دو و تک مؤلفه ای را داراست. میکرو رانشگر مورد طراحی، یک موتور تک مؤلفه ای است. به همین منظور در نرم افزار، سوخت هیدرازین انتخاب می شود.

۴. تعیین بارگذاری بستر

بارگذاری بستر شامل نسبت دبی جرمی سیال به مقطع عبوری سیال است. هر دو پارامتر معلوم می باشند، در نتیجه مقدار $28 \text{ [kg/m}^2\text{.sec]}$ وارد می شود.

۵. فشار در خروجی نازل

فشار خروجی نازل برای حالت های تست در سطح زمین (تست زمینی) و خلاء متفاوت است. در این پژوهش، طراحی میکرو رانشگر برای حالت تست زمینی انجام شده است، به همین منظور، فشار خروجی نازل برابر با فشار محیط در نظر گرفته می شود.

۶. نوع نازل

به منظور سادگی ساخت، نازل مخروطی انتخاب و زاویه مخروطی انتهایی برابر با 15 درجه فرض می شود.

پس از انتخاب و وارد کردن این پارامترها، طراحی و شبیه سازی میکرو رانشگر توسط نرم افزار انجام و نرم افزار RPA نتایج مشخصات ترمودینامیکی میکرو رانشگر را در چهار قسمت مختلف آن ارائه می کند. این قسمت ها شامل موارد ذیل است:

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

نتایج مشخصات ترمودینامیکی میکرو رانشگر 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 می باشد. همان طور 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 میکرو رانشگر توسط نرم افزار در جدول (۶) نشان داده شده است. به طور کلی مقدار تراست میکرو رانشگرها بر روی سطح زمین کمتر از فضا می باشد که علت این امر فشار محیط است. معادله (۱۴) رابطه تراست را نشان می دهد. 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 می باشد. بر اساس این معادله با کاهش فشار محیط، نیروی تراست افزایش می یابد؛ بنابراین با کاهش فشار محیط، مقدار تراست میکرو رانشگر افزایش یافته و به مقدار نامی (10 نیوتن) نزدیک می شود.

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

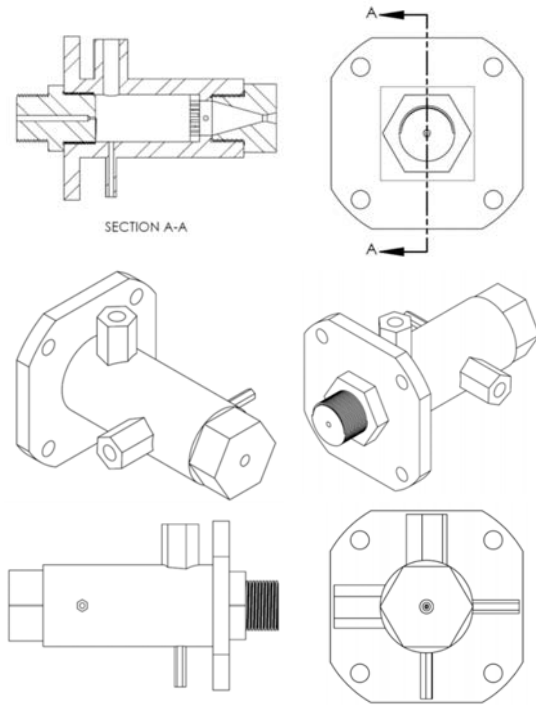
جدول ۵- مشخصات ترمودینامیکی میکرو رانشگر

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 ² .sec]

جدول ۶- تراست و ایمپالس ویژه میکرو رانشگر (تست زمینی)

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

مشخصات هندسی محفظه تجزیه و نازل میکرو رانشگر در جدول (۷) آورده شده است. همان طور که مشاهده می شود تمامی ابعاد محفظه تجزیه و نازل توسط نرم افزار RPA محاسبه شده است. قطر دهانه خروجی نازل برابر با $3/6$ میلی متر به دست آمده که قطر نسبتاً

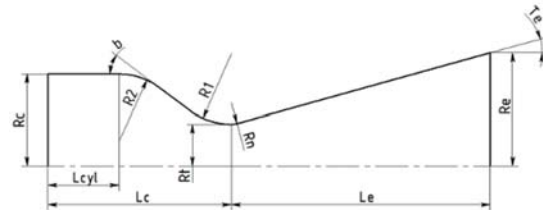


شکل ۶- شماتیک میکرو رانشگر طراحی شده

کوچکی است، زیرا میکرو رانشگر طراحی شده در این پژوهش، نمونه زمینی است. به طور 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 $14/8$ میلی‌متر و طول محفظه احتراق برابر با 29 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 سالیدورک 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

شکل ۷- نمای سه‌بعدی میکرو رانشگر

نتیجه‌گیری

در این پژوهش، فرآیند طراحی و پیکربندی میکرو رانشگر تک مؤلفه‌ای هیدرازینی 10 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 25 درصد کاهش یابد و به مقدار $1/5$ 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

- [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, 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.

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/)

