علمی - پژوهشی

طراحی، ساخت و آزمون یک رانشگر جت مقاومتی متناسب با شرایط اتمسفری

مرتضی فرهید [۱*] محرم شاملی [۲] آرزو اسماعیلی [۳] عادل‌پورتقی مرزرود [۴]

پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران

(تاریخ دریافت:۰۲ /۱۴۰۲/۰۸؛تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۱۰/۲۸ تاریخ پذیرش:۱۴۰۲/۱۱/۰۵ تاریخ انتشار:۱۴۰۲/۱۱/۳۰)

DOR: https://dorl.net/dor/20.1001.1.23223278.1402.12.2.10.1

چکیده

هدف این مقاله طراحی و ساخت یک رانشگر جت مقاومتی بر اساس پیشران بوتان با قابلیت انجام آزمون در شرایط اتمسفری است. بخش‌های مهم طراحی برای این سیستم عبارت‌اند از طراحی هیتر و نازل. هیتر مورداستفاده به‌صورت انتقال حرارت مستقیم طراحی شده و طراحی نازل نیز بر اساس روابط ترمودینامیکی حاکم بر نازل همگرا- واگرا و مناسب فشار خروجی اتمسفر انجام شده است. همچنین برای بررسی جریان سیال پیشرانه در نازل از شبیه‌سازی CFD استفاده شده است. در ادامه رانشگر جت مقاومتی بر اساس طراحی انجام‌گرفته ساخته شده و آزمون‌های تجربی برای صحه‌سنجی آن انجام شده است. با بررسی پارامترهای عملکردی رانشگر جت مقاومتی از جمله نیروی رانش و ضربه ویژه حاصل از نتایج آزمون‌های تجربی و روابط ترمودینامیکی، طراحی رانشگر صحه‌گذاری می‌شود. با درنظرگرفتن توان مبدل حرارتی ۳۰ وات و همچنین بهینه‌ترین شرایط موجود، بازده رانشگر برابر ۲۱ درصد، نیروی رانش برابر ۳۶ میلی نیوتن و ضربه ویژه برابر ۳۵/۹ ثانیه حاصل می‌شود.

واژه‌های کلیدی: رانشگر جت مقاومتی، نازل، هیتر الکتریکی، نیروی رانش، ضربه ویژه

Design, Manufacturing and Testing of a Resistojet Suitable for Atmospheric Conditions

Farhid, M.[1] Shameli, M.[2] Esmaeili, A.[3] Pourtaghi Marzrood, A.[4]

Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran

(Received:2023/10/24, Revised: 2024/01/18, Accepted: 2024/01/25, Published: 2024/02/19)

ABSTRACT

The purpose of this paper is to design and manufacture a resistojet thruster based on butane propellant with the ability to perform tests in atmospheric conditions. The important sections for designing of this system are heater and nozzle design. The utilized heater is designed for direct heat transfer and the design of the nozzle is based on the thermodynamic relations governing a converging-diverging nozzle which is suitable for the atmospheric outlet pressure. CFD simulation has also been used to investigate the flow of propellant in the nozzle. In the following, the resistojet thruster was built based on the designing and experimental tests were carried out for its validation. By comparing the functional parameters of the thruster, such as thrust force and specific impulse from the experimental results and thermodynamic relationships, the design of the thruster is validated. Considering the heat exchanger power of 30 watts and also the most optimal conditions, the efficiency of the thruster is 21%, the thrust force is 36 millinewtons and the specific impact is computed as 35.9 seconds.

Keywords: Resistojet, Nozzle, Electrical Heater, Thrust Force, Specific Impulse

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): m.farhid@isrc.ac.ir

۲- استادیار: m.shameli@isrc.ac.ir

۳-دانشجوی دکتری: a.esmaeli@isrc.ac.ir

This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.

Publisher: Imam Hussein University © Authors

فهرست علائم و اختصارات

A_e	مساحت خروجی نازل، m^2
A_t	مساحت گلویی نازل، m^2
a_0	سرعت صوت، m/s
C^*	سرعت مشخصه، m/s
c_p	ظرفیت گرمایی پیشران،
D_t	قطر گلویی نازل، mm
F	نیروی رانش، N
g_0	شتاب گرانشی، m/s^2
I_t	ضربه کل، N.s
I_s	ضربه مخصوص، s
k	نسبت گرمایی مخصوص پیشران
$\dot{m}$	نرخ جرم پیشران،Kg/s
M_e	عدد ماخ خروجی نازل
P	توان الکتریکی، W
p_i	فشار ورودی نازل، Pa
p_e	فشار خروجی نازل، pa
p_a	فشار محیط، pa
R	ثابت ویژه گاز، KJ/Kg.K
T_i	دمای پیشران در ورودی نازل، K
T_0	دمای پیشران قبل از ورود به هیتر، K
v_e	سرعت پیشران در خروجی نازل،m/s
v_t	سرعت پیشران در گلویی نازل،m/s
V_t	حجم مخصوص پیشران گلویی،m^3/Kg

علائم یونانی

ΔT	تغییرات دمایی پیشران، K
ε	نسبت انبساط سطح نازل
η	بازده هیتر
η_t	بازده رانشگر

۱- مقدمه

رانشگر جت مقاومتی عضوی از خانواده رانشگرهای الکتریکی بوده که اساس عملکرد آنها، بهره‌بردن از انرژی الکتریکی برای افزایش دمای یک سیال (به‌عنوان پیشران) و ایجاد نیروی رانش می‌باشد. در رانشگر جت مقاومت نیز پیشران از داخل یک مبدل حرارتی عبور می‌کند که با انتقال حرارت از طریق مقاومت الکتریکی دمای آن افزایش‌یافته و با سرعت مناسب از یک نازل خارج می‌شود. سابقه رانشگرهای جت مقاومتی به دهه‌ها قبل رسیده و این رانشگر با پیکربندی‌های مختلف و با پیشران‌های متفاوت از جمله اکسیژن، نیتروژن، بوتان و آب طراحی، ساخته و آزمون شده‌اند.

در این زمینه می‌توان به تحقیق انجام‌گرفته توسط گیبون و بیکر [۱ و ۲] اشاره نمود که در ارتباط با ساخت و آزمون رانشگر جت مقاومتی کم‌توان می‌باشد. چنین رانشگری مناسب فضاپیماهای کوچک می‌باشد چرا که اغلب آنها دارای بودجه توانی محدود هستند. پیشران رانشگر جت مقاومتی توسعه‌یافته نیتروژن بوده و می‌توان در هر سطح توانی تا ۵۰ وات از آن استفاده نمود. گیبون در پژوهشی دیگر با همراهی کاکسهیل [۳] از آب به‌عنوان پیشران در یک رانشگر جت مقاومتی استفاده نمود. رانشگر طراحی شده برای اولین‌بار با موفقیت در شرایط فضایی مورد آزمون قرار گرفت. این دو پژوهشگر در سال ۲۰۰۵ یک رانشگر جت مقاومتی با پیشران زنون را طراحی نموده و مورد آزمون قرار دادند [۴]. استفاده از زنون دارای مزیت‌های چون عدم نیاز به مخازن و تجهیزات خاص نگهداری و جابه‌جایی پیشران می‌باشد. هرچند برخی از اجزای سیستم پیشرانش از جمله شیرها به‌صورت اختصاصی برای گاز زنون طراحی شدند.

در گامی دیگر جهت توسعه رانشگر جت مقاومتی، اسمیت [۵] در تحقیق خود به طراحی و توسعه این نوع رانشگر با پیشران‌های مختلف پرداخته و عملکرد آن را در بازه وسیعی از توان مورد بررسی قرار داد. سیفالی و همکاران [۶] نیز یک رانشگر جت مقاومتی را که قابلیت استفاده از دو نوع پیشران زنون و کریپتون را داشت، طراحی کرده و نتایج آزمون عملی آنها را بررسی کردند. در سالیان اخیر نوآوری‌های زیادی در ارتباط با افزایش بازده رانشگرهای جت مقاومتی ارائه شده است. یکی از این نوآوری‌ها به پژوهش رومی و همکاران [۷ و ۸] مربوط بوده که به زمینه پیکربندی و ساختار رانشگر اختصاص دارد. رانشگر طراحی، ساخت و بررسی شده در این پژوهش در حقیقت یک مبدل حرارتی به‌صورت لوله‌های متحدالمرکز با دیواره نازک بوده که همزمان به عنوان المان مقاومت الکتریکی نیز عمل می‌نماید و نازل نیز یکپارچه با آن ساخته شده است. دستیابی به چنین ساختاری از طریق فناوری ساخت افزوده و ذوب لیزری فراهم آمده است.

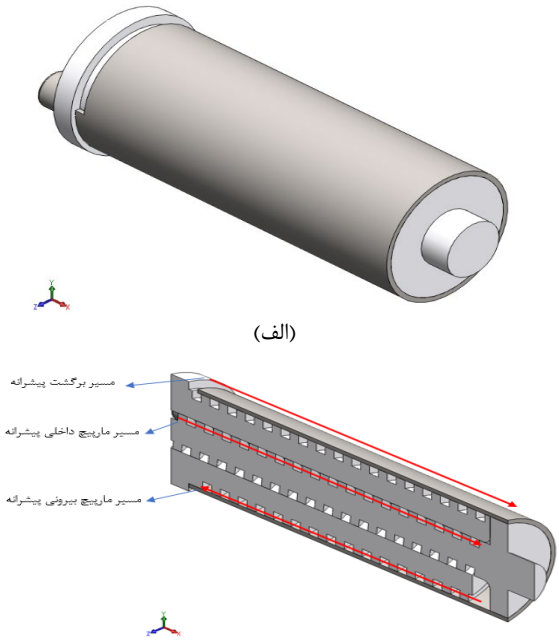
نوآوری دیگر ارائه شده به پژوهش کیندراکی و همکاران [۹] مربوط می‌شود. کار آنها دررابطه‌با طراحی یک رانشگر جت مقاومتی با یک سیستم منبع توان اختصاصی مبتنی بر ابرخازن‌ها می‌باشد. در ابتدا مطالعاتی بر روی بهینه‌سازی محفظه گرمایش انجام‌گرفته و سپس با ارائه سیستم منبع توان مبتنی بر ابرخازن‌ها، مقایسه‌ای بین عملکرد رانشگر برای زمان‌های مختلف پیش‌گرمایش و سطوح توان، در دو حالت استفاده از سیستم منبع توان مبتنی بر ابرخازن و منبع توان متداول انجام می‌گیرد. کوی زومی و همکاران [۱۰] در تحقیق خود به طراحی و آزمون یک سیستم ریز پیش‌رانه شامل رانشگرهای یونی و جت مقاومتی دماپایین پرداختند. از ویژگی‌های قابل‌توجه این سیستم می‌توان به استفاده از پیشران آب و یکسان‌سازی دو رانشگر توسط یک پیشران اشاره کرد. ناکاگاوا و همکاران [۱۱] نیز به توصیف عملکرد رانشگر جت مقاومتی با پیشران آب نصب شده بر روی یک ماهواره مکعبی پرداختند.

در این مقاله یک رانشگر جت مقاومتی بر اساس پیشران بوتان و شرایط اتمسفری طراحی می‌گردد. باوجوداینکه رانشگرهای فضایی در شرایط خلأ مورد آزمون تجربی قرار می‌گیرند، هدف این مقاله طراحی رانشگر جت مقاومتی با قابلیت آزمون تجربی در شرایط اتمسفری است. برای طراحی هیتر از روش انتقال حرارت مستقیم و برای طراحی نازل از روابط ترمودینامیکی استفاده شده است. طراحی هیتر الکتریکی به‌منظور اعمال شار حرارتی به پیشرانه و افزایش دمای آن و همچنین طراحی نازل همگرا- واگرا به‌منظور کاهش فشار پیشرانه و افزایش سرعت آن از پارامترهای مهم طراحی رانشگر جت مقاومتی هستند. در ادامه با انجام آزمون‌های تجربی بر روی رانشگر ساخته شده، عملکرد آن صحه‌سنجی می‌شود. لازم به ذکر است که روند طراحی هیتر و نازل برای شرایط اتمسفری و همچنین بررسی پارامترهای عملکردی رانشگر جت مقاومتی از طریق آزمون‌های تجربی از نوآوری‌های پژوهش حاضر است.

۲- طراحی هیتر با انتقال حرارت مستقیم

بطور عموم سیستم‌های پیشرانش الکتریکی ارائه شده برای رانشگرهای جت مقاومتی، در دو حالت انتقال گرمای مستقیم و غیرمستقیم برای هیتر طراحی و ساخته شده‌اند. نتایج حاصل از آزمون این رانشگرها، نشان از افزایش بازده سیستم در حالت انتقال گرما به‌صورت مستقیم دارد. پارامتر مهم دیگر که تأثیر مستقیم بر روی افزایش بازده سیستم دارد، مسیر حرکت پیشرانه در داخل هیتر می‌باشد که این مهم در محصول طراحی و ساخته شده از طریق مارپیچ کردن راهگاه انتقال پیشرانه و در نتیجه افزایش طول مسیر مدنظر قرار گرفته است.

با لحاظ نمودن دانش فنی حاصل از بررسی و ارزیابی هیتر رانشگرهای جت مقاومتی موجود در ادبیات فن [۱۲-۱۴] و همچنین استفاده از تکنولوژی‌های ساخت مرسوم در صنعت و مواد اولیه در دسترس (که باعث تسریع در زمان و کاهش هزینه ساخت می‌شوند)، هیتر طراحی شده و نمای برش خورده آن در شکل ۱ نمایش‌داده‌شده است. باتوجه‌به این شکل، پیشرانه برای دریافت حرارت بیشتر و افزایش دمای آن، ابتدا از مسیر مارپیچ داخلی عبور کرده و در انتهای مسیر وارد مسیر مارپیچ بیرونی شده و پس از طی آن، از راهگاه ایجاد شده بین هیتر و بدنه رانشگر به سمت نازل حرکت خواهد کرد. برای تبادل گرما از المان حرارتی به شکل سیم با قطر ۰/۳ mm و از جنس NiCr-8020 استفاده می‌شود. این المان در مسیر مارپیچ طراحی شده، تعبیه می‌شود و با عبور مستقیم جریان پیشرانه از روی آن، تبادل حرارت با بازده بالا صورت‌گرفته و دمای پیشرانه افزایش می‌یابد.



(الف)

(ب)

شکل (۱): (الف) نمای کامل هیتر و (ب) نمای برش خورده هیتر

توان اعمال شده به هیتر به انرژی حرارتی تبدیل شده و صرف گرم‌کردن پیشرانه خواهد شد. با معادل درنظرگرفتن تبادل انرژی بین هیتر و گاز، بازده هیتر با رابطه (۱) محاسبه خواهد شد.

$$\eta = \frac{\dot{m} \times c_p \times \Delta T}{P} \qquad (۱)$$

کارآمدترین و مناسب‌ترین روش برای محاسبه بازده یک مبدل حرارتی، آزمون تجربی می‌باشد. برای هیتر طراحی شده در این پژوهش نیز، پس از ساخت هیتر، چندین آزمون تجربی بر روی آن انجام می‌گیرد. همان‌طور که در بخش بعدی توضیح داده خواهد شد، پیشرانه انتخابی برای رانشگر مورد طراحی، گاز بوتان می‌باشد. براین‌اساس، دمای گاز بوتان خروجی از هیتر با درنظرگرفتن توان الکتریکی ۳۰ وات و برای دبی‌های جرمی متفاوت اندازه گرفته شده است. جدول ۱ داده‌های آزمون‌های تجربی را نشان می‌دهد. با مشاهده نتایج این جدول، می‌توان نتیجه گرفت که بازده هیتر به طور میانگین برابر ۰/۷۵ است.

جدول (۱): بازده هیتر طراحی شده با درنظرگرفتن دبی‌های جرمی متفاوت

شماره آزمون	دبی جرمی پیشران (mg/s)	دمای پیشران بعد از هیتر (K)	بازده
۱	۷۲	۴۹۳	۰/۸
۲	۷۳	۴۹۳	۰/۸۱
۳	۷۴	۴۵۸	۰/۶۷
۴	۷۹	۴۵۸	۰/۷۲
۵	۸۳	۴۵۸	۰/۷۵

۳- طراحی نازل برای شرایط خروجی اتمسفری

بعد از تعیین توان لازم برای هیتر مورداستفاده در هد رانشگر و همچنین بازده هیتر، با درنظرگرفتن قطر گلویی برابر با D_t، مساحت گلویی به‌دست‌آمده و با جایگذاری دبی جرمی از رابطه $\dot{m} = \frac{A_t P_i}{C^*}$ در رابطه (۱)، معادله (۲) بر اساس دمای ورودی نازل حاصل می‌شود. با حل معادله (۲) با استفاده از روش سعی و خطا، دمای ورودی نازل در هر فشار ورودی به دست می‌آید.

$$T_i - \frac{\eta P \sqrt{kR}}{c_p A_t P_i k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(2k-2)}} \sqrt{T_i} = T_0 \qquad (۲)$$

در رابطه ذکر شده برای دبی جرمی، C^* سرعت مشخصه نام دارد که مستقل از نسبت فشار بین محفظه گرمایش و خروجی نازل بوده و نشان‌دهنده سطح انرژی پیشران است. سرعت مشخصه از رابطه (۳) محاسبه می‌شود [۱۵].

$$C^* = \frac{a_0}{k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(2k-2)}} \qquad (۳)$$

که در آن a_0 سرعت صوت بوده و با رابطه $a_0 = \sqrt{kRT_0}$ به دست می‌آید.

باتوجه‌به فشار ورودی بوتان و فشار خروجی، عدد ماخ خروجی نازل همگرا-واگرا مطابق با مرجع [۱۴]، از رابطه (۴) به دست می‌آید.

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{k-1}\left[\left(\frac{P_e}{P_i}\right)^{(1-k)/(k)} - 1\right]} \qquad (۴)$$

با به‌دست‌آوردن عدد ماخ خروجی، می‌توان نسبت انبساط سطح نازل را با استفاده از رابطه (۵) محاسبه کرد [۱۵].

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e}\left[\frac{2}{k+1}\left(1 + \frac{k-1}{2} M_e^2\right)\right]^{(k+1)/(2k-2)} \qquad (۵)$$

با محاسبه نسبت انبساط سطح نازل و مساحت گلویی نازل، مساحت سطح خروجی نازل نیز به دست می‌آید.

هدف اصلی یک نازل، شتاب دادن به جریان پیشران و تولید بیشترین مقدار نیروی رانش است؛ بنابراین نیروی رانش مهم‌ترین پارامتر طراحی نازل است که از دو بخش تغییرات مومنتوم سیال خروجی از نازل و رانش فشاری تشکیل شده و از رابطه (۶) به دست می‌آید [۱۵].

$$F = \frac{A_t v_t v_e}{V_t} + (p_e - p_a) A_e = A_t p_i \sqrt{\frac{\frac{2k^2}{k-1}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)}}{\left[1 - \left(\frac{p_e}{p_i}\right)^{(k-1)/k}\right]}} + (p_e - p_a) A_e \qquad (۶)$$

رابطه (۷) نیز نشانگر ضربه کلی رانشگر است که از انتگرال‌گیری نیروی رانش در زمان کارکرد آن بدست آمده و اساسا با انرژی کلی پیشران رانشگر متناسب است.

$$I_t = \int_0^t F\,dt \qquad (۷)$$

یکی دیگر از پارامترهای مهم در تعریف عملکرد یک رانشگر ضربه ویژه بوده که نشانگر مقدار رانش به‌ازای هر واحد وزنی از جریان پیشران است. بالابودن مقدار این پارامتر به معنی عملکرد بهتر رانشگر است. ضربه ویژه برحسب مقدار رانش، نرخ جریان پیشران و شتاب جاذبه استاندارد زمین در سطح دریا از رابطه (۸) قابل‌محاسبه است.

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t \dot{m} dt} \qquad (۸)$$

با درنظرگرفتن دبی جریان به‌صورت $\dot{m} = P_i A_t / C^*$ و جایگذاری در رابطه (۸)، ضربه ویژه از رابطه (۹) حاصل می‌شود.

$$I_s = \frac{C^* k}{g_0} \sqrt{\frac{\frac{2}{k-1}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)}}{\left[1-\left(\frac{p_e}{p_i}\right)^{(k-1)/k}\right]}} \qquad (۹)$$

بر اساس روابط پیوستگی، مساحت سطح مقطع نازل با سرعت سیال در آن سطح مقطع نسبت عکس دارد. سرعت خروجی نازل از رابطه (۱۰) به دست می‌آید.

$$v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_i \left[1-\left(\frac{p_e}{p_i}\right)^{(k-1)/k}\right] + v_i^2} \qquad (۱۰)$$

سرعت پیشران در محفظه و یا ورودی نازل در شرایطی که سطح مقطع محفظه در مقایسه با گلویی نازل بزرگ باشد، بسیار کوچک بوده و بخش مربوط به آن در رابطه فوق قابل‌صرف نظر کردن است. در نتیجه رابطه معادل ساده شده برای سرعت خروجی نازل به‌صورت رابطه (۱۱) به دست می‌آید.

$$v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_i \left[1-\left(\frac{p_e}{p_i}\right)^{(k-1)/k}\right]} \qquad (۱۱)$$

باتوجه‌به رابطه (۱۱) سرعت پیشران خروجی از نازل تابعی از نسبت فشار خروجی به ورودی نازل، نسبت گرمای مخصوص، دمای ورودی نازل و ثابت ویژه پیشران است. بازده رانشگر به‌صورت نسبت انرژی جنبشی تولیدی رانشگر (ناشی از سرعت خروجی در راستای محوری) به توان الکتریکی کلی اعمالی به رانشگر مطابق رابطه (۱۲) تعریف می‌شود [۱۵].

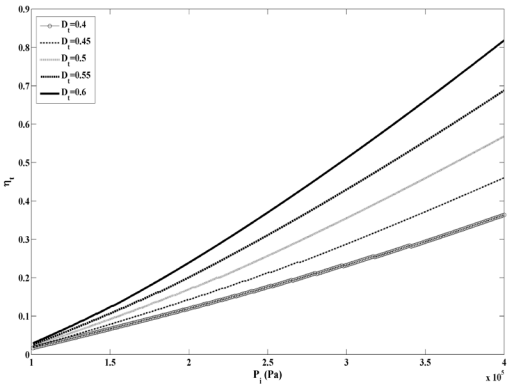
$$\eta_t = \frac{\frac{1}{2}\dot{m} v_e^2}{P} \qquad (۱۲)$$

با درنظرگرفتن نیروی رانش به‌صورت $F = \dot{m} I_s g_0$ و سرعت خروجی نازل به‌صورت $v_e = I_s g_0$، بازده رانشگر به‌صورت رابطه (۱۳) حاصل می‌شود:

$$\eta_t = \frac{F I_s g_0}{2P} \qquad (۱۳)$$

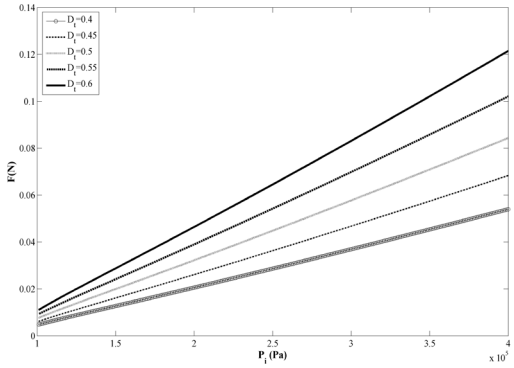
۴- تعیین مشخصات هندسی نازل با استفاده از روابط ترمودینامیکی

در این قسمت تغییرات بازده رانشگر، نیروی رانش، دبی جرمی، ضربه ویژه، عدد ماخ خروجی و قطر خروجی نازل بر اساس تغییرات فشار ورودی پیشران و تغییرات قطر گلویی نازل برای تعیین ابعاد قطر خروجی و گلویی نازل بررسی شده است. شکل ۲ تغییرات بازده رانشگر در مقابل تغییرات فشار ورودی پیشران را نشان می‌دهد.



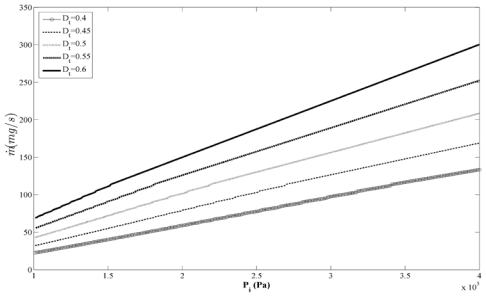
شکل (۲): تغییرات بازده رانشگر بر اساس تغییرات فشار ورودی پیشران و تغییرات قطر گلویی نازل

مشاهده می‌شود با افزایش فشار ورودی بازده رانشگر افزایش پیدا می‌کند. همچنین افزایش مساحت گلویی باعث افزایش بازده رانشگر می‌شود. شکل ۳ تغییرات نیروی رانش بر اساس تغییرات فشار ورودی را نشان می‌دهد.



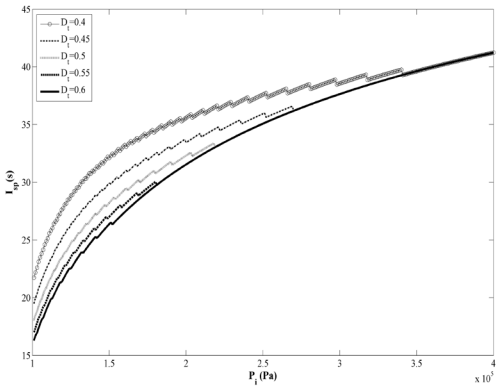
شکل (۳): تغییرات نیروی رانش بر اساس تغییرات فشار ورودی پیشران و تغییرات قطر گلویی نازل

با افزایش فشار ورودی پیشران، نیروی رانش بیشتر شده و همچنین با افزایش مساحت گلویی نازل، این نیروافزایش پیدا می‌کند. شکل ۴ تغییرات دبی جرمی را نشان می‌دهد.



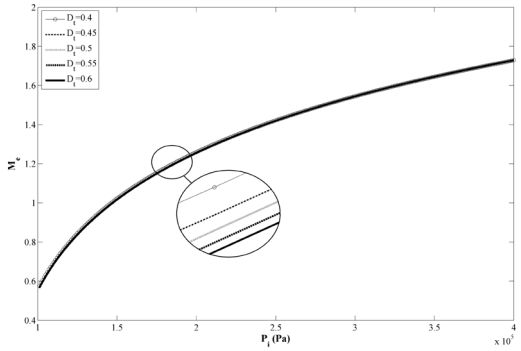
شکل (۴): تغییرات دبی جرمی پیشران بر اساس تغییرات فشار ورودی پیشران و تغییرات قطر گلویی نازل

با افزایش فشار ورودی و همچنین با افزایش قطر گلویی نازل، دبی جرمی بیشتر می‌شود. تغییرات ضربه ویژه در مقابل تغییرات فشار ورودی پیشران و همچنین تغییرات قطر گلویی در شکل ۵ نشان‌داده‌شده است.



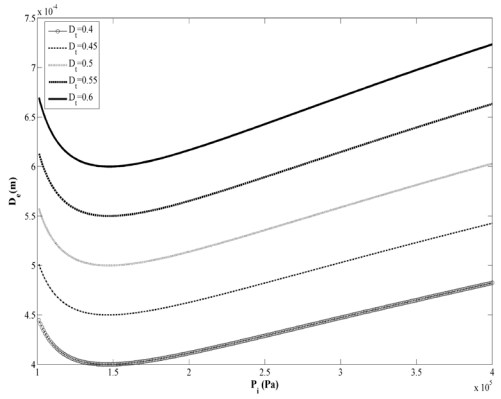
شکل (۵): تغییرات ضربه ویژه بر اساس تغییرات فشار ورودی پیشران و تغییرات قطر گلویی نازل

با مشاهده شکل ۵ نتیجه می‌شود با افزایش فشار ورودی ضربه ویژه افزایش پیدا می‌کند؛ اما با وجود افزایش نیروی رانش همچنین افزایش دبی جرمی با افزایش قطر گلویی نازل، ضربه ویژه با افزایش قطر گلویی کاهش پیدا می‌کند. تغییرات عدد ماخ خروجی نیز در شکل ۶ نشان‌داده‌شده است.



شکل (۶): تغییرات عدد ماخ خروجی بر اساس تغییرات فشار ورودی پیشران و تغییرات قطر گلویی نازل

با افزایش فشار ورودی پیشران و افزایش قطر گلویی عدد ماخ خروجی نیز افزایش پیدا می‌کند. شکل ۷ تغییرات قطر خروجی نازل بر اساس تغییرات فشار ورودی و قطر گلویی نازل را نشان می‌دهد.



شکل (۷): تغییرات قطر خروجی نازل بر اساس تغییرات فشار ورودی پیشران و تغییرات قطر گلویی نازل

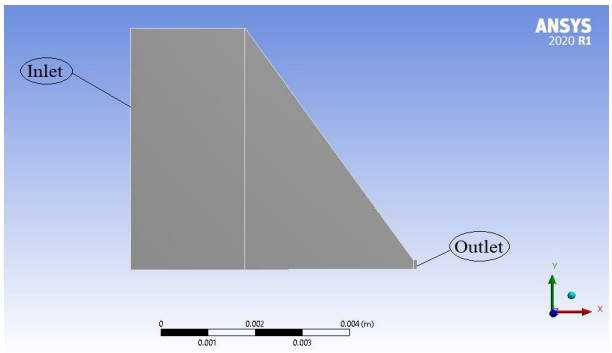
باتوجه‌به شکل ۷ نتیجه می‌شود با افزایش فشار ورودی، قطر خروجی نازل در ابتدا کاهش یافته و سپس افزایش پیدا می‌کند. همچنین افزایش قطر گلویی باعث افزایش قطر خروجی نازل می‌شود.

باتوجه‌به نتایج به‌دست‌آمده می‌توان گفت با اینکه افزایش فشار پیشران باعث افزایش بازده رانشگر می‌شود، با وجود

مطلوب‌بودن افزایش فشار اما بایستی این نکته را مدنظر داشت که فشار بالا نیاز به تجهیزات کنترل فشار دارد، بنابراین برای کاهش تجهیزات در سیستم تأمین پیشران، فشار بخار بوتان برابر با ۲/۵ bar به‌عنوان فشار کاری پیشران در نظر گرفته می‌شود. همچنین باتوجه‌به شکل ۵ کاهش قطر گلویی نازل باعث افزایش ضربه ویژه و کاهش مصرف پیشران (در نیروی رانش برابر) می‌شود؛ بنابراین باتوجه‌به اهمیت پارامتر ضربه ویژه، قطر گلویی نازل برابر با mm ۰/۴۵ در نظر گرفته می‌شود تا هم ضربه ویژه بالاتر و هم بازده رانشگر نسبتاً بالاتری به دست آید. قطر خروجی نازل نیز باتوجه‌به شکل ۷ و درنظرگرفتن فشار ورودی برابر با ۲/۵bar و قطر گلویی نازل برابر با mm ۰/۴۵ برابر mm ۰/۴۹ در نظر گرفته می‌شود. عموماً بسته به هدف از طراحی نازل، زاویه بهینه واگرایی نازل مابین ۱۲ و ۱۸ درجه تغییر کرده و زاویه واگرایی ۱۵ درجه به‌عنوان زاویه استاندارد مطرح شده است ۱۵] همچنین به دلیل محدودیت الزامات ابعاد هندسی هیتر الکتریکی، قطر ورودی نازل نیز برابر ۱۰/۸ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

۵- شبیه‌سازی جریان پیشرانه در نازل همگرا- واگرا

برای بررسی جریان سیال پیشران در داخل نازل همگرا- واگرا، جریان در داخل نازل با استفاده از نرم‌افزار CFD شبیه‌سازی شده است. هندسه موردنظر برای نازل همگرا- واگرا مطابق شکل ۸ است. جدول ۲ نیز ابعاد هندسی این نازل را نشان می‌دهد. به دلیل تقارن هندسه نازل و برای جلوگیری از حجم بالای محاسبات از هندسه دوبعدی و در حالت Axisymmetric استفاده شده است.

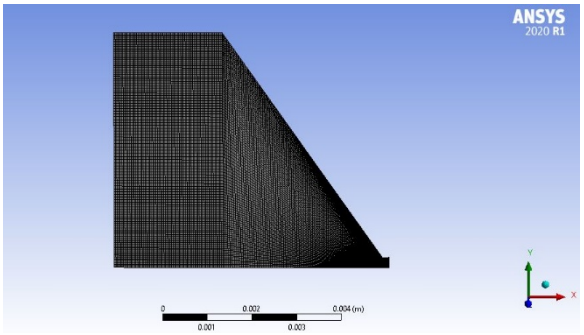


شکل (۸): هندسه دو بعدی نازل همگرا- واگرا به‌صورت Axisymmetric

جدول (۲): پارامترهای هندسی نازل همگرا- واگرا

پارامترهای هندسی	ابعاد
قطر گلویی نازل (mm)	۰/۴۵
قطر خروجی نازل (mm)	۰/۴۹
قطر ورودی نازل (mm)	۱۰/۸
زاویه واگرایی (°)	۱۵

شبکه ایجاد شده برای نازل به‌صورت دوبعدی و ترکیبی از شبکه با سازمان چهارضلعی (به دلیل سرعت حل بیشتر) است. این هندسه شبکه‌بندی در شکل ۹ نشان‌داده‌شده است.



شکل (۹): هندسه شبکه‌بندی نازل

برای هر شبکه ایجاد شده لازم است که ابتدا موضوع استقلال از شبکه بررسی شود. در نتیجه، شبیه‌سازی نازل همگرا- واگرا برای فشار خروجی برابر با فشار اتمسفر، برای پنج حالت مختلف از اعداد المان‌ها انجام شده که نتایج در جدول ۳ بر اساس پارامتر سرعت خروجی آورده شده است. همان‌طور که در این جدول مشاهده می‌شود برای تعداد بیشتر از ۲۳۰۰۰ المان، تغییرات سرعت در سطح مقطع خروجی ناچیز است؛ بنابراین، تعداد المان سیستم ۲۳۰۰۰ در نظر گرفته شده به‌طوری‌که در قسمت همگرا بیشترین ابعاد المان ۰/۰۵۱ میلی‌متر، در قسمت گلویی ۰/۰۰۰۹۶ میلی‌متر و در قسمت واگرا بیشترین ابعاد المان ۰/۰۰۱۲ میلی‌متر است.

جدول (۳): بررسی استقلال از شبکه

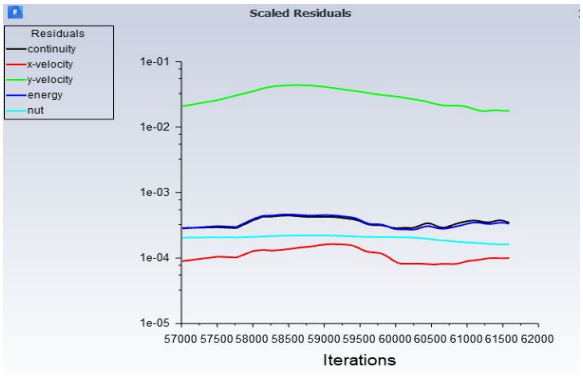
تعداد المان	سرعت خروجی (متر بر ثانیه)
۱۵۰۰۰	۳۱۰
۱۹۰۰۰	۳۳۰
۲۱۰۰۰	۳۴۰
۲۳۰۰۰	۳۶۵
۲۵۰۰۰	۳۷۰

پیشران موردنظر بوتان است که به‌صورت گاز از نازل عبور می‌کند، بنابراین به‌منظور درنظرگرفتن اثر تراکم‌پذیری سیال، از روش چگالی-مبنا استفاده شده است. علاوه بر این، مسئله به‌صورت پایا بوده و به دلیل حل هم‌زمان معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی به دلیل تراکم‌پذیری بالای سیال که در فاز گازی است، روش‌های حل غیرصریح برای استخراج پارامترهای نازل مورداستفاده قرار می‌گیرد. همچنین، دیواره نازل به‌صورت آدیاباتیک در نظر گرفته شده است. در نتیجه برای مدل‌سازی اغتشاشات ناشی از ماهیت لزج جریان و درنظرگرفتن اثرات اصطکاک دیواره‌ها، از روش اسپالارت-آلماراس استفاده شده است. این روش دارای مزایایی چون مناسب‌بودن برای جریان سیال در داخل نازل، مناسب‌بودن برای مدل‌سازی جریان برگشتی، نیاز به ارتفاع کم برای اولین المان لایه‌مرزی و همگرایی خوب برای حالت پایا می‌باشد. این روش، یک مدل آشفتگی برای جریان‌های آیرودینامیکی توسعه داده شده و همچنین یک معادله انتقال برای ویسکوزیته گردابی است [۱۶-۱۸].

در شبیه‌سازی نازل موردنظر، شرایط ورودی و خروجی نازل به‌صورت روابط (۱۴) است.

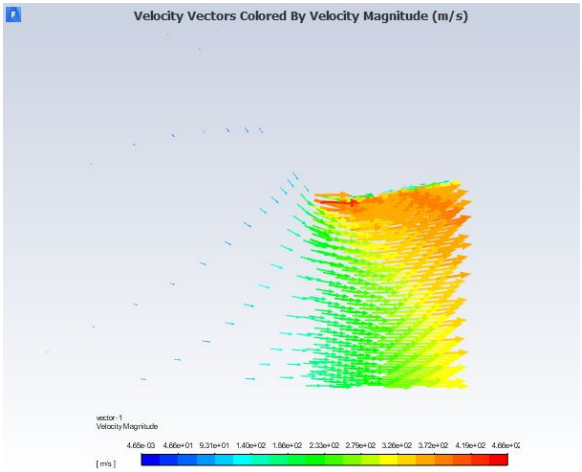
$$\begin{aligned} \dot{m}_i &= 100 \quad (^{mg}/_{s}) \\ T_i &= 430\ (K) \\ P_e &= 0.84\ (Bar) \end{aligned} \qquad (۱۴)$$

لازم به ذکر است، شرط مرزی ورودی به‌صورت mass-flow-inlet و شرط مرزی خروجی به دلیل تراکم‌پذیر بودن سیال به‌صورت pressure outlet در نظر گرفته شده است. برای بررسی همگرایی حل، از نمودار باقی‌مانده‌های حل معادلات استفاده می‌شود. شکل ۱۰ نمودار باقیمانده‌های حل معادلات (برای ۵۰۰۰ حل آخر) را نشان می‌دهد.



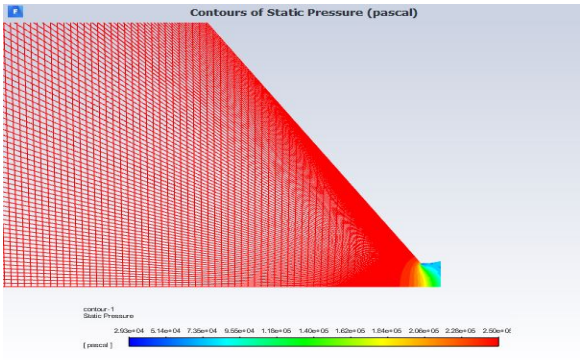
شکل (۱۰): مقادیر باقی‌مانده‌های حل

در شکل ۹ مشاهده می‌شود روند باقی‌مانده‌ها کاهشی بوده و این مقادیر با ادامه حل از محدوده مشخصی کمتر نشده‌اند. مطابق نمونه‌های مشابه حل جریان نازل، مقادیر باقی‌مانده‌های حل برای پارامترهای مهم سرعت (سرعت در جهت بردار رانش) تا کمتر از ۰/۰۰۱ قابل‌قبول است [۱۹]. بر این اساس، بردار سرعت پیشران در داخل نازل همگرا-واگرا در شکل ۱۱ نشان‌داده‌شده است.

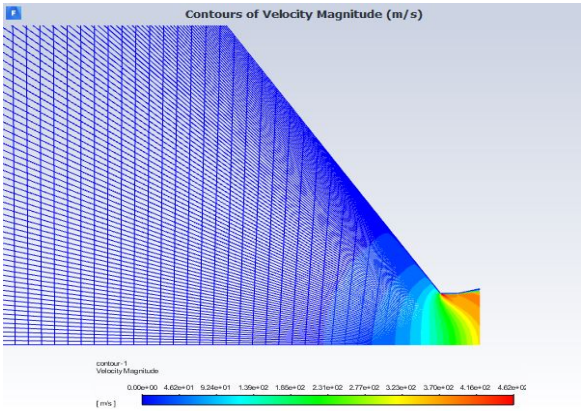


شکل (۱۱): بردارهای سرعت جریان پیشرانه بوتان

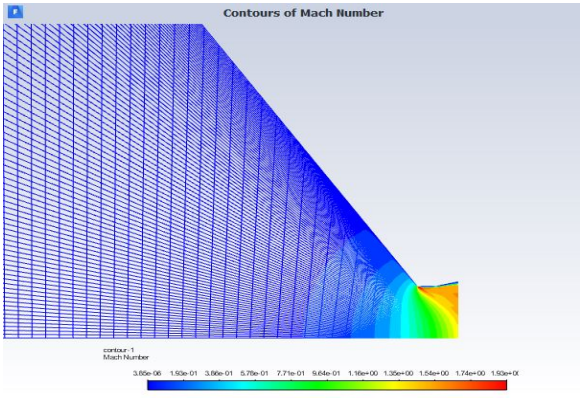
باتوجه‌به بردار سرعت در حالت فشار خروجی برابر با فشار bar ۰/۸۴، جریان برگشتی در سطح مقطع خروجی نازل مشاهده نمی‌شود. نمودار تغییرات سرعت، تغییرات فشار، تغییرات عدد ماخ و دمای داخل نازل نیز در شکل ۱۲ نشان‌داده‌شده است.



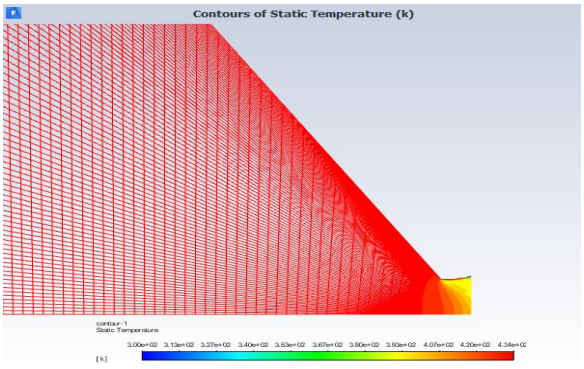
(الف)



(ب)



(ج)



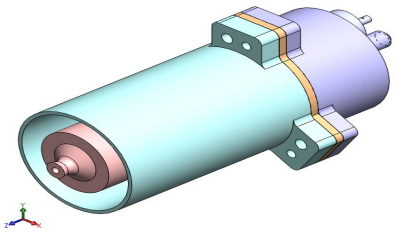
(د)

شکل (۱۲): (الف) تغییرات فشار، (ب) تغییرات سرعت، (ج) تغییرات عدد ماخ و (د) تغییرات دمای جریان سیال داخل نازل

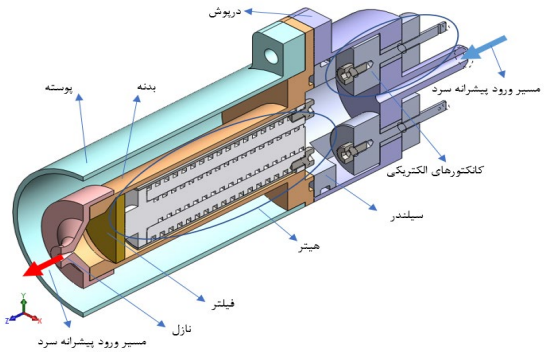
همان‌طور که مشاهده می‌شود بیشینه فشار جریان سیال در نازل فشار ورودی بوده که با گذر سیال از قسمت گلویی و ورود به قسمت واگرا کاهش می‌یابد. همچنین با رسیدن جریان به گلویی نازل و عبور از آن و واردشدن به قسمت واگرا سرعت سیال افزایش‌یافته و این مقدار در خروجی نازل برابر با ۳۷۰ m/s است. عدد ماخ در قسمت همگرا نیز کمتر از یک بوده و در گلویی برابر یک است. با گذر سیال از گلویی و رسیدن به قسمت واگرا عدد ماخ بیشتر از یک بوده و جریان سیال به جریان فراصوت تبدیل می‌شود، به‌طوری‌که عدد ماخ در خروجی نازل برابر ۱/۴ است. علاوه بر این دمای سیال با عبور از قسمت همگرا و گلویی نازل و همچنین با گذر از قسمت واگرا کاهش می‌یابد. با مشاهده نتایج حاصل از شبیه‌سازی جریان سیال پیشران در داخل نازل نتیجه می‌شود روند طراحی ارائه شده برای نازل صحه‌گذاری می‌گردد. با تأیید روند طراحی، نازل موردنظر ساخته شده و مونتاژ مجموعه رانشگر جت مقاومتی تکمیل می‌شود.

۶- پیکربندی رانشگر جت مقاومتی

پس از مراحل طراحی هیتر و نازل همگرا-واگرا، شکل ۱۳ رانشگر جت مقاومتی طراحی شده و نمای برش خورده آن را نشان می‌دهد. در محصول طراحی شده پیشرانه سرد از راهگاه تعبیه شده در درپوش و از مسیری نمایش‌داده‌شده وارد درپوش شده و سپس به مسیر مارپیچ داخلی هیتر هدایت می‌شود. پیشرانه پس از عبور از هیتر و افزایش انرژی جنبشی از فیلتر قرار داده شده عبور کرده و وارد نازل می‌شود. پیشرانه خارج شده از نازل با کاهش دما و تبدیل انرژی جنبشی به انرژی پتانسیل و به کمک تکانه ایجاد شده باعث ایجاد نیروی رانش در خلاف جهت حرکت خود می‌شود.



(الف)



(ب)

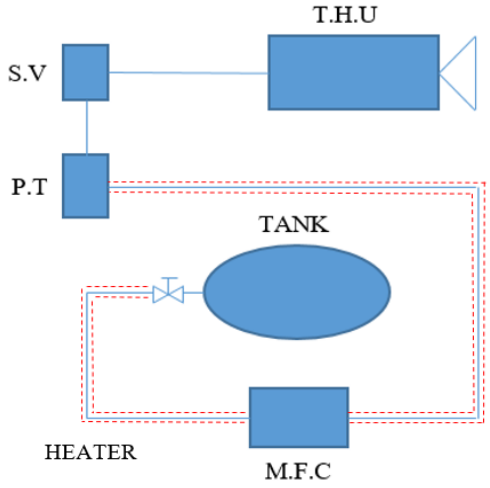
شکل (۱۳): (الف) رانشگر جت مقاومتی طراحی شده و (ب) نمای برش خورده رانشگر

جهت رفع مشکل محدودیت عمر مجموعه به دلیل ابعاد گلویی نازل، از فیلترهایی با ابعاد تخلخل زیر ۱۰ میکرون و چگالی حجمی ۲۰ الی ۳۰ درصد استفاده می‌شود. قطعه اصلی مجموعه هد رانشگر جت مقاومتی که سایر قطعات بر روی آن مونتاژ می‌شود، سیلندر است. این قطعه به شکل تقریبی استوانه‌ای‌شکل بوده و هیتر طراحی و ساخته شده در داخل آن قرار داده می‌شود. پوسته طراحی شده برای هد رانشگر جت مقاومتی نیز یک استوانه با جداره نازک یک میلی‌متری می‌باشد. این پوسته در فضای بین نازل و زائده‌های مونتاژ محفظه هد رانشگر مونتاژ می‌شود. همچنین به‌منظور افزایش سرعت سیال و کاهش فشار آن به هنگام خروج از هد رانشگر، از نازل همگرا- واگرا در بخش هد استفاده می‌شود.

به‌منظور محکم‌کننده آب‌بندی از بوش، برای جلوگیری از برخورد سیم‌های هادی با درپوش، از بوش عایق الکتریکی و همچنین برای نگهدارنده سیم‌های انتقال جریان الکتریسیته به‌منظور اعمال اختلاف‌پتانسیل به دو سر هیتر از پیچ اتصال الکتریکی و مهره اتصال الکتریکی استفاده می‌شود. علاوه بر این درپوش به دلیل ایجاد امکان تزریق پیشرانه به داخل محفظه و عبور سیم‌های انتقال جریان الکتریسیته، طراحی و مدل‌سازی می‌شود. با فشرده‌شدن اورینگ‌های مونتاژ شده در داخل شیارهای در نظر گرفته شده آب‌بندی جریان پیشرانه ممکن خواهد شد. با استفاده از رابط اتصال پیشرانه نیز مجموعه رانشگر جت مقاومتی به محل تزریق گاز متصل می‌شود.

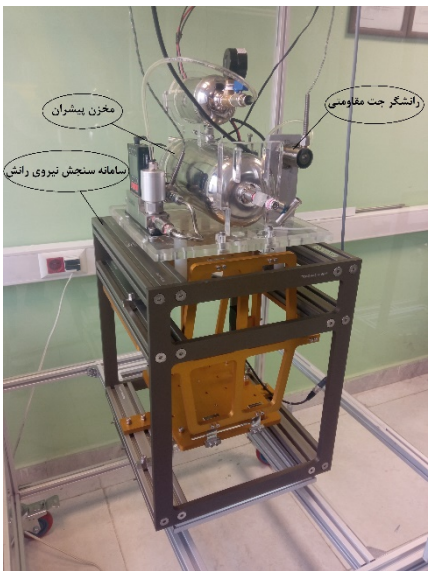
۷- صحه‌سنجی با آزمون تجربی

یک سیستم پیشرانش جت مقاومتی شامل سه بخش هد رانشگر، بخش ذخیره و انتقال سوخت و بخش تأمین توان می‌باشد. پس از ساخت رانشگر جت مقاومتی، آزمون تجربی آن در شرایط اتمسفر انجام می‌گیرد. بخش ذخیره سوخت بوتان، شامل یک کپسول استوانه‌ای‌شکل با تحمل فشار محدود و نسبتاً پایین است که بدون نیاز به رگولاتور و تجهیزات خاصی، پیشران موردنیاز سیستم را تأمین می‌کند. به‌منظور اطمینان از کاهش احتمال وجود قطرات مایع در جریان پیشران از پیش گرم مسیر استفاده می‌شود. همچنین برای اندازه‌گیری دبی جرمی پیشران از کنترل‌کننده جرمی استفاده می‌شود. فشار مشاهده شده بر روی کنترل‌کننده جرمی برابر فشار مخزن بوده و فشار پیشران قبل از ورود به رانشگر نیز به‌وسیله ترانسی متر فشار اندازه‌گیری می‌شود. بخش هد رانشگر شامل مبدل حرارتی برای گرم‌کردن گاز و نازل همگرا - واگرا جهت تبدیل انرژی گرمایی به جنبشی می‌باشد. در این آزمون توان ۳۰ وات به مدت ۸ دقیقه به مبدل حرارتی اعمال شده که این توان تا بازه ٪۵± کنترل می‌شود. سپس با اعمال جریان به شیر سلونوئیدی، پیشران از مخزن به سمت هد رانشگر حرکت کرده و با گرم‌شدن از آن خارج می‌شود. شکل ۱۴ شماتیک بستر آزمون سیستم پیشرانش جت مقاومتی را نشان می‌دهد.



شکل (۱۴): شماتیک بسترآزمون تجربی سیستم پیشرانش جت مقاومتی

سامانه سنجش نیروی رانش از نوع پاندول معکوس بوده که به دلیل پایین‌بودن سطح رانش و ابعاد کوچک نازل برای اندازه‌گیری نیروی رانش مناسب می‌باشد [۲۰]. این سامانه کالیبره شده و عملکرد آن باتوجه‌به نتایج آزمون‌های متعدد قبلی مورد تأیید است. لازم به ذکر است که عدم قطعیت سامانه سنجش نیروی رانش کمتر از ۵ درصد می‌باشد. همچنین مطابق مرجع [۱۵] داده‌های به‌دست‌آمده برای نیروی رانش با استفاده از روابط ترمودینامیکی برای نازل ایده‌آل معتبر هستند؛ اما در نازل واقعی مقداری افت وجود داشته و در نتیجه‌بخشی از انرژی پیشران به انرژی جنبشی سیال خروجی تبدیل نمی‌شود. این تلفات در اثر واگرایی خروجی نازل، تلفات ناشی از درنظرنگرفتن لایه‌مرزی در مدل تحلیلی، وجود احتمالی قطرات مایع در داخل پیشران ورودی به نازل و تفاوت خواص پیشران مورداستفاده با گاز ایده‌آل هستند؛ بنابراین بیشترین خطا مابین محاسبات نیروی رانش در حالت نظریه و حالت واقعی برای پیشرانه بوتان ۶٪ می‌باشد. نمایی از آزمون تجربی سیستم پیشرانش جت مقاومتی و اندازه‌گیری نیروی رانش در شکل ۱۵ نشان‌داده‌شده است. این آزمون سه بار تکرار شده و نتایج آن همراه با داده‌های متناظر حاصل از مدل‌سازی تحلیلی، در جدول ۴ نشان‌داده‌شده است.



شکل (۱۵): آزمون تجربی سیستم پیشرانش جت مقاومتی: ۱- رانشگر جت مقاومتی، ۲- سامانه سنجش نیروی رانش و ۳- مخزن پیشران

جدول (۴): نتایج آزمون تجربی و مدل‌سازی تحلیلی

	آزمون شماره یک		آزمون شماره دو		آزمون شماره سه	
پارامتر	نظریه	تجربی	نظریه	تجربی	نظریه	تجربی
$\dot{m}$ (mg/s)	۱۰۱/۳	۱۰۱	۹۷/۴	۹۶/۸	۱۰۰/۵	۱۰۰/۳
P (bar)	۲/۴	۲/۴	۲/۴	۲/۴	۲/۳	۲/۳
Ti (K)	۴۲۵	۴۲۵	۴۳۰	۴۳۰	۴۲۶	۴۲۶
F (mN)	۳۵/۵	۳۲/۳	۳۴/۱	۳۰/۹	۳۳/۸	۳۲/۳
I_s (s)	۳۵/۶	۳۲/۶	۳۵/۷	۳۲/۶	۳۵/۱۵	۳۲/۸
خطای نسبی نیروی رانش	۹٪		۹٪		۴/۵٪	
خطای نسبی ضربه ویژه	۸/۵٪		۸/۸٪		۶/۷٪	

با مقایسه نتایج آزمون‌های تجربی و داده‌های مدل‌سازی تحلیلی مشاهده می‌شود که خطای نسبی نیروی رانش و ضربه ویژه در محدوده قابل‌قبولی قرار داشته و روند طراحی رانشگر جت مقاومتی صحه‌گذاری می‌شود؛ بنابراین می‌توان از روش ارائه شده برای طراحی یک رانشگر جت مقاومتی با الزامات مشخص استفاده کرد.

۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله یک رانشگر جت مقاومتی با قابلیت آزمون در شرایط خروجی اتمسفر طراحی و ساخته شد. پیشران مورداستفاده گاز بوتان بوده که به علت فشار بخار پایین نیازی به رگولاتور ندارد. هیتر الکتریکی و نازل موجود در رانشگر از جمله المان‌های مهم برای طراحی هستند. هیتر الکتریکی در حالت انتقال حرارت مستقیم به دلیل بازده بالا طراحی شده است. همچنین یک نازل همگرا- واگرا برای کاهش فشار جریان سیال و افزایش سرعت آن با استفاده از روابط ترمودینامیکی طراحی شده و جریان سیال با استفاده از نرم‌افزار CFD شبیه‌سازی شده است. در ادامه رانشگر جت مقاومتی بر اساس طراحی انجام‌یافته ساخته شده و آزمون‌های تجربی برای بررسی پارامترهای عملکردی رانشگر از

جمله نیروی رانش و ضربه ویژه با اعمال توان ۳۰ وات به هیتر الکتریکی تعبیه شده در هد رانشگر انجام شده است. با انجام آزمون‌های تجربی و مقایسه پارامترهای عملکردی به‌دست‌آمده از روابط ترمودینامیکی مشاهده می‌شود درصد خطای نسبی نیروی رانش و ضربه ویژه در محدوده قابل‌قبولی قرار دارد. نتایج حاصل از این تحقیق می‌تواند برای الگوبرداری جهت اتخاذ تصمیم نهایی در طراحی یک سیستم پیشرانش جت مقاومتی به کار گرفته شود.

۹- مراجع

1. Gibbon D., and Baker A.M., “Development of 50 – 100 milli Newton level thrusters for low cost small spacecraft”, Jo. Pro. Conf. & Ex, Indianapolis, Indiana, 2002.
2. Gibbon D., and Baker A.M., “The design, development and in-flight performance of a low power resistojet thruster”, Jo. Pro. Conf. & Ex, Huntsville, Alabama, 2003.
3. Gibbon D., and Coxhill I.G., “The design, development and in-flight operation of a water resistojet micropropulsion system”, Jo. Pro. Conf. & Ex, Fort Lauderdale, Florida, 2004.
4. Coxhill I.G., and Gibbon D., “A xenon resistojet propulsion system for microsatellites”, Jo. Pro. Conf. & Ex, Tucson, Arizona, 2005.
5. Smit P., “Resistojet thruster design and development programme”, Jo. Pro. Conf. & Ex, Sacramento, California, 2006.
6. Cifali G., Gregucci S., Andreussi T., and Andrenucci M., “Resistojet thrusters for auxiliary propulsion of full electric platforms”, IEPC, Atlanta, Georgia, USA, 2017.
7. Romei F., Grubisic A.N., and Gibbon D., “Manufacturing of a high-temperature resistojet heat exchanger by selective laser melting”, Acta Astronaut. Vol. 138 , pp: 356-368, 2017.
8. Robinson M., Grubisic A., Rempelos G., Romei F., Ogunlesi C., and Ahmed S., “Endurance testing of the additively manufactured STAR resistojet”, Mater. Des. . Vol. 180, 2019.
9. Kindracki J, Paszkiewicz P., and Mezyk L., “Resistojet thruster with supercapacitor power source – design and experimental research”, Aerosp. Sci. Technol. Vol. 92, pp: 847–857, 2019.
10. Koizumi H., Asakawa J., Nakagawa Y., Nishii K., Takao Y., Nakano M., and Funase R., “Assessment of micropropulsion system unifying water ion thrusters and water resistojet thrusters”, J. Spacecr. Rockets. Vol. 56, No. 5, pp: 1400-1408, 2019.
11. Nakagawa Y., Iwakawa A., Kameyama Sh., Kikuchi T., Yaginuma K., Asakawa J., and Koizum H., “On-orbit demonstration of the water resistojet propulsion system on commercial 6U-Sat SPHERE-1 EYE”, SmallSat. Utah State University, Logan,USA, 2023.
12. Romei F., Grubišić A., Lasagna D., and Gibbon D., “Multiphysics model validation of resistojets with concentric tubular heat exchanger”, EUCASS, Milan, Italy, 2017.
13. Morren W.E., and Stone J., “Development of a liquid-fed water resistojet”, NASA Lewis Research Center, 1988.
14. Darfilal D., Khatir M., and Rustem A.A., “Resistojet propulsion system for small satellit”, Int. Conf. RAST, Istanbul, Turkey, 2019.
15. Sutton G.P., and Biblarz O., “Rocket propulsion elements”, John Wiley & Sons, New Jersey, United States, 2017.
16. Najjar N.A., Dandotiya D., and Farooq A.N., “Comparative analysis of K-ε and Spalart-Allmaras turbulence models for compressible flow through a convergent-divergent nozzle”, Int. J. Eng. Sci, Vol. 2, No. 8, pp: 08-17, 2013.
17. Spalart P.R. and Allmaras S.R., “A One Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows”, Re Aer, Vol. 1, pp: 5-21, 1994.
18. Pasandidefar M., and Mohammad A., “Investigation and modification of spalart-allmaras turbulence model and its application to flow over a NACA 0012 airfoil”, Journal of Fluid Mechanics and Aerodynamic, Vol. 5, No. 2, pp: 71-81, 2017 (In Persian).
19. Mankavi F. and Moghaddas M. H., “Analysis, Simulation, Development and Test of a Liquified gas thruster for a specific micro satellite”, M. Sc. Thesis, Malek-Ashtar University of Tehnology, Department of Aerospace Engineering, 2011 (In Persian).
20. Dehnad M., Farhid M., Akhbari S., and Esmaeili A., “Investigating the effect of geometrical parameters on the performance of a thrust measurement stand and optimizing its design using Genetic Algorithm”, Journal of Aerospace Mechanics, Vol. 19, No. 1, 2023 (In Persian).