



Available in:  
Journal.isrc.ac.ir

Journal of  
Space Science, Technology  
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 27-34  
2023

DOI:

10.22034/jsssta.2022.326592.1050

### Article Info

Received: 2022-01-26  
Accepted: 2022-12-13

### Keywords

Monopropellant, Hydrazine,  
thruster, Pulse Mode

### How to Cite this article

Mohamad Ali Amirifar, Alireza Rajabi, Nooredin Ghadiri Masoom, Zahra Amirsardari, "Pulse-mode Performance Evaluation of a Monopropellant Hydrazine Thruster", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 27-34, 2023.

## Pulse-mode Performance Evaluation of a Monopropellant Hydrazine Thruster

Mohamad Ali Amirifar<sup>1\*</sup>, Alireza Rajabi<sup>2</sup>, Nooredin Ghadiri Masoom<sup>3</sup>,  
Zahra Amirsardari<sup>4</sup>

- 1., Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, [ma.amirifar@isrc.ac.ir](mailto:ma.amirifar@isrc.ac.ir)
2. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, [alirezaarajabi@gmail.com](mailto:alirezaarajabi@gmail.com)
3. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, [n.ghadiri@isrc.ac.ir](mailto:n.ghadiri@isrc.ac.ir)
4. Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, [amirsardari@ut.ac.ir](mailto:amirsardari@ut.ac.ir)  
\*Corresponding Author

### Abstract

In this study, the pulse mode performance of a monopropellant hydrazine thruster has been studied. For this purpose, a laboratory sample of a monopropellant hydrazine thruster under atmospheric pressure was fabricated and tested. The catalyst of this thruster is synthesized natively. The pulse mode performance of this monopropellant hydrazine thruster has been evaluated experimentally and the results have been presented. The results of this study show that the monopropellant hydrazine thruster made with a synthesized catalyst produces reproducible impulses for pulses less than 10 milliseconds wide. The minimum impulse of this monopropellant hydrazine thruster is measured at 32 mNS. Also, the standard deviation of the impulse is less than 6% for 100 pulses. The thruster response time is also very reproducible. The results of this study showed that the centroid of the thruster changes linearly with the pulse width. However, the transient behavior of the chamber pressure is relatively slow, leading to a large centroid.



دسترس پذیر در نشانی:  
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه

علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۳۴-۲۷  
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:

10.22034/jssta.2022.326592.1050

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۰۶

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۲

واژه‌های کلیدی

رانشگر، تک پیشرانه، هیدرازینی،  
تراستر، پالس

نحوه استناد به این مقاله

محمدعلی امیری فر، علیرضا رجبی،  
نورالدین قدیری معصوم، زهرا  
امیرسرداری. "ارزیابی عملکرد حالت  
پالس یک رانشگر تک پیشرانه  
هیدرازینی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و  
کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره  
اول، صفحات ۲۷-۳۴، ۱۴۰۲.

## ارزیابی عملکرد حالت پالس یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی

محمدعلی امیری فر<sup>۱\*</sup>، علیرضا رجبی<sup>۲</sup>، نورالدین قدیری معصوم<sup>۳</sup>، زهرا امیرسرداری<sup>۴</sup>

۱. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، تهران، ایران، (نویسنده مسئول) ma.amirifar@isrc.ac.ir
۲. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، تهران، ایران، alirezaarajabi@gmail.com
۳. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، تهران، ایران، n.ghadiri@isrc.ac.ir
۴. پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی ایران، تهران، ایران، amirsardari@ut.ac.ir

### چکیده

در این پژوهش عملکرد حالت پالس یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی مورد مطالعه قرار گرفته است. به این منظور نمونه آزمایشگاهی یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی در شرایط فشار اتمسفریک ساخته شد و مورد آزمون قرار گرفت. کاتالیست این رانشگر به صورت بومی سنتز شده است. عملکرد حالت پالس این رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی به صورت تجربی ارزیابی شده و نتایج آن ارائه شده است. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی ساخته شده همراه با کاتالیست سنتز شده، ضربه‌های تکرارپذیری را برای عرض پالس‌های کمتر از ۱۰ میلی‌ثانیه تولید می‌کند. حداقل ضربه این رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی ۳۲ میلی‌نیوتن ثانیه اندازه‌گیری شده است. همچنین، انحراف معیار ضربه تولیدی، کمتر از ۶ درصد برای ۱۰۰ پالس است. زمان پاسخ رانشگر نیز بسیار تکرارپذیر است. نتایج این پژوهش نشان داد که مرکز پالس رانشگر به طور خطی با عرض پالس تغییر می‌کند. با این حال، رفتار گذرای فشار محفظه نسبتاً کند است و منجر به مرکز پالس بزرگ می‌شود.

طولانی، تولید بومی یک کاتالیست قابل اعتماد برای تجزیه هیدرازین اجتناب‌ناپذیر است.

کیم<sup>۴</sup> و همکارانش در سال ۲۰۱۵ میلادی با استفاده از نتایج تست گرم یک تراستر تک پیشرانه هیدرازینی ۷۰ نیوتنی، پارامترهای عملکردی نظیر فشار، دما و دبی جرمی را بر حسب مقادیر مختلف طول مشخصه محفظه تراست ارزیابی نمودند [۵]. طراحی انژکتور، سیکل کاری و عرض پالس برای تغییرات فشار بیشینه یک تراستر تک پیشرانه هیدرازینی، همراه با دوره تناوب توسط گروه اشमित<sup>۵</sup> و همکاران ارائه شده است [۶]. موینیان<sup>۶</sup> ضربه نرمال شده با تراست نامی را برای سه تراستر تک پیشرانه هیدرازینی ۰/۴۵ نیوتنی محاسبه نمود [۷].

برنامه توسعه رانشگرهای تک پیشرانه هیدرازینی در پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی پژوهشگاه فضایی ایران در حال انجام است. در فاز اول این برنامه، نمونه آزمایشگاهی رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی طراحی و ساخته شد [۸، ۹]. نیروی رانش اسمی این رانشگر در شرایط خلا، ۱ نیوتن بوده و با یک نازل کوتاه ساخته شده تا برای آزمون‌های عملکردی در شرایط اتمسفریک مناسب باشد. کاتالیست این رانشگر نیز داخل مجموعه با کمک برخی شرکت‌های داخلی ساخته شده است [۱۰]. روش توسعه و ساخت کاتالیست این رانشگر در پژوهش انجام شده توسط امیرسرداری و همکاران گزارش شده است [۱۱]. در این پژوهش، عملکرد کاتالیست ساخته شده در نمونه آزمایشگاهی رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی مورد ارزیابی قرار گرفته و عملکرد حالت پالسی رانشگر ارزیابی شده است، همچنین، در گزارش دیگر توسط تیم تحقیقاتی، عملکردی از این تراستر ارائه شده است [۱۲].

در این مقاله، نتایج آزمون‌های انجام شده گزارش می‌شود. ابتدا جزئیات آزمون و روش انجام آن تشریح شده و سپس نتایج آن ارائه شده و مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. در نهایت، یک نتیجه‌گیری در مورد عملکرد حالت پالسی رانشگر ارائه می‌شود.

رانشگرهای تک پیشرانه هیدرازینی به طور گسترده برای کنترل وضعیت و حفظ موقعیت ماهواره‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند. کنترل دقیق یک ماهواره نیاز به ضربه‌های کوچکی دارد که به طور سریع و تکرارپذیر تولید شود. بنابراین، توانایی حداقل ضربه<sup>۱</sup> تولیدی رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی از اهمیت بالایی برخوردار است. حداقل ضربه، کوچک‌ترین ضربه‌ای است که توسط یک رانشگر در سطح معینی از تکرارپذیری تولید می‌شود. این تکرارپذیری تضمین می‌کند که دینامیک ماهواره قابل پیش‌بینی خواهد بود. از سوی دیگر باید توجه داشت که بین فرمان و ضربه تولیدی، یک تاخیر زمانی محدود وجود دارد که لازم است مورد بررسی قرار گیرد. هر چقدر تاخیرهای زمانی کم‌تر باشد، از دیدگاه کنترل ماهواره، مطلوب‌تر است. بنابراین، یک رانشگر کنترلی باید قادر به تولید ضربه‌های کوچک، سریع و تکرارپذیر باشد [۱].

در رانشگرهای تک پیشرانه هیدرازینی، هیدرازین طی فرایند تجزیه کاتالیستی، به هیدروژن، نیتروژن و آمونیاک تجزیه می‌شود. سپس این گازها از طریق یک نازل به فشار محیط منبسط شده و تولید نیروی رانش می‌کنند. برای تجزیه هیدرازین، از کاتالیست ایریدیوم بر پایه گاما - آلومینا استفاده می‌شود. پایه گاما - آلومینا، سطح بزرگی را برای فلز فعال (ایریدیوم) فراهم می‌کند و این کار، سرعت واکنش را به طور چشم‌گیری افزایش می‌دهد. نانوذرات ایریدیوم بر روی گرانول‌های کرومی آغشته می‌شوند.

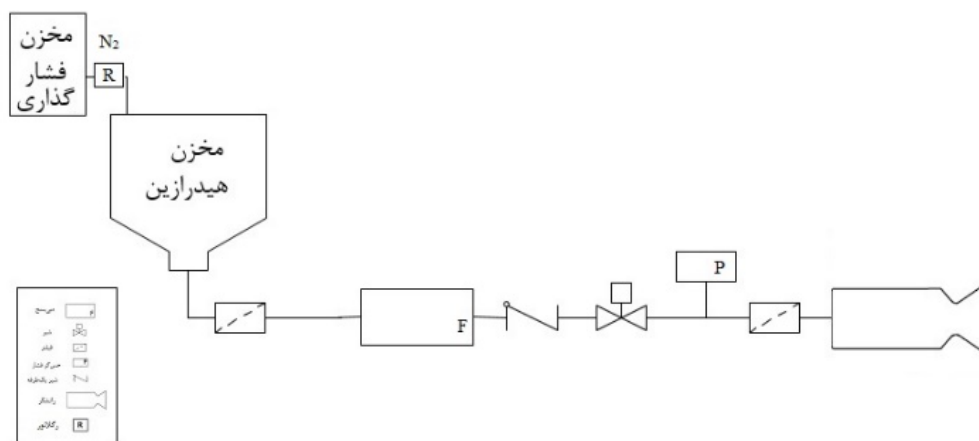
رانشگرهای تک پیشرانه هیدرازینی از سال ۱۹۶۰ و از زمانی که کاتالیست شل ۲۴۰۵ معرفی شد استفاده می‌شوند [۲]. بسیاری از ماهواره‌ها، از این رانشگرها برای کنترل وضعیت و حفظ موقعیت استفاده کرده‌اند که اغلب آن‌ها از شل ۴۰۵ یا جایگزین آن، اس ۳۴۰۵ به عنوان کاتالیست استفاده کرده‌اند [۳]. تعداد کمی از توسعه‌دهندگان، کاتالیست جایگزینی را برای رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی مانند H-KC12GA پیشنهاد کرده‌اند [۴]. به هر حال، برای توسعه پایدار فناوری فضایی در مدت

4 Kim  
5 Schmitz  
6 Moynihan

1 Minimum Impulse  
2 Shell-405  
3 S-405

## ۲- مشخصات آزمون

شماتیک مسیر تامین پیشرانه در شکل ۱ نمایش داده شده است. از قطعات متفاوتی از جمله مخزن، فیلترهای ۱۰ میکرونی وی لاک<sup>۱</sup>، دبی سنج برونکهورست<sup>۲</sup>، حسگر فشار تی ام ال<sup>۳</sup> و رانشگر است.



شکل ۱. شماتیک مسیر تامین پیشرانه رانشگر

### ۲-۱- رانشگر

اجزای رانشگر ساخته شده که به آن رانشگر ISRC گفته می شود، در شکل ۲ نشان داده شده است. دو سوراخ در بدنه رانشگر برای اندازه گیری فشار گاز تعبیه شده است؛ یکی در ابتدای محفظه رانش (حسگر فشار 20 MPa TML) و دیگری درست قبل از قسمت همگرای نازل (حسگر فشار Smart Biene SBP3). علاوه بر آن، دو سوراخ برای اندازه گیری دمای گاز تعبیه شده است؛ یکی در وسط و دیگری در انتهای محفظه رانش. دما با استفاده از ترموکوپل نوع K مدل Jumo اندازه گیری می شود. کاتالیست ایریدیوم بر پایه گاما-آلومینا به شکل گرانولهایی با قطر ۱ تا ۲ میلی متر ساخته شده است. بارگذاری فلز فعال در کاتالیست معادل ۳۰ درصد وزنی بوده است. سطح ویژه کاتالیست با استفاده از تکنیک BET<sup>۴</sup> برابر با ۹۵ مترمربع بر گرم اندازه گیری شده است. پیشرانه ۹۹/۸ درصد هیدرازین خالص است.

فشارگذاری توسط مخزن پرفشار گاز نیتروژن و به کمک رگولاتور فشار انجام می شود. دو عدد فیلتر ۱۰ میکرون از ورود آلودگیها به رانشگر و مسدود کردن انژکتور جلوگیری می کند. یک عدد شیر کنترلی امکان قطع و وصل کردن جریان پیشرانه را فراهم می کند. به منظور محدود کردن هر گونه جریان برگشتی احتمالی، از یک شیر یک طرفه استفاده می شود. یک عدد دبی سنج برونکهورست نرخ جریان جرمی پیشرانه را اندازه گیری می کند. یک حسگر فشار TML برای اندازه گیری فشار تزریق در بالادست فیلتر شیر رانشگر به کار برده می شود. برای اندازه گیری نیروی رانش، رانشگر به یک نیروسنج TML TCLZ-20NA متصل شده است.

3 TML  
4 BrunauerEm- mettTeller

1 Veelock  
2 Bronkhorst

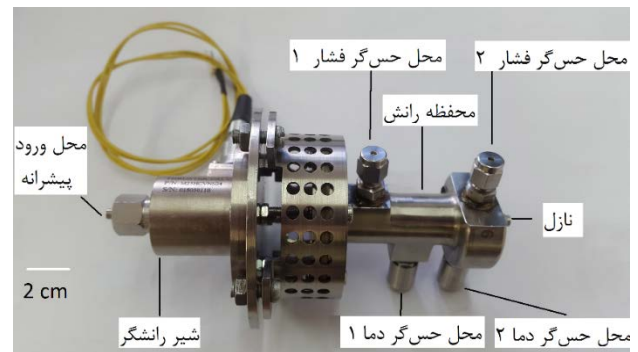
### ۳- ارزیابی نتایج

ارزیابی نتایج آزمون شامل مشخصات حالت پالسی و پاسخ زمانی است که در ادامه به آن پرداخته می‌شود.

#### ۳-۱- مشخصات حالت پالسی

رانشگر در پاسخ به فرمان‌های کوتاه کاملاً تکرارپذیر عمل کرده است. در شکل ۳ تکرارپذیری پالس‌ها به طور کیفی نمایش داده شده است. مشخصه تکرارپذیری از نظر فواصل اطمینان در پاراگراف‌های بعدی کمی‌سازی خواهد شد.

پالس‌های زمانی شکل ۳ شامل ۲۰۰ میلی‌ثانیه روشن و ۸۰۰ میلی‌ثانیه خاموش است. مدت کوتاهی پس از فرمان، فشار محفظه به مقدار فشار طراحی افزایش یافته و پس از مدتی به تدریج به صفر می‌رسد.

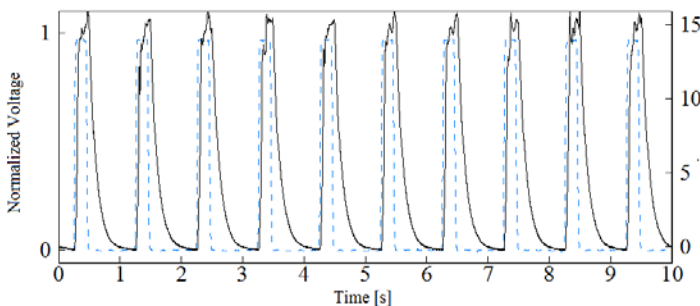


شکل ۲. رانشگر ISRC و اجزای آن

#### ۲-۲- فرایند آزمون

فرایند آزمون رانشگر شامل دو بخش بوده است: حالت پایا و حالت پالسی. در بخش اول، هر آزمون رانشگر حدوداً ۶۰۰ ثانیه کار می‌کرد و تا دمای حلت پلایای خود گرم می‌شد. در بخش دوم، پالس‌هایی با دوره‌ها و چرخه‌های کاری مختلف بر روی رانشگر اعمال می‌شد. چرخه کاری به عنوان نسبت میان چرخه فعال پالس بر کل چرخه تعریف می‌شود. چرخه کاری در این آزمون‌ها بین ۱ تا ۵۰ درصد متغیر بوده است. منظور از عرض پالس، زمان اعمال ولتاژ به شیر رانشگر است. مرکز پالس، فاصله زمانی بین لحظه اعمال ولتاژ تا تولید ۵۰٪ ضربه توسط رانشگر است. همچنین، سیکل کاری، نسبت عرض پالس به دوره تناوب است. برای مثال، در پالس‌هایی با عرض ۰/۲ ثانیه و دوره تناوب یک ثانیه، سیکل کاری ۲۰٪ است. در این پالس‌ها، فرمان اعمالی به صورت متناوب ۰/۲ ثانیه فعال و ۰/۸ ثانیه غیرفعال بوده است. دوره‌های حالت پالسی نیز بین ۰/۲ تا ۲ ثانیه متغیر بوده است. روند بخش حالت پالسی آزمون‌ها به شرح زیر است:

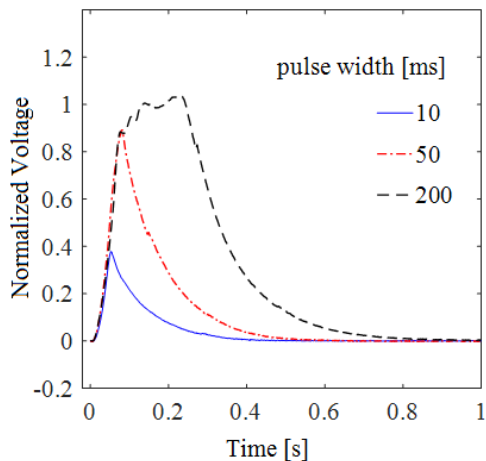
- (۱) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۲ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪.
- (۲) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪.
- (۳) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۰/۴ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪.
- (۴) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۰/۲ ثانیه و سیکل کاری ۵۰٪.
- (۵) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۲۰٪.
- (۶) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۱۰٪.
- (۷) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۵٪.
- (۸) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۳٪.
- (۹) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۲٪.
- (۱۰) ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۱٪.



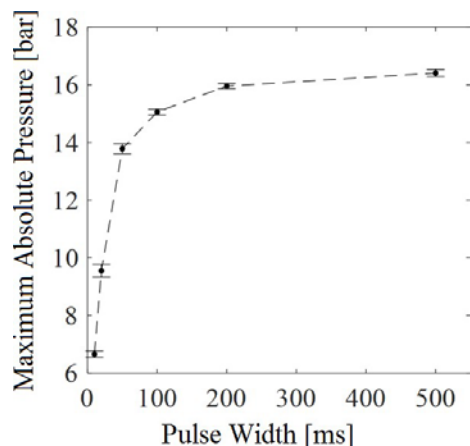
شکل ۳. ولتاژ نرمال شیر و فشار محفظه رانشگر برای ۱۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۲۰٪. ولتاژ با خط چین آبی و فشار با خط سیاه نمایش داده شده است.

برای درک بهتر از تکرارپذیری پالس‌ها، نیروی رانش و فشار نرمال شده با مقادیر حالت پایا در شکل ۴ رسم شده است. همان‌طور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، روند نیروی رانش و فشار در تمامی ۱۰۰ پالس مشابه است. نیروی رانش و فشار حالت پایا به ترتیب، ۰/۶۳ نیوتن و ۱۵ بار است.

رانشگر، پالس‌های فشار تکرارپذیر را تا کوتاه‌ترین فرمان اعمالی به شیر رانشگر (۱۰ میلی‌ثانیه روشن) تولید کرده است. با این حال، برای عرض‌های پالس کوتاه، فشار به مقدار حلت پلایای



شکل ۵. شکل اولین پالس فشار برای دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل‌های کاری ۱٪، ۵٪ و ۲۰٪.



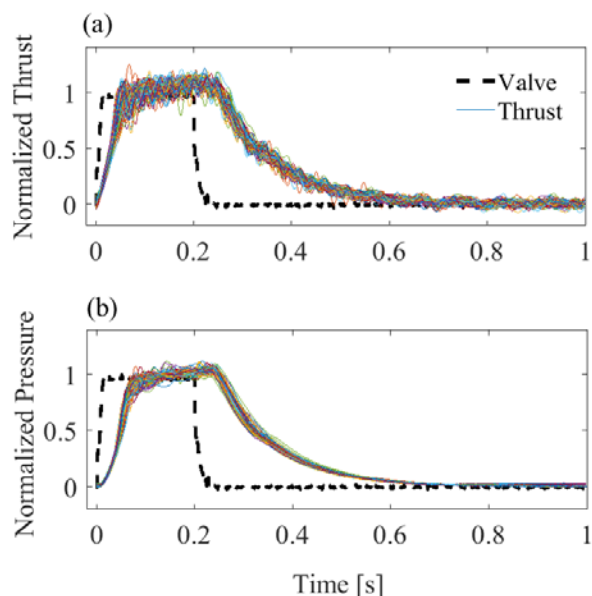
شکل ۶. فشار مطلق بیشینه برای سیکل‌هایی با دوره تناوب ۱ ثانیه (خطوط خطا، نشان‌دهنده بازه اطمینان ۹۹٪ درصد هستند)

پاسخ نسبتاً آهسته رانشگر، هنگامی که شکل پالس آن با سایر رانشگرهای موجود در ادبیات مقایسه شود، بارزتر است. شکل‌های پالس برای عرض پالس ۱۰۰ و ۲۰ میلی‌ثانیه برای رانشگر حاضر (ISRC) و رانشگر اشمیت [۶]، در شکل ۷ ترسیم شده است. محور فشار، با فشار حالت پایا نرمال شده است. نیروی رانش نامی رانشگر اشمیت، ۲۲ نیوتن بوده و نیروی رانش خلأ رانشگر ISRC، برابر با ۱ نیوتن است. دو تفاوت قابل توجه میان رانشگر فعلی و رانشگر اشمیت وجود دارد. اول اینکه، پس از باز شدن شیر رانشگر، فشار در محفظه رانشگر ISRC کندتر افزایش

خود نرسیده است. برای عرض پالس کمتر از حدوداً ۲۰۰ میلی‌ثانیه، فشار قبل از رسیدن به مقدار نامی، کاهش یافته است (شکل ۵). به عنوان مثال، حداکثر فشار پالس برای عرض پالس ۱۰ میلی‌ثانیه، تنها ۴ بار بوده است.

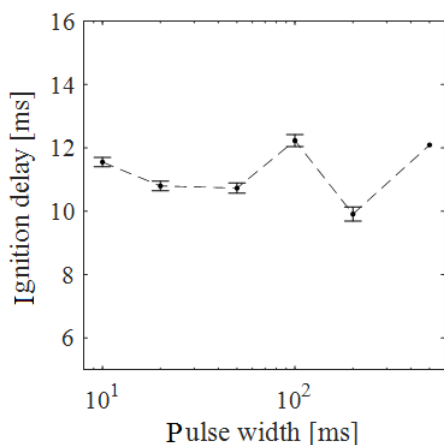
ضربه در ۱۰۰۰ پالس، با تکرارپذیری مناسبی تولید شده است. ضربه تولیدی متوسط در این ۱۰۰۰ پالس ۰/۳۵ نیوتن ثانیه با انحراف معیار ۰/۰۲ نیوتن ثانیه بود.

بیشینه فشار پالس مطلق بر حسب تابعی از عرض پالس در شکل ۶ نمایش داده شده است. برای اینکه رانشگر به فشار حالت پایای خود برسد، لازم است ابتدا شیر رانشگر باز شود، مقدار کافی پیشراننده درون رانشگر جریان یابد، پیشراننده به گازهای داغ تجزیه شود و سپس گازهای داغ در محفظه رانش پر شده و فشار آن را افزایش دهد. شکل ۶ نشان می‌دهد که این توالی به اندازه کافی سریع نیست.



شکل ۴. نیروی رانش (a) و فشار (b) نرمال‌شده در ۱۰۰ پالس با دوره تناوب ۱ ثانیه و سیکل کاری ۲۰٪ به همراه سیگنال شیر (خط چین سیاه)

محاسبه شده است. از سوی دیگر، داده برداری با ۱۰۰۰ نمونه در ثانیه انجام شده که معادل دقت یک میلی ثانیه است. این ترکیب به این معنی است که تاخیر جرقه زنی را نمی توان با عدم قطعیت بهتر از یک میلی ثانیه محاسبه کرد. در نتیجه، تاخیر جرقه زنی برای رانشگر حاضر بین ۱۰ تا ۱۲ میلی ثانیه بوده و مستقل از عرض پالس است.



شکل ۸. تاخیر جرقه زنی برای پالس هایی با دوره تناوب ۱ ثانیه

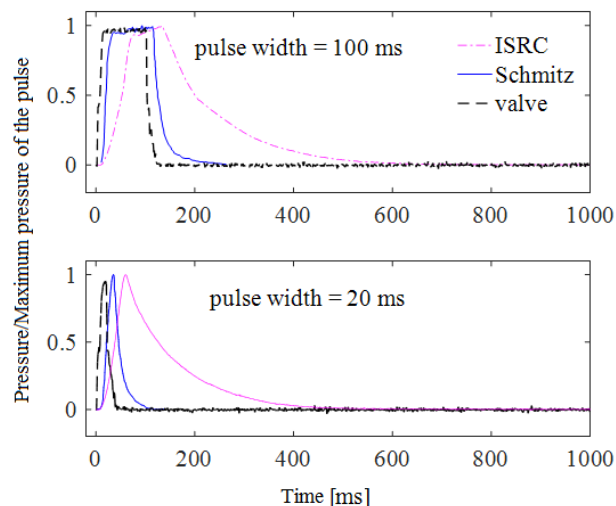
مرکز پالس، نماینده دیگری از زمان پاسخ رانشگر است. مرکز پالس به عنوان فاصله زمانی میان فرمان و لحظه ای است که ۵۰ درصد از ضربه تحویل می شود. مرکز پالس رانشگر حاضر بر حسب عرض پالس در شکل ۹ ترسیم شده است. مرکز پالس، تقریباً به صورت خطی با عرض پالس افزایش یافته است. از برازش خطی داده ها، رابطه ۱ حاصل می شود:

$$Pulse\ Centroid\ [ms] = 83.6 + 0.534 \times Pulse\ width\ [ms]$$

(۱)

برای پالس های کوتاه، مقدار مرکز پالس به ۸۰ میلی ثانیه نزدیک شد، در صورتی که برای رانشگر نیروی هوایی آمریکا (اشمیت) عددی نزدیک به ۳۰ میلی ثانیه بیان شده است. در حالی که برای پالس های طولانی، همان طور که انتظار می رفت، مرکز پالس در اکثر موارد به نصف عرض پالس نزدیک شد. مقدار ثابت ۸۳/۶ میلی ثانیه در مقایسه با رانشگرهای دیگر، از جمله رانشگر اشمیت [۶]، نسبتاً بزرگ است و باید در طرح های آینده کاهش یابد.

می یابد. دوم، در انتهای پالس، مقدار فشار برای رانشگر ISRC کندتر کاهش می یابد.



شکل ۷. تغییرات فشار نرمال محفظه رانشگر با زمان برای پالس هایی با دوره تناوب ۱ ثانیه و عرض پالس ۱۰۰ و ۲۰ میلی ثانیه

### ۲-۳- پاسخ زمانی

یک فاصله زمانی مشخص میان فرمان اعمالی به شیر رانشگر و ضربه تحویلی وجود دارد. این تاخیر زمانی را می توان با پارامترهایی مانند تاخیر جرقه زنی و مرکز پالس اندازه گیری کرد. این دو پارامتر برای رانشگر حاضر اندازه گیری شده و گزارش می شود.

تاخیر جرقه زنی، فاصله زمانی میان فرمان و لحظه ای است که فشار محفظه به یک درصد مقدار تعادلی خود می رسد. برای پالس های طولانی، فشار تعادلی همان فشار حالت پایای محفظه رانش است. برای پالس های کوتاه، فشار در یک دوره به مقدار حالت پایا نمی رسد. بنابراین، برای پالس های کوتاه تر از ۵۰ میلی ثانیه، بیشینه فشار پالس به عنوان فشار تعادلی تعریف می شود. تاخیر جرقه زنی رانشگر حاضر، بر حسب تابعی از عرض پالس اندازه گیری شده و در شکل ۸ نمایش داده شده است. خطوط خطا، بازه اطمینان ۹۹ درصد را نشان می دهد. حتی اگر بازه اطمینان کمتر از تغییرات مقدار میانگین باشد، تغییرات مقدار میانگین بی معنی است. لازم به توضیح است که تاخیرهای جرقه زنی با داده های حسگر فشار با زمان پاسخ ۱ میلی ثانیه

[4] D. Goto, H. Kagawa, S. Murayama, K. Kajiwara, H. Ikeda, N. Shinozaki, T. Nagao, and E. Yabuhara, "Endurance firing test results of the long life 1n hydrazine thruster," in 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (2011) p. 5772.

[5] J. S. Kim, H. Jung, S. H. Bae, D. S. Bae, and J. H. Kim. "Performance Evaluation of a 70 N Hydrazine Thruster According to the Variation of Characteristic Length." In 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, p. 4162. (2015).

[6] B. W. Schmitz, W. W. Wilson, "Long Life Monopropellant Hydrazine Engine Development Program," Air Force Rocket Propulsion Laboratory, Edwards, California, 1971.

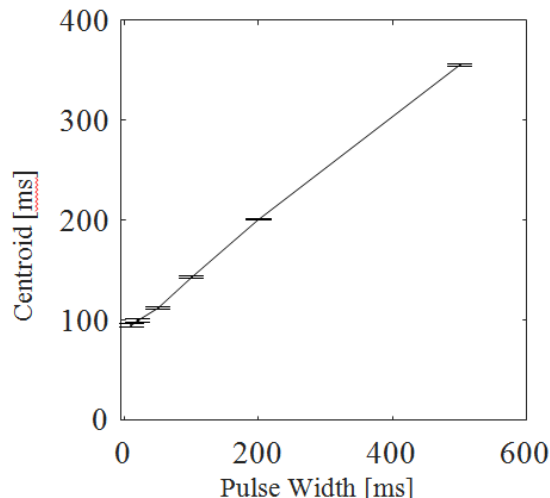
[7] P. I. Moynihan, "Minimum Impulse Tests of 0.45-N Liquid Hydrazine Catalytic Thrusters," JPL Quarterly Technical Review, 1972.

[۸] م.ع. امیری فر و همکاران، "ثبت اختراع آزمون گر کاتالیستی تک پیشرانه هیدرازین با کنترل دقیق جریان ورودی به بستر،" ۱۳۹۸ مهر ۱۵، ۱۳۹۸۵۰۱۴۰۰۰۳۰۰۶۱۱۵.

[۹] م.ع. امیری فر و همکاران، "ثبت اختراع شیر تراستر سلونوئیدی با ساختار فشرده و سازگار با هیدرازین،" ۱۳۹۸ آذر ۴، ۱۳۹۸۵۰۱۴۰۰۰۳۰۰۷۶۶۱.

[۱۰] م.ع. امیری فر و همکاران، "ثبت اختراع ساخت کاتالیست ایریدیوم/ آلومینا برای استفاده در یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی،" ۱۳۹۹ اردیبهشت ۱۷، ۱۳۹۹۵۰۱۴۰۰۰۳۰۰۱۲۹۲.

[11] Z. Amirsardari, A. Dourani, M. A. Amirifar, "Controlled attachment of ultrafine iridium nanoparticles on mesoporous aluminosilicate granules with carbon nanotubes and acetyl acetone," Materials Chemistry and Physics, 2020.



شکل (۹): مرکز پالس بر حسب عرض پالس (خطوط خطا نشان دهنده بازه اطمینان ۹۹٪ درصد هستند)

## ۲- نتیجه گیری

رانسگر تک پیشرانه هیدرازینی ساخته شده همراه با کاتالیست سنتز شده، ضربه‌های تکرارپذیری را برای عرض پالس‌هایی متفاوت تولید می‌کند. حداقل ضربه این رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی، ۳۲ میلی نیوتن ثانیه اندازه‌گیری شده است. انحراف معیار ضربه تولیدی، کمتر از ۶ درصد برای ۱۰۰ پالس است. زمان پاسخ رانشگر نیز بسیار تکرارپذیر است. مرکز پالس به طور خطی طبق رابطه ۱ با عرض پالس تغییر می‌کند. با این حال، رفتار گذرای فشار محفظه نسبتاً کند است و منجر به مرکز پالس بزرگ می‌شود.

## مراجع

- [1] H. Jung, J. H. Kim, "Test and Evaluation of a 70 N-class Hydrazine Thruster for Application to the Precise Attitude Control of Space Vehicles," in 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, 2013.
- [2] T. Price, "The status of monopropellant hydrazine technology," (1968).
- [3] 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.



### COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. 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/>)