

# Effect of Injector Pressure Drop on The Performance of A 1 N Monopropellant Thruster

Alireza Rajabi<sup>1\*</sup>, Noordin Qadiri Massoom<sup>2</sup>, Mohammadali Amirifar<sup>3</sup>, Seyyed Rashad Rouholamini<sup>4</sup>, Pouria Mikaniki<sup>5</sup>, Mohammad Ghorbi<sup>6</sup> and Majid Kamranifar<sup>7</sup>

1, 2. Ph.D., Iran Space Transportation Systems Research Institute, Iran Space Research Institute, Tehran, Iran

3- 5 and 7. M.Sc., Iran Space Transportation Systems Research Institute, Iran Space Research Institute, Tehran, Iran

6. Ph.D. Student, Iran Space Transportation Systems Research Institute, Iran Space Research Institute, Tehran, Iran

\*Corresponding Author's E-mail: [alirezaarajabi@gmail.com](mailto:alirezaarajabi@gmail.com)

## Abstract

*The effects of injector pressure drop on the performance of a monopropellant thruster is studied experimentally and reported in this paper. The injectors used were simple orifices. Although the flow pattern of these type of injectors looks simple, dynamic interactions between the injector and the thruster determine the transient behavior of the system, showed interesting behavior. Results showed that the injector pressure drop affected neither the characteristic velocity nor the ignition delay time in the studied range. However, pressure response time and pressure roughness were highly affected by injector pressure drop. Pressure response time increased, and pressure roughness decreased with increasing injector pressure drop. Interestingly, the response time curve had a slope change at a 20% pressure drop. As discussed in the paper, the slope change is a result of cavitation phenomena in high pressure drop, which is not reported in the literature. It is concluded that cold injector tests are not enough for injector design validation, and confirms the importance of performance tests.*

**Keywords:** Injector pressure drop, Dynamic behavior, Pressure response time, Pressure roughness, Monopropellant thruster



## COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

## How to cite this article:

A. Rajabi, N. Qadiri Massoom, M. Amirifar, S. R. Rouholamini, P. Mikaniki, M. Ghorbi and M. Kamranifar, "Effects of Injector Pressure Drop on the Performance of A 1 N Monopropellant Thruster," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 4, pp. 19-29, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1301>.

# بررسی اثر افت فشار اثرکتور بر عملکرد رانشگر تک‌پیشران هیدرازینی یک نیوتنی

علیرضا رجبی<sup>۱\*</sup>، نورالدین قدیری معصوم<sup>۲</sup>، محمدعلی امیری فر<sup>۳</sup>، سید رشاد روح‌الامینی<sup>۴</sup>، پوریا میکانیکی<sup>۵</sup>، محمد قربی<sup>۶</sup> و مجید کامرانی فر<sup>۷</sup>

پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

\*ایمیل نویسنده مخاطب: [alirezaarajabi@gmail.com](mailto:alirezaarajabi@gmail.com)

## چکیده

نتایج مطالعه تجربی اثر افت فشار روی رفتار یک رانشگر تک‌پیشران هیدرازینی در این مقاله ارائه می‌شود. اثرکتورهای استفاده شده در این رانشگرها از نوع اریفیس هستند. هرچند الگوی جریان سیال در این اثرکتورها ممکن است ساده به نظر برسد، ولی رفتار رانشگر، که ناشی از اندرکنش دینامیک اثرکتور با محفظه است، ویژگی‌های جالب توجهی را نشان می‌دهد. آزمایش‌ها نشان دادند که افت فشار اثرکتور، در محدوده مورد مطالعه، تأثیری بر سرعت مشخصه و تأخیر اشتعال نداشت. با این حال زمان پاسخ ۹۰٪ فشار و نوسان فشار محفظه به شدت تحت اثر افت فشار اثرکتور هستند؛ با افزایش افت فشار، زمان پاسخ افزایش می‌یابد اما نوسان فشار کم می‌شود. همچنین نمودار زمان پاسخ - افت فشار اثرکتور به طرز جالبی در افت فشار ۲۰٪، یک تغییر شیب داشت. نتایج نشان می‌دهد که تغییر شیب این نمودار ناشی از رفتار غیرخطی سامانه در زمان استارت است که پدیده کاویتاسیون در آن نقش دارد. این تغییر شیب نمودار زمان پاسخ در رانشگرهای تک‌پیشران پیش از این گزارش نشده است. نتایج ارائه شده ثابت می‌کند که آزمون سرد اثرکتور برای ارزیابی و صحت‌گذاری طراحی آن کافی نبوده و اهمیت تست گرم رانشگر را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: رانشگر تک‌پیشران هیدرازینی، افت فشار اثرکتور، اریفیس، رفتار دینامیک، زمان پاسخ، نوسان فشار

## علائم و اختصارات

$C^*$	سرعت مشخصه
$p_c$	فشار محفظه
$A_t$	مساحت گلوگاه نازل
$\dot{m}$	دبی پیشران

## مقدمه

رانشگرها یکی از ابزارهای پرکاربرد در کنترل وضعیت، اصلاح و انتقال مداری ماهواره‌ها هستند. رانشگرها نقش اساسی در به نتیجه

رسیدن اهداف عملیاتی یک ماهواره دارند، زیرا اولین قدم در راستای انجام مأموریت ماهواره رسیدن به موقعیت و وضعیت پیش‌بینی شده است. رانشگرها دارای انواع مختلفی همچون شیمیایی و الکتریکی هستند. رانشگرهای شیمیایی به انواع رانشگرهای سوخت جامد، گاز سرد، تک‌پیشران و دوپیشران تقسیم می‌شوند. انتخاب رانشگر برای یک مأموریت فضایی به سطح آمادگی فناوری، الزامات مأموریتی و سیستمی و ملاحظات دیگر وابسته است. رانشگرهای تک‌پیشران<sup>۴</sup> ضربه ویژه بالاتری نسبت به رانشگرهای گاز سرد دارند و از طرفی نسبت به رانشگرهای دوپیشران<sup>۵</sup> ساده‌تر و دارای قابلیت اطمینان بالاتر هستند [۱]. رانشگرهای تک‌پیشران در بسیاری از مأموریت‌های فضایی استفاده شده و همچنان نیز کاربرد دارند. در

ع. دانشجوی دکتری

۱. دکتری

۲. دکتری

۳ و ۵-۷. کارشناسی ارشد

4. Monopropellant

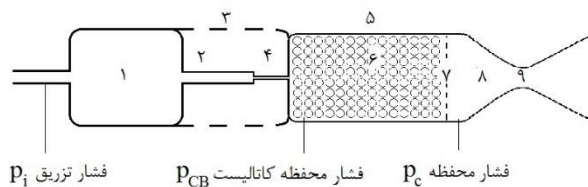
5. Bipropellant



رانشگرهای تک پیشرانه در منابع وجود دارد [۹]، اما تنظیم دقیق این پارامتر در هر رانشگر تنها از طریق آزمایش‌های تجربی ممکن است. برای طراحی انژکتور، از مقادیر گزارش شده در ادبیات تنها می‌توان به عنوان نقطه‌ی شروع استفاده کرد. پس از آن نیاز است که با انجام آزمایش‌های تجربی روی نمونه ساخته شده رانشگر، مقدار دقیق افت فشار پیدا شود. به منظور انجام آزمون‌های مورد نظر، یک نمونه آزمایشگاهی از رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی طراحی و ساخته شد. این نمونه به گونه‌ای طراحی شده است که اندازه‌گیری فشار و دمای درون محفظه‌ی رانش امکان‌پذیر باشد. کرشناماچاری و همکارانش [۱۰] هیدرازین با غلظت‌های متفاوت را در تراسترهای تک پیشرانه ۱ نیوتنی و ۲۲ نیوتنی مورد آزمایش قرار دادند. در آزمایش‌های صورت گرفته نوسانات فشار در محفظه تراستر روی می‌داد که با استفاده از فشرده‌سازی کاتالیست‌ها در بستر این مشکل را مرتفع کردند. کیم و همکارانش [۱۱] طی پژوهشی نحوه تاثیر پارامتر طول مشخصه را بر عملکرد یک تراستر ۷۰ نیوتنی بررسی و گزارش کرده‌اند. نتایج آزمایش‌های آن‌ها نشان داد که با فاصله گرفتن از مقدار تجربی طول مشخصه بهینه، بازده سرعت مشخصه تراستر کاهش می‌یابد. قنبری و همکاران [۱۲] در پژوهشی، یک راکتور بستر ثابت برای واکنش تجزیه هیدرازین ساخته و مورد آزمایش قرار دادند. در این پژوهش نتایج آزمون تجزیه کاتالیستی با مدل توسعه داده شده توسط آن‌ها بررسی شد. کریمیایی [۱۳] یک انژکتور جریان چرخشی را برای استفاده در یک میکرو تراستر ۱۰ نیوتنی طراحی و شبیه‌سازی کرد. همچنین طراحی و شبیه‌سازی انژکتور سوخت برای رانشگرهای تک پیشرانه هیدرازینی، طراحی پیکربندی رانشگر، روش‌های تولید کاتالیست توسط کریمیایی و همکاران [۱۴، ۱۵، ۱۶] انجام شده است.

هدف از مقاله حاضر، ارزیابی اثر افت فشار انژکتور بر عملکرد رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی است. با این که افت فشار انژکتور اثر مهمی بر برخی پارامترهای عملکردی رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی دارد، نتایج تجربی انتشار یافته در این زمینه انگشت شمار است. در این مقاله ابتدا نمونه آزمایشگاهی رانشگر، مسیر آزمایش، حس‌گرهای استفاده شده و روند آزمایش‌ها معرفی می‌شوند. سپس نتایج آزمون‌هایی رانشگر با انژکتورهای با افت فشارهای مختلف بررسی و تحلیل می‌شود. نمودارهایی از چهار پارامتر عملکردی شامل سرعت مشخصه، تاخیر اشتعال، زمان پاسخ ۹۰٪ فشار و زبری فشار<sup>۸</sup> اثر یاد شده را نمایش می‌دهند. در نهایت نتیجه‌گیری مجموعه بحث‌ها ارائه می‌شود. بحث‌های این مقاله برای طراحان هر سامانه‌ای که از اریفیس برای کنترل دبی استفاده می‌کند و به دنبال تحلیل رفتار گذرای آن سامانه‌ها هستند، قابل توجه خواهد بود.

رانشگرهای تک پیشرانه، خروج گاز داغ حاصل از تجزیه کاتالیستی پیشرانه مایع از نازل نیروی پیشران را تولید می‌کند. اجزای رانشگرهای تک پیشرانه عبارت‌اند از شیر رانشگر<sup>۶</sup>، لوله مویین و جداساز حرارتی، انژکتور، محفظه کاتالیست، کاتالیست‌ها، صفحه نگاه‌دارنده، محفظه رانش و نازل (شکل ۱). پیشرانه در رانشگرهای تک پیشرانه می‌تواند از مشتقات هیدرازین، هیدروژن پراکسید یا پیشرانه‌های سبز جدید باشد. هیدرازین<sup>۷</sup> به دلیل محتوای انرژی بالای خود از ابتدا مورد توجه توسعه‌دهندگان رانشگرها بوده است [۲]. از طرفی خطرهای زیست‌محیطی هیدرازین [۳] سبب می‌شود که توسعه و به‌کارگیری رانشگرهای هیدرازینی هزینه بالایی داشته باشد. با این حال ویژگی‌های عملکردی که توسط هیدرازین قابل دستیابی است و نیز قابلیت اعتماد بالای آن، سبب شده این پیشرانه همچنان گزینه اصلی برای مأموریت‌های فضایی باشد. در پژوهش حاضر یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی مطالعه شده است.

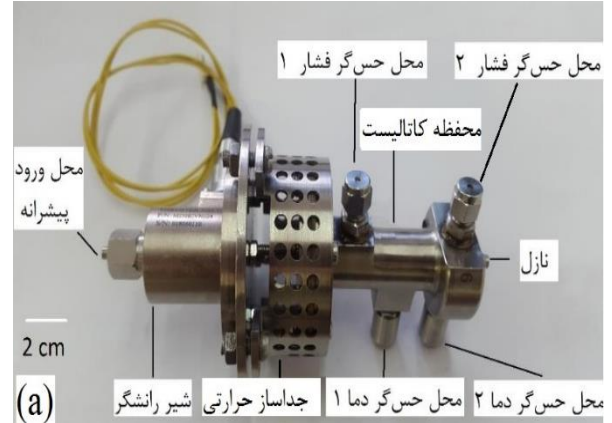


**شکل ۱-** طرح یک رانشگر تک پیشرانه. شیر رانشگر (۱)، لوله مویین (۲)، جداساز حرارتی (۳)، انژکتور (۴)، محفظه کاتالیست (۵)، کاتالیست‌ها (۶)، صفحه نگاه‌دارنده (۷) محفظه رانش (۸)، و نازل (۹) در این شکل قابل مشاهده‌اند. همچنین محل‌های اندازه‌گیری فشار در پژوهش حاضر در شکل نشان داده شده است.

گرت [۴] در اولین تحقیقاتی که در حوزه تراسترهای تک پیشرانه هیدرازینی انجام شد، مسأله‌ی مانند تجزیه پیشرانه، پاشش و ناپایداری فشار در محفظه تراست را مطالعه کرد. بر اساس مطالعات انجام شده توسط اشمیت و همکارانش [۵ و ۶]، انژکتور تأثیر قابل توجهی بر عملکرد رانشگرهای شیمیایی با پیشرانه مایع دارد. برای نمونه برای رانشگرهای تک پیشرانه، گزارش شده است که انژکتور، نوسان فشار محفظه، زمان پاسخ فشار و کمترین ضربه جزئی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. همچنین، گوتو و همکاران [۷]، گزارش کرده‌اند که تغییر نوع انژکتور می‌تواند از طریق توزیع بهتر پیشرانه بر روی سطح کاتالیست سبب افزایش عمر رانشگر شود. جونگ و کیم [۸]، مطالعاتی در خصوص تاثیر فشار انژکتور بر عملکرد یک تراستر هیدرازینی ۷۰ نیوتنی داشته‌اند. آن‌ها نشان دادند که کاهش قطر محفظه تراست و فشار پاشش انژکتور، نوسانات فشار در محفظه تراست را افزایش می‌دهد که این امر در عملکرد پالسی تراستر اختلال به وجود می‌آورد. هرچند این موضوع بسیار مطالعه شده است و توصیه‌هایی راجع به انتخاب افت فشار انژکتور در

## مواد و روش‌ها

رانسگر آزمایش شده در شکل ۲ مشاهده می‌شود. همچنین مشخصات کلی رانسگر در جدول ۱ آورده شده است.



شکل ۲- رانسگر آزمایش شده و اجزای آن

جدول ۱- مشخصات هندسی تراستر

واحد	مقدار	کمیت
mm	۳۶	طول بستر کاتالیست
mm	۱۲	قطر بستر کاتالیست
mm	۰/۶۸	قطر گلوله نازل
mm	۶۴	طول تراستر
-	۳	نسبت مساحت نازل

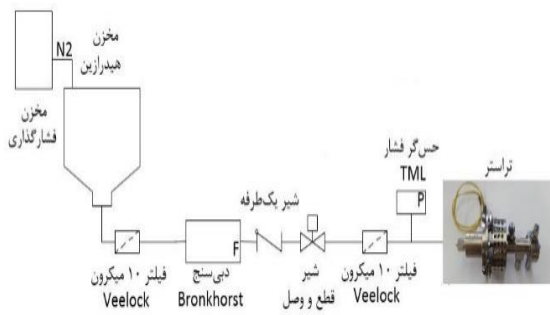
در این رانسگر چند سوراخ جهت اندازه‌گیری فشار و دمای سیال در محل‌های مختلف تعبیه شده است. کاتالیست مورد استفاده در این آزمایش‌ها، شامل فلز فعال ایریدیوم بر پایه‌های گوی شکل<sup>۹</sup> از جنس گاما آلومینا<sup>۱۰</sup> بود (شکل ۳). سطح فعال کاتالیست‌ها حدود ۲۰۰ متر مربع بر گرم بود. در هر بار آزمایش از حدود ۳ تا ۳/۵ گرم کاتالیست استفاده شد. ۱۰٪ وزنی از فلز فعال به روش غوطه‌وری و با سه بار تلقیح روی پایه‌ی کاتالیست نشانده شد. قطر دانه‌های کاتالیست بین ۱ تا ۲ میلی‌متر بود. هیدرازین استفاده شده در این آزمایش‌ها دارای خلوص ۹۹/۸٪ بود.



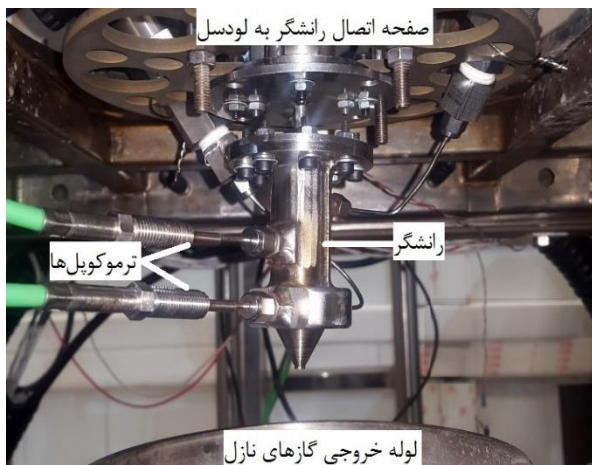
شکل ۳- تصویر کاتالیست

می‌شد. پیش از شروع آزمایش، فشار رگولاتور به گونه‌ای تنظیم می‌شد که فشار طراحی در بالادست شیر رانسگر تأمین شود. خاموش و روشن کردن رانسگر توسط شیر رانسگر انجام می‌شد. یک شیر برقی قطع و وصل دیگر در مسیر وجود داشت که قابلیت اطمینان و ایمنی آزمایش را افزایش می‌دهد. حسگر فشار شکل ۴، فشار بالادست رانسگر را اندازه‌گیری می‌کرد. داده‌ها توسط مجموعه داده‌برداری با فرکانس ۱۰۰۰ نمونه در ثانیه ثبت شده است.

رانسگر نصب شده درون محفظه آزمایش در شکل ۵ مشاهده می‌شود. وظیفه اصلی محفظه آزمایش جلوگیری از نشت گازهای سمی به محیط اطراف است. گازها توسط یک لوله و فن به خارج از آزمایشگاه تخلیه می‌شوند. مشخصات حسگرهای مورد استفاده در این آزمایش در جدول ۲ آمده است.



شکل ۴- شماتیک سامانه‌ی آزمون رانسگر، در این تصویر میز اندازه‌گیری نیروی رانش و حسگرهای رانسگر نشان داده نشده است.



شکل ۵- رانسگر نصب شده درون مخزن آزمایش پیش از شروع یکی از آزمایش‌ها

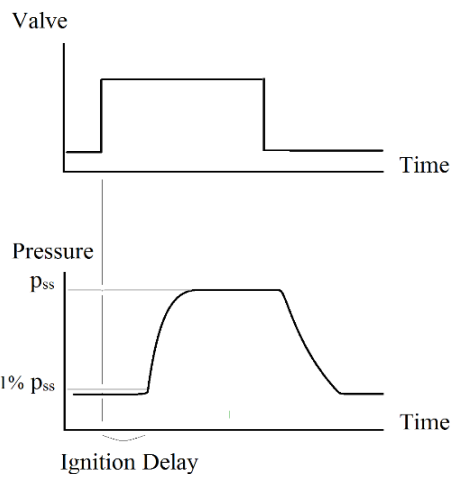
در این مطالعه، بیش از ده آزمون گرم نمونه آزمایشگاهی رانسگر تک‌پیشرانه هیدرازینی انجام شده است. این آزمون‌ها در روزهای

شماتیک مسیر آزمایش در شکل ۴ مشاهده می‌شود. فشارگذاری توسط مخزن پر فشار گاز نیتروژن و به کمک رگولاتور فشار انجام

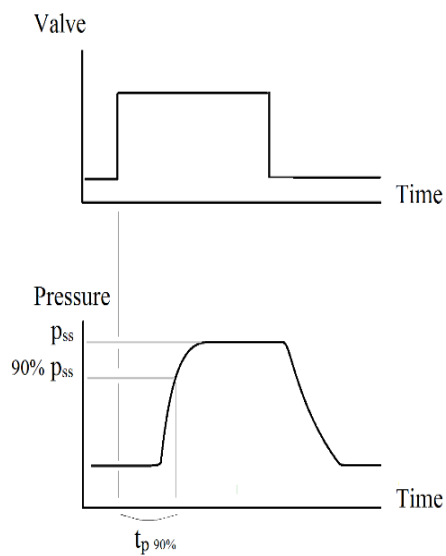
## نتایج و بحث

در این بخش نتایج آزمایش‌ها ارائه و راجع به آنها بحث می‌شود. این نتایج داده‌های تجربی هستند که توسط سیستم داده‌برداری ثبت شده‌اند. این داده‌ها توسط نرم‌افزار توسعه داده شده توسط نویسندگان در محیط متلب پردازش شده و رسم شده‌اند.

به طور ویژه اثر افت فشار انژکتور بر چهار پارامتر عملکردی رانشگر شامل سرعت مشخصه، تأخیر اشتعال (شکل ۷)، زمان پاسخ ۹۰٪ فشار (شکل ۸) و زبری فشار گزارش می‌شود. در مورد هر پارامتر ابتدا یک تعریف دقیق ارائه، سپس نتایج آزمایش‌ها گزارش و تفسیر فیزیکی آن‌ها شرح داده می‌شود.



شکل ۷- تعریف تأخیر اشتعال. نمودار بالا فرمان اعمالی به شیر رانشگر و نمودار پایین پاسخ فشار رانشگر را نشان می‌دهد.  $p_{ss}$  فشار پایای محفظه‌ی رانش است.



شکل ۸- تعریف زمان پاسخ ۹۰٪ فشار. نمودار بالا فرمان اعمالی به شیر رانشگر و نمودار پایین پاسخ فشار رانشگر را نشان می‌دهد.  $p_{ss}$  فشار پایای محفظه‌ی رانش است.

مختلف سال انجام شد. در هر آزمون، رانشگر بیش از ۱۰۰۰ ثانیه عملکرد داشته و حدود ۵۰۰ میلی‌لیتر هیدرازین مصرف کرده است. در مجموع رانشگر بیش از ۱۰۰۰۰ پالس کوتاه و بلند را پشت سر گذاشته است. این عملکرد شامل فعالیت‌های بلند مدت با طول ۳۰۰ ثانیه و پالس‌های کوتاه با عرض ۵ میلی‌ثانیه بود. شش عدد از آزمایش‌های یادشده به منظور ارزیابی عملکرد کاتالیست و تکرارپذیری آن، و چهار آزمایش به منظور ارزیابی تأثیر انژکتور بر رفتار رانشگر انجام شده است. در مقاله حاضر نتایج مربوط به چهار آزمون مربوط به انژکتور گزارش شده است. مشخصات این چهار آزمون در جدول ۳ آمده است.

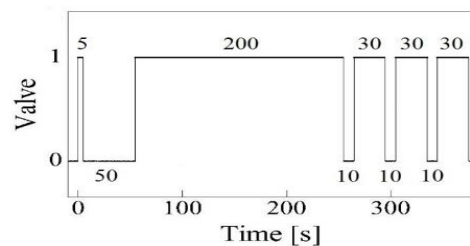
جدول ۲- مشخصات حسگرها

نوع حسگر	شرکت سازنده	مدل	دقت (RO %)	پاسخ زمانی (میلی ثانیه)
حسگر فشار ۱	TML	PWFC-5MPB	۰/۴	۱
حسگر فشار ۲	Smart Biene	SB-P-3-G-1-0400	full scale ۰/۳	۳۰
حسگر فشار TML مسیبر	TML	PWFC-5MPB	۰/۴	۱
حسگر دما ۱ و ۲	Jumo	901250/32-1043	داده‌ای در دست نیست.	داده‌ای در دست نیست.
دبی سنج	Bronkhorst	Cori-flow M15	۰/۲	۵۰

در تمامی آزمون‌ها روند مشابهی وجود داشت. این روند در شکل ۶ نشان داده شده است. در این مقاله تنها نتایج مربوط به عملکرد پایای رانشگر تحلیل و ارائه شده است. پارامترهایی که در بخش نتایج ارائه می‌شود مربوط به میانگین سه پالس ۳۰ ثانیه‌ای از روند بالاست؛ جایی که رانشگر کاملاً گرم شده و رفتار آن به خوبی پایدار می‌شود.

جدول ۳- مشخصات چهار آزمون مربوط به انژکتور

شماره آزمون	قطر انژکتور (میلی متر)	فشار تزریق نسبی (بار)	فشار محفظه نسبی (بار)	افت فشار انژکتور (بار)	افت فشار به فشار محفظه کاتالیست (درصد)	افت فشار کل به فشار محفظه کاتالیست (درصد)
۱	۰/۱۴۷	۲۲/۱	۱۳/۸	۸/۳	۵۷٪	۵۷٪
۲	۰/۱۷۸	۱۸/۷	۱۲/۹	۳/۲	۲۰٪	۴۲٪
۳	۰/۱۹۰	۱۷/۷	۱۴/۴	۳/۳	۲۲٪	۲۲٪
۴	۰/۲۱۸	۱۷/۰	۱۵/۸	۱/۲	۸٪	۸٪



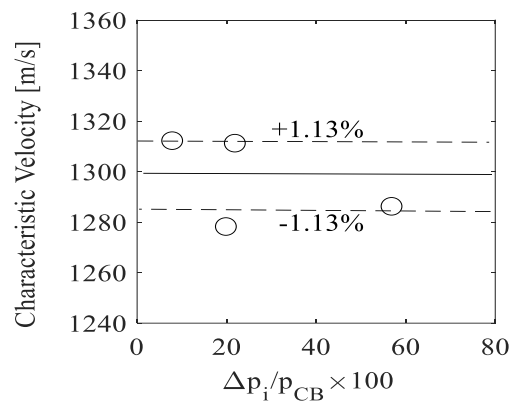
شکل ۶- روند آزمون، (زمان‌ها بر حسب ثانیه روی نمودار نشان داده شده است)

## ۱) سرعت مشخصه

سرعت مشخصه ( $c^*$ ) نشانگر بازده فرآیند تجزیه در رانشگر است و توسط رابطه (۱) محاسبه می‌شود.

$$c^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} \quad (1)$$

در رابطه (۱)  $p_c$  فشار محفظه،  $A_t$  مساحت گلوگاه نازل و  $\dot{m}$  دبی پیشراشه است. هرچه سرعت مشخصه بزرگ‌تر باشد، به ازای دبی و مساحت گلوگاه ثابت، فشار محفظه بیشتر می‌شود. سرعت مشخصه رانشگر بر حسب افت فشار نسبی انژکتور در شکل ۹ رسم شده است. محور افقی نسبت افت فشار انژکتور ( $\Delta p_i$ ) به فشار محفظه کاتالیست ( $p_{CB}$ ) را نشان می‌دهد. افت فشار انژکتور عبارت است از اختلاف فشار تزریق با فشار محفظه کاتالیست (شکل ۱). در واقع منظور از افت فشار انژکتور مجموع افت فشار شیر رانشگر، افت فشار لوله موئین و افت فشار انژکتور است. سرعت مشخصه در این آزمایش‌ها بین ۱۲۷۸ تا ۱۳۱۲ متر بر ثانیه تغییر کرده است. کریشناماچاری و همکاران [۱۰] سرعت مشخصه ۱۱۶۶ متر بر ثانیه را در تست زمینی یک رانشگر یک نیوتنی تک‌پیشراشه هیدرازینی اندازه‌گیری کرده‌اند. اشمیت و همکاران [۶] سرعت مشخصه ۱۲۷۴ متر بر ثانیه را گزارش کرده‌اند. سرعت مشخصه ایده‌آل یک رانشگر تک‌پیشراشه هیدرازینی با توجه به میزان تجزیه‌ی آمونیاک بین ۱۲۲۰ تا ۱۳۵۰ متر بر ثانیه تغییر می‌کند [۹]. بنابراین کاتالیست ساخته شده به خوبی از عهده تجزیه‌ی هیدرازین بر آمده است.



شکل ۹- سرعت مشخصه بر حسب نسبت افت فشار انژکتور به فشار محفظه کاتالیست، خط ممتد مقدار میانگین چهار داده و دو خطچین بازه تکرارپذیری سرعت مشخصه را نشان می‌دهد.

سرعت مشخصه رانشگر، در محدوده دقت این آزمایش‌ها، به افت فشار انژکتور وابسته نبود. داده‌های شکل ۹ ممکن است این طور القا کنند که سرعت مشخصه رانشگر با افزایش افت فشار انژکتور کاهش یافته است؛ اما با مقایسه میزان تغییرات سرعت مشخصه در شکل ۹ با انحراف معیار متوسط سرعت مشخصه در آزمون‌های تکرارپذیری،

مشخص می‌شود که نمی‌توان با قطعیت افت فشار انژکتور را بر سرعت مشخصه مؤثر دانست. انحراف معیار نرمال متوسط در آزمون‌های تکرار ۱/۱۳٪ بود، در حالی که انحراف معیار نرمال در شکل ۹، ۱/۳۴٪ است. در واقع تغییرات سرعت مشخصه در این شکل در محدوده تکرارپذیری آزمون‌های انجام شده است. بنابراین می‌توان گفت افت فشار انژکتور سبب تغییری قابل ملاحظه در سرعت مشخصه نشده است.

عدم وابستگی سرعت مشخصه به افت فشار انژکتور بر اساس فیزیک محفظه رانش قابل توجیه است. سرعت مشخصه تابعی از دما و ترکیب گازهای ورودی به نازل است [۱۷]. در واقع نسبت سرعت مشخصه تجربی به سرعت مشخصه تئوری نشان‌دهنده بازده احتراق و در رانشگر مورد مطالعه، نشان‌دهنده بازده تجزیه و توانایی بستر کاتالیست در تجزیه پیشراشه ورودی به آن است. در رانشگرهای تک‌پیشراشه هیدرازینی، ابتدا هیدرازین در یک واکنش گرماده به آمونیاک و نیتروژن تجزیه می‌شود. در ادامه آمونیاک خود در واکنشی گرماگیر به نیتروژن و هیدروژن تجزیه می‌شود [۱۸]. بنابراین در رانشگرهای تک‌پیشراشه، ترکیب گازها از میزان تجزیه‌ی هیدرازین و آمونیاک مشخص می‌شود [۹]. دمای گاز نیز بر اساس معادله‌ی بقای انتالپی به ترکیب گازهای حاصل از واکنش بستگی دارد. بنابراین، میزان تجزیه‌ی هیدرازین و آمونیاک سرعت مشخصه را به دست می‌دهد.

آزمایش‌های راکتوری کاتالیست ساخته شده نشان داده که کاتالیست استفاده شده، قابلیت تجزیه کامل هیدرازین را دارد. ترکیب گازهای خروجی از نازل در آزمایش‌های رانشگر اندازه‌گیری نشده است، اما با توجه به نتایج به دست آمده از آزمایش‌های راکتوری کاتالیست، انتظار می‌رود این ترکیب، و در نتیجه سرعت مشخصه، با تغییر افت فشار انژکتور تغییری نکند. همچنین محققان دیگر گزارش کرده‌اند که در رانشگرهای تک‌پیشراشه معمولاً هیدرازین در بخش‌های ابتدایی بستر به طور کامل تجزیه می‌شود [۶، ۱۹ و ۲۰]. بنابراین به احتمال زیاد در رانشگر حاضر هیدرازین به طور کامل تجزیه می‌شود. بنابراین، سرعت مشخصه تنها تابعی از میزان تجزیه‌ی آمونیاک خواهد بود. از طرفی میزان تجزیه‌ی آمونیاک، برای یک کاتالیست مشخص، تابعی از بارگذاری بستر (شار جرمی)، زمان ماند گاز در محفظه و فشار محفظه معرفی شده است [۶]. شرایط آزمون‌ها (شامل انتخاب فشار بالادست انژکتور و قطر انژکتور) به گونه‌ای طراحی و انتخاب شده است که به ازای افت فشارهای متفاوت که موضوع مطالعه بوده است، تا حد ممکن دبی پیشراشه ثابت باقی بماند. با ثابت بودن دبی پیشراشه و قطر گلوگاه نازل، با فرض بازده تجزیه مشابه، فشار محفظه رانشگر نیز ثابت خواهد بود. بنابراین، میزان تجزیه هیدرازین و آمونیاک به ابعاد انژکتور وابسته نبوده است. در مجموع ثابت ماندن سرعت مشخصه با تغییر افت فشار انژکتور قابل توجیه است. عدم تغییر سرعت مشخصه با افت فشار انژکتور در مطالعات دیگران نیز گزارش شده است [۶].

## ۲) تأخیر اشتعال

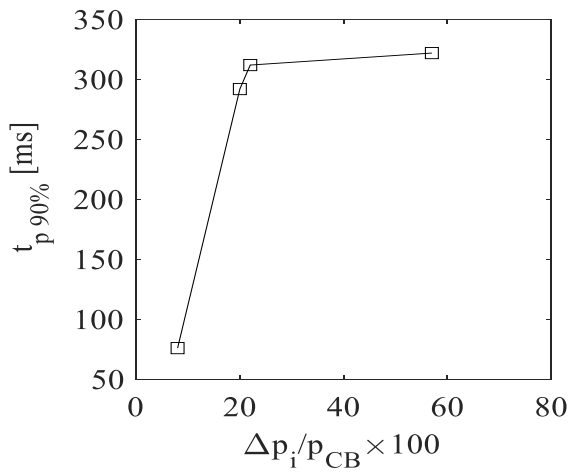
## ۳) زمان پاسخ ۹۰٪ فشار

تأخیر اشتعال<sup>۱۱</sup> به صورت فاصله زمانی بین فرمان شیر تا افزایش فشار محفظه به ۱٪ فشار حالت پایا ( $p_{SS}$ ) تعریف شده است [۵]. تأخیر اشتعال نشان می‌دهد، از لحظه فرمان به شیر رانشگر چقدر طول می‌کشد تا تولید گازهای داغ آغاز شود. در واقع این زمان شامل زمان باز شدن شیر، زمان حرکت پیشرانه، پاشش و برخورد پیشرانه به کاتالیست و شروع تجزیه پیشرانه و تولید گازهای داغ است. زمان پاسخ شیر رانشگر استفاده شده حدود ۵ میلی‌ثانیه است. برای کمینه کردن زمان حرکت پیشرانه، طول لوله موئین کمترین مقداری انتخاب شده که بازگشت حرارت به شیر رانشگر و افزایش دمای آن مشکلی ایجاد نکند.

تأخیر اشتعال در آزمایش‌های رانشگر با افت فشارهای متفاوت در شکل ۱۰ نمایش داده شده است. تأخیر اشتعال در این رانشگرها به طور متوسط ۱۰ میلی‌ثانیه بود. در تحقیقات اشمیت و همکاران تأخیر اشتعال در پالس‌های گرم بین ۸ تا ۳۰ میلی‌ثانیه و اغلب حدود ۱۰ میلی‌ثانیه گزارش شده است [۵].

زمان پاسخ ۹۰٪ فشار  $t_{p90\%}$  به صورت فاصله زمانی بین فرمان شیر تا لحظه رسیدن فشار به ۹۰٪ فشار حالت پایا تعریف شده است. این زمان شامل زمان باز شدن شیر، حرکت پیشرانه درون لوله موئین و انژکتور، پاشش و برخورد پیشرانه به کاتالیست، تجزیه پیشرانه و تولید گاز، پر شدن رانشگر از گاز داغ و در نتیجه افزایش فشار تا ۹۰٪ فشار پایاست. در این پژوهش، زمان پاسخ ۹۰٪ فشار با استفاده از حسگر فشار درون محفظه کاتالیست محاسبه شده است.

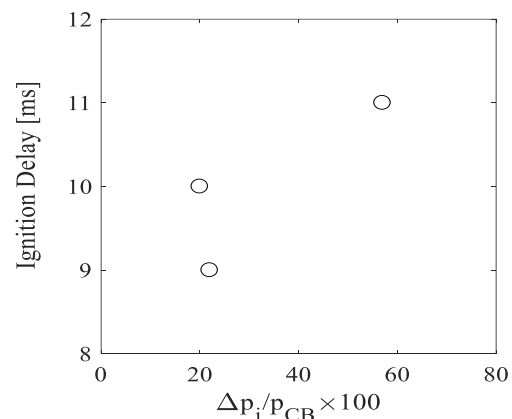
زمان پاسخ ۹۰٪ فشار برای رانشگر بین ۶۰ تا ۳۲۰ میلی‌ثانیه تغییر کرده است (شکل ۱۱). اشمیت زمان پاسخ ۹۰٪ فشار برای استارت‌های گرم را حدود ۱۰۰ میلی‌ثانیه گزارش کرده است [۵]. بنابراین رانشگری که افت فشار کم داشته زمان پاسخ مناسبی داشته اما رانشگرهایی با افت فشار انژکتور بیشتر، نسبتاً کند بوده‌اند.



شکل ۱۱- زمان پاسخ ۹۰٪ فشار بر حسب نسبت افت فشار انژکتور به فشار محفظه کاتالیست

زمان پاسخ ۹۰٪ فشار با نسبت افت فشار انژکتور رابطه‌ای یکنوا داشت؛ هرچه افت فشار انژکتور بیشتر شده، زمان پاسخ ۹۰٪ فشار نیز افزایش یافته است. با این حال افزایش زمان پاسخ ۹۰٪ فشار با افت فشار انژکتور ابتدا شیب تندی دارد و به تدریج هموار می‌شود. نمودار در جایی که افت فشار انژکتور حدود ۲۰٪ فشار محفظه کاتالیست بوده، تغییر رفتار داده است. بنابراین باید دقت شود که، در محدوده افت فشار کم انژکتور، تغییر کوچکی در قطر انژکتور می‌تواند تأثیر بزرگی بر زمان پاسخ فشار بگذارد. همچنین، اگرچه افزایش افت فشار انژکتور تا ۲۰٪ فشار محفظه هزینه زیادی از نظر زمان پاسخ فشار دارد، اما افت فشار بیشتر انژکتور، بعد از این نقطه تغییرات زیادی در زمان پاسخ ایجاد نخواهد کرد.

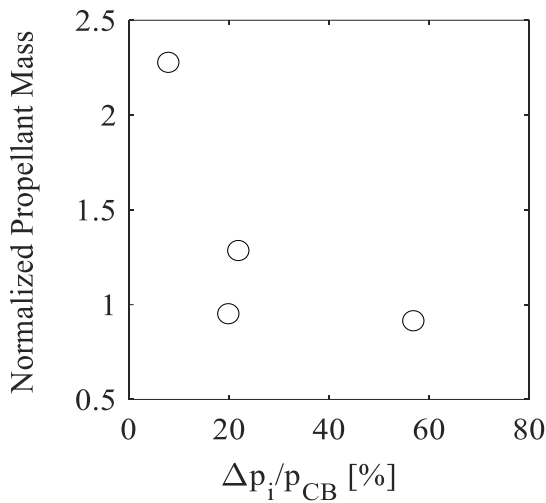
در واقع زمان پاسخ ۹۰٪ فشار را می‌توان به دو جزء تقسیم کرد: جزء اول، فاصله زمانی از لحظه اعمال فرمان به شیر تا شروع واکنش



شکل ۱۰- تأخیر اشتعال بر حسب نسبت افت فشار انژکتور به فشار محفظه کاتالیست

افت فشار انژکتور بر تأخیر اشتعال رانشگر تأثیری قابل اندازه‌گیری نداشت. تأخیر اشتعال برای سه انژکتور با افت فشارهای مختلف بین ۹ تا ۱۱ میلی‌ثانیه تغییر کرده است (شکل ۱۰). با توجه به این که زمان پاسخ حسگر فشار، ۱ میلی‌ثانیه و نرخ داده‌برداری ۱ داده در هر میلی‌ثانیه بود، تفاوت مشاهده شده در این شکل قابل استناد نیست. بنابراین، در محدوده دقت آزمایش انجام شده، تأخیر اشتعال با افت فشار انژکتور تغییر نکرده است. یعنی اگر زمان سوزش بین آزمایش‌های مختلف بیشتر از ۳ میلی‌ثانیه تغییر می‌کرد می‌شد ادعا کرد این تغییرات ناشی از تغییر انژکتور و قابل استناد است. اشمیت و همکاران، به خصوص برای تغییرات کوچک افت فشار انژکتور، تغییری در تأخیر اشتعال گزارش نکرده‌اند [۶].

به دلیل اختلاف جرم پیشرانه ورودی به رانشگر در لحظات استارت موتور بوده است.



شکل ۱۲- جرم نرمال پیشرانه ورودی به محفظه در ۳۰۰ میلی ثانیه اول یک استارت گرم برای انژکتورهایی با افت فشار متفاوت.

اما برخلاف پیش بینی رابطه تحلیلی اشیمت و هم کاران [۶]، اختلاف زمان پاسخ در آزمایش های فعلی نه با دبی پایا، که با دبی گذرای رانشگر توضیح داده می شود. در آزمایش های فعلی، با وجود استفاده از انژکتورهایی با قطرهای مختلف برای هر انژکتور، فشار بالادست به گونه ای تنظیم شده که دبی پایا برابر دبی طراحی باشد. بنابراین دبی پایا نمی تواند اختلاف زمان پاسخ را در این آزمایش ها نشان دهد. به همین ترتیب، تغییر شیب نمودار افت فشار انژکتور-زمان پاسخ فشار نیز با مقایسه مشخصات پایا قابل توضیح نیست؛ این ها پدیده هایی هستند که تنها با تحلیلی دینامیکی قابل مطالعه هستند و نه تحلیل استاتیک یا شبه-استاتیک. به عبارتی فرض یک ضریب تخلیه ی ثابت برای انژکتور در محدوده ی بزرگ عملکردی رانشگر، مانند مرجع [۶]، دقت کافی را به دست نمی دهد.

علت تغییر شیب نمودار زمان پاسخ ۹۰٪ فشار در افت فشار ۲۰٪ (شکل ۱۱) را می توان این گونه توضیح داد. تغییر شیب آن نمودار در افت فشاری اتفاق می افتد که عملکرد انژکتوری با آن افت فشار در نقطه طراحی در حالت خفگی<sup>۱۲</sup> باشد. خفگی به معنی آن است که دبی مستقل از فشار پایین دست و تنها وابسته به فشار بالادست باشد [۲۱ و ۲۲]. خفگی در انژکتور به دلیل کاویتاسیون رخ می دهد. کاویتاسیون به معنی تبخیر محلی پیشرانه و ایجاد فاز گازی در بخشی از مجرای انژکتور است [۲۳]. بروز خفگی در انژکتور در آزمایش های انجام شده در شکل ۱۳ قابل مشاهده است.

و رسیدن فشار محفظه به ۱٪ فشار پایاست که پیش از این به عنوان تأخیر اشتعال معرفی شد. تأخیر اشتعال مستقل از افت فشار انژکتور و حدود ۱۰ میلی ثانیه بود. جزء دوم زمان پاسخ ۹۰٪ فشار، شامل زمان لازم برای رسیدن فشار محفظه از ۱٪ تا ۹۰٪ فشار پایاست. این بخش دوم را می توان با عنوان «زمان افزایش فشار» متمایز ساخت. بنابراین، اثر انژکتور بر زمان پاسخ ۹۰٪ فشار را باید در زمان افزایش فشار جستجو کرد.

در مرجع [۶] یک رابطه تحلیلی برای زمان افزایش فشار توسعه یافته و با نتایج تجربی صحت سنجی شده است. افزایش فشار محفظه از ۱٪ تا ۹۰٪ فشار پایا خود به دو مرحله تقسیم شده است. در مرحله اول، در یک فرآیند هم دما، تجمع گاز در فضای خالی درون محفظه سبب افزایش فشار آن می شود. در این مرحله نسبتا کوتاه، اختلاف دبی ورودی از انژکتور با دبی خروجی از نازل سبب افزایش فشار محفظه می شود. نشان داده شد که مدت مرحله نخست  $t_1$  با حجم خالی بستر  $V_c$  رابطه مستقیم و با دبی پایا  $\dot{m}_{ss}$  و دمای اولیه ی کاتالیست  $T_0$  رابطه عکس دارد [۶].

$$t_1 \propto V_c / \dot{m}_{ss} T_0 \quad (2)$$

در مرحله دوم، کاتالیست و در نتیجه گاز درون محفظه گرم می شود و در نتیجه فشار گاز افزایش می یابد. در مرحله دوم دبی ورودی از انژکتور با دبی خروجی از نازل برابر است. مدت مرحله دوم با ظرفیت حرارتی کاتالیست  $C_c$  رابطه مستقیم و با دبی پایا رابطه عکس دارد [۶].

$$t_2 \propto C_c / \dot{m}_{ss} \quad (3)$$

از آنجا که مدت هر دو مرحله از زمان افزایش فشار با دبی پایا رابطه عکس دارند، انتظار می رود با افزایش دبی پایا زمان افزایش فشار و در نتیجه زمان پاسخ ۹۰٪ فشار، کاهش یابد. مطابق پیش بینی، هرچه جرم پیشرانه ورودی به محفظه افزایش یافته زمان پاسخ ۹۰٪ فشار کاهش یافته است. جرم پیشرانه وارد شده به محفظه کاتالیست (مساحت زیر نمودار دبی-زمان) در ۳۰۰ میلی ثانیه اول پس از شروع رشد دبی بر حسب افت فشار انژکتور در شکل ۱۲ رسم شده است. در محور عمودی ۱ واحد به معنی جرمی است که با دبی طراحی در ۳۰۰ میلی ثانیه از انژکتور می گذرد. ملاحظه می شود که جرم پیشرانه اولیه برای انژکتوری با افت فشار ۸٪ نسبتا زیاد بوده است، در حالی که این کمیت برای انژکتورهایی با افت فشار بیشتر از ۲۰٪ تقریباً ثابت مانده و برابر ۱ واحد است. با بررسی شکل ۱۱ و شکل ۱۲ مشخص می شود که، هرچه در لحظات اولیه پیشرانه بیشتری وارد رانشگر شده فشار محفظه با سرعت بیشتری افزایش یافته است. بنابراین، اختلاف بزرگ زمان پاسخ ۹۰٪ فشار در شکل ۱۱

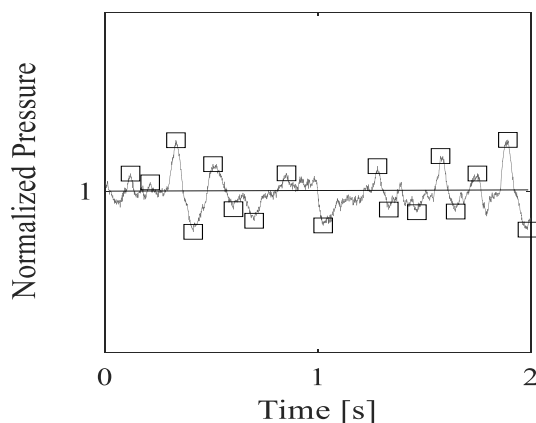


کوتاه‌تر (شکل ۱۳) و در نتیجه جرم پیشرانه ورودی (شکل ۱۲) کمتر می‌شود. وقتی افت فشار از حدی بیشتر شود، دبی لحظه استارت با دبی طراحی برابر شده و نمودار لحظات اولیه دبی دیگر قله‌ای ندارد. افزایش بیشتر افت فشار طراحی انژکتور تغییری در دبی لحظات استارت رانشگر نخواهد داد و شکل نمودار دبی ثابت خواهد ماند (شکل ۱۳). بنابراین، نمودار دبی لحظه استارت انژکتورهایی با افت فشار ۲۲٪ و بیشتر، بر نمودار دبی انژکتور با افت فشار ۵۷٪ منطبق خواهد بود. بنابراین، افت فشار بیشتر، زمان پاسخ ۹۰٪ فشار را تغییر نخواهد داد (شکل ۱۱). افت فشار ۲۲٪ همان نقطه‌ای است که در آن نمودار زمان پاسخ ۹۰٪ فشار تغییر شیب می‌دهد. بنابراین تغییر شیب نمودار افت فشار-زمان پاسخ با بروز کاویتاسیون و خفگی در انژکتورها قابل توجه است.

باید دقت شود که نقطه تغییر رفتار نمودار زمان پاسخ نیز به همه این عوامل بستگی دارد و نتیجه کمی به دست آمده در این جا قابل تعمیم به انژکتورها و رانشگرهای دیگر نیست؛ زیرا رخ دادن کاویتاسیون در یک انژکتور به عوامل بسیاری بستگی دارد که نتایج این گزارش نسبت به آنها حساس است. برخی از عوامل عبارتند از: جنس سیال، دمای سیال، اختلاف فشار، فشار پایین دست، هندسه انژکتور و زبری سطح.

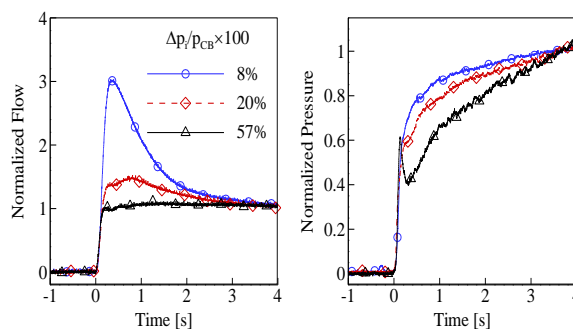
#### ۴ زبری فشار

زبری فشار به صورت نصف نسبت تفاضل میانگین فشار بیشینه از میانگین فشار کمینه به فشار متوسط تعریف شده است [۵]. تصویر بخشی از سیگنال فشار به همراه قله‌ها و دره‌های فشار در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود.



شکل ۱۴ - بخشی به طول ۲ ثانیه از سیگنال فشار نرمال محفظه با قله‌ها و دره‌های مشخص شده با کد. خط افقی میانگین فشار را مشخص می‌کند.

زبری فشار در تمامی آزمایش‌ها کمتر از ۵٪± فشار محفظه بوده است (شکل ۱۵). زبری فشار اندازه‌گیری شده در ابتدای عمر رانشگر اشمیت و همکاران ۲٪±± فشار محفظه بود [۵]؛ با پیشرفت عمر رانشگر و خرد شدن کاتالیست‌ها زبری فشار افزایش می‌یابد.



شکل ۱۳ - دبی (راست) و فشار (چپ) نرمال در لحظه استارت سرد برای سه رانشگر با افت فشارهای مختلف. انژکتوری با افت فشار ۸٪ در لحظه استارت خفه بوده اما به تدریج از خفگی خارج شده و دبی آن کاهش یافته است. انژکتوری با افت فشار ۵۷٪ از لحظه استارت خفه بوده و افزایش افت فشار نیز سبب شدن آن از حالت خفگی نشده است.

چگونگی تأثیر خفگی بر عملکرد گذرای انژکتورهایی با افت فشار زیاد و کم در ادامه شرح داده می‌شود. برای انژکتورهایی با افت فشار بالا، در نقطه طراحی در انژکتور کاویتاسیون اتفاق می‌افتد. در لحظه استارت رانشگر اختلاف فشار دو طرف انژکتور از اختلاف فشار پایای انژکتور بیشتر است؛ بنابراین در لحظه استارت نیز انژکتورهای یاد شده با کاویتاسیون عمل می‌کنند. در انژکتورهایی با افت فشار بالا و فشار محفظه برابر فشار محیط، از زمان باز شدن شیر رانشگر تا زمان رسیدن فشار رانشگر به فشار طراحی، کاویتاسیون وجود دارد. در حالت کاویتاسیون دبی تنها به فشار بالادست وابسته است، بنابراین در انژکتورهایی با افت فشار زیاد دبی از لحظه استارت ثابت و با دبی طراحی برابر است. بنابراین دبی انژکتوری با افت فشار ۵۷٪ از لحظه استارت در مقدار مشخصی ثابت مانده است؛ با این که فشار محفظه رانشگر در حال افزایش بوده است (شکل ۱۳). بنابراین در مورد انژکتورهایی با افت فشار زیاد، نمودار دبی در لحظه استارت هیچ قله‌ای ندارد.

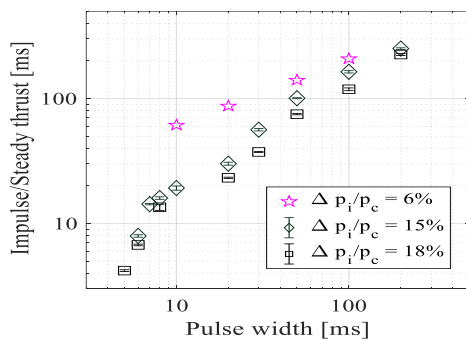
در طرف مقابل، برای انژکتورهایی با افت فشار کم، در نقطه طراحی کاویتاسیونی در انژکتور وجود ندارد. عدم وجود کاویتاسیون به معنی وابسته بودن دبی به فشار است. بنابراین فشار پایین دست کمتر در لحظه استارت سبب عبور دبی بیشتری از انژکتورهای دسته دوم می‌شود. پس برای انژکتورهایی با افت فشار کم، دبی در لحظه استارت از دبی طراحی بیشتر است (نگاه کنید به دبی نرمال انژکتوری با افت فشار ۸٪ در شکل ۱۳). پس از مدتی، با افزایش فشار محفظه دبی انژکتور افت می‌کند. بنابراین برای انژکتورهایی با افت فشار کم، دبی در استارت یک قله مشخص را نشان می‌دهد. وجود این قله سبب وارد شدن ناگهانی جرم زیاد پیشرانه در لحظه استارت می‌شود (شکل ۱۲). بنابراین خفه بودن یا نبودن انژکتور در نقطه‌ی طراحی رفتار گذرای فشار محفظه را تحت تأثیر قرار می‌دهد. برای جمع‌بندی می‌توان گفت، با افزایش افت فشار طراحی انژکتور، قله دبی در لحظه استارت،

نشده‌اند. افت فشار کل، به عنوان عامل غالب در تعیین زبری فشار، رفتار کلی نوسان فشار را کنترل می‌کند، اما حضور عوامل یاد شده می‌تواند انحرافات کوچک از رفتار کلی مزبور را سبب شود.

#### ۵) ضربه جزئی

ضربه جزئی رانشگر، انتگرال زیر نمودار تراست- زمان در یک بازه زمانی مشخص است. در عملکرد پالسی رانشگر، بسیار مهم است که ضربه جزئی به صورت تکرارپذیر و قابل پیش‌بینی تولید شود. هرچه کمترین ضربه جزئی یک رانشگر کوچک‌تر باشد، امکان کنترل دقیق‌تر ماهواره فراهم می‌شود. کمترین ضربه جزئی علاوه بر زمان پاسخ شیر به پارامترهای دیگری نیز وابسته است. یکی از این پارامترها قطر انژکتور یا افت فشار انژکتور است.

تغییرات ضربه جزئی با عرض پالس برای افت فشارهای مختلف در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود. در این شکل ضربه جزئی با تراست پایا نرمال شده است. ضربه جزئی با عرض پالس به صورت خطی تغییر می‌کند. هرچه عرض فرمان اعمالی به شیر کوچک‌تر بوده ضربه جزئی کوچک‌تری تولید شده است.



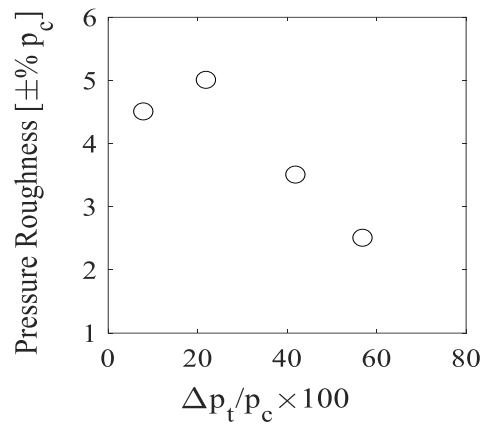
شکل ۱۶- ضربه جزئی بر حسب عرض پالس برای افت فشارهای انژکتور مختلف

برای افت فشارهای بزرگ‌تر انژکتور (انژکتورهای کوچک‌تر) تقریباً نسبت ضربه به تراست پایا با عرض پالس برابر است. برای نمونه برای نسبت افت فشار انژکتور به فشار محفظه ۱۸٪، در عرض پالس ۱۰۰ میلی‌ثانیه نسبت ضربه جزئی به تراست پایا تقریباً ۱۰۰ میلی‌ثانیه بود. در یک عرض پالس ثابت، هرچه افت فشار انژکتور بزرگ‌تر بوده ضربه جزئی کوچک‌تری تولید شده است. دلیل این امر همان است که در مورد زمان پاسخ ۹۰٪ فشار شرح داده شد؛ هرچه افت فشار انژکتور بزرگ‌تر باشد، دبی اولیه و در نتیجه جرم پیش‌رانده ورودی به رانشگر در زمان کوتاه، کمتر است. در نتیجه ضربه جزئی کوچک‌تری تولید می‌شود.

## نتیجه‌گیری

اثر افت فشار انژکتور بر عملکرد یک رانشگر تک‌پیش‌رانده هیدرازینی به‌صورت تجربی ارزیابی شده است. رانشگر آزمایش شده در مقایسه با نتایج

علاوه بر عمر، عواملی مانند هم‌ساز شدن تغییرات فشار محفظه با دینامیک خط تغذیه‌ی پیش‌رانده [۴]، عدم بسته‌بندی مناسب گوی‌ها در محفظه کاتالیست [۱۰]، اندازه‌ی درشت کاتالیست‌ها [۶]، و فشار تزریق پایین [۸] می‌توانند سبب زبری زیاد فشار شوند. جداسازی دینامیک محفظه از دینامیک خط تغذیه با افزایش افت فشار انژکتور و محفظه کاتالیست قابل انجام است. با توجه به اینکه افت فشار کل در رانشگر فعلی در محدوده قابل قبولی بوده [۹] از این عامل برای کاهش زبری فشار نمی‌توان بهره برد. هنگام مونتاژ سعی شده که بسته‌بندی مناسب گرانول‌ها در محفظه کاتالیست رعایت شود. فشار تزریق رانشگر هم در محدوده طراحی دیگران است [۵ و ۷]. بنابراین بیشترین ظرفیت کاهش زبری فشار در رانشگر فعلی در کاهش اندازه گرانول‌ها موجود است.



شکل ۱۵- زبری فشار بر حسب افت فشار کل

هرچه افت فشار در رانشگر بیشتر شده، زبری فشار محفظه کاهش یافته است (شکل ۱۵). زبری فشار بر حسب نسبت افت فشار کل  $\Delta p_t$  به فشار محفظه در شکل ۱۵ رسم شده است. افت فشار کل عبارت است از فشار تزریق  $p_i$  منهای فشار محفظه رانش  $p_c$  (شکل ۱) بنابراین، افت فشار محفظه کاتالیست و صفحه نگاه‌دارنده نیز در افت فشار کل شرکت دارند. افت فشار کل سبب جدا شدن فشار محفظه از دینامیک خط تغذیه پیش‌رانده می‌شود [۴]. کاهش زبری فشار با افزایش افت فشار پیش از این نیز گزارش شده است [۶].

در یک نقطه از نمودارهای شکل ۱۵ رفتاری غیرعادی مشاهده می‌شود؛ در افت فشار کل ۲۲٪ فشار محفظه زبری فشار کمی بیشتر از زبری فشار در افت فشار ۸٪ است. این رفتار غیر معمول ممکن است به عوامل کنترل نشده آزمایش مربوط باشد. اندازه دقیق گرانول‌ها، زبری داخلی انژکتور، فشار تزریق و تعداد دفعات احیا از جمله عواملی هستند که می‌توانند بر نوسان فشار محفظه تاثیرگذار باشند و در این آزمایش‌ها به طور دقیق اندازه‌گیری نشده یا در شکل ۱۵ گزارش

- منتشر شده در ادبیات عملکرد پایای خوبی داشت: سرعت مشخصه حدود ۱۳۰۰ متر بر ثانیه، تاخیر اشتعال ۱۰ میلی‌ثانیه، زمان پاسخ ۹۰٪ فشار بین ۶۰ تا ۳۲۰ میلی‌ثانیه و زبری فشار کمتر از ۵٪± فشار محفظه برای این رانشگر اندازه‌گیری شد.
- نتایج آزمایش‌ها نشان داد که سرعت مشخصه و تاخیر اشتعال با افت فشار انژکتور تغییر قابل ملاحظه‌ای نداشتند. افزایش افت فشار انژکتور سبب افزایش زمان پاسخ ۹۰٪ فشار شده است. به ویژه، شیب نمودار زمان پاسخ بر حسب افت فشار انژکتور در نقطه ۲۰٪ تغییر شیب قابل ملاحظه‌ای داشت که دلیل آن ایجاد کویتاسیون در افت فشارهای بیشتر بود. همچنین، افزایش افت فشار کل، از طریق کاهش هم‌سازی فشار محفظه با دینامیک خط لوله، سبب کاهش زبری فشار شده است. ضربه تولیدی با عرض پالس به صورت خطی تغییر کرده است و هرچه افت فشار انژکتور بیشتر بود، ضربه تولیدی کمتر بود.
- برای داشتن رانشگری با زمان پاسخ و زبری مناسب توصیه می‌شود که: (۱) افت فشار انژکتور در حدود ۱۰٪ تا ۱۵٪ فشار محفظه کاتالیست انتخاب شود و (۲) از گرانول‌های ریز (قطر کمتر از ۱ میلی‌متر) به عنوان بستر کاتالیست استفاده شود. افزایش افت فشار صفحه نگهدارنده کاتالیست راه دیگری برای کاهش زبری فشار است.
- ### تعارض منافع
- هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.
- ### منابع
- [1] H. Jung, J. H. Kim and J. S. 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*, P.3987, 2013.
- [2] T. W. Price and D. D. Evans, "The Status of Monopropellant Hydrazine Technology," No. JPL-TR-32-1227, 1968.
- [3] S. Baek, W. Jung, H. Kang and S. Kwon, "Development of High-Performance Green-Monopropellant Thruster with Hydrogen Peroxide and Ethanol," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 34, no. 5, P.P. 1256-1261, 2018.
- [4] A. F. Grant Jr, "Basic Factors Involved in the Design and Operation of Catalytic Monopropellant Hydrazine Reaction Chambers," *California Inst of Technology Pasadena Jet Propulsion Lab*, 1954..
- [5] B.W. Schmitz and W.W. Wilson, "Long Life Monopropellant Hydrazine Engine Development Program," Rocket Research Co Redmond WA, 1971.
- [6] B. Schmitz, D. Williams, W. Smith and D. Maybee, "Design and Scaling Criteria for Monopropellant Hydrazine Rocket Engines and Gas Generators Employing Shell 405 Catalyst," in *2nd Propulsion Joint Specialist Conference*, P. 594, 2012.
- [7] D. Goto, H. Kagawa, S. Murayama, K. Kajiwara, H. Ikeda, N. Shinozaki, N.Toru. and E. Yabuhara, "Endurance Firing Test Results of the Long Life 1N Hydrazine Thruster," in
- 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, California, P. 5772, 2011.
- [8] H. Jung and J. S. Kim, "A Correlation between the Pressure Oscillation of Combustion Chamber and Thrust Response in a 70 N-class Hydrazine Thruster," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, vol. 19, no. 3, P.P. 1-8, 2015.
- [9] G. P. Sutton, "Biblarze, O., Rocket Propulsion Elements", A Wiley-Interscience publication. New York: Wiley 2001.
- [10] S. Krishnamachary, S. K. Mohan, S. G. Kulkarni, D. Jayaraman, M. R. Rao, L. Singh and S. K. Prasad, "Propellant Grade Hydrazine in Mono/Bi-propellant Thrusters: Preparation and Performance Evaluation," *Defence Science Journal*, vol. 65, no. 1, P.P. 31-38, 2015.
- [11] J. Soo Kim, H. Jung, S. H. Bae, D. S., 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*, Orlando, P.4162., 2015.
- [12] M. Salimi, S. Ghanbari Pakdehi and A. Shekarian, "Modeling, Designing and Construction of the Hydrazine Decomposition Fixed-Bed Reactor," *Journal of Energetic Materials*, vol. 14, no. 3, P.P. 119-127, 2019, (in Persian).
- [13] H. Karimaei, "Design and Simulation of Fuel Injector of a 10N Monopropellant Hydrazine Thruster," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 11, no. 3, pp. 9-19, 2018, (in Persian).
- [14] H. Krimaei, "Design and Simulation of Fuel Injector of a 10N Monopropellant Hydrazine Thruster," *Space Science and Technology*, vol. 11, no. 3, pp. 9-19, 2018, (in Persian).
- [15] M.R. Salimi, and H. Karimaei "Making Catalyst and Preparing Catalyst Bed for Hydrazine Decomposition in LowThrust Monopropellant Thrusters," *Technology in Aerospace Engineering*, vol. 2, no. 1, pp. 17-25, 2018, (in Persian).
- [16] H. Karimaei, M. R. Salimi, H. Naseh, and E. Jokari, "Design of Physical Configuration of a 10N Monopropellant Hydrazine Thruster," *Space Science and Technology*, vol. 12, no. 1, pp. 13-22, 2019, (in Persian).
- [17] D. K. Huzel, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 147, 1992.
- [18] E.W. Schmidt, "Hydrazine and Its Derivatives: Preparation, Properties, Applications", vol. 2, Set. John Wiley & Sons, 2001.1984.
- [19] V. Shankar, A. K. Ram and K. A. Bhaskaran, "Prediction of the concentration of hydrazine decomposition products along a granular catalytic bed," *Acta astronautica*, vol. 11, No.6, P.P. 287-299, 1984.
- [20] A. E. Makled and H. Belal, "Modeling of hydrazine decomposition for monopropellant thrusters," in *13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology*, P.P 26-28, 2009.
- [21] T. Qiu, X. Song, Y. Lei, H. Dai, C. Cao, H. Xu and X. Feng, "Effect of back pressure on nozzle inner flow in fuel injector," *Fuel*, vol. 173, P.P. 79-89, 2016.
- [22] R. Payri, F. J. Salvador, J. Gimeno and O. Venegas, "Study of cavitation phenomenon using different fuels in a transparent nozzle by hydraulic characterization and visualization," *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 44, P.P. 235-244, 2013.
- [23] A. H. Lefebvre and V. G. McDonell, "Atomization and Sprays," CRC Press, 2017.