



Design, Fabrication, and Test of a Cryogenic Liquid Oxygen-Ethanol Engine

Hojat Ghasemi^{1*} , S. Mohammad Reza Mahmoudian², Noordin Qadiri Massoom³ ,
S. Rashad Rohulamini⁴, Pouria Mikaniki⁵ and Asghar Azimi⁶

1. Associate Professor, School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

2. M.Sc., Molk Corporation, Isfahan, Iran

3. Assistant Professor, Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

4, 5. M.Sc., 4D-Tech Corporation, Tehran, Iran

6. M.Sc., School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: h_ghassemi@iust.ac.ir

Abstract

The aim of the present research is to obtain the ability to use the cryogenic propellant engines on a laboratory scale. In this regard, it is necessary to build some experimental motors and investigate their performance parameters. The liquid oxygen as a common oxidizer and ethanol as a green fuel have been selected as propellant components. The engine is designed to produce 400 kgf force at the nominal condition. The pintle type injector has been chosen in which liquid oxygen and fuel are flowed in the axial and radial directions, respectively. The combustion chamber has been protected against overheating by applying the regenerative cooling. However, the laboratory feature of the engine design has provided the using of water instead the cooling propellant. All main components of the engine such as injector, igniter, and flow controllers, are examined by the cold tests. A comprehensive test facility is designed and set up for hot fire tests in which the performance of almost all parameters can be evaluated. Fifteen fire tests have been performed. Maximum obtained pressure and evaluated combustion efficiency were about 75% of design values.

Keywords: Liquid propellant engine, Cryogenic propellant, Liquid oxygen, Ethanol, Test bed

1. References

- [1] T. Hiraiwa, T. Saito, T. Tomita, N. Azuma, K. Okita, K. Obase, and T. Kaneko, "Research works of ethanol propulsion system for the future rocket-plane experimental vehicle" *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibition*, p.6114, 2011.
- [2] K. Sakaki, T. Funahashi, S. Nakaya, M. Tsue, R. Kanai, K. Suzuki, T. Inagawa, and T. Hiraiwa, "Longitudinal combustion instability of a pintle injector for a liquid rocket engine combustor," *Combustion and Flame*, Vol. 194: pp. 115-12, 2018.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

How to cite this article:

H. Ghasemi, S. M.R. Mahmoudian, N. Qadiri Massoom, S. R. Rohulamini, P. Mikaniki and A. Azimi, "Design, Fabrication, and Test of a Cryogenic Liquid Oxygen-Ethanol Engine," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 1, pp. 47-58, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1397>.

- [3] R. Woodard, K. Miller, V. Bazarov, G. Gurin, S. Pal, and R. Santoro "Injector research for Shuttle OMS upgrade using LOX/ethanol propellants," *In 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibition*, p.3816, 1998.
- [4] C. Bach, J. Sieder, O. Przybliski, and M. Tajmar, "Smart Rockets: Development of a 500 N LOX-Ethanol-Sounding rocket for the DLR STERN programme," *In 62th Conference: German Aerospace Congress, Stuttgart*, pp.1-10, 2013.
- [5] K. Sakaki, M. Choi, S. Nakaya, M. Tsue, and T. Hiraiwa, "Fundamental combustion characteristics of ethanol/liquid oxygen rocket engine combustor with planar pintle-type injector," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 58, No.1, pp. 15-22, 2015.
- [6] J. Sieder, K. Kleebusch, C. Bach, and M. Tajmar, "Development history and verification of the flight model of a 500 N Ethanol/LOX rocket engine", *In 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Milan ,Italy*, pp.3-6, 2017.
- [7] R. Delpy and J. Oswald, "Perseus project 5 kN LOX/Ethanol rocket engine fire tests," *7th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences*, (EUCASS), 2017.
- [8] S. M.R. Mahmoudian, H. Ghasemi, and A.R. Tolei, "The process of designing and manufacturing a prototype space thruster with oxygen-crocin cryogenic propellant," *The 10th conference of the Iranian Aerospace Association*, Tehran, 2019 (in Persian).
- [9] D. Ramesh, S. Khodadadiyan, and H. Karimi, "Optimization of Schematic and Parameters of Staged Combustion Launch Vehicle Liquid Engines," *Journal of Space Science and Technology*, Vol.9, No.1, pp. 1-11, 2016. (in Persian).
- [10]A.H. Edalatpour, F. Ommi, Z. Saboohi, "Performance Analysis of Liquid Propellant Micro-propulsion with Liquid Oxygen as Cryogenic Oxidizer," *Journal of Space Science and Technology*, Vol.12, No.1, pp. 23-40, 2019.(in Persian).
- [11] S. Gordon, and B. J. McBride, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations, NASA SP-273, 1976.
- [12] D. K. Huzel, and D. H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines, (Revised and enlarged edition) ," *AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 147, 1992.
- [13] R. W. Humble, h. N. Gary, and W. J. Larson, Space Propulsion Analysis and Design, McGraw-Hill, 1995.
- [14] G. Dressler, and J. Bauer, "TRW pintle engine heritage and performance characteristics," *In 36th AIAA/ASME/ SAE/ ASEE joint propulsion conference and exhibit, Las Vegas, NV, U.S.A.*, p.3871, 2000

طراحی، ساخت و آزمون یک موتور پیشرانه مایع زمستیک اکسیژن مایع-اتانول

حجت قاسمی^{۱*}، سید محمدرضا محمودیان^۲، نورالدین قدیری معصوم^۳، سیدرشاد روح‌الامینی^۴، پوریا میکائیکی^۵ و اصغر عظیمی^۶

۱ و ۶- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران
۲- شرکت ملک آسمان‌ها و زمین نقش جهان، اصفهان، ایران
۳- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران
۴ و ۵- شرکت فناوری‌های پیشرفته بعد چهارم

*ایمیل نویسنده مخاطب: h_ghassemi@iust.ac.ir

چکیده

هدف تحقیق حاضر، کسب توانمندی به کارگیری موتورهای پیشرانه زمستیک، در مقیاس آزمایشگاهی است. در این راستا لازم است تا موتورهایی ساخته و پارامترهای عملکردی آن سنجیده شود. اکسیژن مایع، به عنوان یک اکسیدکننده زمستیک متداول و اتانول به عنوان یک سوخت سبز انتخاب شده‌اند. موتوری برای تولید نیروی جلوبرندگی معادل 400 kgf با این پیشرانه طراحی شده است. انترکتور این موتور از نوع برخوردی سمبه‌ای بوده که در آن اکسیژن مایع، در راستای محور و سوخت در راستای شعاع جریان داشته است. محفظه احتراق این موتور با روش خنک‌کاری بازایی در مقابل گرمای زیاد محافظت می‌شده است. طرح آزمایشگاهی موتور این امکان را فراهم کرده تا از سیال خارجی مانند آب برای خنک‌کاری استفاده شود. همه مولفه‌های اصلی موتور مانند انترکتور، راه‌انداز، و ابزار کنترل جریان تحت آزمون‌های سرد قرار گرفتند. برای آزمایش گرم این موتور، سکوی آزمون ویژه‌ای طراحی و ساخته شده است که در آن امکان سنجش تقریباً همه متغیرهای عملکردی وجود دارد. در این تحقیق پانزده آزمون گرم انجام شده است. بیشترین فشار ثبت شده و بیشترین بازده برآورد شده در حدود ۷۵٪ مقادیر طراحی بودند.

واژه‌های کلیدی: حداکثر موتور پیشرانه مایع، پیشرانه زمستیک، اکسیژن مایع، اتانول، سکوی آزم

ER

F/O

I_s

L

\dot{m}

p

R

نسبت هم‌ارزی

نسبت سوخت به اکسیدکننده

ضربه ویژه

طول

دبی جرمی

فشار

ثابت گاز

علائم و اختصارات

مساحت

سرعت مشخصه

ضریب تخلیه

ضریب تراست

قطر

A

C^*

C_D

C_F

D

نیروی انسانی و توسعه این شاخه از مهندسی پیشران‌ش اشاره کرد. در ادامه به برخی از کارهای تجربی که در آن اکسیژن و الکل به کار گرفته شده، اشاره می‌شود.

هیرایوا و همکاران [۱] به بررسی تجربی موتور الکل/اکسیژن مایع با تراست ۱۰۰۰ کیلوگرم و انژکتور برخوردی پرداختند. آن‌ها سرعت مشخصه گازهای احتراق را در شرایط مختلف کاری اندازه‌گیری کردند. ساکاکي و همکاران [۲] به بررسی تجربی احتراق اکسیژن مایع و الکل با انژکتور سمبهای پرداختند. آن‌ها نتیجه گرفتند که بازده احتراق با افزایش نسبت مومنتم در انژکتور، کاهش می‌یابد. همچنین آن‌ها دریافتند اگر نسبت مومنتم در یک محفظه احتراق از ۱/۱۴ کمتر باشد، یا نسبت مومنتم از ۲ بیشتر باشد، نرخ انتقال گرما باعث ایجاد نوسانات ترموآکوستیکی در محفظه‌ی احتراق می‌شود. وودوارد و همکاران [۳] به بررسی تجربی عملکرد احتراق، انتقال حرارت، و مشخصات پایداری در یک موتور مانور مداری اتانول/اکسیژن مایع با انژکتورهای پیچشی دوپایه و سمبهای پرداختند. در این کار کیفیت پاشش با عکس‌برداری پالسی به روش سایه‌نگاری بررسی شد. آن‌ها با آزمون‌های گرم و سرد و در کیفیت‌های مختلف اکسیژن مایع مشاهده کردند که کیفیت اکسیژن مایع روی عملکرد پاشش در انژکتورهای پیچشی و سمبهای حساس است. باخ و همکاران [۴] یک موتور ۵۰۰ نیوتنی الکل/اکسیژن مایع را در در نسبت‌های مختلف سوخت به اکسنده با انژکتور دوپایه پیچشی مورد بررسی قرار دادند و دمای محفظه‌ی احتراق را اندازه‌گیری کردند. ساکاکي و همکاران [۵] به بررسی احتراق الکل/اکسیژن مایع در فشار محفظه‌ی احتراق حدود ۵ بار با انژکتور سمبهای در نسبت‌های اکسنده به سوخت ۱/۲۵ تا ۱/۸ پرداختند. آن‌ها مشاهده کردند با افزایش نسبت اکسنده به سوخت تا نسبت تعادلی، سرعت مشخصه گازها افزایش می‌یابد. سیدر و همکاران [۶] به بررسی نمونه پروازی یک موتور ۵۰۰ نیوتنی الکل/اکسیژن مایع پرداختند. آن‌ها در این کار نسبت اکسنده به سوخت را ۱/۸ و فشار محفظه احتراق را حدود ۹ بار انتخاب و از انژکتور دو پایه پیچشی در موتور استفاده کردند. دلپی و همکاران [۷] به بررسی تجربی عملکرد یک موتور ۵ کیلونیوتنی الکل/اکسیژن مایع پرداختند. در این موتور فشار طراحی محفظه ۱۹ بار بود و در انجام آزمون‌ها از انژکتورهای برخوردی استفاده شده است. استفاده از انژکتورهای سمبهای در کارهایی که برشمرده شد، به منظور تنظیم سطح تراست موتور بوده است. با این نوع انژکتور، امکان تغییر دبی پیشران‌ها در هنگام کار میسر می‌باشد.

جستجو در ادبیات منتشره در ایران نشان می‌دهد که عملکرد موتورهایی که با اکسیژن مایع کار می‌کنند از سالیان قبل مورد توجه بوده است. محمودیان و همکاران در سال ۱۳۸۹، نتایج طراحی و ساخت یک رانشگر کم‌پیشران با سوخت کروسین و اکسیدکننده اکسیژن مایع را ارائه کردند [۹]. آنان روند و نتایج طراحی را برای

T	دما
V	حجم، سرعت
Δp	اختلاف فشار
γ	نسبت گرمای ویژه
ρ	چگالی
	زیروندها
c	محفظه
e	خروجی
t	گلوگاه

مقدمه

نزدیک به ۷۰ سال است که فعالیت‌های فضایی بشر در حال انجام است. در ایران نیز حدود ۱۵ سال است که فعالیت‌های فضایی آغاز شده است. آن چیزی که این فعالیت‌ها را ممکن ساخته، موتورهای پیشران بوده است. موتورهایی با استفاده از پیشران‌های سمی در تعداد زیادی از مأموریت‌های پرتاب به عملکرد و ثبات خوبی رسیده‌اند. با این حال، این پیشران‌ها همیشه دارای معایبی مانند هزینه‌های زیاد نگهداری و آلودگی محیط هستند. با افزایش آگاهی اجتماعی در مورد حفاظت از محیط زیست و توسعه مداوم فعالیت‌های فضایی، پیشران‌های غیرسمی به ویژه بر پایه اکسیژن مایع مورد توجه زیادی هستند. اکسیژن مایع به عنوان اکسیدکننده می‌تواند با مولفه‌های سوختی متعددی مانند هیدروکربن‌های نفتی، الکل‌ها، متان مایع، و رزین‌های پلی‌مری تشکیل زوج پیشران‌های مناسبی بدهد. این نوع پیشران‌ها علاوه بر مطلوبیت محیط زیستی، از مطلوبیت عملکردی بالایی، به ویژه از منظر ضربه ویژه برخوردارند. پیشران‌های متداول در ایران، بر پایه‌ای غیر از اکسیژن مایع بنا شده است. از این رو از مزیت فنی ضربه ویژه مناسب اکسیژن مایع استفاده نمی‌شود.

از آغاز فعالیت‌های فضایی موتورهای با اکسیدکننده اکسیژن مایع در صنعت هوافضا به کار گرفته شده‌اند. این موتورها، خیلی زود روند توسعه خود را طی کرده و به پایداری نسبی در طراحی، تولید، و بهره‌برداری رسیده‌اند. هیدروژن مایع و کروسین عمده‌ترین سوخت‌هایی هستند که در کنار اکسیژن مایع، زوج پیشران را تشکیل می‌دهند. اما در سالیان اخیر متان و اتانول، هریک به دلایلی، جذابیت پیدا کرده و مورد توجه دانشگاه‌ها، مراکز پژوهشی، و صنایع فضایی قرار گرفتند. مطالعه جنبه‌های مختلف موتورهای که با اکسیژن مایع کار می‌کنند تقریباً از ابتدای کاوش‌های فضایی شروع شده است. در این میان موتورهایی با زوج پیشران اکسیژن مایع و اتانول، به دلایل متعددی مانند ملاحظات محیط زیستی و ایمنی مورد توجه بوده‌اند. از اهداف این مطالعات می‌توان به بررسی بازده احتراق و عملکرد انژکتورها در چنین موتورهایی، در کنار اهداف دیگری مانند تقویت

ترموشیمی

هدف این پژوهش به کارگیری اکسیژن مایع به عنوان یک پیشرانده زمستیک در یک موتور آزمایشگاهی بوده است. از این رو اکسیدکننده به عنوان یکی از انتخاب‌های طرح، معلوم بوده است. اما انتخاب سوخت نه بر پایه مشخصات انرژی، بلکه بر پایه ویژگی‌های کاربردی مانند ایمنی، ارزانی، و آلودگی محیطی قرار داشته است. از این دیدگاه سوخت‌هایی مانند متانول، اتانول، و کروسین برگزیده شدند. الکل‌ها نسبت به کروسین آلودگی محیطی کمتری دارند و از این میان، متانول فراوان‌تر و ارزان‌تر از اتانول می‌باشد. از این رو، مختصات انرژی برای ترکیب اکسیژن مایع و سه سوخت یاد شده، محاسبه شده است.

برای تعیین مختصات انرژی برای پیشرانده، لازم است تا دما T ، جرم مولکولی M ، و نسبت گرماهای ویژه γ ، برای محصولات احتراق محاسبه شوند. برای محاسبه این خواص در شرایط تعادلی از کد CEA [۱۱] ناسا استفاده شده است. دمای اولیه اکسیدکننده 100 K و دمای اولیه سوخت‌ها نیز 300 K اختیار شده است. برای کروسین از ترکیب معادل RP-1 در CEA استفاده شده است. خواص محصولات احتراق، همگی بر حسب نسبت هم‌ارزی، ER، بیان شده است. نسبت هم‌ارزی نیز به صورت نسبت واقعی سوخت به اکسید کننده، F/O ، به نسبت استیوکیومتریکی آن، $(F/O)_{st}$ ، تعریف شده است.

$$ER = (F/O) / (F/O)_{st} \quad (1)$$

نسبت سوخت به اکسید کننده استیوکیومتریکی برای مخلوط اکسیژن با سوخت‌های متانول، اتانول، و کروسین، به ترتیب، برابر با $0/667$ ، $0/479$ ، و $0/294$ می‌باشد. نتایج محاسبات ترموشیمی برای فشار طراحی، در شکل (۱) و در قالب سه نمودار ارائه شده است. برای راحتی و استفاده‌های آتی، نتایج برازش این خواص با یک چندجمله‌ای مرتبه سه بر حسب نسبت هم‌ارزی در نمودار درج شده است. دمای زیاد، جرم مولکولی و نسبت گرماهای ویژه محصولات احتراق، مطلوبیت بیشتری دارند. همان‌طور که این شکل نشان می‌دهد، بیشینه دما و کمینه نسبت گرماهای ویژه، برای هر سه ترکیب، در نسبت هم‌ارزی حوالی ۱ به دست می‌آید اما، جرم مولکولی با افزایش این نسبت، به طور یکنواخت کاهش می‌یابد.

رانشگری که با اکسیژن مایع کار می‌کند ارائه دادند ولی در عمل از اکسیژن گازی استفاده کردند. رمش و همکاران در سال ۱۳۹۵ به یافتن جواب بهینه برای مدار و پارامترهای عملکرد استاتیکی سامانه‌های مایع با سیکل بسته پرداختند [۱۰]. آنان از الگوریتم‌های ژنتیک برای بهینه‌یابی استفاده کرده و سامانه مورد توجه آنان موتور روسی RD 180 با زوج پیشرانده کروسین (RP-1) و اکسیژن مایع بوده است. عدالت‌پور و همکاران در سال ۱۳۹۸ به طراحی و تحلیل عملکرد یک میکروموتور سوخت مایع، با تراست 9 kgf پرداختند [۱۰]. آنان در طراحی موتور، کروسین و اکسیژن مایع را به عنوان زوج پیشرانده انتخاب کردند ولی آنان نیز در عمل از اکسیدکننده قابل ذخیره دیگری استفاده کردند. در دو موردی که شواهدی بر آزمون‌های تجربی ارائه شده است، یعنی مراجع [۸] و [۱۰]، به جای اکسیژن مایع از اکسیدکننده‌های دیگری استفاده شده است. دلیل این امر می‌تواند دشواری‌های علمی و فنی زیادی باشد که در کار با اکسیژن مایع به پیش می‌آید.

به‌منظور کسب تجربه در پیشرانده مایع با اکسیدکننده زمستیک^۴ اکسیژن مایع، یک مجموعه مطالعات تجربی پایه‌گذاری شد که طی آن، در سال ۱۳۹۹، یک موتور آزمایشگاهی پیشرانده مایع نیمه‌زمستیک طراحی و مورد آزمایش‌های متعددی قرار گرفت. اهداف اولیه این مطالعه، آشنایی عملی با محدودیت‌ها، دشواری‌ها، و خطرات کار با اکسیژن مایع، توسعه اجزاء حیاتی یک موتور مایع متناسب با پیشرانده زمستیک، طی کامل مسیر طراحی تا آزمون و ثبت نتایج عملکردی چنین موتوری بوده است. اهداف میانی این مطالعه شامل استخراج شاخص‌های عملکردی موتور و اصلاح و توسعه مولفه‌های اثرگذار بر این شاخص‌ها بود. در موتورهای مایع نیمه‌زمستیک متداول معمولاً از برش نفتی موسوم به نفت سفید یا کروسین به عنوان سوخت استفاده می‌شود. اگر چه در این مطالعه، هدف غایی استفاده از چنین سوختی بوده است، اما با در نظر داشتن مسایل محیطی، ایمنی، و همچنین مسایل تحلیل، اتانول به عنوان سوخت انتخاب شد. نایابی اتانول به دلیل هم‌زمانی انجام آزمایش‌ها با پاندمی کرونا، موجب شد تا بخش زیادی از آزمایش‌ها با متانول انجام شود.

در این راستا مطالعات تجربی گسترده‌ای در زمینه انتقال گرما، احتراق، پاشش پیشرانده‌ها، راه‌اندازها، و دینامیک سیالات انجام شد. همچنین، زیرساخت‌هایی مانند سکوی آزمون و کنترل فرمان تهیه شد. این مقاله تنها منعکس‌کننده بخشی از تلاش‌های این مطالعه در مرحله نهایی، یعنی آزمایش‌های گرم موتوری است.

و استحکام و هم‌خانواده با استوار و استوانه تشکیل شده است. این کلمه ترکیبی، به معنای قوام یافته با سرمای شدید است.

۴. واژه زمستیک برابر نهاد واژه cryogenic (کرایوجنیک) است. این کلمه از دو ریشه «زم» به معنای سرمای شدید و هم‌خانواده با زمستان و زمهریر و «ستیک» به معنای قوام

$$c^* = \sqrt{RT_c} / \Gamma \quad (۳)$$

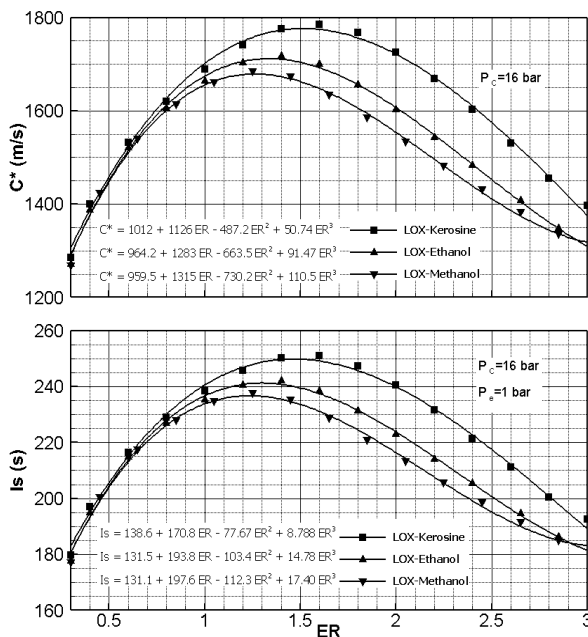
که در آن R ثابت گاز و برابر با ثابت جهانی تقسیم بر جرم مولکولی گاز می‌باشد. Γ نیز به صورت زیر تابع γ است.

$$\Gamma = \sqrt{\gamma(2/(\gamma+1))^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}} \quad (۴)$$

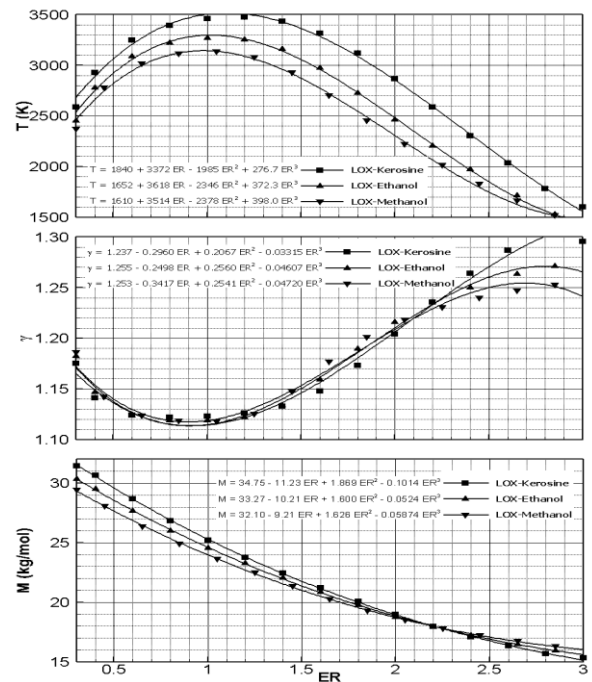
ضریب تراست C_F برای نازلی که فشار خروجی آن برابر با فشار محیط است، به صورت زیر به نسبت انبساط، p_e/p_c ، و نسبت گرماهای ویژه، γ ، وابسته است.

$$C_F = \Gamma \sqrt{2\gamma/(\gamma-1) \left[1 - (p_e/p_c)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (۵)$$

در شکل (۲)، نمودار تغییرات سرعت مشخصه و ضربه ویژه بر حسب نسبت هم‌ارزی برای سه پیشرانه متشکل از اکسیدکننده اکسیژن مایع و سوخت‌های مختلف نشان داده شده است. برای راحتی و استفاده‌های آتی، نتایج برازش این خواص با یک چندجمله‌ای مرتبه سه بر حسب نسبت هم‌ارزی در نمودارها درج شده است. همان طور که در شکل (۲) دیده می‌شود، نسبت هم‌ارزی منطبق بر ضربه ویژه بیشینه برای ترکیب اکسیژن و اتانول، برابر با $1/3$ می‌باشد. از این رو نسبت مخلوط برای شرایط طراحی یا ز برابر با $0/62$ خواهد بود. این شکل همچنین نشان می‌دهد که نسبت هم‌ارزی بهینه برای ترکیب اکسیژن و کروسیس حوالی $1/5$ است و ضربه ویژه این ترکیب در بهتر حالت خود، حدود ۸ ثانیه بیشتر از ترکیب اکسیژن و اتانول است.



شکل ۲- خواص انرژی‌تیک محصولات احتراق پیشرانه‌های مختلف به صورت تابعی از نسبت هم‌ارزی



شکل ۱- خواص محصولات احتراق پیشرانه‌های مختلف به صورت تابعی از نسبت هم‌ارزی

شارش جرمی پیشرانه و ابعاد موتور

در ابتدا، نیازمندی‌های اصلی یک موتور آزمایشگاهی بیان می‌شود. نیروی جلوبرندگی موتور 400 kgf در سطح زمین اختیار شده است. فشار محیط 1 bar و فشار محفظه احتراق نیز 16 bar انتخاب شده است. این فشار در محدود فشار مناسب برای تغذیه دمشی است. با این الزامات و محدودیت‌ها می‌توان شارش جرمی پیشرانه‌ها و ابعاد اصلی موتور را تعیین کرد. اگر چه این موتور به منظور مطالعات آزمایشگاهی به کار گرفته می‌شود ولی می‌توان برای آن یک نقطه طراحی متصور بود. برای این منظور، اولین گام انتخاب نسبت پیشرانه است. از دیدگاه انرژی‌تیک، بهترین نسبت پیشرانه، نسبتی است که در آن ضربه ویژه بیشینه گردد. ضربه ویژه خاصیتی از پیشرانه است که در یک موتور نمود پیدا می‌کند و متأثر از خواص گازها در محفظه احتراق و انبساط محصولات احتراق در نازل می‌باشد. از این رو، به صورت ترکیبی از اثر محفظه احتراق، با نمایندگی سرعت مشخصه c^* ، و اثر نازل، با نمایندگی ضریب تراست C_F ، به صورت زیر بیان می‌شود:

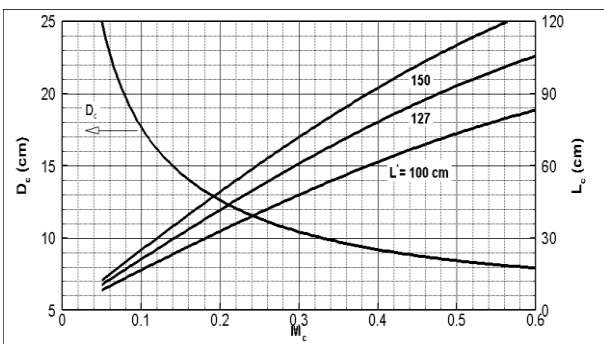
$$I_s = \frac{c^* C_F}{g} \quad (۲)$$

که در آن g شتاب ثقل زمین است. سرعت مشخصه c^* ، به صورت زیر تابعی از دمای محفظه، T_c ، نسبت گرماهای ویژه، γ ، و جرم مولکولی، M ، محصولات احتراق می‌باشد.

که در آن A_c مساحت مقطع، D_c قطر و L_c طول استوانه‌ای محفظه می‌باشند. اکنون لازم است تا طول و قطر محفظه تعیین گردد. یک معیار برای انتخاب قطر محفظه، سرعت متوسط گازهای حاصل از احتراق در آن است. هر چه سرعت گازها کم‌تر باشد، فرصت بیشتری برای تکمیل واکنش‌های شیمیایی وجود دارد. سرعت کم نیازمند قطر بزرگ برای محفظه احتراق است و این به معنی سنگینی آن خواهد شد. قطر محفظه احتراق نیز با انتخاب یک مقدار برای سرعت متوسط گازها در محفظه، تعیین می‌شود. معمولاً به جای سرعت، از عدد ماخ جریان گاز در محفظه استفاده می‌شود. ارتباط بین عدد ماخ و نسبت مساحت مقطع محفظه به مساحت گلوگاه، به صورت زیر بیان می‌شود

$$\frac{A_c}{A_t} = \frac{1}{M_c} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (12)$$

که در آن M_c عدد ماخ جریان گازها در محفظه احتراق می‌باشد. با گزینش یک عدد ماخ و معلوم بودن مساحت گلوگاه، می‌توان مساحت مقطع و قطر محفظه احتراق را به دست آورد. با معلوم بودن قطر و حجم محفظه احتراق، به کمک معادله (۱۱) طول آن نیز به دست خواهد آمد. این محاسبات بر حسب عدد ماخ جریان در محفظه انجام شده و نتیجه آن در شکل (۳)، برای چند مقدار مختلف طول مشخصه، L^* ، نشان داده شده است. لازم به ذکر است که تابعیت رابطه (۱۲) از نسبت گرماهای ویژه، γ ، در اعداد ماخ کوچک‌تر از ۱، ناچیز است. از این رو، اگر چه این شکل برای نسبت گرماهای ویژه منطبق بر نسبت هم‌ارزی منتخب، رسم شده است، اما می‌توان آن را برای هر ترکیب دیگری از پیش‌رانه‌ها به کار برد.



شکل ۳- محاسبه قطر و طول محفظه احتراق بر حسب عدد ماخ محفظه و طول‌های مشخصه متفاوت

یکی از اهداف پژوهش حاضر یافتن طول مشخصه برای ترکیب پیش‌رانه بوده است. از این رو، با اختیار کردن مقدار معقولی برای سرعت (یا عدد ماخ جریان در محفظه و برابر با ۰/۱۶) قطر محفظه ۹ cm اختیار شده است. برای مطالعه اثر طول بر بازده احتراق، چند

برای تعیین دبی جرمی پیش‌رانه، با معلوم بودن ضربه ویژه برای اتانول در نسبت هم‌ارزی منتخب و همچنین نیروی تراست مورد نیاز می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد.

$$\dot{m} = F/I_s g \quad (6)$$

دبی جرمی مولفه‌های پیش‌رانه، یعنی اکسید کننده و سوخت، به صورت زیر بر حسب دبی جرمی کل و نسبت سوخت به اکسید کننده بیان می‌شود.

$$\dot{m}_o = \dot{m}/(1+F/O) \text{ و } \dot{m}_f = (F/O \dot{m})/(1+F/O) \quad (7)$$

با معلوم بودن دبی جرمی پیش‌رانه و فشار محفظه، می‌توان مساحت گلوگاه نازل را نیز به صورت زیر تعیین کرد.

$$A_t = \dot{m}c^*/p_c \quad (8)$$

نسبت انبساط نازل نیز از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$A_e/A_t = \Gamma^2 / [(p_e/p_c)^{1/\gamma} C_F^o] \quad (9)$$

با معلوم بودن مساحت گلوگاه A_t و نسبت انبساط نازل برابر A_e/A_t ، مساحت مقطع خروجی نازل، A_e ، نیز به دست می‌آید.

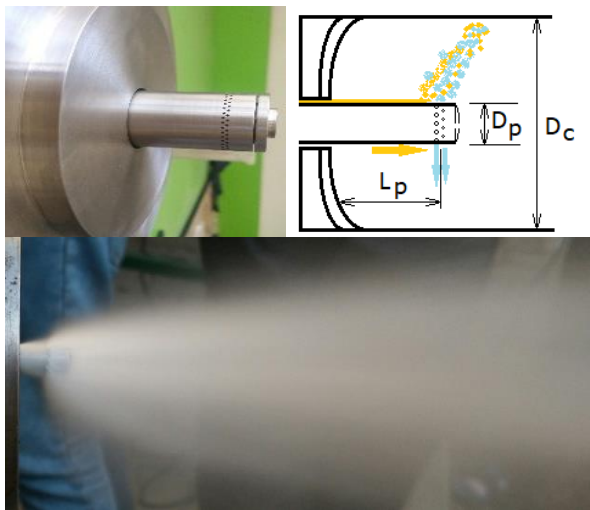
ابعاد محفظه احتراق بایستی فضایی را برای فرایندهای منجر به احتراق کامل پیش‌رانه فراهم کند. مولفه‌های پیش‌رانه نیاز دارند تا پس از ورود به محفظه اتمیزه شده، تبخیر گردند و با یکدیگر مخلوط شوند، سپس احتراق کامل شود. این فرایندها نیازمند فرصت هستند و در طول محفظه به انجام می‌رسند. در محفظه با قطر بزرگتر سرعت گازها کم‌تر و طول لازم برای تکمیل احتراق کوچک‌تر خواهد بود. در طراحی یک موتور، زمان لازم برای تکمیل احتراق، برای پیش‌رانه‌های مختلف، معلوم است یا دانسته فرض می‌شود. با دانستن این زمان و سرعت متوسط گازها در محفظه احتراق، طول لازم به دست می‌آید. تعبیر دیگری از زمان لازم برای احتراق، طول مشخصه، L^* ، است که به صورت نسبت حجم محفظه احتراق، V_c ، به مساحت گلوگاه، A_t ، تعریف می‌شود

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (10)$$

که نماینده طول لازم برای تکمیل واکنش‌های احتراقی درون محفظه است. مانند زمان لازم برای تکمیل احتراق، مقدار مناسب برای طول مشخصه به ترکیب پیش‌رانه بستگی دارد. همچنین برای یک زوج پیش‌رانه مشخص، به نسبت سوخت به اکسید کننده وابسته است.

با معلوم بودن این طول و همچنین مساحت گلوگاه، حجم محفظه احتراق به دست می‌آید. حجم محفظه، با فرض استوانه‌ای بودن، برابر است

$$V_c = A_t L_c = \frac{\pi}{4} D_c^2 L_c \quad (11)$$



شکل ۴- طرح‌واره یک انژکتور سمبه‌ای در محفظه احتراق، نمایی از آن، و نمونه‌ای از اسپری حاصل از آن

یکی از پارامترهای موثر در کارایی انژکتورهای بر خوردی، سرعت برخورد جریان‌های سوخت و اکسید کننده است. در انژکتورها این سرعت‌ها با استفاده از اختلاف فشار جریان در قبل و بعد از انژکتور به دست می‌آید. این سرعت به شکل زیر بیان می‌شود:

$$V = \sqrt{C_D \frac{2\Delta p}{\rho}} \quad (13)$$

که در آن Δp اختلاف فشار و C_D ضریب تخلیه می‌باشد. انتخاب اختلاف فشار هم بر کیفیت اتمیزاسیون پیش‌رانه و هم بر جرم مخازن پیش‌رانه تاثیر مستقیم دارد. بنابر توصیه منابع معتبر [۱۲ و ۱۳]، این مقدار، به طور عمومی و برای هر دو مولفه پیش‌رانه، در حدود ۲۰٪ فشار محفظه می‌باشد. اما برای محفظه‌های که فشار آن‌ها کم است، انتخاب چنین مقدار کمی، منجر به کیفیت پایین اسپری حاصل از برخورد خواهد شد. بنابراین، در اینجا مقدار اختلاف فشار در انژکتور کمی بیشتر از مقدار متداول در نظر گرفته شده است. ضریب تخلیه نیز در بردارنده تمامی عوامل نابرگردا در فرایند تبدیل فشار به سرعت است. این ضریب متأثر از ابعاد و همچنین کیفیت ساخت مجاری است. معمولاً مقدار دقیق آن، پس از ساخت و آزمایش، یا از طریق شبیه‌سازی‌ها به دست می‌آید. در اینجا مقدار متداول ۰/۶ برای آن در نظر گرفته می‌شود. بر اساس داده‌های موجود در ادبیات، محدوده سرعت جریان‌ها در چنین انژکتورهایی، در حدود ۲۰ m/s است [۱۳]. بنابراین و با در نظر داشتن چگالی‌های سوخت و اکسید کننده، اختلاف فشار لازم برای جریان‌های سوخت و اکسید کننده، به ترتیب، برابر با ۲/۷ bar و ۳/۸ bar به دست می‌آید.

اکنون با معلوم بودن سرعت و دبی جریان‌ها، می‌توان مساحت لازم مجاری سوخت و اکسید کننده در انژکتور را، از طریق رابطه زیر:

محفظه با طول‌های مختلف ساخته شده است. نتایج این محاسبات در جدول (۱) خلاصه شده است. در این جا لازم به ذکر است که قطر محفظه بر همه ابعاد مطالعه تاثیر دارد. برای شروع کار، مطالعات با قطر مذکور آغاز شده اما در ادامه موتورهایی با قطرهای بزرگتر نیز می‌تواند مورد مطالعه قرار گیرد.

جدول ۱- خلاصه نتایج ابعاد موتور

نسبت هم‌ارزی، ER	۱/۳
نسبت سوخت به اکسید کننده، F/O	۰/۶۲
ضریب تراست، C_F	۱/۳۸
سرعت مشخصه، c^*	۱۷۰۰ m/s
ضربه ویژه، I_S	۲۴۰ s
قطر محفظه احتراق	۹ cm
طول محفظه احتراق	۳۰-۵۰ cm
شارش جرمی پیش‌رانه، \dot{m}	۱/۶۷ kg/s
شارش جرمی سوخت، \dot{m}_f	۰/۶۴ kg/s
شارش جرمی اکسید کننده، \dot{m}_o	۱/۰۳ kg/s
مساحت گلوگاه نازل، A_t	۱۷,۷۴ cm ²
مساحت خروجی نازل، A_e	۶۰,۴۹ cm ²
قطر گلوگاه نازل	۴,۷۵ cm
قطر خروجی نازل	۸,۷۸ cm

انژکتور

از میان دو گروه بزرگ انژکتورهای متداول در موتورهایی پیش‌رانه مایع، یعنی انژکتورهای برخوردی و نابرخوردی، نوع برخوردی آن، به دلیل اختلاط بهتر انتخاب شده است. از میان این دسته، نیز نوع سمبه‌ای^۵ بر دیگر انواع آن، یعنی اسپری‌ها و جت‌های برخوردی، به دلیل سادگی در ساخت ترجیح داده شده است. در طرح انژکتور سمبه‌ای، این امکان وجود دارد که سوخت و اکسید کننده، در مجاری حلقوی (جریان محوری) و سوراخ‌ها یا شکاف‌های شعاعی جریان داده شوند. برای سهولت در طرح کلی چنین صفحه انژکتوری، مسیر اکسید کننده از مجاری شعاعی و مسیر سوخت از مجاری حلقوی اطراف سمبه انتخاب شده است. در شکل (۴)، ساختار کلی یک انژکتور سمبه‌ای در یک محفظه احتراق نشان داده شده است. قطر سمبه و میزان فاصله آن از سریند محفظه، از پارامترهای مهم در عملکرد موتور می‌باشد.

راه‌انداز

برای راه‌اندازی احتراق در موتورهای مایع، بسته به نوع پیش‌رانه‌ها، مکان راه‌اندازی، و مأموریت، از روش‌های مختلفی استفاده می‌شود. به همین ترتیب، برای راه‌اندازی موتورهای آزمایشگاهی در اندازه این موتور، از ابزار مختلفی استفاده شده است. در این مسیر، پیش‌رانه زمستیک اکسیژن مایع، محدودیت‌های ساختاری جدی را در به کارگیری راه‌انداز اعمال می‌کند. شاید ساده‌ترین راه، راه‌اندازی احتراق از بیرون نازل و انتقال جبهه احتراق به بالادست و داخل محفظه باشد. در این مجموعه آزمایشگاهی، از مشعل حاصل از احتراق اکسیژن و هیدروژن استفاده شده است. راه‌انداز در نزدیک صفحه انژکتور یک جریان جت بسیار داغی را به مدت کم‌تر از یک ثانیه به درون محفظه گسیل می‌کند. جریان‌های هیدروژن و اکسیژن که در مسیر هر کدام یک شیر برقی وجود دارد، به طور متقابل وارد یک محفظه احتراق بسیار کوچک می‌شوند. یک جرقه‌زن الکتریکی پالسی، وظیفه مشتعل کردن مخلوط حاصله را به عهده دارد. گازهای داغ از طریق یک لوله باریک وارد محفظه احتراق موتور می‌شوند. برای محافظت از سطح داخلی داغ، جریان‌های هیدروژن اطراف لوله انتقال محصولات داغ، برقرار می‌باشد. این جریان همراه با جت گازهای داغ وارد محفظه احتراق می‌شود.

مجموعه آزمایش

مجموعه آزمایش که نمودار جریان آن در شکل (۵) ارائه شده، از سه بخش عمده تشکیل شده است. بخش نخست، سامانه تامین پیش‌رانه است. اکسیژن مایع در یک مخزن دور زمستیک^۶ ساخت داخل ذخیره می‌شود. در این نوع از مخازن، امکان فشارش خودبخودی مایع به کمک بخار همان مایع وجود دارد. مایع از طریق یک لوله که در معرض هوای محیط نقش اواپراتور را بازی می‌کند، به بخار تبدیل و وارد بخش فوقانی مخزن می‌شود. میزان فشار این مخزن، تا حد زیادی قابل پایش بوده و قبل از شروع آزمون به سطح مورد نظر رسانیده می‌شود. حجم زیاد این مخزن باعث می‌شود تا فشار آن هنگام آزمون، خیلی از جریان خروجی جرم متاثر نشود. سوخت نیز در مخازن معمولی پرفشار ذخیره می‌شود. فشارش سوخت به کمک گاز فشارنده نیتروژن انجام می‌شود. گاز نیتروژن را هم می‌تواند از مخازن قابل خرید در بازار تهیه کرد و هم می‌توان با استفاده از نیتروژن مایع و یک اواپراتور هوایی، تامین کرد. از این گاز برای رهش^۷ پیش‌رانه‌ها از لوله‌ها و انژکتورها، پس از اتمام کار استفاده می‌شود.

$$A_{inj} = \frac{\dot{m}}{\rho V} = \frac{\dot{m}}{\sqrt{C_D} 2\rho \Delta p} \quad (14)$$

تعیین کرد. این مساحت برای مجاری سوخت و اکسیدکننده، به ترتیب، برابر با 40 mm^2 و 45 mm^2 به دست می‌آید.

این نکته را هم بایستی اضافه کرد که توزیع فضایی اسپری، تابع اندازه حرکت جریان سوخت و اکسیدکننده می‌باشند. با توجه به شعاعی بودن جریان اکسیدکننده، می‌توان با انتخاب مناسبی از تعداد و مساحت اوریفیس (سوراخ)، به توزیع فضایی مناسب اسپری دست یافت. در شکل (۴)، نمونه‌ای از چنین انژکتوری به همراه اسپری حاصل از آن نشان داده شده است. اسپری نشان داده شده در این شکل ناشی از دو جریان متانول و نیتروژن مایع می‌باشد. اگر چه در راستای تبیین کمی اسپری (اندازه قطرات) داده‌های قابل استنادی به دست نیامده است، اما کیفیت ظاهری آن نشان از یک‌نواختی و ریزی قابل ملاحظه‌ای دارد.

یک انژکتور سمبه‌ای پارامترهای هندسی و عملکردی متعددی دارد و طراحی دقیق آن به همراه آزمایش و اصلاح می‌باشد. به طور خلاصه، مشخصات هندسی سوراخ‌ها شامل تعداد، قطر، عرض، فاصله بین آن‌ها، تعداد و فاصله بین ردیف، و مختصات قرارگیری سمبه در محفظه، قطر سمبه، و نسبت ممتنم در محل برخورد جریان‌ها از پارامترهای مهم در طراحی آن می‌باشند. تشریح روند طراحی این انژکتور خارج از اهداف این مقاله است. توضیح کامل روند طراحی و انتخاب مشخصات طراحی و عملکردی انژکتور سمبه‌ای در مرجع [۱۴] گزارش شده است. لازم به یادآوری است که یکی از مشخصه‌های مهم خانواده انژکتورهای سمبه‌ای، قابلیت آسان تغییر در دبی مولفه‌ها و در نتیجه کنترل سطح تراست موتور می‌باشد.

خنک‌کاری

خنک‌کاری بازبایی نقش عمده‌ای در پایش دمای بدنه محفظه احتراق در موتورهای مایع دارد. این روش خنک‌کاری، چه به صورت تنها و چه به صورت ترکیبی با روش‌های دیگری مانند خنک‌کاری لایه‌ای و تراوایی، در موتورهای مختلف به کار گرفته می‌شود. موتور آزمایشگاهی حاضر بر اساس استفاده از خنک‌کاری بازبایی طراحی شده است. پیش‌رانه خنک‌کننده، یعنی سوخت، به طور مماسی و از انتهای نازل وارد و به طور مماسی از ابتدای موتور خارج می‌شود. برای تامین شرایط خنک‌کاری مناسب، ژاکت طراحی شده برای این منظور فاصله یک میلی‌متری با بدنه محفظه احتراق دارد. در عمل، و برای آغاز راه، به جای سوخت، از جریان آب به عنوان خنک‌کننده استفاده شده است و بدین ترتیب بخشی از گرمای ناشی از احتراق، از طریق آب به بیرون هدایت می‌شود.

استفاده شده است. شیرهای اصلی جریان پیش‌رانه‌ها و گاز رهش، شیرهای بادی هستند که وظیفه برقراری و قطع جریان‌ها را به عهده دارند. فشار سیالات در مخازن، لوله‌ها، و قبل از ورود به موتور سنجیده می‌شود. فشار مخازن توسط فشارسنج‌های بوردن و فشار خط توسط مبدل‌های فشار کرنشی (از مدل‌های هایسنس و هاگلر) سنجیده می‌شوند. دماها هم، به ویژه دمای اکسیژن مایع در خط انتقال، به کمک ترموکوپل‌های نوع K و T سنجیده می‌شوند. بخش ابزارالات دقیق، همچنین شامل ابزار سنجشی و پایشی مربوط به راه‌انداز نیز می‌شود. یک مجموعه نرم‌افزاری ویژه نیز برای پایش خط تغذیه و فرمان‌های روشن، خاموش، و رهش به کار گرفته شده است. سیگنال‌های الکتریکی مبدل‌های فشار، دماسنج‌ها، و نیروسنج توسط یک سامانه داده‌برداری ثبت و ذخیره می‌شوند.

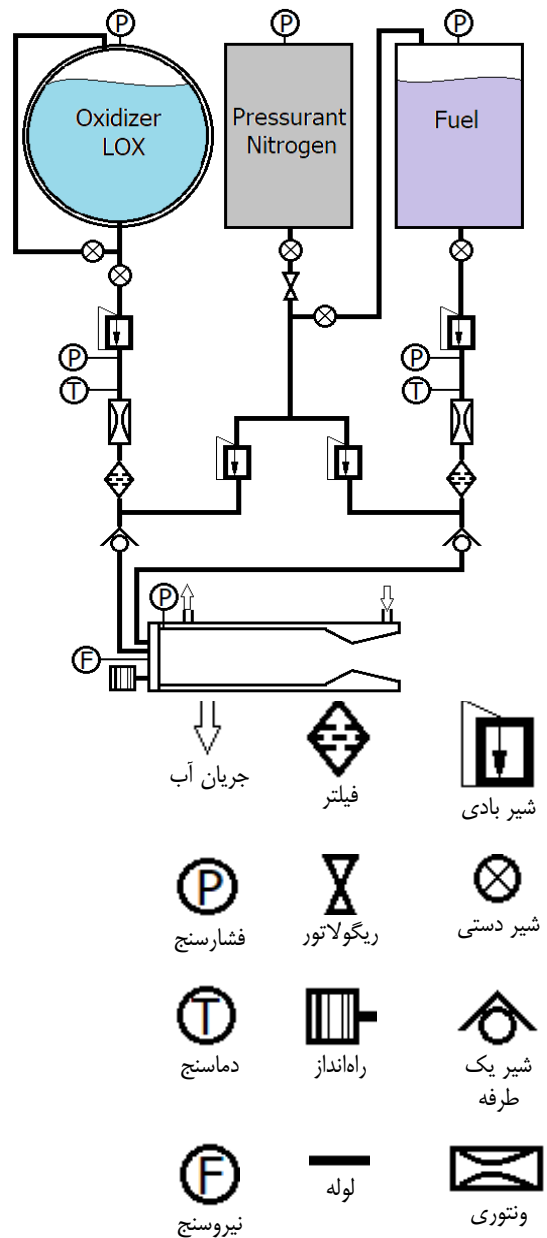
بخش سوم مجموعه آزمایش سکوی آزمون می‌باشد. این سکو امکان نگهداری موتور در زوایای مناسب را فراهم می‌کند. نیروی تولیدی موتور و فشار آن سنجیده می‌شود. همچنین در سکو امکان استفاده از آب برای خنک‌کاری فراهم شده است. چندین دوربین، شامل یک دور پرسرعت، فرایندهای سکو را ثبت می‌کنند.

آزمایش‌ها

کلیه اجزا و مولفه‌های تنظیم عملکرد موتور قبل از به کارگیری، تحت آزمون‌های صحت‌سنجی و عملکردی قرار می‌گیرند. زمان عمل‌کرد شیرهای بادی، عملکرد و افت فشار شیرهای یک‌طرفه و فیلترها، درزبندی و عایق کاری مسیرهای پیش‌رانه‌ها، صحت و دقت مبدل‌های فشار، و عملکرد دیگر اجزای فرعی مورد آزمون قرار گرفتند. ضرایب تخلیه و رژیم‌های کاری انژکتورها و ونتوری‌ها تعیین شدند. شکل اسپری انژکتورها و کیفیت ظاهری آن از طریق بررسی تصاویر مطالعه شدند. افت فشار و الگوی جریان خنک‌کاری موتور نیز در آزمون‌های متعدد بررسی شده‌اند.

مجموعه آزمایش‌های فوق در دسته آزمایش‌های سرد قرار می‌گیرند. آزمون‌های گرم خود به دو دسته تقسیم می‌شوند. آزمون‌های عملکردی مولفه‌ها و آزمون‌های موتور. عملکرد انواع راه‌اندازها با آزمون‌های متعدد بررسی شدند. راه‌انداز مشعل اکسی-هیدروژن، تحت شرایط مختلف سوخت به اکسید کننده مورد آزمون قرار گرفته است تا تاخیر زمانی، وضعیت کاری (با توجه به این که شعله چنین مشعلی نادیدنی است)، و استحکام مکانیکی آن سنجیده شود. عملکرد ظاهری انژکتور سمبه‌ای تحت فشارهای تعدیه مختلف بررسی شدند. این آزمون‌ها و دیگر آزمون‌های مشابه در دسته آزمون‌های گرم مولفه‌ها قرار می‌گیرند.

قبل از آغاز هر آزمایش موتوری، لازم است تا مسیر گذر اکسیژن مایع، پیش‌سرد شود. به همین منظور، اکسیژن مایع در دبی کمتر از



شکل ۵- نمودار جریان سکوی آزمون

بخش دیگر مجموعه آزمایش، ابزار و ادوات دقیقی است که پایش جریان‌های متعدد سیالات را به عهده دارند. دبی پیش‌رانه‌ها برای یک مجموعه ساخته شده، به طور خودکار با تنظیم فشار منابع قابل تنظیم است. مجموعه شیرها و لوله‌ها و دیگر اجزا مسیر، افت فشار خاص خود را به جریان سیالات تحمیل می‌کنند. ولی در یک موتور، در نهایت ابعاد مجاری انژکتور هستند که با توجه به اختلاف فشار قبل و بعد، دبی را تنظیم و تثبیت می‌کنند. پیش‌رانه‌های مایع، بعد از مخزن با گذشتن از شیرها و فیلتر وارد صفحه انژکتور موتور می‌شوند. برای اندازه‌گیری و تثبیت دبی آن‌ها از یک ونتوری استفاده شده است و برای جلوگیری از جریان معکوس پیش‌رانه از موتور به سمت مخازن، از شیر یک طرفه

با توجه به این که این آزمایش‌ها، آزمایش‌های مقدماتی و به منظور جمع‌بندی مجموعه انجام شده بودند، نتایج کمی به دست آمده قابل استناد نیستند. با این وجود، از روی بیشترین مقدار فشار و مقادیر دبی جرمی در یک آزمایش، و طبق معادله ۸، بازده احتراق در حدود ۷۵٪ به دست آمده است. با توجه به خنک‌کاری بی‌بازباب، چنین بازده‌ای قابل توجه می‌باشد.

نتیجه‌گیری

به منظور راه‌اندازی فعالیت‌ها برای استفاده از پیشران‌های نیمه‌زمستیک در سامانه‌های فضایی، یک موتور آزمایشگاهی طراحی و ساخته شد. زیرساخت‌های لازم برای اندازه‌گیری عملکرد چنین موتوری طراحی، ساخته، و اجرا شد. سامانه تغذیه این موتور فشاری بوده و انژکتور آن نیز از نوع سمبای می‌باشد. سوخت موتور اتانول و اکسیدکننده آن، اکسیژن مایع است. آزمایش‌های ابتدایی این موتور در قالب ۱۵ آزمون گرم با سوخت‌های متانول و اتانول انجام شده است. راه‌انداز مشعل اکسی-هیدروژن در روشن کردن موتور بسیار موفق عمل کرده است. بیشترین فشار در آزمون در حدود ۷۵٪ فشار نامی و بیشترین بازده احتراق نیز همین مقدار محاسبه شده است.

تضاد منافع

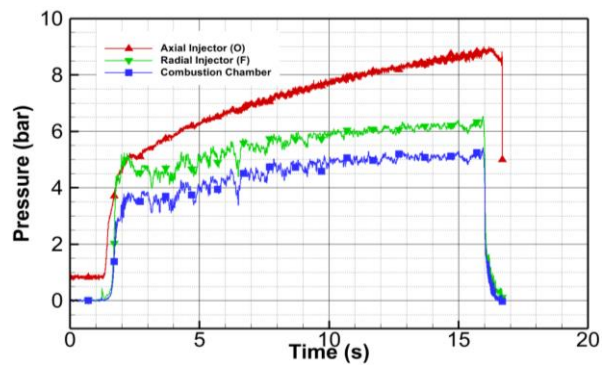
هیچگونه تضاد منافی توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] T. Hiraiwa, T. Saito, T. Tomita, N. Azuma, K. Okita, K. Obase, and T. Kaneko, "Research works of ethanol propulsion system for the future rocket-plane experimental vehicle" *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibition*, p.6114, 2011.
- [2] K. Sakaki, T. Funahashi, S. Nakaya, M. Tsue, R. Kanai, K. Suzuki, T. Inagawa, and T. Hiraiwa, "Longitudinal combustion instability of a pintle injector for a liquid rocket engine combustor". *Combustion and Flame*, Vol. 194: pp. 115-12, 2018.
- [3] R. Woodard, K. Miller, V. Bazarov, G. Gurin, S. Pal, and R. Santoro "Injector research for Shuttle OMS upgrade using LOX/ethanol propellants" In *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibition*, p.3816, 1998.
- [4] C. Bach, J. Sieder, O. Przybliski, and M. Tajmar, "Smart Rockets: Development of a 500 N LOX-Ethanol-Sounding rocket for the DLR STERN programme", In *62th Conference: German Aerospace Congress, Stuttgart*, pp.1-10, 2013.

شرایط نامی، به مدت کافی از مسیر عبور داده می‌شود. این مدت وابسته به دمای اولیه مجموعه است. پیش‌سردسازی تا زمانی ادامه می‌یابد که اکسیژن مایع وارد محفظه موتور گردد.

بخش نخست آزمون‌های موتوری آزمون‌هایی بودند که برای تثبیت کارکرد موتور، سنجش عملکرد سکوی آزمون و سامانه‌های پایش دبی و داده‌برداری انجام شدند. این کار در قالب سه آزمون گرم انجام شد. اما دوازده آزمون گرم نیز برای سنجش عملکرد موتوری اجرا شد. طی این آزمون‌ها، نیروی تراست، فشار محفظه و دبی پیشران‌ها برای دو سوخت متانول و اتانول در طول‌های مختلف موتور، اندازه‌گیری شد. در شکل (۶) نمونه‌ای از تغییرات فشار برای یک آزمون پانزده ثانیه‌ای ارائه شده است. در این شکل فشار پشت انژکتورهای اکسیدکننده و سوخت و همچنین فشار محفظه احتراق نشان داده شده است. در این آزمون، فشار بالادست مخازن، در مقدار نامی خود قرار ندارند. از این رو فشار محفظه نیز در مقدار طراحی خود (یا نزدیک به آن) قرار ندارد. همچنین عکسی از موتور هنگام کار در شکل (۷) نشان داده شده است. نازل در وضعیت کارکرد فروانبساطی است و الماس‌های داغ ناشی از تداخ امواج برگشتی مرز بین جت و محیط آشکار است. سطح فشار در محفظه و مدت زمان عملکرد موتور دو شاخص عملکردی بودند که در آزمایش‌های اولیه، مورد توجه قرار داشتند. حداکثر فشار در این موتور حدود ۱۲ بار و حداکثر زمان آزمون حدود ۸۰ ثانیه ثبت شده است.



شکل ۶- نمونه‌ای از ثبت داده‌های سه مبدل فشار در یک آزمون گرم موتوری



شکل ۷- نمایی از موتور در حال کار با سوخت متانول

- [10] A.H. Edalatpour, F. Ommi, Z. Saboohi, "Performance Analysis of Liquid Propellant Micro-propulsion with Liquid Oxygen as Cryogenic Oxidizer", *Journal of Space Science and Technology*, Vol.12, No.1, pp. 23-40, 2019.(in Persian).
- [11] S. Gordon, and B. J. McBride, *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations*, NASA SP-273, 1976.
- [12] D. K. Huzel, and D. H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines, (Revised and enlarged edition)", *AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 147, 1992.
- [13] R. W. Humble, h. N. Gary, and W. J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, 1995.
- [14] G. Dressler, and J. Bauer, "TRW pintle engine heritage and performance characteristics" In *36th AIAA/ASME/SAE/ ASEE joint propulsion conference and exhibit, Las Vegas, NV, U.S.A.*, p.3871, 2000.
- [5] K. Sakaki, M. Choi, S. Nakaya, M. Tsue, and T. Hiraiwa, "Fundamental combustion characteristics of ethanol/liquid oxygen rocket engine combustor with planar pintle-type injector", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 58, No.1, pp. 15-22, 2015.
- [6] J. Sieder, K. Kleebusch, C. Bach, and M. Tajmar, "Development history and verification of the flight model of a 500 N Ethanol/LOX rocket engine", In *7th European Conference for Aeronautics and sapce Sciences, Milan ,Italy*, pp.3-6, 2017.
- [7] R. Delpy and J. Oswald, "PERSEUS project 5 kN LOX/Ethanol rocket engine fire tests", *7th European Conference for Aeronautics and Aerosapce Sciences, (EUCASS)*, 2017.
- [8] S. M.R. Mahmoudian, H. Ghasemi, and A.R. Toloee, "The process of designing and manufacturing a prototype space thruster with oxygen-crocin cryogenic propellant," The 10th conference of the Iranian Aerospace Association, Tehran, 2019 (in Persian).
- [9] D. Ramesh, S. Khodadadiyan, and H. Karimi, "Optimization of Schematic and Parameters of Staged Combustion Launch Vehicle Liquid Engines", *Journal of Space Science and Technology*, Vol.9, No.1, pp. 1-11, 2016. (in Persian).