

# Design, Manufacture and Experimental Study of a Hydrogen Peroxide-HTPB Hybrid Rocket Motor

Hojat Ghassemi<sup>1\*</sup>, Mohammad Nadafi – Pour Meibody<sup>2</sup>, Keyvan Shaabani<sup>3</sup>, Isa Asghari<sup>4</sup>, and Ebrahim Zanjirian<sup>5</sup>

1,2. Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology

3,5. Space Transportation Institute, Iranian Space Agency

5. Advanced Propulsion Group

\* Farjam St., Narmak, Tehran, IRAN

[h\\_ghassemi@iust.ac.ir](mailto:h_ghassemi@iust.ac.ir)

*The application of the hydrogen peroxide as the oxidizer of a HTPB-based prototype hybrid motor is investigated in this paper. First of all, by studying the thermochemical characteristics of the propellant, operation range of different compositions is defined. A prototype hybrid motor is then designed and manufactured, which is able to produce 10 kg propellant thrust. Conducting a special procedure available stabilized commercial hydrogen peroxide is processed and converted to a 90% density propellant which has less than 15 ppm tainting. A catalytic igniter is used in order to fire the motor. It was observed that the approach of employing the oxidizer to the catalyst bed is highly effective on the quality of the system performance. So, the injection quality of the oxidizer was investigated for different mass flow rates. The performance of the hybrid motor by HTPB fuel is studied in a successful experimental test. The results of the test including the pressure and characteristic velocity are compared with the predicted theoretical simulations. Moreover, the performance specifications of the motor like the regression rate are determined and compared with the similar researches.*

**Keywords:** Hybrid motor, Hydrogen peroxide, HTPB, Catalyst igniter, Green propulsion

---

1. Assistant Professor (Coressponding Author)

2 . Student M. Sc.

3 . M. Sc.

4 . M. Sc.

5 . PhD

# طراحی، ساخت، و آزمایش یک موتور هیبرید پراکسید هیدروژن-HTPB

حجت قاسمی<sup>۱\*</sup>، محمد ندافی پور میبیدی<sup>۲</sup>، کیوان شعبانی لاکه<sup>۳</sup>، عیسی اصغری<sup>۴</sup> و ابراهیم زنجیریان<sup>۵</sup>

۱ و ۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

۳ و ۵- پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، سازمان فضایی ایران

۴- گروه پیشران‌شیمیایی پیشرفته

\*تهران، نارمک، خ فرجام

h\_ghassemi@iust.ac.ir

کاربرد پراکسید هیدروژن به عنوان یک اکسنده در یک موتور هیبریدی آزمایشگاهی به همراه پلیمر HTPB به عنوان سوخت مورد بررسی قرار گرفت. ابتدا با انجام مطالعات ترموشیمیایی این پیشران، محدوده کاری ترکیبات مختلف آن تعیین گردید. سپس یک موتور آزمایشگاهی هیبریدی با تولید نیروی پیشران در حدود ۱۰ کیلوگرم طراحی و ساخته شد. پراکسید هیدروژن تجاری حاوی پایدارکننده موجود در بازار ایران، پس از طی فرآیند ویژه‌ای به پیشران با غلظت ۹۰ درصد و ناخالصی کمتر از ۱۵ ppm فرآوری گردید. به منظور راه‌اندازی موتور از راه‌انداز کاتالیستی استفاده گردید. بررسی‌ها نشان داد نحوه معرفی اکسنده به بستر کاتالیستی نقش موثری بر کیفیت عملکرد این سیستم دارد. به همین منظور کیفیت پاشش اکسنده در دبی‌های مختلف بررسی شد. در یک آزمایش موفق عملکرد موتور هیبرید ساخته شده با سوخت HTPB بررسی گردید. نتایج حاصل از آزمایش، از قبیل فشار و سرعت مشخصه با مقادیر پیش‌بینی تئوری مقایسه شده است. همچنین به کمک داده‌های تجربی مشخصات عملکردی موتور از جمله نرخ پسروری تعیین و با مقادیر متداول آن مقایسه گردیده است.

واژه‌های کلیدی: موتور هیبرید، پراکسید هیدروژن، HTPB، راه‌انداز کاتالیستی، پیشرانه سبز

علائم و اختصارات	
$C^*$	سرعت مشخصه پیشرانه (m/s)
$C_D$	ضریب تخلیه و نتوری
$C_F$	ضریب پیشران‌ش
$d_p$	قطر گذر (mm)
$G$	شار کل پیشرانه ( $kg/m^2s$ )
$G_O$	شار اکسنده ( $kg/m^2s$ )
$I_{sp}$	ضربه ویژه پیشرانه (s)
$L_p$	طول مجرا (m)
$M$	جرم مولکولی ( $kg/kmol$ )
$\dot{m}_f$	دبی جرمی سوخت ( $kg/s$ )
$\dot{m}_o$	دبی اکسنده ( $kg/s$ )
$n$	توان نرخ پسروری
O/F	نسبت اکسنده به سوخت
$\gamma$	نسبت گرماهای ویژه گاز
$\rho_i$	چگالی سوخت جامد ( $g/cm^3$ )
$\beta$	ضریب تجربی و نتوری
$A_b$	مساحت سطح سوزش سوخت ( $m^2$ )
$A_p$	سطح مقطع مجرا ( $m^2$ )
$A_t$	سطح مقطع گلوگاه نازل ( $m^2$ )
$a$	ضریب ثابت نرخ پسروری

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
۲. دانشجوی کارشناسی ارشد
۳. کارشناس ارشد
۴. کارشناس ارشد
۵. دکتری

تقویتی در برخی هواپیماها (جرمن می ۱۶۳ و یواس اف ۱۰۴) و کاوشگرهایی مثل بریتیش بلک نایت<sup>۶</sup> نیز مورد استفاده قرار گرفته است [۱].

یکی از معایب موتور هیبریدی، عدم توانایی در ثابت نگه داشتن نسبت اکسنده به سوخت O/F در محدوده بهینه عملکردی است. به همین منظور استفاده از ترکیب پیشرانده‌ای که نرخ پسروری اش وابستگی نسبتاً زیادی به فشار و وابستگی کمی نسبت به شار جرمی عبوری از گذرگاه گرین داشته باشد، مطلوب به نظر می‌رسد. از آنجا که انتقال حرارتی تشعشی نقش مؤثری در گرم کردن سطح سوخت خواهد داشت، نرخ پسروری پیشرانده‌ای که در محصولات احتراق دارای ذرات مایع یا جامد باشد، از نظر تئوری به میزان زیادی به فشار وابسته است. به همین منظور عثمان [۲] در سال ۱۹۶۶، مطالعاتی را در این زمینه انجام داد. عثمان، مشخصات عملکردی ترکیب پیشرانده هیبریدی با سوخت لیتیم آلومینیم (۹۵٪) و پلی اتیلن (۵٪) و اکسنده پراکسید هیدروژن با غلظت ۹۰٪ جرمی به روش تجربی را تعیین کرد. ورنیمونت و می‌یر [۳] در سال ۱۹۹۴ به منظور مشخص کردن راندمان احتراق، نرخ پسروری و رفتار احتراق موتورهای هیبریدی، مطالعه‌ای با استفاده از پلی اتیلن جامد به عنوان سوخت و پراکسید هیدروژن ۸۸٪ وزنی به عنوان اکسنده در یک موتور استوانه‌ای تک مجرا انجام دادند. این موتور آزمایشگاهی دارای قطر گذر دو اینچ بود و از یک بستر کاتالیستی ساچمه‌ای که از سیمان نسوز و پرمنگنات پتاسیم ساخته شده بود، بهره می‌گرفت. در این تحقیق روش‌های مختلف تجزیه پراکسید هیدروژن غلظت بالا<sup>۷</sup> (HTP) مورد بررسی قرار گرفت.

پس از آنکه ورنیمونت مطالعات خود را منتشر کرد، هامبل در سال ۱۹۹۷ در مقاله‌ای شرحی از مطالعات خود بر روی موتورهای هیبریدی را ارائه کرد [۴]. در این مطالعات پراکسید هیدروژن و نیتروز اکساید (N<sub>2</sub>O) به عنوان اکسنده و پلی اتیلن به عنوان سوخت بررسی شده بود.

ورنیمونت و هزیستر [۵] در سال ۲۰۰۰، با معرفی سیستم کاتالیستی مصرف‌شونده نمونه جدیدی از راه‌اندازها را ارائه کردند. در این مقاله، نتایج حاصل از ۱۰۰ آزمایش که از سه سال مطالعه بر موتورهای هیبریدی در ابعاد آزمایشگاهی که از پراکسید هیدروژن ۸۵٪ وزنی به عنوان اکسنده، پلی اتیلن به عنوان سوخت و یک سیستم کاتالیستی مصرف‌شونده بهره می‌گرفت، مطالعه شد. فاربر و لاور [۱] در سال ۲۰۰۷، نتایج حاصل از ۱۵ آزمایش تجربی را که به منظور بررسی اثر افزودن ذرات فلزی به سوخت انجام شده بود، منتشر کردند. پراکسید هیدروژن ۹۰٪ به عنوان اکسنده و HTPB

P <sub>e</sub>	فشار گاز در خروجی نازل (bar)
P <sub>c</sub>	فشار محفظه احتراق (bar)
P <sub>pi</sub>	محیط اولیه مجرا (m)
ΔP	افت فشار در انژکتور (bar)
$\dot{r}$	نرخ پسروری سوخت (m/s)
T	دمای محفظه احتراق (K)

## مقدمه

موتورهای پیشران هیبریدی به دلیل مزایایی چون هزینه اندک تولید، ایمنی بالا و سهولت ذخیره‌سازی نسبت به هم‌تاهای قدیمی‌تر خود، موتورهای پیشران جامد و مایع، در سال‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته‌اند. علاوه بر این، ضربه مخصوص پیشران‌های هیبریدی معمولاً نسبت به موتورهای سوخت جامد بیشتر است. یکی از ویژگی‌های این موتورها قابلیت خاموش‌شدن، اشتعال مجدد و ترانزینگ است. با این وجود در مقیاس کلی، موتور هیبریدی، فناوری نوینی است که هنوز قابلیت‌های خود را برای کاربرد اقتصادی، به خصوص کاربردهای فضایی، به اثبات نرسانده است. امروزه، این موتورها به عنوان موشک‌های هدف کاذب و تاکتیکی ارزان قیمت و موتورهای پر انرژی مراحل بالا مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۱].

اگرچه مفهوم اولیه موتور هیبرید در اوایل دهه سی میلادی همزمان با موتورهای پیشران مایع و جامد مطرح شد و رولیف، اولین موتور هیبرید را در سال ۱۹۳۹ در شوروی ساخت، اما تحقیقات در زمینه هیبرید در سال‌های بعدی کاهش یافت. به دلیل راندمان پایین نمونه‌های اولیه این موتورها، زمان پاسخ سریع پیشران‌های جامد و کنترل‌پذیری پیشران‌های مایع، به واسطه رقابت‌های تسلیحاتی در آن زمان پیشران‌های جامد و مایع به ترتیب در صنایع نظامی و فضایی مورد استقبال قرار گرفتند. پس از جنگ سرد معیارهایی چون ایمنی و هزینه مورد توجه قرار گرفت و در نتیجه مطالعه موتورهای هیبرید مجدداً رونق یافت [۱]. در این مطالعات ترکیبات مختلف سوخت و اکسنده و همچنین اثرات ابعاد بر عملکرد این پیشران‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. در این بین ترکیبات غلظت‌های مختلف پراکسید هیدروژن با سوخت‌های پلیمری نیز مورد توجه بوده است.

بیشتر سوخت‌های هیبرید ساختار پلیمری دارند. در بین پلیمرها HTPB جایگاه ویژه‌ای را به خود اختصاص داده است. پراکسید هیدروژن (HP) که یک اکسنده غیرسمی، در دسترس و با قابلیت نگهداری نسبتاً آسان است، از ابتدای دهه ۴۰ میلادی به صورت محدود مورد توجه محققان بوده است. این ماده در توربوپمپ‌های اژدرها به عنوان مولد گاز، و به عنوان موتور راکت

6. British Black Knight

7. High Test Hydrogen Peroxide

که با تولید پیشرانش در حدود ۱۰ کیلوگرم طراحی شده، پراکسید هیدروژن با غلظت ۸۵ درصد وزنی و راهانداز کاتالیستی به عنوان آغازگر احتراق استفاده شده است. یک سیستم آزمایشگاهی با قابلیت تامین کنترل شده مقدار اکسنده و اندازه‌گیری فشار، دما، و پیشرانش، به همراه یک موتور مدولار طراحی و ساخته شده است. مقادیر مشخصات عملکردی حاصل از آزمایش با مقادیر طراحی مقایسه شده و درباره رفتار عمومی چنین موتورهایی با توجه به نتایج آزمایش بحث شده است.

### ترموشیمی پیشرانه

پلیمر HTPB به عنوان یکی از متداول‌ترین سوخت‌ها در ترکیب پیشرانه‌های جامد مطرح است. تجارب زیادی از به کارگیری این پلیمر چه به عنوان سوخت و چه به عنوان بایندر وجود دارد. علاوه بر این، متداول‌ترین سوخت جامد در موتورهای هیبرید نیز به‌شمار می‌رود. تحقیقات زیادی در زمینه مطالعه نرخ سوزش این سوخت در موتورهای هیبرید با اکسنده‌های متفاوت وجود دارد [۱۰]. به این مزایا، امکان تهیه آسان آن از بازار داخلی را نیز باید افزود. مشخصات شیمیایی و فیزیکی HTPB به جزئیات ساختار و فرآیند سنتز آنها بستگی دارد. بدیهی است که برای تعیین دقیق خواص ترموشیمیایی آن باید آزمایش‌های لازم را برای نمونه‌های استفاده شده انجام داد. برای مطالعه ترموشیمی احتراق این سوخت به همراه عامل پخت، فرمول عمومی C7.075 H10.65 O0.223 N0.063 با آنتالپی  $-0.58$  مگاژول بر مول اختیار شده است [۱۱]. عدم قطعیت درباره ترکیب دقیق سوخت HTPB باعث شد تا ترموشیمی احتراق چندین نمونه دیگر نیز بررسی شود. نتایج حاصله نشان دادند که تفاوت چشمگیری در پارامترهای احتراق وجود ندارد.

پراکسید هیدروژن با فرمول شیمیایی  $H_2O_2$  به عنوان یک جزء از پیشرانه، از ابتدای تاریخچه موتورهای مایع مطرح بوده است. پس از فلوتور، اکسیژن و ترکیبات آنها، پراکسید هیدروژن به عنوان یکی از قوی‌ترین اکسنده‌های HTPB مطرح است. این اکسنده خواص انرژی‌تیک خوبی در محدوده گسترده‌ای از نسبت سوخت به اکسنده به سوخت دارد [۱۰]. محصولات عمده واکنش پراکسید هیدروژن و هیدروکربن‌ها، بخار آب و دی‌اکسید کربن هستند. علاوه بر این، از نظر حفظ سلامت کاربران، در رتبه خوبی قرار دارد [۱۲]. پراکسید هیدروژن عموماً به صورت خالص در دسترس نیست. در کاربردهای احتراقی، اغلب به صورت مخلوط با آب استفاده می‌شود. معمولاً با غلظت بیش از ۹۰ درصد (جرمی) مورد توجه در کاربردهای عملیاتی است. با این وجود، با غلظت‌های بیش از ۷۰ درصد، در تحقیقات استفاده می‌شود. این اکسنده به عنوان یک پیشرانه تک پایه نیز

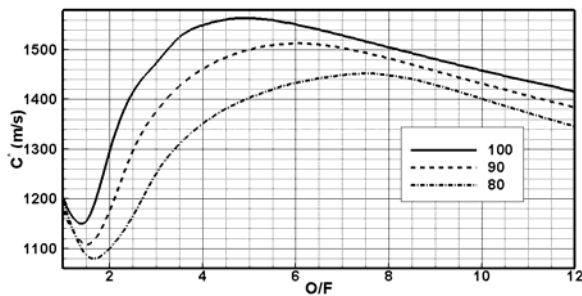
به عنوان سوخت استفاده شدند. نتایج این تحقیقات، حول افزایش بسیار زیاد نرخ پسروی ترکیب سوخت‌های جامد نسبت به حالت بدون ترکیبات فلزی متمرکز بود. اوستین و همکاران [۶] در سال ۲۰۱۰ مطالعه‌ای بر قابلیت روشن‌شدن مجدد و تراتلینگ موتورهای هیبرید انجام دادند. در این پژوهش، پراکسید هیدروژن ۹۰٪ به عنوان اکسنده استفاده شد. دو نوع موتور هیبریدی مورد بررسی قرار گرفت. در موتور نوع اول از یک کاتالیزور مصرف‌شونده به عنوان راه‌انداز و پلی‌اتیلن به‌عنوان سوخت استفاده شد. در حالی که در موتور دیگر با افزودن مواد کاتالیستی به سوخت پلی‌اتیلنی، سیستم راه‌انداز جداگانه از موتور حذف شد. با بهبود روش اشتعال کاتالیستی نرخ پسروی نسبت به روش‌های قبلی بیست الی پنجاه درصد افزایش یافت. با افزودن مواد کاتالیستی به سوخت، نرخ پسروی نسبت به حالت سوخت خالص دو و نیم برابر افزایش یافت. در این تحقیق، وابستگی تأخیر در اشتعال سوخت با شار جرمی اکسنده بررسی شد و مؤلفان بیان داشتند با افزایش شار جرمی اکسنده، تأخیر اشتعال کمتر می‌شود.

با جستجو در منابع پیش‌رانشی داخل کشور، متأسفانه هیچ گزارشی از مطالعه تجربی موتورهای هیبریدی در ایران یافت نشد. تنها در مراجع [۷] و [۸] تحت عناوینی مانند طراحی مفهومی و امکان‌سنجی ساخت موتور هیبریدی، به طور ضمنی به انجام یک آزمایش موتور هیبریدی در پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی سازمان فضایی ایران، پژوهشکده مهندسی جهاد کشاورزی سابق، در سال ۱۳۸۷ اشاره شده است. در این مطالعه، HTPB به عنوان سوخت و گاز  $N_2O$  به عنوان اکسنده استفاده شده است. متأسفانه، مشخصات عملکردی چنین آزمایشی تاکنون گزارش نشده است.

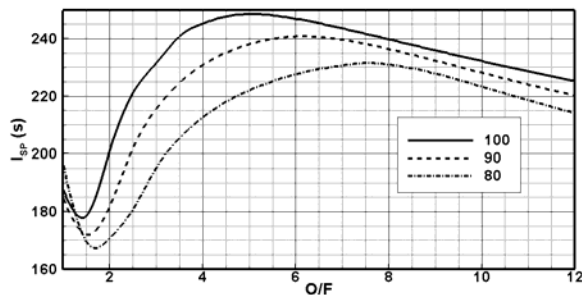
انتخاب رویکرد راهبردی کشورمان در زمینه کاوش فضا و عدم وجود یک سامانه ایمن و ارزان برای فعالیت‌های دانشجویی در کشور انگیزه‌های اصلی آغاز تحقیقی بوده‌اند که در این مقاله به بخشی از نتایج آن پرداخته شده است. به انگیزه‌های فوق می‌توان مزیت‌هایی مانند ارزانی قیمت تمام‌شده یک سیستم، ایمنی بسیار بالا، آلاینده‌گی ناچیز محیط زیست برای انتخاب ترکیب پیشرانه هیبریدی پراکسید هیدروژن و سوخت HTPB را افزود. امروزه، این ترکیب، به عنوان یک پیشرانه سبز شناخته شده است [۹]. ارزانی، ایمنی بالا و قابلیت‌های تاکتیکی مانند تراتلینگ و خاموشی مکرر موجب رویکرد کشورهای پیش‌رو به سامانه‌های هیبریدی به ویژه ترکیب فوق شده است.

در این مقاله، کاربرد پیشرانه هیبریدی پراکسید هیدروژن و HTPB در یک موتور آزمایشگاهی بررسی شده است. در این موتور

مشخصه و ضربه ویژه ابتدا افزایش یافته و پس از رسیدن به مقدار بیشینه خود با شیب آرامی کاهش می‌یابند. شایان توجه است که نسبت اکسنده به سوخت O/F متناظر با مقادیر بیشینه در نمودارهای سرعت ویژه و ضربه مخصوص متفاوت است. علاوه بر این، این شکل‌ها نشان می‌دهند که برای استحصال بیشترین ضربه مخصوص، با کاهش غلظت، باید O/F بزرگ‌تری اختیار کرد؛ طوری که O/F ضربه ویژه بیشینه، بین ۵ تا ۷/۵ برای خلوص ۱۰۰ درصد تا ۸۰ درصد است. در نهایت، این شکل‌ها نشان می‌دهند که ترکیب HTPB و پراکسید هیدروژن در محدوده نسبتاً وسیعی از نسبت‌های اکسنده به سوخت، تغییر چندانی را برای خواص بالستیک به دست نمی‌دهند. به عنوان مثال، تغییرات O/F از ۳ تا ۱۲، منجر به تغییر در حدود ۵ درصد ضربه ویژه در خلوص ۹۰ درصد می‌شود.



شکل ۱- نمودار تغییرات سرعت مشخصه بر حسب نسبت اکسنده به سوخت



شکل ۲- نمودار تغییرات ضربه ویژه بر حسب نسبت اکسنده به سوخت

## بالستیک داخلی

موتوری برای تولید پشرانش حدود ۱۰ کیلوگرم با فشار تقریبی ۱۰ بار به شرح زیر تعریف می‌شود. برای این منظور از پیش-رانه HTPB و پراکسید هیدروژن با غلظت ۸۵ درصد و با نسبت O/F تقریبی ۱۰ استفاده می‌شود. ابتدا قطر گلوگاه نازل از رابطه  $F = C_F A_1 P_c$  محاسبه می‌شود. ضریب پشرانش را می‌توان از معادله (۲) محاسبه کرد. این ضریب در محدوده گسترده‌ای از O/F، در حدود ۱/۵ است. بدین ترتیب قطر گلوگاه ۹/۲ میلی‌متر محاسبه می‌شود. دبی جرمی گذرنده از گلوگاه نازل با توجه به رابطه

مورد توجه جدی است [۱۳]. یکی از مشکلات عمده در استفاده از پراکسید هیدروژن، تجزیه خودبه‌خودی آن است. این موضوع ذخیره‌سازی آن را دشوار می‌کند.

پراکسیدی که از بازار ایران می‌توان تهیه کرد، محلول ۳۵ درصدی آن با آب است. این نوع پراکسید تجاری همراه با افزودنی‌هایی برای جلوگیری از تجزیه خودبه‌خودی است. این ترکیبات پایدارکننده حاوی ترکیبات فسفات و استات هستند [۱۲]. وجود این ناخالصی‌ها و همچنین مقدار معتابهی آب، امکان استفاده از این نوع پراکسید هیدروژن را به عنوان اکسنده متفی می‌کنند. چنین محلولی را می‌توان از طریق تقطیرهای متوالی، به غلظت و خلوص مطلوب رساند. پراکسید هیدروژن مورد استفاده در کار حاضر، دارای ناخالصی کمتر از ۱۵ ppm و غلظت حدود ۹۰ درصد است که به HTPB موسوم است.

به‌منظور مطالعه ترموشیمی و تحلیل احتراق ترکیب‌های مختلف سوخت و اکسنده، از نرم‌افزار محاسبه احتراق تعادلی CEA استفاده شده است. برای انجام محاسبات فرض شده است که واکنش‌گران در شرایط متعارفی قرار دارند و فشار محفظه احتراق ۲۰ بار است. خواص عمده محصولات احتراق شامل دما، نسبت گرماهای ویژه، و جرم ملکولی برای نسبت‌های مختلف اکسنده به سوخت محاسبه شد. با این مقادیر، سرعت مشخصه  $C^*$  و ضربه ویژه پشرانه  $I_{sp}$ ، با فرض اینکه سیال عامل موتور را از طریق یک نازل ایده‌آل ترک می‌کند، با استفاده از معادلات ۱ تا ۳ محاسبه شده‌اند.

$$C^* = \sqrt{(R_u \gamma T / M_w) / [2 / (\gamma + 1)]^{(\gamma + 1) / (\gamma - 1)}} / \gamma \quad (1)$$

$$C_F = \sqrt{(2 \gamma^2 / (\gamma - 1)) [2 / (\gamma + 1)]^{(\gamma + 1) / (\gamma - 1)} [1 - (P_e / P_c)^{(\gamma - 1) / \gamma}]} \quad (2)$$

$$I_{sp} = C^* C_F / g \quad (3)$$

در این معادلات،  $P_e$  فشار در خروجی نازل و برابر با ۱ بار،  $P_c$  فشار محفظه احتراق، و  $T$ ،  $\gamma$ ، و  $M$ ، به ترتیب دما، نسبت حرارت-های ویژه، و جرم مولکولی محصولات احتراق است. همچنین  $C_F$  ضریب پشران و  $g$  نیز شتاب جاذبه ثقل هستند.

نمودار تغییرات سرعت مشخصه و ضربه ویژه برحسب نسبت‌های مختلف اکسنده به سوخت برای سه غلظت متفاوت پراکسید هیدروژن در شکل‌های (۱) و (۲) ارائه شده است. این نتایج نشان می‌دهند با افزایش غلظت پراکسید هیدروژن مشخصات عملکردی موتور بهبود می‌یابد. بیشترین سرعت مخصوص و بیشترین ضربه ویژه برای پراکسید هیدروژن با خلوص ۱۰۰ درصد، به ترتیب ۱۵۶۰ متر بر ثانیه و ۲۵۰ ثانیه و برای خلوص ۸۰ درصد در حدود ۱۴۵۰ متر بر ثانیه و ۲۳۰ ثانیه است. همچنین در یک غلظت ثابت با افزایش نسبت اکسنده به سوخت مقادیر سرعت

## سخت افزار آزمایش

تجهیزات آزمایش به طور کلی شامل میز آزمایش، سیستم تغذیه، موتور، و سیستم داده برداری است. میز تست سکویی است که موتور و سیستم تغذیه روی آن نصب می شوند. روی این میز، که برای انجام آزمایش در مکان مناسب به صورت قابل حمل ساخته شده، امکان اندازه گیری پیش رانش نیز تعبیه شده است. همچنین، طرح میز طوری است که امکان نصب و آزمایش موتورهایی با ابعاد متفاوت وجود دارد. موتور به همراه سیستم تغذیه روی دو ریل با اصطکاک کم نصب شده اند؛ طوری که حرکت سیستم تنها در راستای محوری موتور محدود است.

تغذیه اکسنده موتور از نوع تغذیه تحت فشار است. برای فشارگذاری از آرگون استفاده شده است. این گاز که در کپسول های پرفشار وجود دارد از طریق رگولاتور به فشار مورد نیاز تغذیه رسانده و سپس وارد مخزن اکسنده می شود. در شکل (۳) طرح واره ای از سیستم تغذیه نشان داده شده است. کپسول های گاز پرفشار در این شکل نشان داده نشده اند. مخزن اکسنده با حجم ۴ لیتر، دارای یک خط ورودی گاز پرفشار، یک خط تغذیه اکسنده مایع، یک سوراخ مجهز به شیر دستی برای تخلیه گاز پرفشار، و یک مجرا برای عبور اکسنده است. یک شیر دستی (که می تواند با یک شیر برقی جایگزین شود) امکان جریان اکسنده از مخزن را فراهم می کند. در مسیر اکسنده و پس از شیر دستی، شیر یک طرفه ای، برای جلوگیری از اعمال فشارهای ناخواسته پایین دست به مخزن نصب شده است. پس از این شیر یک ونتوری برای کنترل و سنجش دبی جریان اکسنده نصب شده است. یک شیر دستی دیگر، پس از ونتوری کاویتاسیونی نصب شده است. باز شدن این شیر، اکسنده را به کمک فشار مخزن به سمت موتور جاری می سازد.

اجزای مختلف سیستم تغذیه از طریق لوله های کوتاه و اتصالات فشار قوی به یکدیگر متصل هستند. کلیه لوله ها، شیرها، و اتصالات از جنس فولاد زنگ نزن ۳۱۶L تهیه و ساخته شده اند.

دلیل اصلی استفاده از ونتوری کاویتاسیونی در سیستم تغذیه، تأمین دبی یکنواخت در تمام مدت عملکرد موتور است. در غیر این صورت، دبی اکسنده تابع اختلاف فشار بین بالادست (مخزن اکسنده) و پایین دست (محفظه احتراق) موتور خواهد بود. در نتیجه دبی اکسنده در لحظات آغازین کار موتور، بیشتر از لحظات عملکرد دائمی خواهد بود. ولی ونتوری کاویتاسیونی، مادامی که فشار پایین دست آن کمتر از حدود ۰/۸ فشار بالادست باشد، اکسنده با دبی مستقل از فشار پایین دست از آن عبور خواهد کرد [۱۵].

در حدود ۵۳/۱ گرم بر ثانیه به دست می آید. با انتخاب O/F برابر با ۱۰، دبی جرمی سوخت و اکسنده به ترتیب، ۴/۸ گرم بر ثانیه و ۴۸/۳ گرم بر ثانیه به دست می آید. دبی جرمی سوخت را می توان با ابعاد گرین به صورت  $\dot{m}_f = \dot{r} \rho_f A_b$  داد که در آن  $\rho_f$  دانسیته سوخت و در حدود ۱ گرم بر سانتی متر مربع،  $\dot{r}$  نرخ پسروری یا تبخیر یا سوزش سوخت، و  $A_b$  مساحت سطح سوزش سوخت است. فرض می شود که گرین سوخت یک استوانه توخالی با قطر در حدود ۴۳ میلی متر است. یک عبارت عمومی و ساده برای نرخ پسروری در موتورهای هیبرید به صورت زیر است [۱۴].

$$\dot{r} = a G_0^n \quad (4)$$

که در آن  $G_0$  شار جرمی اکسنده و به صورت  $G_0 = \dot{m}_0 / A_p$  تعریف می شود و  $A_p$  مساحت گذر جریان اکسنده است. در معادله (۴)،  $a$  و  $n$  ثوابتی هستند که برای HTPB و اکسنده اکسیژن مایع از طریق آزمایش های تجربی به ترتیب ۰/۸ و  $2/18 \times 10^{-5}$  در سیستم واحدهای SI تعیین شده اند. با تعریف  $A_p = \pi d_p^2 / 4$  و  $A_b = \pi d_p L$  که  $d_p$  و  $L$  به ترتیب قطر گذر و طول گرین هستند. به این ترتیب طول گرین، ۸۲ میلی متر محاسبه می شود.

تأمین دبی اکسنده مورد نیاز، از طریق به کارگیری سیستم تغذیه تحت فشار مقدور است. برای کنترل دبی در این سیستم از ونتوری کاویتاسیونی استفاده شده است. این ونتوری، دبی اکسنده را مستقل از فشار پایین دست عبور می دهد. دبی عبوری از این ونتوری ها با مساحت گلوگاه، دانسیته سیال عبوری، و فشار بالادست به صورت زیر ارتباط دارد [۱۵].

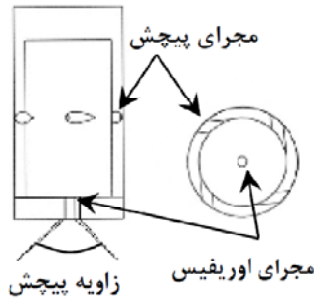
$$\dot{m} = C_D A_{th} \sqrt{2 \rho_{HP} P_1} \quad (5)$$

در این رابطه  $C_D$  و  $A_{th}$  به ترتیب ضریب تخلیه و مساحت گلوگاه ونتوری هستند. همچنین  $\rho_{HP}$  و  $P_1$  به ترتیب مبین چگالی سیال عامل و فشار بالادست ونتوری است. یک ونتوری با قطر گلوگاه ۰/۷ میلی متر طراحی و ساخته شد. از آنجاکه قطر گلوگاه و سیال عامل ثابت است، می توان رابطه (۵) را به صورت

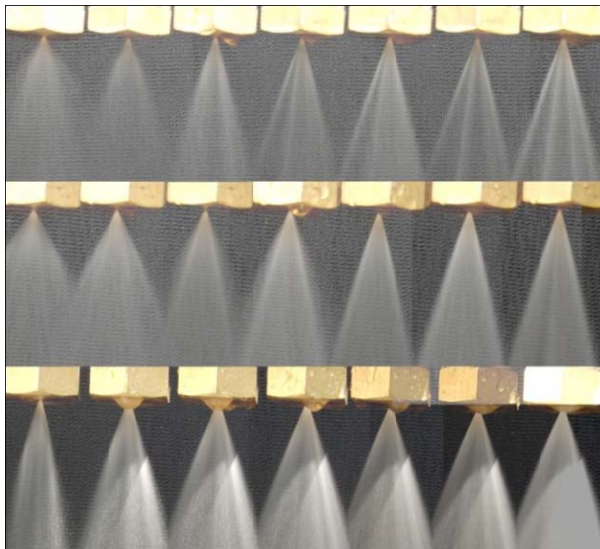
$$\dot{m} = \beta \sqrt{P_1} \quad (6)$$

بازنویسی کرد. پس از انجام آزمایش های تجربی گسترده  $\beta = 6/5 \times 10^{-3}$  تعیین شد. بنابراین فشار مورد نیاز برای تأمین دبی اکسنده مورد نیاز  $P_1 = 54 \text{ bar}$  محاسبه می شود.

پیچشی است که طرح‌واره‌ای از آن در شکل (۵) نشان داده شده است. این انژکتور از چهار سوراخ ورودی مماسی تعبیه شده روی محفظه پیچش با  $0/9$  میلی‌متر و یک صفحه اوریفیس با سوراخ خروجی محوری با قطر  $0/9$  میلی‌متر تشکیل شده است.

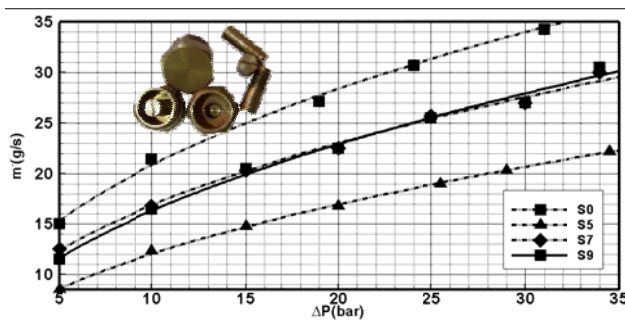


شکل ۵- شماتیکی از یک انژکتور پیچش ساده

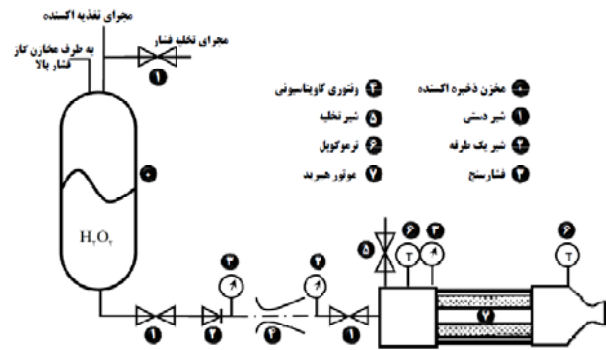


شکل ۶- تغییرات کیفیت پاشش انژکتور پیچشی ساده در افت فشارهای مختلف

(از بالا به پایین قطر اوریفیس و مجرای پیچش به ترتیب  $0/5$ ،  $0/7$ ،  $0/9$  و  $0/9$  میلی‌متر و از چپ به راست افت فشار از  $5$  بار تا  $35$  بار تغییر می‌کند)

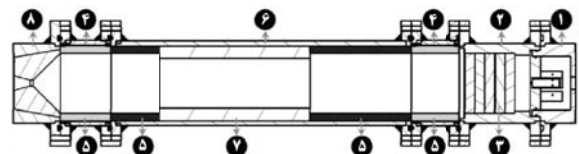


شکل ۷- نمودار تغییرات دبی سیال عبوری از اوریفیس ساده و ترکیبات مختلف انژکتور پیچشی، مجرای اوریفیس با قطر  $0/9$  میلی‌متر



شکل ۳- شماتیک سیستم تغذیه

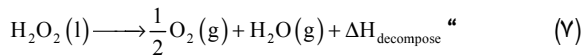
یک موتور با قابلیت استفاده مکرر برای آزمایش‌های سیستم هیبرید طراحی و ساخته شد. این موتور، از قسمت‌های مختلف تشکیل شده است. این قسمت‌ها، به ترتیب از سمت ورودی اکسنده، عبارتند از سیستم انژکتور اکسنده، بستر کاتالیستی راه‌انداز احتراق، حلقه تجهیزات اندازه‌گیری، محفظه احتراق، حلقه تجهیزات اندازه‌گیری، و نازل. طرح‌واره‌ای از موتور در شکل (۴) نشان داده شده است. طول محفظه احتراق را می‌توان به دو قسمت گرین سوخت و اختلاط تقسیم کرد. برای مطالعه اثر طول اختلاط در احتراق سوخت و اکسنده، می‌توان طول‌های مختلفی برای محفظه احتراق انتخاب کرد. گرین سوخت نیز از قبل به صورت کارتریجی تهیه می‌شود و در طول مورد نیاز در محفظه احتراق جاسازی می‌شود. سطح داخلی محفظه احتراق برای کاهش انتقال حرارت و ممانعت از آسیب، عایق کاری شده است.



شکل ۴- نمای برش خورده از چگونگی نصب موتور هیبرید (۱- سیستم انژکتور ۲- بستر کاتالیستی ۳- توری نقره‌اندود شده ۴- حلقه تجهیزات ۵- عایق ۶- محفظه احتراق ۷- گرین ۸- نازل)

در یک موتور هیبرید، انژکتور وظیفه آمایش اکسنده را به عهده دارد. لازم است تا اکسنده مایع به قطرات بسیار ریزی تبدیل شده تا فرآیندهای تبخیر، اختلاط با بخار سوخت، و احتراق را به خوبی انجام دهد. در موتور هیبریدی طراحی شده، به دلیل استفاده از راه‌انداز کاتالیستی، لازم نیست که اکسنده به صورت اسپری به درون محفظه احتراق فرستاده شود؛ بلکه کافی است تا به صورت یکنواخت روی سطح کاتالیزور پخش شده و درون آن نفوذ کند. به همین منظور، انژکتورهای مختلفی مطالعه، طراحی، و آزمایش شده‌اند. آنچه در این موتور استفاده شده است یک نوع انژکتور

گرفته شده است. در این راهانداز، نقره به عنوان کاتالیزور عمل می‌کند و قادر است پراکسید هیدروژن مایع را منطبق بر معادله (۷) به بخار آب و گاز اکسیژن تجزیه کند. این واکنش تجزیه گرمای آزاد شده در این فرآیند ۲/۸ کیلوژول بر گرم است [۱۲].

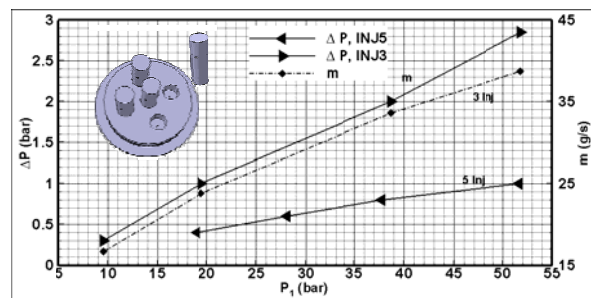


عبور محصولات این تجزیه از روی سطح گرین سوخت جامد منجر به تبخیر سوخت و در نهایت اشتعال خودبه‌خودی مخلوط بخار سوخت و اکسیژن موجود در محصولات تجزیه پراکسید هیدروژن می‌شود.

همان‌طور که در شکل (۴) مشاهده می‌شود، دو رینگ به‌منظور نصب وسایل اندازه‌گیری فشار و دمای قبل و بعد از محفظه احتراق طراحی و ساخته شد. در هر رینگ امکان نصب دو ترموکوپل و دو حسگر فشار وجود دارد. روی رینگ بالادست محفظه احتراق، یک شیر دستی برای خاموش کردن موتور تعبیه شده است. به این منظور، گاز آرگون با فشار مناسب وارد محفظه شده و علاوه بر خارج کردن گازهای داغ از طریق نازل، سطح سوخت را خنک می‌کند. این دو رینگ خود به عنوان قسمتی از محفظه اختلاط قبل و بعد از احتراق عمل می‌کند.

هنگام عملکرد موتور، مشخصات حیاتی آن مانند فشار محفظه احتراق، نیروی پیشران تولید شده، درجه حرارت نقاط مختلف، و دبی جرمی اکسندۀ توسط حسگرهای مناسب حس و در یک کامپیوتر ذخیره می‌شوند. اطلاعات به صورت سیگنال‌های آنالوگ متعدد از طریق یک کارت A/D به سیگنال‌های دیجیتال تبدیل می‌شوند. دقت این کارت ۱۲ بیتی است و این امکان وجود دارد که تا ۱۶ کانال را به‌طور همزمان با سرعت حداکثر ۵۰ هزار نمونه بر ثانیه، نمونه‌برداری کند. مدیریت کارت و دریافت و پردازش اولیه داده‌ها، توسط یک برنامه کامپیوتری انجام می‌شود. در هر آزمایش، دو ترموکوپل، سه فشارسنج استرین گیج، و یک نیروسنج استرین گیج استفاده می‌شود. دمای گازها در قبل و بعد از گرین سوخت جامد توسط دو ترموکوپل نوع K اندازه‌گیری می‌شوند. یک حسگر فشار محفظه احتراق و دو حسگر دیگر در مسیر اکسندۀ و در قبل و بعد از ونتوری نصب شده‌اند. فشارسنج قبل از ونتوری، امکان محاسبه دبی جرمی اکسندۀ را فراهم می‌کند و فشارسنج پس از آن، امکان اندازه‌گیری اختلاف فشار بین انژکتور با محفظه احتراق را به دست می‌دهد. به کمک همین سیستم داده‌برداری، امکان کالیبراسیون ابزار اندازه‌گیری فراهم می‌شود.

در شکل (۹) عکس سیستم آزمایش ساخته شده، بدون ابزار داده‌برداری و کپسول‌های آرگون نشان داده شده است.



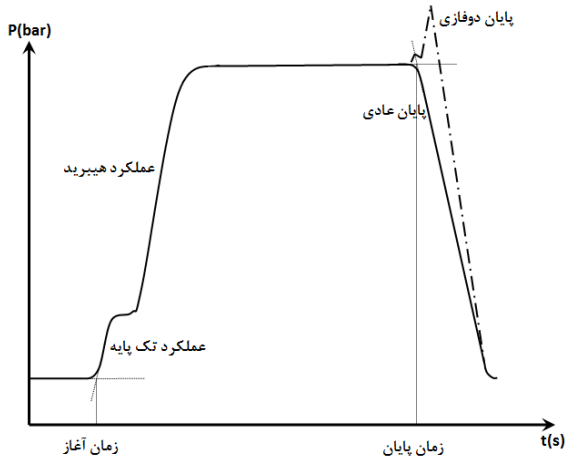
شکل ۸- نمودار تغییرات افت فشار انژکتور و دبی جرمی برحسب فشار سیال قبل از ونتوری

برای تعیین مناسب‌ترین قطر برای سوراخ‌های یادشده، مطالعه تجربی گسترده‌ای انجام شده است. زاویه مخروط اسپری تولیدی و دبی جرمی در این نوع انژکتورها اهمیت ویژه‌ای دارند. در شکل (۶) کیفیت انژکتورهای مختلف ساخته شده در فشارهای مختلف با تأکید بر زاویه مخروط اسپری نشان داده شده است. با توجه به یکنواختی دامن اسپری‌ها و مشاهده عملکرد پایدار، انژکتور با قطر سوراخ اریفیس ۰/۹ میلی‌متر مورد توجه قرار گرفته است. براساس این قطر سوراخ، اثر قطر سوراخ‌های چهارگانه مماسی بر دبی جرمی انژکتور مطالعه و نتیجه آن در شکل (۷) به صورت تغییرات دبی جرمی بر حسب اختلاف فشار دو سمت انژکتور نشان داده شده است. برای حالتی که فقط اوریفیس وجود داشته باشد و محفظه ایجادکننده پیچش به‌کارگرفته نشده باشد (منحنی S0) بیشترین دبی و برای سوراخ‌های مماسی با قطر ۰/۵ میلی‌متر (منحنی S5) کمترین دبی تأمین می‌شود. برای سوراخ‌های مماسی با قطرهای ۰/۷ و ۰/۹ میلی‌متر، دبی چندان متفاوت نیست. از این رو، برای راحتی در ساخت، انژکتور پیچشی با قطر سوراخ مماسی و قطر سوراخ اوریفیس ۰/۹ میلی‌متر انتخاب شده است.

سیستم انژکتور متشکل از تعداد مناسبی از این انژکتورها روی یک صفحه است. در این موتور، یک سیستم متشکل از حداکثر پنج انژکتور طراحی و ساخته شد. عملکرد این سیستم در دو حالت سه انژکتوری و پنج انژکتوری بررسی شده منحنی‌های افت فشار و دبی جرمی سیستم انژکتور برحسب فشار بالادست در شکل (۸) نشان داده شده است. این منحنی در واقع منحنی مشخصه صفحه انژکتور است. مقدار افت فشار در انژکتور و دبی جرمی آن بر حسب فشار بالادست (فشار تأمین‌کننده دبی) در این شکل نشان داده شده است. در موتورهای هیبرید، معمولاً یک راه‌انداز شیمیایی مانند یک موتور سوخت جامد کوچک یا یک مشعل کوچک گازی، وظیفه اشتعال اولیه سوخت و اکسندۀ را به عهده دارد. با این وجود، برای راه‌اندازی چند باره یک موتور هیبرید، بهتر است تا از یک راه‌انداز کاتالیستی استفاده شود. در این کار، چنین راه‌اندازی ساخته و به کار



فشارگذاری به همراه اندکی مایع وارد محفظه احتراق می‌شود. به همین دلیل، افزایش ناگهانی فشار محفظه به دلیل ورود گاز پرفشار رخ خواهد داد. این اتفاق در شکل (۱۰) با عنوان پایان دوفازی نشان داده شده است.



شکل ۱۰ - روند عملکرد موتور هیبریدی با چاشنی کاتالیستی

بر اساس نتایج محاسبات ارائه شده در بخش بالستیک داخلی، آزمایشی با موتور ساخته شده، انجام شده است. شرایط واقعی آزمایش در جدول (۱) نشان داده شده است. اندکی تفاوت بین شرایط طراحی شده و شرایط فراهم شده برای آزمایش وجود دارد. در این آزمایش تنها فشار در نقاط مختلف سیستم ثبت شده‌اند، که در شکل (۱۱) نشان داده شده‌اند. در این شکل منحنی‌های  $P_{1v}$  و  $P_{2v}$ ، به ترتیب، نشان‌دهنده فشار اکسند در بالادست و پایین‌دست و نتوری، منحنی  $P_C$  فشار درون محفظه احتراق هستند. منحنی  $m$  نشان‌دهنده دبی جرمی اکسند است که با استفاده از منحنی فشار  $P_{1v}$  و معادله (۶) به دست می‌آید. همان‌طور که منحنی  $P_{2v}$  نشان می‌دهد، شیر دستی قبل از ونتوری در ثانیه پنجم و شیر دستی بعد از ونتوری در ثانیه دهم باز شده‌اند. به این ترتیب، از ثانیه دهم اکسند وارد راه‌انداز کاتالیستی می‌شود. شیب ملایم منحنی‌های  $P_{2v}$  و  $P_C$  نشان می‌دهند که راه‌انداز به خوبی نتوانسته است کل دبی اکسند را تجزیه کند. گازهای تولیدشده بر اثر تجزیه در مدت حدود هفت ثانیه نتوانستند سوخت اندکی را به بخار تبدیل کرده و موجب آغاز احتراق در ثانیه هفدهم شود. این آغازش با حضور مقدار متناهی اکسند تجزیه نشده در محفظه موتور همراه بوده است. تجزیه حرارتی این مقدار اکسند به دلیل دمای بالای احتراق، موجب افزایش حجم گاز و در نتیجه افزایش بسیار زیاد فشار در محفظه احتراق شده است. پس از این مرحله، سطح فشار موتور در مقدار ۱۱ بار پایدار شده است. در ثانیه بیست و سوم که سیزده ثانیه از جریان اکسند می‌گذرد، خاموشی دوفازی رخ داده است که طی



شکل ۹ - تصویر میز آزمایش و چگونگی نصب موتور هیبرید بر روی آن

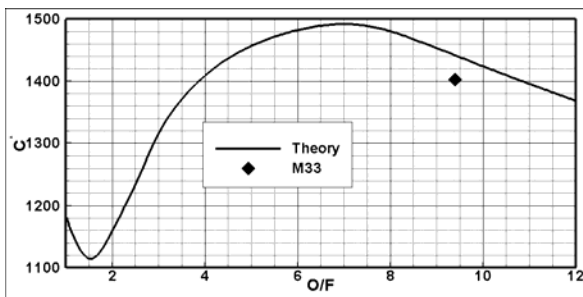
## بررسی نتایج

فرآیند احتراق موتور هیبریدی با چاشنی کاتالیستی را می‌توان به سه مرحله تقسیم کرد. شکل (۱۰)، طرح‌واره‌ای از رفتار عمومی چنین موتورهایی را نشان می‌دهد. این مراحل را به ترتیب گذرای آغازین، عملکرد پایا، و گذرای پایانی نامگذاری می‌نامیم. مرحله نخست از ورود اکسند به بستر کاتالیستی و در نتیجه بالارفتن دما و فشار موتور شروع شده و تا زمانی که فشار و دمای محفظه احتراق به حالت پایا برسد، ادامه می‌یابد. مرحله گذرای آغازین در موتور هیبریدی با راه‌اندازهای کاتالیستی از دو مرحله عملکرد تک‌پایه‌ای و مرحله عملکرد گذرای هیبریدی تشکیل شده است. در مرحله عملکرد تک‌پایه‌ای تجزیه اکسند مایع به مواد گازی و آزادسازی انرژی موجب افزایش فشار و دمای محفظه می‌شود. عبور این گازهای نسبتاً داغ از روی گرین سوخت موجب تبخیر سوخت و احتراق مخلوط بخار سوخت و گازهای تجزیه اکسند می‌شود. این اتفاق منجر به فشار تعادلی در موتور می‌شود. مدت دوره گذرای تک‌پایه‌ای بستگی به دمای محصولات تجزیه اکسند و همچنین درجه اشتعال‌پذیری مخلوط سوخت و اکسند دارد. مدت دوره گذرای اشتعال هیبریدی نیز به نرخ تبخیر (یا سوزش) سوخت جامد، خواص گازهای احتراق، و حجم محفظه احتراق وابسته است. در دوره حالت دائمی، اگر تغییر در دبی جریان اکسند به وجود نیاید و انتقال حرارت به بیرون تغییری نکند، فشار ثابتی در محفظه احتراق وجود خواهد داشت. اگر دبی جرمی اکسند توسط یک شیر قطع شود، مرحله گذرای پایانی حاکم می‌شود. در این مرحله دبی اکسند و فشار موتور تا رسیدن به فشار محیط کاهش می‌یابد. اگر قطع جریان اکسند به دلیل اتمام آن در مخزن ذخیره باشد، گاز

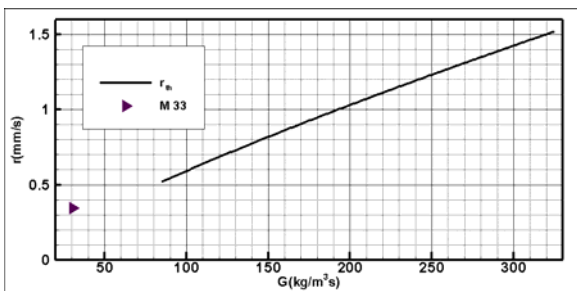
$$C_{ex}^* = \frac{P_C A_t}{\dot{m}_O + \dot{m}_F} \quad (8)$$

این مقدار، با مقدار نظیر خود در حالت تئوری مقایسه شده و بیانگر راندمان در حدود نود و پنج درصدی احتراق است. به نظر می‌رسد که یکی از دلایل راندمان بالای احتراق، طول محفظه احتراق بعد از گرین است. این طول آنچنان زیاد بوده است که منجر به اختلاط مناسب و احتراق خوب شود. در عین حال نمی‌توان نقش آغازگر کاتالیستی در فراهم آوردن محصولات گازی برای احتراق با بخار سوخت را نادیده گرفت. با این حال، انتظار می‌رود که سیستم متشکل از سوخت HTPB و اکسنده پراکسید هیدروژن با غلظت هشتاد و پنج درصد، سرعت مشخصه بیشتری را فراهم آورد. در شکل (۱۲)، سرعت مشخصه این سیستم بر حسب مقادیر مختلف O/F، به همراه نتیجه تجربی به دست آمده، نشان داده شده است. انتظار می‌رود که با چنین راندمانی بتوان به سرعت مشخصه ۱۴۵۰ متر بر ثانیه در نسبت اکسنده به سوخت حوالی ۷ دست یافت. این شرایط را می‌توان با افزایش مناسب طول گرین به دست آورد.

سرعت سوزش به دست آمده در این آزمایش با مقادیر حاصله از معادله (۴) در شکل (۱۳) مقایسه شده است. این معادله برای شار کل در بازه ۳۰۰-۸۰ کیلوگرم مترمکعب بر ثانیه و اکسنده اکسیژن مایع صادق است [۲]. هر چند شار جرمی در این آزمایش در محدوده اعتبار این معادله نیست، با این وجود می‌توان هم‌سویی سازگاری را مشاهده کرد. با در نظر داشتن تفاوت بین احتراق HTPB با اکسیژن مایع و پراکسید هیدروژن، یکی از دلایل فزونی نرخ سوزش تجربی از مقدار پیش‌بینی شده را می‌توان به تابعیت نرخ پسروری از فشار محفظه در شارهای کم نسبت داد [۱۴].



شکل ۱۲- نمودار مقایسه‌ای سرعت مشخصه تئوری و تجربی

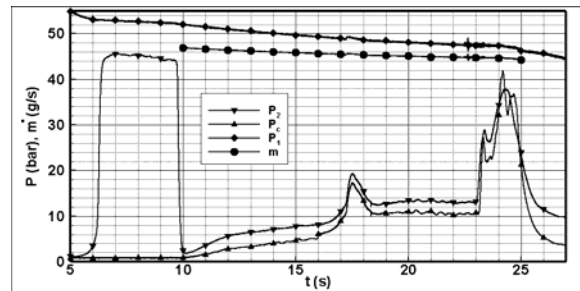


شکل ۱۳- نمودار مقایسه‌ای نرخ پسروری تئوری و مطالعات تجربی

آن ورود گازهای فشارگذار به موتور، موجب افزایش فشار و سپس کاهش آن در محفظه شده است.

جدول ۱- مقادیر تنظیمات در قبل آزمایش

زمان عملکرد (s)	L (mm)	D <sub>p</sub> (mm)	D <sub>t</sub> (mm)	$\dot{m}_{ox}$ (g/s)	P <sub>i</sub> (bar)
۱۴	۸۰	۴۳/۲	۹/۲	۴۸/۳	۵۷



شکل ۱۱- نمودار مقایسه‌ای فشار محفظه احتراق تجربی و پیش‌بینی تئوری

همان‌طور که شکل (۱۱) نشان می‌دهد، فشار تغذیه در زمان آزمایش تغییر اندکی دارد که موجب تغییر اندک در دبی جرمی اکسنده شده است. با تعیین دقیق‌تر زمان احتراق سوخت و اندازه‌گیری قطر گرین بعد از احتراق، نرخ متوسط سوزش سوخت محاسبه می‌شود. با اندازه‌گیری جرم گرین در قبل و بعد از سوختن، مقدار متوسط دبی جرمی سوخت به دست می‌آید. به این ترتیب مقدار متوسط نسبت اکسنده به سوخت O/F، و به دنبال آن فلاکس جرمی متوسط در گرین به دست می‌آید. در جدول ۲ و ۳، خلاصه نتایج به دست آمده از تحلیل منحنی‌های فشار درج شده است.

جدول ۲- پارامترهای تجربی آزمایش موتور

زمان عملکرد	P <sub>i</sub> (bar)		$\dot{m}_{ox}$ (g/s)	$\dot{m}_F$ (g/s)	O/F	G (kg/m <sup>2</sup> s)
	پایا (s)	گذرا (s)				
۷	۷	۵۵	۴۷/۴	۴/۷۳	۹/۴	۴۴/۵

جدول ۳- پارامترهای تجربی آزمایش موتور

P <sub>C</sub> (bar)	$\dot{r}_c$ (mm/s)	C* (m/s)		$\eta_c$
		Ex	Th	
۱۱	۰/۳۴۴	۱۴۰۲/۴	۱۴۵۳	۹۶/۵

با در دست بودن مقادیر متوسط نسبت O/F، دبی‌های جرمی سوخت و اکسنده، و قطر گلوگاه نازل موتور می‌توان سرعت مشخصه تجربی این سیستم را تعیین کرد.

*Engineeing Progress Symposium Series*, Vol. 62, No. 61, 1966, pp.92-102.

- [3] Wernimont, E. J. and Meyer, S. E., "Hydrogen Peroxide Hybrid Rocket Engine Performance Investigation," *ALAA*, Paper 94-3147, June 1994.
- [4] Humble, R. W., Bettner, M. P. and Sandfry, R. A., "Hystar Hybrid Rocket Program at the United States Air Force Academy," *ALAA Paper*, 1997-2797, July 1997.
- [5] Wernimont, E. J. and Heister, S. D., "Combustion Experiment in Hydrogen Peroxide/Polyethylene Hybrid Rocket with Catalytic Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 2, 2000, pp. 318-326.
- [6] Austin, B. I., Heister, S., Dambach, E., Wernimont, E. and Meyer, S., "Variable Thrust, Multiple Start Hybrid Motor Solutions for Missile and Space Applications," *46<sup>th</sup> ALAA/SME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Nashville, TN, 25-28 July 2010.
- [7] Tahmasbi, E., Ebrahimi, R., Krarimi, H., Razaghi, R. and Mohammadi, A. R., "Conceptual Design and Feasibility Study of a Hybrid Rocket Motor with Operational Modeling," *8<sup>th</sup> IAS Conference*, IAS2009-PR820, 2009.
- [8] Razaghi, R., Mohammadi, A. R. and Tahmasbi, E., "Conceptual Design and Manufacturing of a Hybrid Rocket Motor in Iran," *8<sup>th</sup> IAS Conference*, IAS2009-PR191, 2009.
- [9] Krishnan, S. and C. Won L., "Development of a 100-N Hydrogen Peroxide Rocket Engine," *2<sup>nd</sup> Regional Conference on Vehicle Engineering & Technology*, Kuala Lumpur, Malaysia, 15 - 16 July 2008.
- [10] Stanton, G. and Biblaz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7<sup>th</sup> Edition., John Wiley and Sons Inc., 2001, Chapter 2,3,15.
- [11] Kubota, N., *Propellants and Explosives*, 2<sup>nd</sup> Edition., John Wiley and Sons Inc., 2007.
- [12] Jones, C. W., *Applications of Hydrogen Peroxide and Derivatives*, 1<sup>st</sup> Edition. The Royal Society of Chemistry, 1999.
- [13] Wernimont, E. J., Ventura, M., Garboden, G. and Mullens, P. "Past and Present Uses of Rocket Grade Hydrogen Peroxide," *H2O2 Conf*, 1999.
- [14] Humbel, R. W. and et al., *Space Propulsion Analyses and Design*, 1<sup>st</sup> Edition, McgrawHill, Chapter 7, 1995.
- [15] Ghassemi, H. and Fasih, H. F., "Application of Small Size Cavitating Venturi as Flow Controller and Flow Meter, Flow Measurement and Instrumentation," *Article in Press*, doi:10.1016/j.flowmeasinst.2011.05.001.

## نتیجه گیری

در این مقاله، یک موتور هیبریدی متشکل از سوخت HTPB و اکسنده پراکسید هیدروژن با خلوص و غلظت بالا معرفی شده است. این موتور طراحی، ساخته، و مورد آزمایش قرار گرفته است. در به کارگیری این موتور از آغازگر کاتالیستی نقره استفاده شده است. این طرح به منظور استفاده از موتورهای هیبریدی به عنوان یک سیستم پیشراننده با قابلیت تنظیم نقطه کار و روشن و خاموش کردن مکرر مورد توجه است. نتایج آزمایش انجام شده نشان داده است که چنین سیستمی می تواند در رسیدن به حداکثر قابلیت شیمیایی ترکیب پیشراننده مؤثر باشد. عملکرد موفق این موتور مطابق پیش بینی های طراحی و حصول راندمان احتراق نود و پنج درصد، مؤید این ادعاست.

اگر چه زمان آغاز به احتراق این موتور نسبتاً طولانی بوده، ولی نشان داده شده است که سامانه راه اندازی کاتالیستی قادر به روشن کردن موتور خواهد بود. با ارتقای کیفیت این راه انداز می توان به روشن شدن های خیلی بهتری دست یافت.

نرخ سوزش به دست آمده در این آزمایش، هم سویی خوبی را با مقادیر معرفی شده در منابع نشان می دهد. این گویای تبعیت سوخت HTPB از رفتار شناخته شده خود در کنار اکسنده های دیگر است. همچنین نتیجه کلی این مقاله تأیید می کند که امکان ساخت موتور هیبریدی با رزین HTPB و اکسنده پراکسید هیدروژن در ایران وجود دارد.

## مراجع

- [1] Farbar, E., Louwers, J. and Kaya, T., "Investigation of Metallized and Nonmetallized Hydroxyl Terminated Polybutadiene/Hydrogen Peroxide Hybrid Rockets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 2, 2007, pp. 476-486.
- [2] Osman, R. V., "An Experimental Investigation of a Lithium Aluminum Hydride- Hydrogen Proxide Hybrid Rocket Aerospace Chemical Engineeing," *Chemical*