

تعیین تجربی نرخ پسروری سوخت پلی اتیلن با پاشش محوری اکسیژن گازی

محمد مهدی حیدری^۱، نورالدین قدیری معصوم^۲

۱ دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

۲ دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، nqadiri@eri.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۹/۰۳

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۱۲/۰۵

چکیده

در این پژوهش، یک موتور هیبریدی با سوخت پلی اتیلن دانسیته بالا و اکسندۀ اکسیژن گازی مورد آزمایش قرار گرفته است. برای این منظور پاشش اکسندۀ در محفظۀ احتراق از طریق یک انژکتور محوری گازی صورت گرفته است. با انجام آزمایش‌ها و استفاده از تکنیک کاهش داده‌های آزمایش، تأثیر عواملی چون شار جرمی، فشار محفظۀ احتراق و فاصلۀ طولی از ابتدای گرین بر نرخ پسروری سوخت پلی اتیلن بررسی شده است. همچنین، تأثیر استفاده از پیش‌محفظۀ احتراق بر عملکرد موتور هیبریدی بررسی شده است. آزمایش‌ها نشان می‌دهد که استفاده از پیش‌محفظۀ احتراق موجب یکنواختی نرخ پسروری در طول موتور خواهد شد. در این حالت، نرخ پسروری سوخت مستقل از فاصلۀ طولی از ابتدای گرین بود. در ادامه، وابستگی نرخ پسروری به فشار محفظۀ احتراق به دست آمد که با نتایج تجربی موجود مطابقت داشت. در نهایت، رابطۀ نرخ پسروری سوخت برحسب فشار محفظۀ احتراق و شار جرمی کل عبوری از هر مقطع به دست آمد.

واژگان کلیدی

موتور هیبرید، نرخ پسروری، پیش‌محفظۀ احتراق، پلی اتیلن چگالی بالا، اکسیژن گازی

۱. مقدمه

را برای سیستم‌های پیشران‌های هیبریدی متصور شد. این طیف گسترده از مأموریت‌ها، شامل مأموریت‌های زیرمداری، مانند موتور موشک‌های کاوش [۱-۲]، پرنده‌های بدون سرنشین هدف [۳] یا حمل‌ونقل مسافر [۴-۵]، مأموریت‌های فضایی، مانند موتورهای انتقال مداری [۶]، انتقال بین‌سیاره‌ای [۷] و حمل انسان به فضا [۸-۹] می‌شود. حتی تحقیقاتی نیز در زمینۀ کاربرد سیستم‌های هیبرید در زیردریایی‌ها صورت گرفته است [۱۰]. همین‌طور، این

سیستم‌های پیشران‌های هیبریدی طی سالیان اخیر توجه ویژه‌ای را به خود جلب کرده است. دلایل جذابیت این نوع از سیستم پیشران‌ها را می‌توان در قابلیت‌های متفاوت این سیستم جستجو کرد. از جمله این قابلیت‌ها می‌توان به ایمنی، هزینه سرمایه‌گذاری کم، در دسترس بودن و کارایی بالای آن اشاره کرد. این ویژگی‌ها که ترکیبی از ویژگی‌های سیستم‌های پیشران‌های جامد و مایع است، سبب شده تا بتوان طیف وسیعی از مأموریت‌های کاربردی

سیستم پیشرانش به‌طور ذاتی ایمن می‌باشد که این امر، توسعه سیستم پیشرانش هیبرید در محیط‌های دانشگاهی را نیز علاوه بر محیط‌های نظامی و تجاری امکان‌پذیر می‌نماید [۱۱].

در یک سیستم پیشرانش، مهم‌ترین شاخص بالستیکی سطح نیروی پیشران موتور یا همان تراست است. یکی از عوامل تعیین‌کننده نیروی تراست، دبی جرمی خروجی از گلوگاه نازل موتور است. همان‌گونه که اشاره شد، سیستم پیشران هیبریدی ترکیبی از سیستم‌های پیشران جامد و مایع است. لذا بخشی از دبی خروجی از طریق سیستم تأمین اکسیدکننده و بخشی دیگر از طریق سوخت جامد درون موتور تأمین می‌شود. آنچه دبی جرمی سوخت جامد را تعیین می‌کند، نرخ پسروری سوخت جامد است. بنابراین نرخ پسروری سوخت جامد نیز در یک موتور هیبریدی از پارامترهای کلیدی بالستیک داخلی موتور خواهد بود. تغییرات نرخ پسروری سوخت جامد علاوه بر تغییر سطح تراست موتور، موجب تغییر نسبت اکسنده به سوخت درون موتور نیز می‌گردد. با تغییر نسبت اکسنده به سوخت، خواص محصولات احتراق تغییر یافته و به‌مثابه این است که از ترکیب پیشران متفاوتی در موتور استفاده شود. با این تفاسیر، اهمیت پارامتر نرخ پسروری و لزوم اطلاع از مقدار دقیق آن و داشتن درک درستی از تغییرات آن برای طراحی سیستم‌های پیشران هیبریدی بیش از پیش آشکار می‌شود.

در زمینه تعیین نرخ پسروری سوخت جامد در موتورهای هیبریدی تحقیقات بسیار گسترده‌ای انجام شده است. در پاره‌ای از این تحقیقات سعی شده است با استفاده از روابط تحلیلی و به‌کار بردن فرضیاتی، نرخ پسروری به‌صورت رابطه‌ای تحلیلی به‌دست آید. نخستین تحقیقات در زمینه نرخ پسروری سوخت جامد توسط بارتل و رانی [۱۲]، امونز [۱۳]، و هاوزر و پک [۱۴] انجام شد. بارتل و رانی برای به‌دست آوردن نرخ پسروری تحلیلی، یک جریان محوری یک‌بعدی هوا درون لوله کربنی را مدل کردند. طبق عبارت به‌دست آمده، نرخ پسروری سوخت با پیش‌رفتن در محور لوله به‌صورت نمایی کاهش می‌یابد.

امونز (۱۹۵۳) یک حل برای احتراق لایه مرزی جریان اکسیدکننده گازی عبوری از روی سطح سوخت ارائه داد [۱۳]. نخستین رابطه معتبر برای نرخ پسروری توسط توسط مارکسمن، وولدریچ و مازی (۱۹۶۳) ارائه شد که به‌عنوان پایه‌ای برای کارهای سایر محققین بوده و تا به امروز نیز به‌وفور مورد استفاده قرار گرفته است [۱۶]. مارکسمن و گیلبرت [۱۵] و مارکسمن و

همکاران [۱۶] نیز به تفصیل در مورد تحلیل‌ها و آزمایش‌های خود به بحث پرداخته‌اند. براساس نظریه آنها، لایه شعله، لایه مرزی را به دو ناحیه تفکیک می‌کند. یک ناحیه بالای شعله، که در آن تغییرات سرعت و دما خلاف جهت هم هستند، و یک ناحیه زیر شعله، جایی که تغییرات سرعت و دما هم‌جهت هستند. ناحیه بالایی غنی از اکسیدکننده است، در حالی که ناحیه پایینی سوخت‌غنی است. شعله در جایی تشکیل می‌شود که غلظت سوخت و اکسیدکننده برای احتراق استوکیومتریک مناسب باشد.

در کنار تلاش‌های انجام‌شده برای تعیین نرخ پسروری سوخت جامد در موتور هیبریدی به‌صورت تحلیلی، که در بالا به برخی از آنها اشاره شد، تحقیقات گسترده‌ای نیز به‌صورت تجربی برای تعیین نرخ پسروری سوخت جامد در ترکیب‌های مختلف پیشرانه موتورهای هیبریدی صورت پذیرفته است.

گومز و همکاران (۲۰۱۰) آزمایش‌هایی با اکسیژن گازی و پلی‌اتیلن با جرم مولکولی بسیار بالا انجام دادند [۱۷]. هدف از این آزمایش‌ها بررسی اثر نوع پاشش اکسنده بر نرخ پسروری سوخت جامد بوده است. به‌همین منظور، آنها یک نوع انژکتور محوری و دو نوع انژکتور چرخشی متفاوت را بررسی کردند. با انجام شش آزمایش برای هر یک از انواع انژکتور، ضرایب تجربی نرخ پسروری و نرخ پسروری متوسط به‌دست آمده است. براساس آزمایش‌های صورت‌گرفته، ایجاد چرخش در جریان با قطر محفظه احتراق سبب افزایش نرخ پسروری متوسط سوخت جامد خواهد شد. در تحقیق دیگری، هیراتا و همکاران (۲۰۱۱) با استفاده از تکنیک پاشش چرخشی در مقاطع متعدد، سعی بر بهبود نرخ پسروری سوخت جامد در موتورهای هیبریدی داشتند [۱۸]. در این پژوهش، از اکسیژن گازی به‌عنوان اکسنده و پلی‌اتیلن با چگالی بالا و پارافین به‌عنوان سوخت استفاده شده است. آزمایش‌های آنها نشان داد که استفاده از تکنیک یادشده، نرخ پسروری را دو تا سه برابر برای پلی‌اتیلن و تا ده برابر برای پارافین بهبود می‌بخشد. کورتینگ و همکاران (۱۹۸۷) نیز آزمایش‌هایی برای تعیین نرخ پسروری پلی‌اتیلن و پلی‌متیل متاکریلات صورت دادند [۱۹]. در این آزمایش‌ها از اکسیژن گازی و ترکیب آن با نیتروژن به‌عنوان اکسنده استفاده شده است. آنها دریافتند که عواملی چون شار جرمی، هندسه، فشار محفظه احتراق و ترکیب اکسنده بر نرخ پسروری تأثیر گذارند. عامل فشار محفظه احتراق در فشارهای پایین مؤثرتر است. در پژوهش حاضر نیز، با انجام آزمایش‌ها و استفاده از

این رابطه را می‌توان به فرم عمومی ۵ نیز نوشت [۱۵].

$$r = aG^n x^m \quad (۵)$$

که در این رابطه، a ضریب نرخ پسروری سوخت و n و m نماهای نرخ پسروری سوخت هستند. همچنین رابطه ساده‌تری که برای نمایش نرخ پسروری سوخت جامد در موتورهای هیبریدی به‌کار می‌رود، به‌صورت ۶ می‌باشد.

$$r = aG_0^n \quad (۶)$$

در این رابطه، G_0 شار جرمی اکسنده عبوری از واحد سطح در پورت گرین است. رابطه ۷ فرم کلی‌تری از معادله نرخ پسروری را ارائه می‌دهد.

$$r = aG^n x^m p^o \quad (۷)$$

در طول پورت، دو عامل مؤثر رقیب و مکمل به نامهای لایه مرزی و شار جرمی، کنترل‌کننده میزان مصرف سوخت یا سوزش سوخت هستند. به‌طوری‌که با حرکت در طول موتور و افزایش آثار لایه مرزی نرخ پسروری کاهش و با افزایش شار جرمی در طول پورت نرخ پسروری افزایش می‌یابد. هدف اصلی از تحلیل نرخ پسروری تعیین رابطه میان نرخ پسروری و پارامترهای کنترل‌کننده‌ای است که به‌سادگی از نتایج آزمایشگاهی حاصل می‌شود. الگوهای رابطه به‌وسیله نقشه‌های نقطه‌چین و به‌کار بردن آنالیز رابطه برای دسته نقاط داده تهیه‌شده توسط تست‌های موتور تعیین می‌شود. ابتدا نرخ پسروری میانگین به‌شکل ۸ محاسبه می‌شود.

$$\bar{r} = \frac{\dot{m}_f}{\pi \left(\frac{D_i + D_f}{2} \right) L_p \rho_f} \quad (۸)$$

که در آن، L_p طول گرین و ρ_f دانسیته سوخت است. همچنین میانگین نرخ جریان جرمی سوخت است که از تقسیم جرم سوخت از دست رفته ΔM بر زمان سوزش، t_b تعیین می‌شود.

$$\dot{m}_f = \frac{\Delta M}{t_b} \quad (۹)$$

که در آن، $D = (D_0 + D_2)/2$ قطر پورت متوسط مکان - زمان است. به‌سادگی به‌عنوان میانگین حسابی قطرهای پورت اولیه، D_0 و نهایی، D_2 ، تعریف می‌شود. قطر نهایی به‌صورت ۱۰ به‌وسیله جرم سوخت سوخته‌شده تخمین زده می‌شود.

$$D_2 = \sqrt{D_0^2 + \frac{4 \Delta M}{\pi \rho_f L}} \quad (۱۰)$$

تخمین زمان سوزش شامل تعیین زمان پسروری سطح اولیه و زمان خاموشی وب در منحنی فشار - زمان است. در اینجا، نقطه

تکنیک کاهش داده‌های آزمایش، تأثیر عواملی چون شار جرمی، فشار محفظه احتراق و فاصله طولی از ابتدای گرین بر نرخ پسروری سوخت پلی‌اتیلن بررسی شده است. همچنین تأثیر استفاده از پیش‌محفظه احتراق بر عملکرد موتور هیبریدی مشاهده شده است. پاشش اکسنده در این آزمایش‌ها به شکل محوری و با اکسیژن گازی بوده است.

۲. روابط حاکم

بارتل و رانی بیان کردند که نفوذ اکسیژن به سطح سوخت، نرخ پسروری را کنترل می‌کند. رابطه نرخ پسروری به‌دست آمده از تحقیقات آنها به‌صورت زیر است [۱۲].

$$\rho_f r = \frac{1}{2} c_f G f_m \exp(-2c_f x/D) \quad (۱)$$

که در آن $\rho_f r$ نرخ پسروری جرمی سوخت بر واحد سطح، c_f ضریب اصطکاک روی سطح سوخت، G شار جرمی متوسط بالادست لوله، f_m نسبت سوخت به هوای واکنش، x فاصله از ابتدای لوله و D قطر داخلی لوله است. امونز [۱۳] یک حل برای احتراق لایه مرزی جریان اکسیدکننده گازی عبوری از روی سطح سوخت ارائه داد. وی یک ناحیه شعله آرام با ضخامت محدود در لایه مرزی فرض کرد و سپس با تبدیل معادلات بقای انرژی، ممتهم و اجزاء به شکل روابط بلازیوس و حل آن، رابطه ۲ را برای نرخ پسروری به‌دست آورد [۱۳].

$$\rho_f r = \rho_e u_e [0.18 + \log_{10}(B + 0.7)] / Re_x^{1/2} \quad (۲)$$

که در آن، B عدد دمش و $G = \rho_e u_e$ فلاکس جرمی است. با توجه به این عبارت، با فرض جریان آرام، $\rho_f r$ با $G^{0.5}$ متناسب است. رابطه کلی که مارکسمن و گیلبرت برای نرخ پسروری محلی سوخت جامد ارائه دادند به‌صورت زیر است [۱۵].

$$\rho_f r = CG Re_x^{-0.2} \left(\frac{St}{St_0} \right) \left(\frac{u_e}{u_{fl}} \right) [(h_{fl} - h_w) / \Delta H_{v,eff}] \quad (۳)$$

که در آن، C تابعی از عدد ماخ جریان اصلی، St عدد استانتون، St_0 عدد استانتون در نبود دمش برای جریان آشفته بالای یک صفحه تخت، u_e سرعت در لبه لایه مرزی، u_c سرعت شعله، h_{fl} انتالپی سکون در دمای شعله، h_w انتالپی در دیواره فاز گاز و $\Delta H_{v,eff}$ گرمای کل تبدیل به گاز هستند. با در نظر گرفتن یک سری فرضیات، رابطه نرخ پسروری ساده و مفیدی برای احتراق سوخت جامد هیبرید ارائه شده است [۱۵].

$$\rho_f r = 0.036 G B^{0.23} Re_x^{-0.2} \propto B^{0.23} G^{0.8} x^{-0.2} \quad (۴)$$

اطلاعات خروجی نرم افزار CEA [۲۰] از احتراق پیشرانۀ مورد آزمایش و با استفاده از روابط طراحی اولیه در مرجع [۲۱] انجام شده است. از اطلاعات منابع [۱۷] و [۱۹] به منظور تخمین اولیه‌ای برای نرخ بسرو سوخت استفاده شده است. خنک‌کاری موتور به وسیله پمپاژ آب از مخزن به طرف انتهای موتور انجام شده است. به این ترتیب، استحکام سازه موتور و به ویژه نازل آن در مقابل تنش‌های حرارتی در طول کارکرد تضمین گردیده و نازل از خطر سوختن مصون مانده است. همچنین دمای آب خروجی از اطراف موتور به وسیله حسگر دما اندازه‌گیری شده و فشار محفظه و تراست موتور به ترتیب توسط مبدل‌های خازنی (حسگر فشار) و نیروسنج ۵۰ کیلوگرمی اندازه‌گیری شده است. در شکل ۳ تصویر سکوی تست موتور نمایش داده شده است. در شکل ۴، نمایی از شیر برقی با تغذیه ۲۸ ولت جریان مستقیم، که در آزمایش‌ها استفاده شده نمایش داده شده است. سونیک نازل با قطر گلوگاهی ۱ میلی‌متر قبل از ورودی موتور بدان متصل شده بود.

۳-۱. سیستم داده‌برداری

تمام سیگنال‌ها به وسیله یک دستگاه داده‌برداری دریافت شده است که به وسیله نرم‌افزار نشان‌دهنده نمودار آزمایشگاهی ذخیره می‌شده است. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، از یک سیستم مدار تبدیل سیگنال آنالوگ به دیجیتال^۲ با سرعت ۱۵۰ کیلو نمونه بر ثانیه (۱۲ بیتی) استفاده شده است. داده‌های دریافتی از حسگرهای فشار، دما، نیروسنج و دیگر حسگرها (۳ کیلوهرتز) به صورت داده‌های نقطه به نقطه بر حسب زمان انجام تست ذخیره شده است.

عطف روی قسمت خیزش اولیه منحنی و روی قسمت نزولی پایانی به ترتیب زمان شروع و پایان عملکرد فرض شده است. شار جرمی میانگین زمان - مکان بر اساس قطر پورت میانگین تعریف می‌شود. با استفاده از رابطه ط ۱۱ شار جرمی میانگین اکسیژن محاسبه می‌شود.

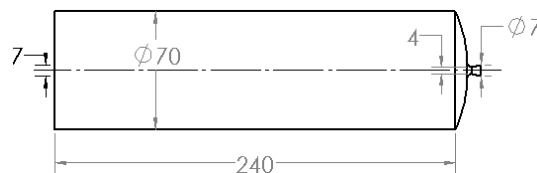
$$\bar{G}_{ox} = \frac{4\bar{m}_{ox}}{\pi \left(\frac{D_0 + D_2}{2}\right)^2} \quad (11)$$

نرخ جریان جرمی پیشرانۀ متوسط محاسبه شدند که جرم سوخت و اکسیژن استفاده شده را در نظر بگیرد.

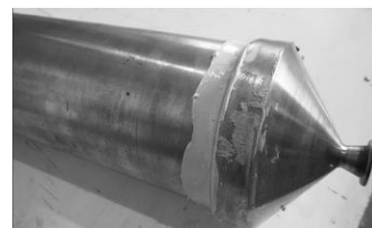
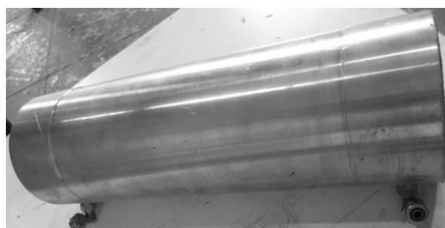
$$\bar{m} = \bar{m}_f + \bar{m}_{ox} \quad (12)$$

۳. آزمایشگاه

در شکل ۱، نمایی شماتیک از محفظه احتراق متقارن محوری، که برای تست‌های آزمایشگاهی استفاده شده، نمایش داده شده است. جنس بدنه موتور و نازل از فولادی آلیاژی است که قابلیت باز و بسته‌شدن آسان برای انجام تست‌های بسیاری را دارد. موتور به وسیله تکیه‌گاه‌هایی مهار شده و تنها در راستای محوری توسط یک سیستم ریل و واگن آزادی حرکت دارد. در این آزمایش‌ها، گرین‌های سوخت پلی‌اتیلن دانسیته بالا به صورت تک‌پورته استوانه‌ای ساده و با طول ۲۴۰ میلی‌متر استفاده شده است. سوخت به صورت کارتریجی در نظر گرفته می‌شود تا بتوان با این موتور چندین بار تست انجام داد. در شکل ۲ تصویری از ورودی و خروجی آب به داخل جداره موتور برای خنک‌کاری و همچنین اتصال نازل به موتور نمایش داده شده است. مشخصات مجموعه آزمایش در جدول ۱ ذکر شده است. طراحی موتور با توجه به



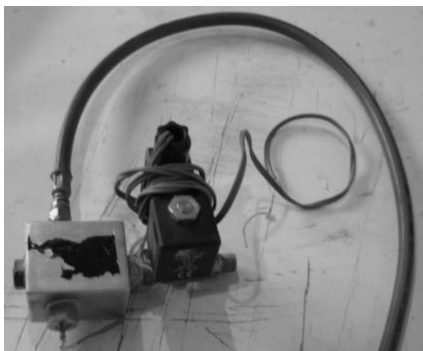
شکل ۱. طرح راکت موتور هیبریدی



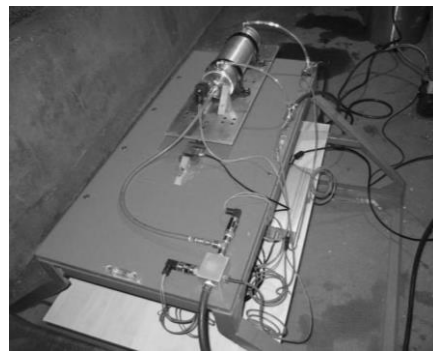
شکل ۲. نمایی از محفظه بیرونی و اتصال نازل به موتور و مسیر خنک‌کاری

جدول ۱. مشخصات موتور طراحی شده آزمایشگاهی

مقدار	کمیت
۷۰ میلی‌متر	قطر داخلی موتور
۴ میلی‌متر	قطر گلوگاه نازل
۷ میلی‌متر	قطر خروجی نازل
۲۴۰ میلی‌متر	طول موتور
۷ میلی‌متر	قطر انژکتور
۹۰۰ کیلوگرم بر مترمکعب	چگالی سوخت
۱۰ میلی‌متر	قطر اولیه پورت
۲۴۰ میلی‌متر	طول گرین
۷۰۰ کیلوگرم بر متر مکعب	چگالی اکسیژن



شکل ۴. نمایی از شیر برقی و سونیک نازل



شکل ۳. راکت موتور هیبریدی روی سکوی تست



شکل ۵. کارت داده برداری آنالوگ به دیجیتال

آزمایش‌های انجام‌شده به دلیل محدودیت‌های هزینه و زمان، امکان محاسبه خطای دقت با نتایج مناسب وجود ندارد. لذا خطای ابزار به‌عنوان خطای اندازه‌گیری مورد بررسی قرار می‌گیرد. در آزمایش‌های انجام‌شده دو متغیر فشار و نیرو به‌صورت مستقیم اندازه‌گیری شده‌اند. برای تحلیل خطای متغیرهای وابسته که با استفاده از روابطی از متغیرهای اندازه‌گیری شده به‌دست می‌آیند، خطای کلی به‌صورت مجموع خطای حاصل از هر یک از متغیرهای مؤثر بر آن و با رابطه ۱۴ محاسبه می‌شود. در مطالعه حاضر، متغیرهای دبی اکسند و سوخت، قطر نهایی و نرخ پسروی به‌صورت متغیرهای وابسته و با استفاده از روابطی که پیشتر به آنها اشاره شد محاسبه می‌شوند. در جدول ۲، آنالیز خطا و عدم

که در شکل ۶ اطلاعات به‌دست آمده از حسگرها توسط یک مدار الکترونیکی و نرم‌افزار مخصوص آن با استفاده از نرم‌افزار اکسل به‌صورت نمودارهای گرافیکی نمایش داده شده است.

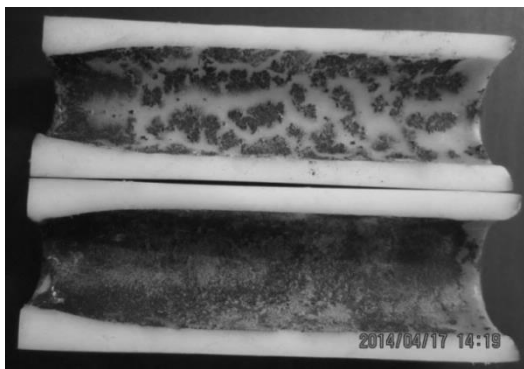
۲-۳. آنالیز خطا

در مطالعات تجربی و اندازه‌گیری یک متغیر در آزمایش، دو دسته خطا وجود دارد: یک دسته مربوط به خطای ابزار اندازه‌گیری متغیر مورد نظر (خطای بایاس، B_x) و دسته دیگر مربوط به خطا در روش اندازه‌گیری متغیر (خطای دقت، P_x). خطای کلی اندازه‌گیری متغیر مورد آزمایش به‌صورت مجذور مجموع مربع این دو خطا و با رابطه ۱۳ محاسبه می‌شود. با توجه به محدودبودن تعداد

است. در هر تست زمان آزمایش افزوده شد. به این ترتیب، دو هدف مهم تأمین شده است. اول آنکه شار جرمی میانگین تست‌ها با هم متفاوت بوده است. دوم اینکه با دانستن قطر محلی گرین در تست‌های قبلی و اختلاف زمان دو تست، نرخ پسروری محلی سوخت در طول نیز قابل محاسبه بوده است. در تست اول سوخت بدون داشتن پیش‌محفظه احتراق آزمایش شد. شکل ۸ برش عرضی از این سوخت را که با انژکتور جریان محوری تست شده نشان می‌دهد.



شکل ۷. موتور هیبریدی آزمایشگاهی در حال تست



شکل ۸. مقطع عرضی گرین با پس‌محفظه احتراق

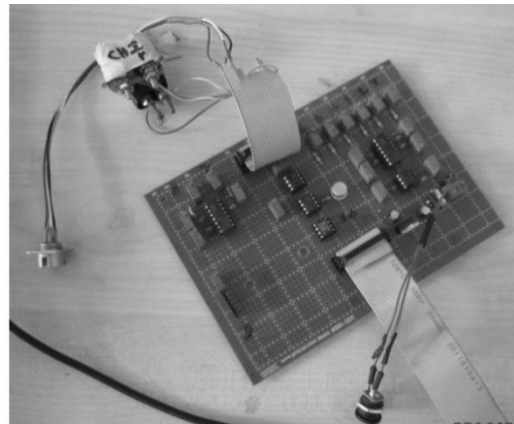
مشاهدات اولیه، پروفیل سوزش نامنظمی را در طول محور طولی نشان داد که نشان‌دهنده نرخ پسروری بیشتر در انتهای سوخت است. در این تست از پس‌محفظه احتراق^۴ استفاده شد. شکل ۹ نسبت قطر ثانویه به قطر اولیه در طول سوخت را نشان می‌دهد. با توجه به نتایج تست اول، در سایر تست‌ها از پیش‌محفظه احتراق استفاده شد تا اکسیژن گازی به شکل یکنواخت‌تری وارد پورت سوخت شود. در شکل ۱۰ تصویر پروفیل برش‌خورده سوخت پس از تست به همراه پروفیل قطر ثانویه به قطر اولیه برای مقایسه بهتر در طول نمایش داده شده است. قابل توجه آنکه ورودی انژکتور در سمت چپ قرار داشته است.

قطعیّت در اندازه‌گیری و محاسبه متغیرهای مورد استفاده در مطالعه حاضر ارائه شده است.

$$U_x = \sqrt{P_x^2 + B_x^2} \quad (۱۳)$$

$$Err_F = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left[\frac{\partial f}{\partial u_i} \Delta u_i \right]^2} \quad (۱۴)$$

$$F = f(u_1, u_2, \dots, u_n)$$



شکل ۶. مدار واسط داده‌برداری آنالوگ به دیجیتال

جدول ۲. عدم قطعیت متغیرها

متغیر	P	F	m_{ox}	m_f	D_2	\dot{r}
عدم قطعیت (درصد)	۰/۱۴	۰/۱۴	۰/۷۵	۰/۱	۰/۲۲	۰/۲۲

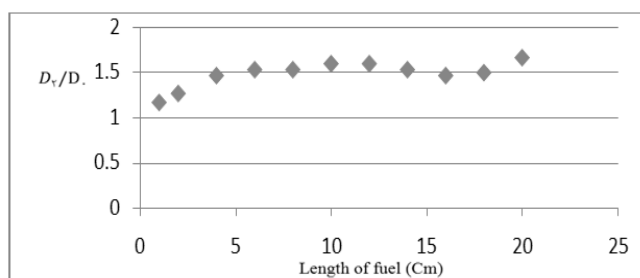
۴. نتایج آزمایش‌ها و بحث

در شکل ۷، تصویر موتور آزمایشگاهی در حال تست نمایش داده شده است. اکسیژن گازی به‌وسیله یک انژکتور محوری به قطر ۷ میلی‌متر به‌داخل محفظه احتراق تزریق شده است. عدد ماخ در قسمت خروجی تزریق‌کننده محوری تقریباً برابر با ۰/۳ بوده است. اشتعال به‌وسیله یک چاشنی پیروتکنیک انجام و موتور روشن شده است. در این بخش از آزمایش، گرین‌های سوخت پلی‌اتیلن دانسیته بالای تک‌پورته استوانه‌ای، به طول ۲۰۰ میلی‌متر، با پیش‌محفظه احتراق^۳ تست شدند. از قطر اولیه داخلی ۱۴ میلی‌متر به‌عنوان قطر مبنا برای آزمایش‌ها استفاده شد. پس از هر تست، گرین سوخت از موتور خارج و وزن آن ثبت شده است. پس از آن، سوخت برش داده شده و اندازه قطر در تعدادی از نقاط معین ثبت شده است. سپس، با استفاده از رابطه ۸ نرخ پسروری متوسط مکان - زمان محاسبه شده است. سه تست مذکور با شرایط اولیه یکسان انجام شده‌اند. تنها تفاوت تست‌ها در زمان تست بوده

(منحنی‌های فشار و تراست) در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ نمایش داده شده است.

در تست ۴، سوخت با قطر پورت اولیه ۱۴ میلی‌متر و طول ۱۹۰ میلی‌متر با شرایط مشابه تست ۳ و زمان تست حدود ۲۰ ثانیه بیشتر از تست ۳ انجام شده است. نتایج تست ۴ (منحنی‌های فشار و تراست) در شکل‌های ۲۰ و ۲۱ نمایش داده شده است. در تست ۵، سوخت با قطر پورت اولیه ۱۴ میلی‌متر و طول ۱۹۰ میلی‌متر و زمان تست حدود ۶۰ ثانیه انجام شده است. در این تست دبی اکسنده و در پی آن فشار محفظه احتراق نیز افزایش یافت. نتایج تست ۵ (منحنی‌های فشار و تراست) در شکل‌های ۲۲ و ۲۳ نشان داده شده است.

به منظور بررسی تکرارپذیری داده‌ها، منحنی فشار آزمایش‌های سوم و چهارم در شکل ۲۴ زیر با هم مقایسه شده‌اند. شرایط اولیه از قبیل دبی اکسیدکننده، دمای اولیه و قطر گرین سوخت اولیه برای هر دو آزمایش یکسان بوده است. مقایسه میان این دو منحنی نشان می‌دهد که نتایج دو آزمایش با دقت زیادی یکسان بوده و آزمایش‌ها از تکرارپذیری مناسبی برخوردار هستند. با استفاده از روابط ۸ تا ۱۳ و مقادیر به دست آمده از آزمایش‌ها، پارامترهای عملکردی موتور و همچنین نرخ پسروی متوسط مکان - زمان محاسبه شده و نتایج آن برای پنج آزمایش انجام شده در جدول ۳ آورده شده است.



شکل ۹. مقایسه نسبت قطرهای گرین با پس محفظه احتراق (تست ۱)

مقادیر نرخ پسروی و به کارگیری روش اشاره شده در مأخذ [۲۲]، جدول داده‌های تست تشکیل می‌شود (جدول ۵). با رسم نمودار تغییرات داده‌های نرخ پسروی بر حسب فاصله از ابتدای سوخت و برآزش معادله خط مشاهده می‌شود که عدد همبستگی بین دو پارامتر مکان طولی سوخت و نرخ پسروی ۰/۰۰۰۰۴ است و حاکی از تبعیت بسیار کم تابع نرخ پسروی از مکان طولی سوخت است (شکل ۲۵). به این ترتیب رابطه نرخ پسروی محلی تنها تابع دو

همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، پسروی در طول موتور با استفاده از پیش‌محفظه احتراق بسیار یکنواخت‌تر صورت گرفته است. لذا در ادامه آزمایش‌ها از این نوع پیکربندی موتور استفاده شد. شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ تصویر برش‌خورده سوخت در سومین، چهارمین و پنجمین تست انجام گرفته را نشان می‌دهد. همچنین مقایسه قطرهای ثانویه و اولیه در طول گرین، نشان داده شده است.

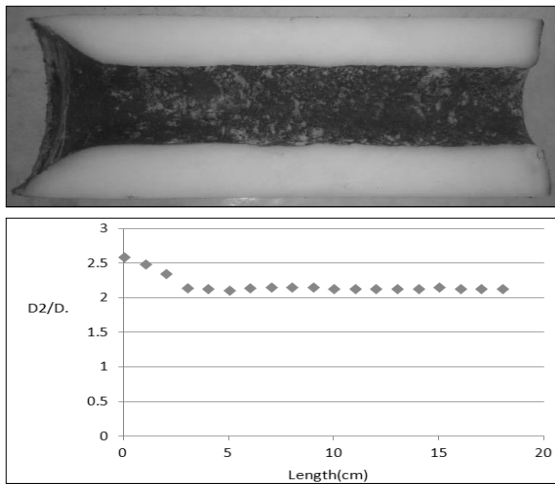
همان‌طور که مشاهده می‌شود، همانند تست دوم در این تست‌ها نیز سوخت به صورت یکنواخت در طول پسروی کرده است. به منظور تعیین رابطه نرخ پسروی مطابق رابطه ۷، نیاز است تا فشار محفظه احتراق و شار جرمی محاسبه شود. فشار متوسط محفظه احتراق تست ۱ و ۲ در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ نمایش داده شده است.

در تست اول، فشار محفظه احتراق در ابتدای تست به علت روشن کردن آتشزنه در لحظه اول رشد کرده و کاهش یافته و موتور با تأخیر زمانی کوتاهی روشن شده است. نمودارهای تراست - زمان تست ۱ و ۲ در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ نشان داده شده است. همان‌طور که توضیح داده شد، سه تست دیگر در زمان‌های ۲۰، ۴۰، ۶۰ ثانیه در اندازه‌های قطر اولیه پورت یکسان با حالت پیش محفظه احتراق و با طول ۱۹۰ میلی‌متر و پورت اولیه ۱۴ میلی‌متر با دانسیته ۹۵۵ کیلوگرم بر متر مکعب انجام شد. نتایج تست ۳

۵. نتیجه‌گیری

به منظور تحلیل آزمایش‌ها، نتایج تست‌های ۲ تا ۵ که با پیکربندی یکسان محفظه احتراق (استفاده از پیش‌محفظه احتراق) انجام شده‌اند، مورد تحلیل قرار می‌گیرد. با استفاده از اندازه‌گیری‌های صورت‌گرفته از برش سوخت پس از انجام آزمایش، نرخ پسروی محلی در طول سوخت محاسبه شده که در جدول ۴ آورده شده است. فاصله بین نقاط ۱ سانتی‌متر می‌باشد. با استفاده از این

با مقایسه روابط ۱۴ و ۱۵ مشاهده می‌شود که تابعیت نرخ پسروری محاسبه شده با فشار در تحقیق حاضر و [۱۹] یکسان است. همین‌طور با قراردادن ضرایب نرخ پسروری آن مرجع و مقایسه با مقادیر نرخ پسروری محلی حاصل از تست‌های انجام شده، مشاهده می‌شود که اختلاف اندکی میان آنها وجود دارد. این اختلاف به تفاوت تراکم پلی اتیلن در این دو تحقیق برمی‌گردد؛ زیرا سوخت مورد استفاده در تحقیق حاضر پلی اتیلن دانسیته بالا بوده که نرخ پسروری کمتری از پلی اتیلن‌های معمولی دارد.



شکل ۱۳. پروفیل سوخت پلی اتیلن در تست ۵

۶. جمع بندی

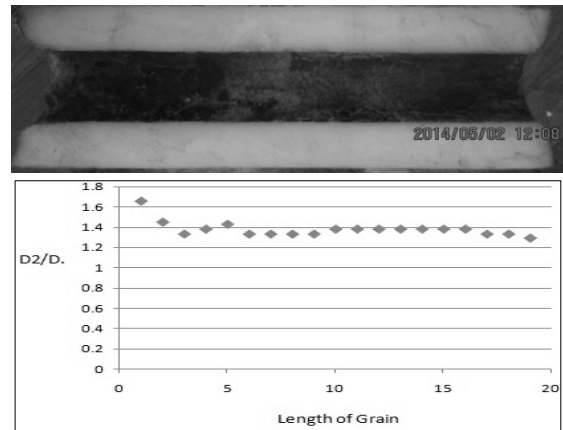
در این پژوهش، یک موتور هیبریدی با سوخت پلی اتیلن دانسیته بالا و اکسنده اکسیژن گازی آزمایش شده است. پاشش اکسنده در محفظه احتراق از طریق یک انژکتور محوری صورت گرفت. این آزمایش‌ها به منظور تعیین رابطه نرخ پسروری و وابستگی آن به پارامترهایی چون فاصله طولی از ابتدای سوخت، فشار محفظه احتراق و شار جرمی کلی عبوری از هر مقطع بوده است. آزمایش‌ها نشان داد که استفاده از پیش‌محفظه احتراق سبب یکنواختی نرخ پسروری در طول موتور خواهد شد؛ زیرا به دلیل وجود این محفظه، جریان اکسنده گازی ورودی به پورت سوخت فرصت کافی برای تبادل حرارت و انجام واکنش با سوخت در ابتدای گرین خواهد داشت. در این حالت، نرخ پسروری سوخت تا حدود زیادی مستقل از فاصله طولی از ابتدای گرین بود. با حذف این پارامتر رابطه نرخ پسروری سوخت برحسب فشار محفظه احتراق و شار جرمی کل عبوری از هر مقطع به دست آمد. برای محاسبه نرخ پسروری محلی سوخت، گرین‌های مشابه با زمان

پارامتر فشار و شار جرمی عبوری از هر مقطع خواهد بود. رابطه‌ای که برای نرخ پسروری محلی به دست می‌آید به شکل زیر است.

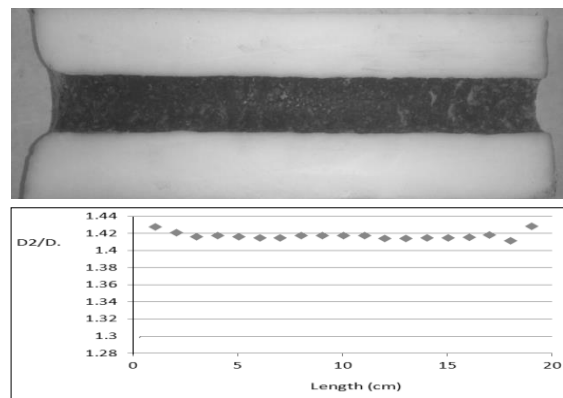
$$\dot{r} = 0.072457G^{0.106149}p^{0.239944} \quad (15)$$

مطابق آزمایش‌های کورتینگ و همکاران، نرخ پسروری برای سوخت پلی اتیلن و با طول گرین ۳۰ سانتی‌متر به صورت زیر گزارش شده است [۱۹].

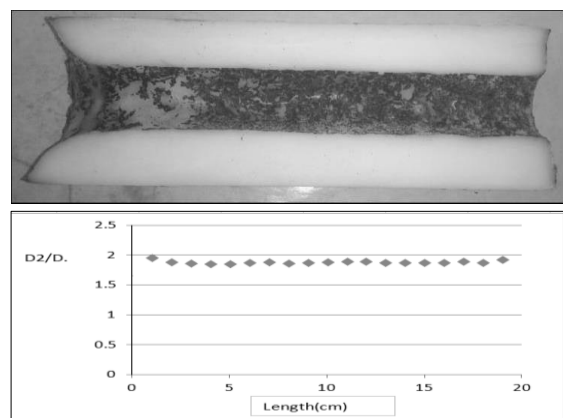
$$r = 0.063G^{0.35}p^{0.22} \quad (16)$$



شکل ۱۰. مقطع عرضی گرین با پیش‌محفظه احتراق (تست ۲)



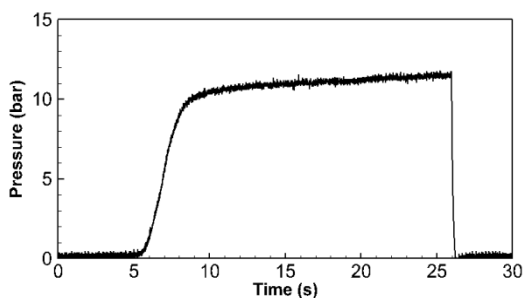
شکل ۱۱. پروفیل سوخت پلی اتیلن در تست ۳



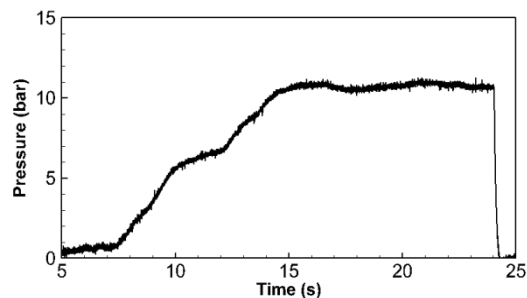
شکل ۱۲. پروفیل سوخت پلی اتیلن در تست ۴

وابسته است. علاوه بر اهداف مذکور در بالا، این آزمایش‌ها در راستای ایجاد مقادیر شاهد برای مقایسه با انژکتورهایی با پاشش چرخشی اکسند درون محفظه احتراق صورت پذیرفته است.

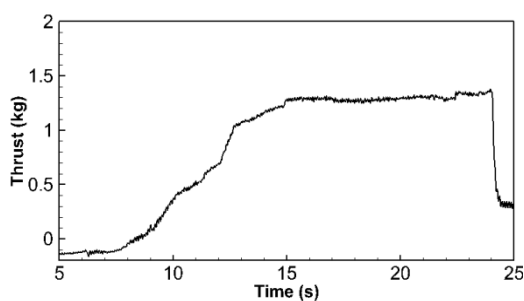
سوزش متفاوت آزمایش شدند. همان‌طور انتظار می‌رفت و پیشتر اشاره شد، مشاهده می‌شود که در فشارهای پایین آزمایش‌ها، نرخ پسروی سوخت علاوه بر شار جرمی به فشار محفظه احتراق نیز



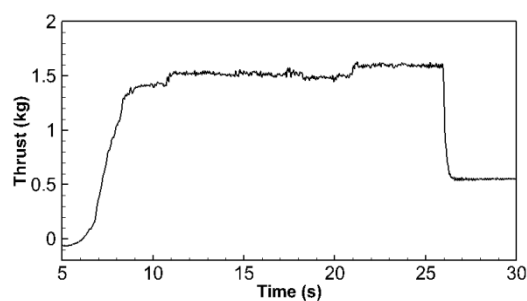
شکل ۱۵. منحنی فشار - زمان محفظه احتراق در تست ۲



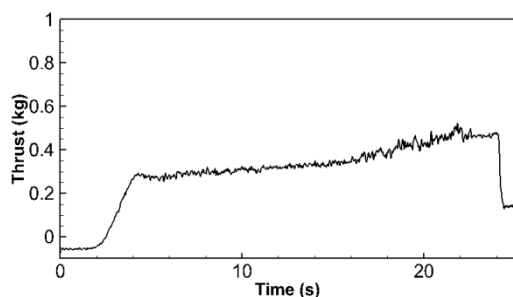
شکل ۱۴. منحنی فشار - زمان محفظه احتراق در تست ۱



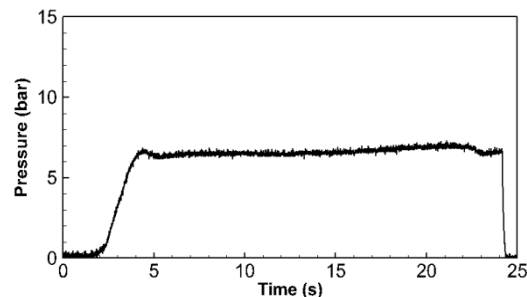
شکل ۱۷. منحنی تراست - زمان تست ۲



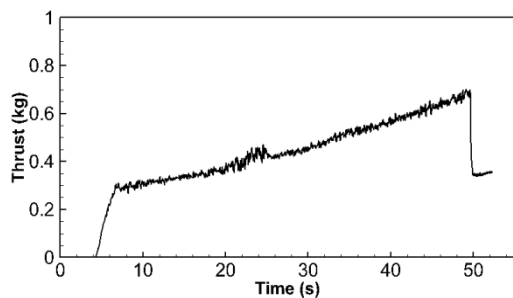
شکل ۱۶. منحنی تراست - زمان تست ۱



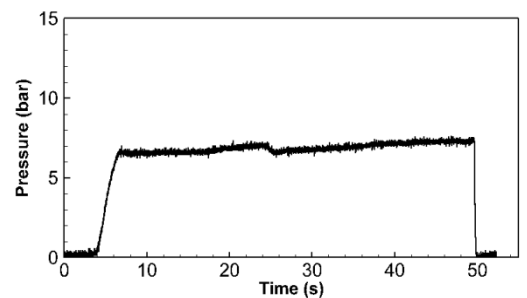
شکل ۱۹. منحنی تراست - زمان تست ۳



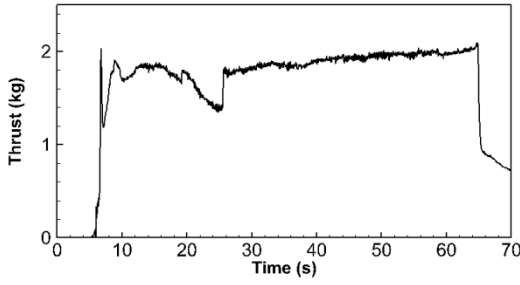
شکل ۱۸. منحنی فشار - زمان محفظه احتراق تست ۳



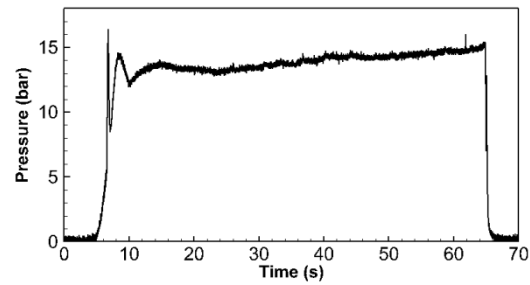
شکل ۲۱. منحنی تراست - زمان تست ۴



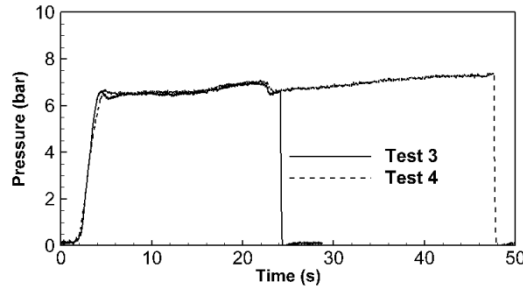
شکل ۲۰. منحنی فشار - زمان محفظه احتراق تست ۴



شکل ۲۳. منحنی تراست - زمان تست ۵



شکل ۲۲. منحنی فشار - زمان محفظه احتراق تست ۵



شکل ۲۴. تکرارپذیری آزمایش‌ها با مقایسه تست ۳ و ۴

جدول ۳. نتایج حاصل از آزمایش‌ها

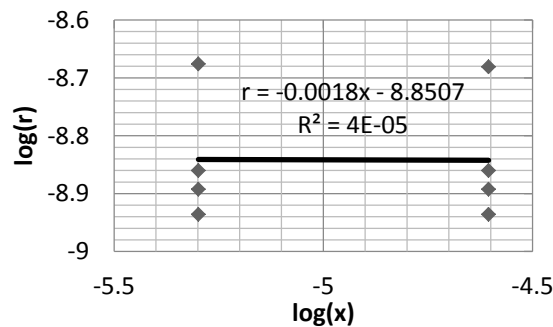
نتایج	D_i (mm)	m_0 (g)	P_{ch} (bar)	Thrust (N)	G_{ox} ($kg/m^2 \cdot sec$)	\dot{r} (mm/sec)	t_b (sec)
تست ۱	۱۴	۶۶۹	۱۰	۱۳	۲۵	۰/۳۲	۱۸
تست ۲	۲۴	۵۹۵	۱۱	۱۶	۱۰	۰/۲۱	۱۹
تست ۳	۱۴	۶۷۰	۶/۸۱	۶	۱۴/۵۱	۰/۲۵	۲۱/۴۹
تست ۴	۱۴	۶۷۰	۶/۴۷	۷	۱۱/۶۲	۰/۲۳	۴۴/۷۵
تست ۵	۱۴	۶۷۰	۱۳/۷	۲۰	۲۲/۳	۰/۲۱	۵۸/۹

جدول ۴. نتایج نرخ پسروری محلی در طول سوخت (میلی متر بر ثانیه)

نقطه	تست ۲	تست ۳	تست ۴	تست ۵
۱	۰/۱۸۴۲۱۱	۰/۱۴۸۹۰۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۶۵۵۳۵
۲	۰/۱۵۷۸۹۵	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۷۰۶۲۸
۳	۰/۱۵۷۸۹۵	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۷۰۶۲۸
۴	۰/۱۳۱۵۷۹	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۷۰۶۲۸
۵	۰/۱۳۱۵۷۹	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۷۰۶۲۸
۶	۰/۱۳۱۵۷۹	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۷۰۶۲۸
۷	۰/۱۳۱۵۷۹	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۷۰۶۲۸
۸	۰/۱۳۱۵۷۹	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۶۹۱۷۹
۹	۰/۱۳۱۵۷۹	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۶۹۱۷۹
۱۰	۰/۱۳۱۵۷۹	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۶۹۱۷۹
۱۱	۰/۱۵۷۸۹۵	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۷۱۰۵۳
۱۲	۰/۱۵۷۸۹۵	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۶۹۱۷۹
۱۳	۰/۱۵۷۸۹۵	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۴۱۸۹۹	۰/۱۷۱۴۷۷
۱۴	۰/۱۵۷۸۹۵	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۷۴۳	۰/۱۶۵۵۳۵
۱۵	۰/۱۰۵۲۶۳	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۴۰۷۸	۰/۱۶۹۱۷۹
۱۶	۰/۱۳۱۵۷۹	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۴۰۷۸	۰/۱۷۰۶۲۸
۱۷	۰/۱۵۷۸۹۵	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۶۳۱۳	۰/۱۷۴۰۲۴
۱۸	۰/۱۸۴۲۱۱	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۳۹۶۶۵	۰/۱۷۸۲۶۸
۱۹	۰/۲۱۰۵۲۶	۰/۱۴۱۹۲۶	۰/۱۴۵۲۵۱	-

جدول ۵. داده‌های تست

$\dot{r}(mm/s)$	$P(bar)$	$X(m)$	$G(g/cm^2.s)$	آزمایش
۰/۱۳۷۴۳	۶/۴۷	۰/۰۱	۵/۹۳۱۴۹۵	(I)
۰/۱۴۱۹۲۶	۶/۸۱	۰/۰۱	۷/۴۰۵۳۴۵	G
۰/۱۳۷۴۳	۶/۴۷	۰/۰۰۵	۵/۲۵۴۹۴۳	X
۰/۱۳۱۵۷۹	۱۱	۰/۰۱	۵/۲۵۸۲۰۶	P
۰/۱۴۱۹۲۶	۶/۸۱	۰/۰۰۵	۶/۶۵۹۵۴۱	Gx
۰/۱۶۹۷۷۹	۱۳/۷۴	۰/۰۱	۸/۱۵۶۰۳۳	Gp
۰/۱۳۱۵۷۹	۱۱	۰/۰۰۵	۴/۸۴۵۲۴۷	Xp
۰/۱۷۰۶۲۸	۱۳/۷۴	۰/۰۰۵	۷/۳۶۱۲۵۶	Gxp



شکل ۲۵. نمودار لگاریتمی تغییرات نرخ پسروی برحسب تغییرات طول

۷. مأخذ

- [1] J. P. Pitot de la Beaujardiere, M. J. Brooks, S. F. Chowdhury, B. Genevieve, L. W. Roberts, The Phoenix Hybrid Sounding Rocket Program: A Progress Report, Paper presented at the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, United States, April 11-14, 2011.
- [2] L. Casalino, D. Pastrone, Optimization of Hybrid Sounding Rockets for Hypersonic Testing, *Propulsion and Power*, vol. 28, 2012, pp. 405-411.
- [3] J. Lieh, E. Spahr, A. Behbahani, J. Hoying, Design of Hybrid Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles, Paper presented at the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, United States, April 11-14, 2011.
- [4] A. Mack, J. Steelant, FAST20XX: First Progress on European Future High-Altitude High-Speed Transport, Paper presented at the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, United States, April 11-14, 2011.
- [5] C. Guobiao, Z. Hao, R. Dalin, T. Hui, Optimal Design of Hybrid Rocket Motor Powered Vehicle for Suborbital Flight, *Aerospace Science and Technology*, vol. 25, 2011, pp. 114-124.
- [6] A. Karabeyoglu, J. Stevens, D. Geyzel, B. Cantwell, High Performance Hybrid Upper Stage Motor, Paper presented at the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, United States, July 31-August 3, 2011.
- [7] A. A. Chandler, B. J. Cantwell, G. S. Hubbard, Hybrid Propulsion for Solar System Exploration, Paper presented at the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, United States, July 31-August 3, 2011.
- [8] M. Smiley, V. Venno, R. Bell, Commercial Crew Development-Round One, Milestone 3: Overview of Sierra Nevada Corporation's Hybrid Motor Ground Test, Paper presented at the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion

- Conference & Exhibit, San Diego, United States, July 31-August 3, 2011.
- [9] R. D. Howard, Z. C. Krevor, T. Mosher, K. P. Scott, J. S. Voss, M. J. Sanchez, J. M. Curry, Dream Chaser Commercial Crewed Spacecraft Overview, Paper presented at the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, United States, April 11-14, 2011.
- [10] M. Grosse, A. Bettella, Use of Hybrid Rocket Technology for Submarine Emergency Deballasting, Paper presented at the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, United States, April 11-14, 2011.
- [11] P. Lemieux, W. R. Murray, Nitrous Oxide Cooled, Reusable Hybrid Aerospike Rocket Motor: Experimental Results, Paper presented at the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, United States, July 30-August 1, 2012.
- [12] H. R. Bartel, W. D. Rannie, Solid Fuel Combustion as Applied to Ramjets. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, 1946.
- [13] H. W. Emmons, *Film Combustion of a Liquid Fuel*, Cambridge: Harvard University, 1953.
- [14] T. J. Houser, M. V. Peck, Research in Hybrid Combustion, Paper presented at the Heterogeneous Combustion Conference, Palm Beach, United States, December 11-13, 1963.
- [15] G. A. Marxman, M. Gilbert, Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket, Paper presented at the Ninth International Symposium on Combustion, New York, United States, August 27-September 1, 1963.
- [16] G. A. Marxman, C. E. Wooldridge, R. J. Muzzy, Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion, Paper presented at the Heterogeneous Combustion Conference, Palm Beach, United States, December 11-13, 1963.
- [17] S. R. Gomes, L. Rocco Junior, J. A. F. F. Rocco, K. Iha, Gaseous Oxygen Injection Effects in Hybrid Labscale Rocket Motor Operations, Paper presented at the 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, United States, July 25-28, 2010.
- [18] Y. Hirata, S. Aso, T. Hayashida, R. Nakawatase, Y. Tani, K. Morishita, Improvement of Regression Rate and Combustion Efficiency of High Density Polyethylene Fuel and Paraffin Fuel of Hybrid Rockets With Multi-Section Swirl Injection Method, Paper presented at the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, United States, July 31-August 3, 2011.
- [19] P. A. O. G. Korting, H. F. R. Schoyer, Y. M. Timnat, Advanced Hybrid Rocket Motor Experiments, *Acta Astronautica*, vol. 15, 1987, pp. 97-104.
- [20] B. J. McBride, S. Gordon, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publications, 1994.
- [21] R. W. Humble, G. N. Henry, W. J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*, New York: McGraw-Hill, 1995.
- [22] H. Mahdavi, A. R. Mohammadi, M. M. Heydari, Measurement of Hybrid Motor Solid Fuel Regression Rate by Design of Experiment Technique, *Energetic Material*, vol. 44, 2013, pp. 19-26.

پی نوشت

-
1. Lab view
 2. A/D card
 3. pre-combustion chamber
 4. post-combustion chamber