

بررسی تجربی اثر اسپین بر نرخ سوزش پیشرانهای کامپوزیت دارای ذرات آلومینیوم

علیرضا محمدی (دکتر)

پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران

محمد فراهانی* (استادیار)

مسعود گودرز (کارشناس ارشد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف، (بهار ۱۳۹۹)
دوره ۳-۱، شماره ۱، ص. ۳۴-۲۹

این نوشتار به بررسی تجربی اثر شتاب بر نرخ سوزش یک پیشرانهای جامد کامپوزیتی بر پایه‌ی HTPB دارای ذرات آلومینیوم به عنوان یکی از عوامل تعیین‌کننده‌ی فشار محفظه می‌پردازد. برای انجام این منظور از یک سامانه‌ی گریز از مرکز استفاده خواهد شد. با انتخاب گرین درون‌سوز، بردار شتاب در زمان سوزش همواره عمود بر سطح پیشرانه اعمال شد. در این آزمایش‌ها فشار محفظه از 30° تا 80° بار و شتاب نیز از $2g$ تا $6g$ تغییر کرد. متغیر قابل اندازه‌گیری فشار محفظه‌ی احتراق بوده که برای ارتباط آن به نرخ سوزش از کد تحلیل صفر بعدی استفاده شد. در آزمایش‌هایی با شتاب کم‌تر از $5g$ نرخ سوزش تغییر محسوسی نداشته، اما در آزمایش‌هایی که شتاب در بازه $3g$ تا $6g$ قرار گرفته نرخ سوزش از مقدار پایه شروع شده و در انتهای سوزش به $1/5$ برابر مقدار پایه‌اش می‌رسد.

واژگان کلیدی: شتاب، نرخ سوزش، موتور سوخت جامد، پیشرانهای کامپوزیت.

mohama_a@yahoo.com
mfarahani@sharif.edu
mgoodarz202@gmail.com

۱. مقدمه

تاکنون مطالعات متنوعی برای بررسی اثر دوران بر میدان فشار محفظه‌ی احتراق موتورهای سوخت جامد انجام شده است. برخی از موتورهای سوخت جامدی که عملکرد آن‌ها در شرایط دورانی انجام می‌شود، تغییرات فشار متفاوتی نسبت به شرایط استاتیک دارند. این تغییرات فشار را می‌توان ناشی از کاهش دبی جریان خروجی از نازل یا تغییر نرخ سوزش پیشرانه - که در اثر اعمال شتاب گریز از مرکز بر سطح پیشرانه رخ می‌دهد - دانست. نیروی گریز از مرکز همچنین می‌تواند باعث افزایش شدید کرنش پیشرانه و در نتیجه ایجاد ترک در سطح دورنی پیشرانه شود. میجر^۱ و نورتون^۲ پدیده‌ی اول را به صورت تحلیلی و تجربی بررسی کردند و نشان دادند در شرایطی که سرعت مماسی محصولات احتراق در سطح پیشرانه افزایش یابد و برابر درصد کمی از سرعت صوت محفظه‌ی احتراق شود، دبی جرمی خروجی از گویبی نازل کاهش می‌یابد.^[۱۳] (لازم به ذکر است که در شرایط اسپین برخلاف جریان گردابه‌ی^۳ سرعت زوایه‌ی جریان و بدنه یکی است) بنابراین در موتورهای سوخت جامد که دمای محصولات احتراق و ثابت گاز نسبتاً بالاست، اثر این پدیده در سرعت‌های دورانی بسیار بالا مشاهده می‌شود که نهایتاً منجر به افزایش فشار و نرخ سوزش خواهد شد.

۱.۱. تبیین فیزیکی مسئله

در این نوشتار، اثر شتاب گریز از مرکز عمود بر سطح گرین - که در اثر دوران موتور حول محور طولی ایجاد می‌شود - بر نرخ سوزش یک پیشرانهای کامپوزیتی حاوی آلومینیوم بررسی شده است. تاکنون مدل‌هایی برای تشریح سازوکار حاکم و پیش‌بینی تغییرات نرخ سوزش پیشرانه‌های کامپوزیتی در میدان شتاب ارائه شده است.^[۹-۶] در مطالعات مربوط به پیشرانه‌های حاوی ذرات فلزی، ازدیاد نرخ سوزش پیشرانه این‌گونه توجیه می‌شود که ذرات آلومینیوم تحت تأثیر میدان شتاب در نزدیکی سطح پیشرانه باقی می‌مانند و در اثر افزایش انتقال حرارت از این ذرات به پیشرانه، نرخ سوزش افزایش می‌یابد. وجود حفره و ذرات آلومینیوم به هم چسبیده در چنین شرایطی در برخی مطالعات مشاهده و بررسی شده است.^[۱۴] همچنین در مطالعات تجربی مشاهده شد که در آغاز روشن شدن پیشرانه در میدان شتاب ثابت، ابتدا نرخ سوزش از مقدار

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۷/۱۰/۱۳۹۷، اصلاحیه ۲۲/۴/۱۳۹۸، پذیرش ۲۶/۶/۱۳۹۸.

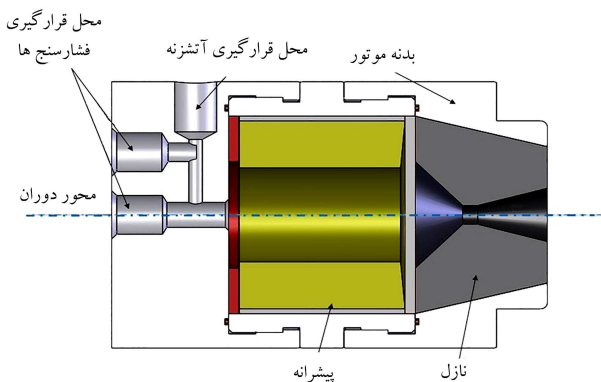
DOI:10.24200/J40.2019.52415.1494

HTPB^۴ حاوی ذرات آلومینیوم برای شناسایی میزان حساسیت نرخ سوزش به میدان شتاب و یافتن آستانه‌ی پایین پارامتر شتاب کاهیده توضیح داده شده و از مدل یکپارچه برای ارائه‌ی نتایج استفاده شده است. از آنجا که اثر شتاب گریز از مرکز بر نرخ سوزش کاملاً به اجزای پیشرانه وابسته است، بررسی میزان تغییرات نرخ سوزش به صورت تجربی برای هر پیشرانه ضرورت دارد. این نتایج کاملاً وابسته به نوع پیشرانه بوده و نگارندگان هیچ پژوهش آزمایشگاهی در این زمینه، که با پیشرانه‌ی مشابه یا پیشرانه‌ی دیگری انجام شده باشد، در کشور سراغ ندارند.

۲. طراحی آزمایش و تجهیزات لازم

به منظور اندازه‌گیری نرخ سوزش در این پژوهش از یک موتور کوچک آزمایشگاهی استفاده شد. برای ایجاد میدان شتاب یکنواخت در سطح در حال سوزش پیشرانه، گرین درون سوز با پورت استوانه‌یی انتخاب شد. در این حالت موتور باید حول محور طولی خود دوران داشته باشد. از آنجا که سرعت مماسی متناسب با سرعت دورانی است و شتاب گریز از مرکز با مربع سرعت دورانی رابطه‌ی خطی دارد، قطر خارجی گرین تا حد ممکن کوچک انتخاب شد تا اثر سرعت مماسی بر افزایش فشار کمیته شود و شتاب‌های بالا با افزایش سرعت دورانی به دست آید. بدین ترتیب از گرینی که پس از تراشکاری دارای قطر داخلی ۳۰ میلی‌متر، قطر خارجی ۶۰ میلی‌متر و طول ۵۲ میلی‌متر باشد، استفاده شد. برای این که تغییرات سطح سوزش با پسروی گرین (در شرایط بدون شتاب) کمیته شود، یکی از سطوح جانبی گرین (سمت سر موتور) با چسب سیلیکون عایق شد. در شرایط توضیح داده شده، بردار شتاب در زمان سوزش موتور همواره عمود بر سطح سوزش درونی است، اما میزان شتاب با پسروی گرین افزایش می‌یابد که مقدار آن در هر لحظه در تحلیل‌ها لحاظ شده است. همچنین بردار شتاب موازی سطح سوزش جانبی (سمت انتهای موتور) است؛ لذا اثری در نرخ سوزش این سطح ندارد و افزایش فشار تنها ناشی از افزایش نرخ سوزش در سطح سوزش درونی خواهد بود. با استفاده از این نوع گرین در هر آزمون، بازه وسیعی از شتاب‌ها به دست آمده است. بدنه‌ی موتور از یک استوانه‌ی فلزی، یک عدسی فلزی در سر موتور (محل قرارگیری آتش‌زنه و فشارسنج‌ها) و یک عدسی در انتهای موتور (محل قرار گرفتن نازل) تشکیل شده است. نازل این موتور به طور یکپارچه از جنس گرافیت ساخته شده است. از سه قطر گلوبی ۰.۶، ۰.۵ و ۰.۷ میلی‌متری برای دست‌یابی به فشارهای مختلف استفاده شده است. نمای برش خورده‌ی موتور در شکل ۱ ارائه شده است.

برای دوران موتور از یک موتور الکتریکی AC سه‌فاز با توان ۱٫۵ کیلووات



شکل ۱. نمای برش خورده‌ی موتور اندازه‌گیری نرخ سوزش.

پایه (بدون حضور میدان شتاب) شروع به افزایش می‌کند و پس از رسیدن به مقدار بیشینه، کاهش می‌یابد و در نهایت به مقداری پایا - که بزرگ‌تر از مقدار پایه‌ی نرخ سوزش است - می‌رسد. این رفتار گذرا در نرخ سوزش به تغییر شکل ذرات فلزی برجای مانده در نزدیکی سطح پیشرانه نسبت داده شده است؛ بدین ترتیب که این ذرات فلزی در آغاز روشن شدن موتور شبه‌کروی هستند و انتقال حرارت آن‌ها باعث افزایش نرخ سوزش می‌شود؛ سپس به واسطه‌ی تجمع این ذرات فلزی، جرم و قطر آن‌ها نیز افزایش می‌یابد و به علت افزایش نیروی پسی ناشی از جریان محصولات احتراق، فاصله‌ی ذرات از سطح پیشرانه نیز افزایش می‌یابد که نهایتاً منجر به کاهش انتقال حرارت شده و مقدار نرخ سوزش بیشینه پشت سر گذاشته می‌شود. در نهایت این توده‌های فلزی به شکل مسطح در می‌آیند که خصوصیات فاز شبه پایا را تعیین می‌کنند.^[۱۲،۱۱] مطالعات انجام شده نشان می‌دهد که میزان نرخ سوزش در میدان شتاب (\dot{r}_g) در پیشرانه‌های حاوی ذرات آلومینیوم عمده‌تاً تابع شتاب (a_g)، مقدار نرخ سوزش پایه (\dot{r}_0)، زاویه‌ی بین بردار شتاب و سطح سوزش،^[۱۳] فشار محفظه‌ی احتراق (p_c) و ترکیب پیشرانه (شامل درصد جرمی و ابعاد آلومینیوم و اکسئید، نوع بایندر و سایر افزودنی‌های پیشرانه) است.^[۱۵،۱۴] آگاهی دقیق از رابطه‌ی بین ازدیاد نرخ سوزش و متغیرهای فوق در موتورهایی که از هندسه‌های غیر استوانه‌یی (مانند گرین ستاره) بهره می‌برند از اهمیت بالایی برخوردار است.^[۱۶]

در پیشرانه‌های فاقد ذرات فلزی، سازوکار دیگری باعث افزایش نرخ سوزش در میدان شتاب می‌شود. افزایش نرخ سوزش گاه به افزایش انتقال حرارت ناشی از ذرات آمونیم پرکلرات در حال سوزش که در اثر میدان شتاب در نزدیکی سطح پیشرانه باقی مانده‌اند^[۱۷] و در برخی موارد به متراکم شدن فازگازی ناحیه‌ی احتراق در اثر شتاب نسبت داده شده است.^[۱۸] بدین منظور شبیه‌سازی عددی سوزش یک پیشرانه‌ی کامپوزیتی فاقد آلومینیوم در میدان شتاب نیز بررسی شده است.^[۱۹] با توجه به تفاوتی که در سازوکار حاکم بر افزایش نرخ سوزش در پیشرانه‌های کامپوزیتی وجود دارد، پیشرانه‌های حاوی ذرات فلزی حساسیت بسیار بیشتری به شتاب دارند و نرخ سوزش در شتاب‌های پایین‌تر شروع به افزایش می‌کند.

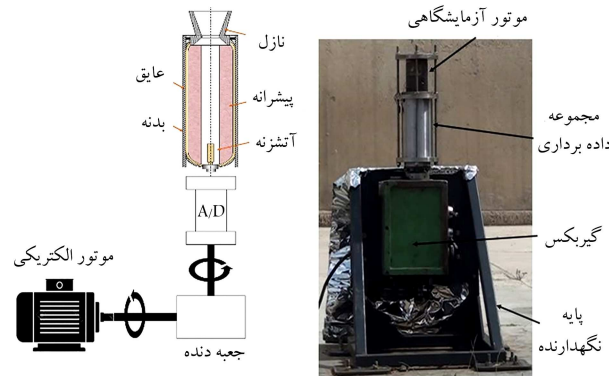
۲.۱. مدل‌سازی اثر شتاب بر نرخ سوزش

یکی از مدل‌های شناخته شده که توسط کرو^[۲۰] برای پیشرانه‌های حاوی ذرات فلزی ارائه شده، مدل یکپارچه است که در آن نسبت ازدیاد نرخ سوزش (نسبت نرخ سوزش در میدان شتاب به نرخ سوزش پایه \dot{r}_g/\dot{r}_0) به صورت تابعی از یک دسته از متغیرهای بالستیکی به نام پارامتر شتاب ارائه شده است. کرو با ساده‌سازی‌هایی که برای حالت شبه پایا انجام داد، توانست رابطه‌ی خطی بین نسبت ازدیاد نرخ سوزش و دسته‌یی از متغیرهای بالستیکی به نام پارامتر شتاب کاهیده (B_r)^۵ بیان کند که در آن $B_r = (p_c a_g)^{1/5} / \dot{r}_0$ است. بر مبنای مدل کرو، پارامتر شتاب کاهیده دارای یک آستانه‌ی پایین است که تا قبل از آن، میدان شتاب هیچ تأثیری بر نرخ سوزش نمی‌گذارد، اما اگر مقدار پارامتر شتاب کاهیده از این حد بیشتر شود، نسبت ازدیاد نرخ سوزش تقریباً به صورت خطی با پارامتر شتاب کاهیده تغییر می‌کند. بدین ترتیب کرو توانست ثوابت تجربی رابطه‌ی بین نسبت ازدیاد نرخ سوزش و پارامتر شتاب کاهیده را برای نتایج چند آزمایش - که با پیشرانه‌های تولید شده بر مبنای PBAA^۶ و PBAN^۷ که حاوی آلومینیوم نیز بودند - استخراج کند. طبق مدل یکپارچه، برای سایر سوخت‌های کامپوزیت نیز همین رابطه با ثوابت تجربی دیگری قابل اعمال است.

در این نوشتار آزمایش‌های انجام شده روی پیشرانه‌ی کامپوزیت بر پایه‌ی

جدول ۱. برنامه آزمون‌ها در شرایط دوران.

شماره آزمون	قطر گلولی (mm)	سرعت دورانی (RPM)	بازه شتاب (g)
۱-۳	۶	۰	۰
۴-۶	۶	۳۷۵	۲-۵
۷-۹	۷	۳۷۵	۲-۵
۱۰-۱۲	۷	۱۳۲۵	۳۰-۵۹
۱۳-۱۵	۶٫۵	۱۳۲۵	۳۰-۵۹
۱۶-۱۸	۶	۱۳۲۵	۳۰-۵۹
۱۹-۲۱	۷	۸۰۰	۱۱-۲۲
۲۲-۲۴	۶٫۵	۸۰۰	۱۱-۲۲
۲۵-۲۷	۶	۸۰۰	۱۱-۲۲



شکل ۲. طرح مفهومی سامانه‌ی آزمون اسپین (سمت چپ) و سامانه‌ی ساخته شده (سمت راست).

شده است. الگوریتم این کد که بر مبنای بقای جرم توسعه یافته است، بدین ترتیب که دبی جرمی خروجی از محفظه‌ی احتراق با توجه به شرایط صوتی گلولی قابل محاسبه است. با توجه به این‌که شیب تغییرات فشار در حین عملکرد موتور شدید نیست، شرایط شبه دائم در محفظه برقرار است و می‌توان از تغییرات جرم داخل محفظه در هر لحظه در مقایسه با دبی خروجی از نازل صرف نظر کرد و مقدار دبی ورودی به محفظه را برابر دبی خروجی از نازل در نظر گرفت. دبی جرمی ورودی به محفظه شامل دبی ورودی از سطح درونی گرین استوانه‌ی و سطح جانبی آن است. از آن‌جا که بردار شتاب موازی سطح جانبی گرین است، اثری بر نرخ سوزش آن ندارد؛ بنابراین مقدار دبی جرمی سطح جانبی (با توجه به مشخص بودن رابطه نرخ سوزش پایه با فشار) قابل محاسبه است. بنابراین مقدار دبی جرمی سطح درونی گرین به دست می‌آید که با توجه به مشخص بودن سطح سوزش درونی در هر لحظه، نرخ سوزش سطح درونی محاسبه می‌شود. با توجه به این‌که در زمان عملکرد موتور، بزرگی میدان شتاب در سطح سوزش درونی پیش‌رانه پیوسته افزایش می‌یابد، نرخ سوزش نیز باید به‌صورت لحظه‌ی محاسبه شود؛ لذا در تحلیل نتایج باید از این کد استفاده کرد.

پیش از ارائه نتایج مربوط به نرخ سوزش، باید اثر کاهش دبی خروجی از نازل (ناشی از جریان گردابه‌ی حاصل از دوران) بر افزایش فشار بررسی شود. همان‌طور که در مرجع [۱] بیان شده است، اثر کاهش دبی خروجی از نازل تنها زمانی نمایان می‌شود که نسبت سرعت مماسی دبی ورودی به محفظه‌ی احتراق برابر درصد کمی از سرعت صوت موضعی باشد. در بدترین شرایط آزمون‌های پژوهش حاضر (بیشترین سرعت دورانی و انتهای زمان سوزش که شعاع درونی گرین به بیشینه خود می‌رسد)، سرعت مماسی دبی ورودی به محفظه کم‌تر از ۴/۰ درصد سرعت صوت در آن ناحیه است که مقدار بسیار اندکی است و می‌توان از اثر این پدیده بر افزایش فشار صرف نظر کرد و افزایش فشار را به افزایش نرخ سوزش سطح درونی پیش‌رانه نسبت داد.

در تمام آزمون‌های انجام شده، نتایج هر دو حسگر فشار انطباق مناسبی بر یکدیگر داشتند. پیش از ارائه نتایج آزمون‌های شرایط دورانی، ابتدا در شکل ۳ فشار آزمون موتور در شرایط استاتیک ارائه شده است. مشاهده می‌شود که با پسروی گرین و افزایش شعاع داخلی آن، فشار موتور ابتدا روندی صعودی داشته اما نهایتاً کاهش سطح سوزش ناشی از پسروی سطح جانبی (انتهای موتور) بر افزایش سطح داخلی گرین غلبه کرده و منجر به تعدیل و کاهش فشار موتور می‌شود.

نتایج مربوط به آزمون سه پیش‌رانه ۱۹ تا ۲۱ در شکل ۴ ارائه شده است که

و سرعت دورانی 150° دور بر دقیقه به‌عنوان سامانه‌ی تأمین توان استفاده شد. از یک گیربکس به منظور فراهم آوردن سرعت‌های دورانی ۳۷۵، 800° و ۱۳۲۵ دور بر دقیقه در سامانه‌ی آزمون استفاده شد (شکل ۲). استفاده از ساختار مزبور باعث می‌شود تا تراست موتور تغییری در سرعت دورانی ایجاد نکند. همچنین موتور به‌صورت عمودی روی سامانه‌ی آزمون قرار می‌گیرد تا اثر شتاب گرانش زمین باعث بروز خطا نشود.

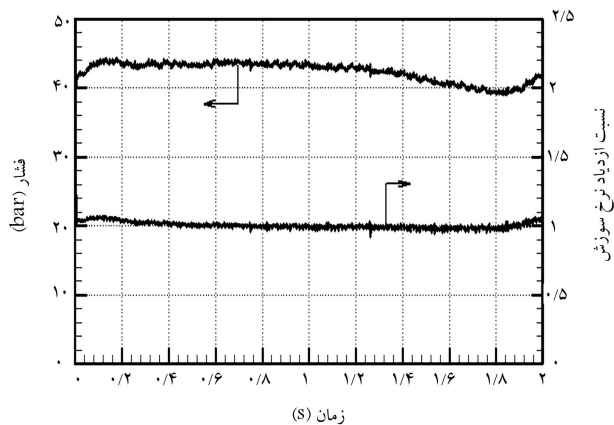
متغیر قابل اندازه‌گیری در این آزمون‌ها، فشار موتور است. به‌منظور اندازه‌گیری فشار از دو حسگر در سر موتور استفاده شده است. با توجه به امکان بروز اختلال ناشی از دوران در عملکرد حسگر، این حسگرها در راستای محور دوران قرار گرفتند. به منظور کمینه‌سازی اثر شتاب دورانی بر حسگرها، یکی از حسگرها در محور دوران قرار گرفته و حسگر دیگر با کم‌ترین فاصله از آن روی موتور نصب شده است. پیش از انجام آزمون‌های موتور آزمایشگاهی، اثر دوران بر عملکرد سه حسگر از شرکت‌های مختلف شامل BD، TML و Sensys بررسی شد. نتایج این بررسی نشان داد که دو حسگر BD و TML در شرایط دورانی دچار خطا می‌شوند، درحالی‌که هیچ اختلالی در عملکرد حسگر Sensys وجود نداشت، به همین دلیل از دو حسگر Sensys در سر موتور استفاده شد.

از آن‌جا که موتور پس از رسیدن به دور نامی خود باید روشن شود، از یک آتش‌زنی دارای کنترل استفاده شده است. با توجه به دوران حسگرها همراه موتور، مجموعه‌ی داده‌برداری و باتری در یک استوانه‌ی فلزی قرار گرفته و در فاصله‌ی بین جعبه دنده و موتور قرار داده شد. مجموعه‌ی داده‌برداری دارای ۸ کانال با دقت ۱۶ بیت و نرخ داده‌برداری ۸ کیلو بایت بر ثانیه است.

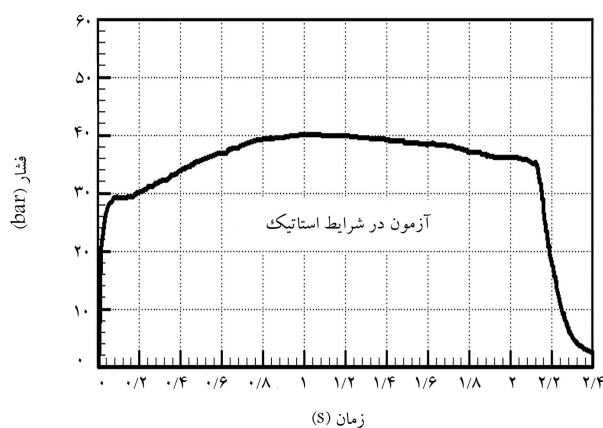
در انجام آزمون‌ها از پیش‌رانه‌ی کامپوزیتی بر پایه‌ی HTPB حاوی ۱۸ درصد آلومینیوم (با قطر متوسط $60 \mu m$) و ۷۰ درصد آمونیوم پراکلرات استفاده شده است. به‌منظور انجام آزمون‌ها در بازه وسیعی از شتاب‌ها، آزمون‌ها در سرعت‌های دورانی ۳۷۵، 800° و ۱۳۲۵ دور بر دقیقه انجام شد. در هر سرعت دورانی نیز از سه گلولی برای دست‌یابی به فشارهای مختلف استفاده شد. به منظور بررسی تکرارپذیری، در هر شرایط سه آزمون انجام شده است. بدین ترتیب برنامه‌ی آزمون مطابق جدول ۱ است.

۳. نتایج و بحث

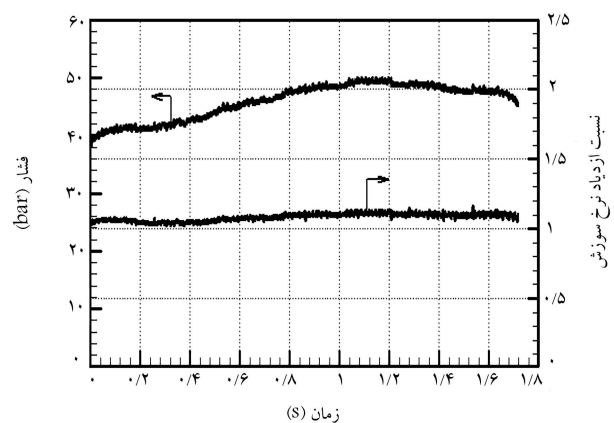
به منظور اندازه‌گیری نرخ سوزش در هر آزمون از یک کد تحلیل صفر بعدی استفاده



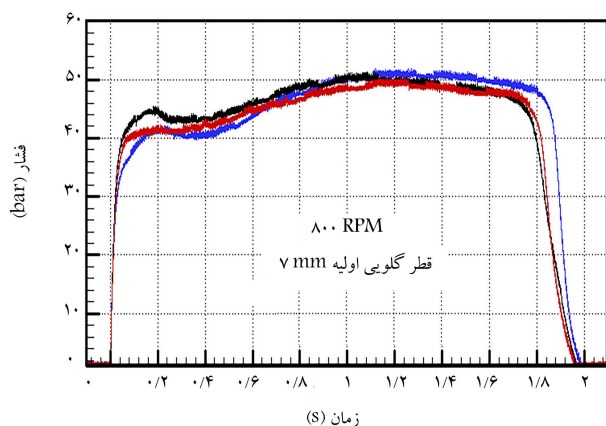
شکل ۵. نسبت ازدیاد نرخ سوزش محاسبه شده، سرعت دورانی ۳۷۵ دور بر دقیقه، آزمون ۵.



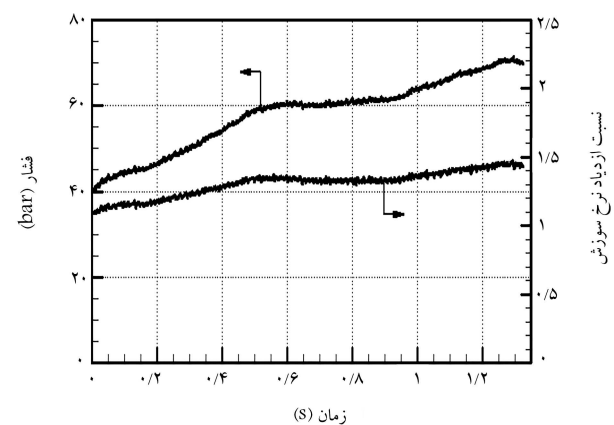
شکل ۳. تغییرات فشار موتور با زمان، در شرایط استاتیک.



شکل ۶. نسبت ازدیاد نرخ سوزش محاسبه شده، سرعت دورانی ۸۰۰ دور بر دقیقه، آزمون ۲۰.



شکل ۴. بررسی تکرارپذیری نتایج آزمون در شرایط دورانی، آزمون‌های ۱۹ الی ۲۱.



شکل ۷. نسبت ازدیاد نرخ سوزش محاسبه شده، سرعت دورانی ۱۳۲۵ دور بر دقیقه، آزمون ۱۴.

افزایشی خود ادامه می‌دهد و نهایتاً نرخ سوزش ۵۰ درصد نسبت به مقدار پایه افزایش می‌یابد. این نحوه تغییرات نرخ سوزش با توجه به پدیده گذرای ازدیاد نرخ سوزش قابل توجیه است، بدین ترتیب که در ابتدای روشن شدن موتور نرخ سوزش و میدان شتاب پیوسته افزایش می‌یابد، بنابراین شیب تغییرات نرخ سوزش در این بازه نسبتاً زیاد است. سپس نرخ سوزش به مقدار بیشینه خود می‌رسد

نشان‌گر تکرارپذیری نتایج است. با توجه به این‌که گلولی نازل از جنس گرافیت است در فشارهای بالا سایش بیشتری دارند، به همین دلیل در آزمون‌هایی که با سرعت دورانی بالا و گلولی کوچکتر (فشار بالاتر) انجام شده‌اند، سایش گلولی نسبتاً زیاد است. با توجه به اندازه‌گیری قطر گلولی قبل و بعد از هر آزمون، مقدار سایش گلولی در تحلیل‌ها در نظر گرفته شده است.

به کمک کد صفر بعدی ارائه شده، نسبت افزایش نرخ سوزش برای سرعت‌های دورانی مختلف به دست آمد. در شکل ۵ این مقدار برای آزمون انجام شده در سرعت دورانی ۳۷۵ دور بر دقیقه ارائه شده است که نشان‌گر عدم تغییر نرخ سوزش در این شرایط است. با توجه به این‌که در این سرعت دورانی مقدار شتاب کم‌تر از ۵g است، به دست آمدن این نتایج مطابق انتظار است.

برای آزمون‌های انجام شده در سرعت دورانی ۸۰۰ دور بر دقیقه، نتایج به دست آمده در آزمون ۲۰ در شکل ۶ ارائه شده است. در این سرعت دورانی مقدار شتاب از ۱۱g در آغاز سوزش تا ۲۲g (انتهای سوزش) تغییر می‌کند. اگرچه این مقدار شتاب نسبتاً زیاد است، اما نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که نرخ سوزش تغییر محسوسی در این شرایط نداشته است. این نتایج برای سایر قطرهای گلولی در این سرعت دورانی نیز به دست آمده است.

در آزمون‌های انجام شده در سرعت دورانی ۱۳۲۵ دور بر دقیقه، مقدار شتاب از ۳۳g تا ۵۹g تغییر می‌کند. نتایج آزمون ۱۴ در شکل ۷ ارائه شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود مقدار نرخ سوزش از مقدار پایه خود شروع به افزایش می‌کند، سپس به مقدار ثابتی می‌رسد و پس از آن نیز مجدداً با شیب کم‌تری به روند

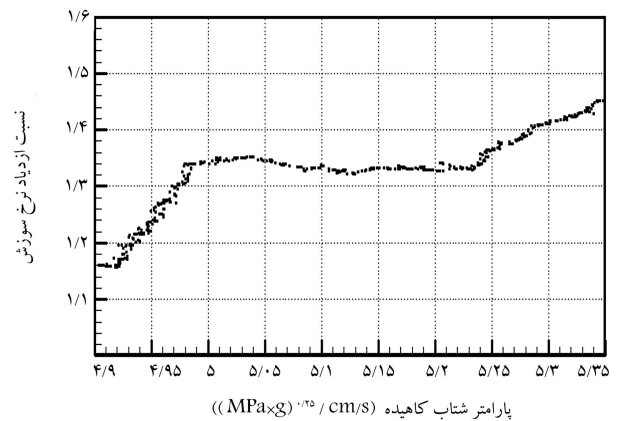


شکل ۱۰. عایق سوخت پس از آزمون در سرعت دورانی ۳۷۵ (بالا)، ۱۳۲۵ دور بر دقیقه (راست)، اثر سایش موضعی عایق (چپ).

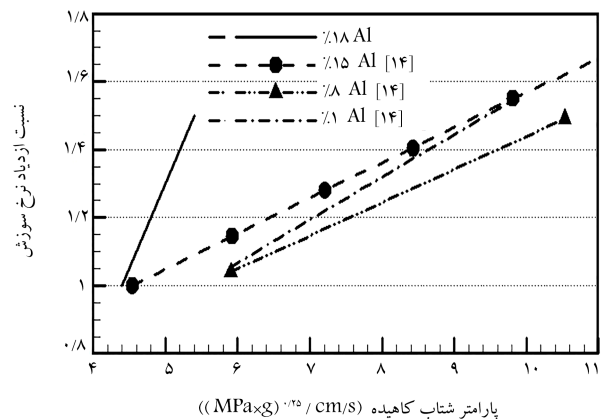
این اختلاف نسبتاً زیاد باید توجه کرد که پیشرانه‌های ارائه شده در شکل ۹ [۱۴] تنها در درصد جرمی آلومینیوم متفاوت‌اند، اما در شتاب‌های بالا، تغییرات نرخ سوزش پیشرانه‌یی که حاوی ۸ درصد آلومینیوم است، کم‌تر از تغییرات نرخ سوزش دو پیشرانه‌ی دیگر است. این در حالی است که پیشرانه‌یی که در آزمون‌های این پژوهش به کار رفته، علاوه بر درصد جرمی آلومینیوم، در سایز و بزرگی‌ها (مانند ابعاد ذرات آلومینیوم، ابعاد ذرات آمونیم پرکلرات، مقدار درصد جامد و سایر افزودنی‌ها) نیز متفاوت است. سطح عایق پیشرانه پس از اتمام سوزش مورد بررسی قرار گرفت که در شکل ۱۰ نمونه‌یی از آن‌ها ارائه شده است. مشاهده می‌شود که در سرعت‌های دورانی و شتاب پایین، سطح عایق به طور یکنواخت پوشیده شده است که نشان می‌دهد در این شرایط، شتاب هیچ تأثیری بر عملکرد موتور نداشته است. این در حالی است که در سرعت دورانی و شتاب بالا اکسید آلومینیوم با ابعاد نسبتاً بزرگ روی سطح عایق بر جای مانده و نشان می‌دهد که نرخ سوزش طبق سازوکار گفته شده افزایش یافته است. پس از برداشتن لایه‌ی اکسید آلومینیوم مشاهده شد که سطح عایق در اثر انتقال حرارت این ذرات به صورت موضعی دچار خوردگی شده است. بنابراین اثر شتاب علاوه بر بالستیک داخلی بر عملکرد عایق حرارتی نیز باید لحاظ شود.

۴. نتیجه‌گیری

آزمون‌های اسپین با هدف اندازه‌گیری نرخ سوزش در حضور میدان شتاب برای پیشرانه‌ی کامپوزیتی انجام شد و نسبت ازدیاد نرخ سوزش برای این پیشرانه بر حسب پارامتر شتاب کاهیده ارائه شد. با توجه به ابعاد گرین به کار رفته در این آزمون‌ها، زمان سوزش موتورها در تمامی حالات کم‌تر از ۲ ثانیه ثبت شد که نشان می‌دهد بخش زیادی از زمان سوزش در فاز گذرای نرخ سوزش قرار دارد. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که اگر پارامتر شتاب کاهیده کم‌تر از $4/4 (MPa \times g)^{1/2} s/cm$ باشد، شتاب اثری بر نرخ سوزش این پیشرانه نخواهد داشت. همچنین با توجه به این که نرخ سوزش در این آزمون‌ها در فاز گذرای خود نیز قرار گرفته، ابتدا نسبت ازدیاد نرخ سوزش با شیب زیادی با افزایش پارامتر شتاب کاهیده افزایش می‌یابد؛ سپس نرخ سوزش به مقدار ثابتی رسیده و پس از آن نیز مجدداً روند افزایشی خود را (با شیب کم‌تر نسبت به زمان اولیه‌ی روشن شدن موتور) ادامه می‌دهد. این تغییرات برای این پیشرانه به‌گونه‌یی است که اگر شتاب به مقدار تقریبی $6g$ برسد، نرخ سوزش نسبت به حالت پایه خود



شکل ۸. نسبت ازدیاد نرخ سوزش بر حسب پارامتر شتاب کاهیده، سرعت دورانی ۱۳۲۵ دور بر دقیقه، آزمون ۱۴.



شکل ۹. مقایسه‌ی نسبت ازدیاد نرخ سوزش تحقیق حاضر با نتایج پیشین [۱۴].

و روند کاهشی آن آغاز می‌شود، اما در این بازه زمانی، میدان شتاب همچنان افزایش می‌یابد، بنابراین این دو پدیده (کاهش نرخ سوزش و افزایش شتاب) تا حدودی اثر یکدیگر را خنثی کرده و نرخ سوزش معادل به مقدار نسبتاً ثابتی می‌رسد. پس از این بازه زمانی، تغییرات نرخ سوزش به حالت پایای خود می‌رسد، اما به علت این‌که سطح میدان شتاب در سطح سوزش همچنان افزایش می‌یابد، نرخ سوزش در انتهای این آزمون با شیب کم‌تری (نسبت به مقدار اولیه خود) افزایش می‌یابد. بنابراین از نتایج مربوط به انتهای زمان سوزش می‌توان برای تخمین اثر شتاب بر نرخ سوزش و یافتن آستانه پایین پارامتر شتاب استفاده کرد. در شکل ۸ تغییرات نسبت ازدیاد نرخ سوزش بر حسب پارامتر شتاب کاهیده ارائه شده است.

با استفاده از نتایج فاز شبه پایای نرخ سوزش (انتهای زمان سوزش) در آزمون‌های مربوط به سرعت دورانی ۱۳۲۵ دور بر دقیقه، تخمینی از رابطه بین نسبت ازدیاد نرخ سوزش و پارامتر شتاب کاهیده به دست آمده است که در شکل ۹ با نتایج پیشین [۱۴] (که از پیشرانه‌یی بر پایه HTPB بهره برده است) مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش درصد جرمی آلومینیوم، آستانه‌ی پایین پارامتر شتاب کاهش می‌یابد. به بیان دیگر با افزایش میزان آلومینیوم موجود در پیشرانه، حساسیت نرخ سوزش به شتاب در شتاب‌های پایین‌تر شروع می‌شود. این همان نتیجه‌یی است که صراحتاً در مطالعات گذشته [۱۴] بیان شده است. شیب تغییرات نرخ سوزش با پارامتر شتاب برای این پیشرانه بسیار بیشتر از پیشرانه‌های دیگر [۱۴] است. در خصوص

تقدیر و تشکر

نویسندگان مراتب قدردانی و تشکر خود را از «پژوهشکده‌ی سامانه‌های حمل و نقل فضایی» برای تأمین تجهیزات و امکانات مورد نیاز این پژوهش اعلام می‌دارند.

۵۰ درصد افزایش می‌یابد. علاوه بر نرخ سوزش، سایش گلوبی و عایق در چنین موتورهایی باید با دقت بیشتری طراحی شود، چرا که سایش گلوبی و عایق در پیشران‌های حاوی آلومینیوم نسبت به سایش پیشران‌های فاقد ذرات فلزی، بیشتر است و در اثر دوران نیز اثر سایش این ذرات بر عایق و گلوبی بیشتر خواهد شد.

پانویس‌ها

1. Mager
2. Norton
3. swirl
4. Crow
5. reduced acceleration parameter
6. polybutadiene acrylic acid
7. polybutadiene acrylonitrile
8. hydroxy-terminated polybutadiene

منابع (References)

1. Mager, A. "Approximate solution of isentropic swirling flow through a nozzle", *ARS J*, **31**(8), pp. 1140-1148 (1961).
2. Norton, D.J., Farquar, B.W. and Hoffman, J.D. "An analytical and experimental investigation of swirling flow in nozzle", *AIAA J*, **7**(10), pp. 1992-2000 (1969).
3. Tahsini, A. and Mazaheri, K. "Swirl effects on spinning solid propellant rocket motor performance", *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 4781 (2006).
4. Li, Z., Shi, B., Liu, Z. and et al. "Investigation of particle size effects on aluminized solid rocket motor performance", *In 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, p. 5022 (2017).
5. Babuk, V.A. and Nizyaev, A. A. "Modeling of agglomerates formation and evolution at combustion of aluminized propellants in intra-chamber environments", *In MATEC Web of Conferences*, **110**, p. 01061 EDP Sciences (2017).
6. Crowe, C. and Willoughby, P. "Effects of spin on the internal ballistics of a solid propellant rocket motor", 3rd and 4th ASM, Los Angeles, Calif (1966).
7. Willoughby, P.G., Crowe, C.T. and Baker, K.L. "A photographic and analytical study of composite propellant combustion in an acceleration field", *J. Spacecraft Rockets*, **8**(4), pp. 310-317 (1971).
8. Mitani, T. and Niioka, T. "An analytical model for solid propellant combustion in an acceleration field", *Combust. Sci. Technol*, **15**(3-4), pp. 107-114 (1977).
9. Dunlap, R. "An investigation of swirling flow in a spinning end-burning rocket", *AIAA J*, **7**(12), pp 2293-2300 (1969).
10. Babuk, V.A., Vasil'ev, V.A. and Potekhin, A.N. "Experimental investigation of agglomeration during combustion of aluminized solid propellants in an acceleration field", *Combust. Explos. Shock Waves*, **45**(1), pp. 32-39 (2009).
11. Northam, G.B. "Effects of acceleration vector on transient burning rate augmentation of an aluminized solid propellant", *J. spacecraft rockets*, **8**(11), pp.1133-1137 (1971).
12. Niioka, T., Mitani, T. and Ishii, S. "Transient period of the acceleration-produced burning rate augmentation", *AIAA J*, **14**(9), pp. 1165-1169 (1976).
13. Greatrix, D.R. "Assessing the influence of orientation angle on acceleration-augmented burning in solid rockets", *In 2018 Joint Propulsion Conference*, p. 4691 (2018).
14. Fuchs, M.D., Peretz, A. and Timnat, Y.M. "Parametric study of acceleration effects on burning rates of metalized solid propellants", *J. Spacecraft Rockets*, **19**(6), pp. 539-544 (1982).
15. Yang, P., Huo, Z. and Tang, Z. "Combustion characteristics of aluminized HTPB/AP propellants in acceleration fields", *Solid Propellant Chemistry, Combustion, and Motor Interior Ballistics*, Reston, VA, *AIAA*, **185**, pp. 907-920 (2000).
16. Soe, H.T. and Xiang, H. "Star grain regression under spin induced acceleration effect", *Appl. Mech. Mater*, **110**, pp. 451-456 (2012).
17. Sturm, E.J. and Reichenbach, R.E. "An investigation of the acceleration-induced burning rate increase of non-metalized composite propellants", *AIAA J*, **8**, **6**, pp. 1062-1067 (1970).
18. Glick, R.L. "An analytical study of the effects of radial acceleration upon the combustion mechanism of solid propellant", *Thiokol Rept*, pp.42-66 (1966).
19. Krier, H., Surzhikov, S. and Glick, R. "Prediction of the effects of acceleration on the Burning of AP/HTPB solid propellants", 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, p. 343 (2001).
20. Crowe, C.T. "A unified model for the acceleration-produced burning rate augmentation of metalized solid propellants", *Combust. Sci. Technol*, **5**(1), pp. 55-60 (1972).