

بررسی تجربی تأثیر اندازه‌ی ذرات اکسیدکننده در بروز پدیده‌ی پس‌سوزی در موتور سوخت جامد

نعمت‌اله قهرمانی^{۱*} - علیرضا زارعی^۲ - محمودرضا محمودی‌نژاد^۳

سازمان صنایع هوافضا

*E-mail: nqahramani@gmail.com

(تاریخ وصول: ۸۹/۳/۴، تاریخ پذیرش: ۸۹/۱۰/۱۱)

چکیده

پدیده‌ی پس‌سوزی علاوه بر کاهش راندمان عملکرد موتور می‌تواند آسیب جدی بر روی سامانه‌ی کنترل سلاح داشته باشد. در این مقاله، پدیده‌ی خاموش شدن یک موتور راکت حاوی پیشرانده‌ی دوپایه‌ی اصلاح شده مورد بررسی و تحقیق قرار گرفت. با انجام آزمون‌های عملکردی و نرخ سوزش، مکانیسم خاموش شدن زود هنگام و روشن شدن دوباره‌ی موتور شناسایی گردید. نتایج نشان داد که قسمتی از گرین پیشرانده که ضخامت وب بیشتری دارد، در اثر افت ناگهانی فشار موتور دچار خاموشی شده و به دلیل پایین بودن نرخ افت فشار، احتراق مجدد اتفاق می‌افتد. همچنین نشان داده شده است که در حضور ذرات اکسیدکننده، با دانه‌بندی درشت و توزیع نامناسب در پیشرانده، سرعت سوزش و نرخ افت فشار کاهش یافته، در نتیجه‌ی آن، پدیده‌ی پس‌سوزی و روشن شدن دوباره‌ی موتور اتفاق می‌افتد.

واژه‌های کلیدی: پس‌سوزی، نرخ افت فشار، موتور سوخت جامد، پیشرانده‌ی دوپایه‌ی اصلاح شده، نرخ سوزش، اندازه‌ی ذرات، اکسیدکننده.

۱- مقدمه

وجود دارد، لذا بررسی علل بروز این پدیده نامطلوب و ارائه راهکار عملی برای حذف یا کنترل آن حائز اهمیت است. تحقیقات زیادی در مورد پدیده پس‌سوزی در موتورهای سوخت جامد انجام شده است. اولین تحقیق در این زمینه توسط سیپلاچ^۴ و همکارانش با مطالعه تجربی در زمینه گذار از افت ناگهانی فشار در یک محفظه احتراق

منظور از پدیده پس‌سوزی، خاموش شدن زود هنگام موتور و روشن شدن دوباره آن بعد از عملکرد اصلی است که با شعله زرد روشنی همراه است. از آنجائی که کاهش راندمان عملکرد موتور و احتمال آسیب دیدن سامانه کنترل سلاح در اثر شعله ناشی از این پدیده

اکسید کننده‌ی پرکلرات پتاسیم به منظور افزایش کارائی و نرخ سوزش پیشراشه استفاده شده است، در این موتور پدیده‌ی پس‌سوزی مشاهده شده و به عنوان موتور تولیدی نامگذاری شده است. در یک موتور دیگر (با ابعاد و هندسه یکسان)، پیشراشه‌ای با ترکیب مشابه که اندازه‌ی ذرات اکسید کننده به کار رفته در آن و فرآیند تولید آن متفاوت با پیشراشه موتور تولیدی بوده است به‌عنوان شاهد انتخاب شد که در آن، پدیده پس‌سوزی مشاهده نشده و به‌عنوان موتور اصلی نامگذاری شده است. در آزمون‌های عملکردی موتور تولیدی در سرما، پس از پایان عملکرد اصلی، موتور دوباره روشن شد و شعله‌ی زرد رنگی مشاهده شد. در آزمون مشابه در موتور اصلی این پدیده دیده نشد. با توجه به اهمیت موضوع و مشکلات ایجاد شده در اثر بروز این پدیده نامطلوب، در این تحقیق، با انجام آزمون‌های عملکردی و نرخ سوزش و محاسبات لازم، مکانیسم بروز این پدیده شناسایی شده و با بررسی تأثیر اندازه‌ی ذرات اکسید کننده‌ی پرکلرات پتاسیم و توزیع آن در بروز این پدیده، اندازه‌ی ذرات اکسید کننده در پیشراشه‌ی مورد نظر بهینه شد. با انجام آزمون‌های مشابه در مقادیر اندازه‌ی ذرات بهینه، این پدیده نامطلوب تعدیل شده است.

۲- بخش تجربی

۲-۱- مواد و تجهیزات

گرین پیشراشه به کار رفته در موتور مورد مطالعه، به صورت استوانه‌ی بلند توخالی می‌باشد. برای ثابت نگهداشتن گرین در داخل موتور از یک پین نگهدارنده استفاده شده است. طرح شماتیک گرین مذکور در شکل (۱) نشان داده شده است.

پس از تهیه گرین، به منظور بررسی پدیده‌ی پس‌سوزی و تأثیر اندازه‌ی ذرات اکسید کننده، آزمایش‌های زیر طراحی و انجام شد.

آزمایشگاهی که با شرایط یک موتور واقعی شبیه‌سازی شده بود، گزارش شد [۴-۱]. سپس تین با انجام آزمایش‌های متعدد دریافت که مکانیزم پدیده خاموشی استاتیک و دینامیک ناشی از اتلاف گرمایی بوده و برای گذارهای افت فشار، اگر سرعت سوزش لحظه‌ای به زیر سرعت سوزش پایدار (در فشار نهایی) افت کند، پدیده‌ی خاموشی اتفاق خواهد افتاد [۶-۵]. بعدها در خصوص علل و مکانیسم پدیده‌ی پس‌سوزی، تحقیقات زیادی توسط محققان دیگر گزارش شده است [۱۴-۷]. در طی این تحقیقات پدیده خاموش شدن موتورهای سوخت جامد و مکانیسم‌های گوناگون آن شناسایی شد و عوامل مؤثر در روشن شدن دوباره بعضی از موتورهای خاموش شده به صورت تئوری و تجربی مورد ارزیابی قرار گرفتند. وقوع پدیده پس‌سوزی در پیشراشه‌های جامد کامپوزیتی بر پایه پرکلرات آمونیم هم گزارش شده است [۲۳-۱۵]. نتایج این تحقیقات با مشاهدات دقیق از ساختار شعله‌ی پیشراشه‌ی کامپوزیت در طی افت فشار نشان می‌دهد که بدون توجه به نرخ افت فشار، بلافاصله بعد از برخورد اولین موج رقیق کننده روی سطح سوزش، شدت شعله به صفر خواهد رسید. به‌نظر اکثر محققان، انبساط آدیاباتیک شعله، واکنش‌های شیمیایی گازی فعال را ناگهان سرد می‌نماید. میزان افت ناگهانی دمای شعله در اثر انبساط آدیاباتیک فاز گازی، مستقیماً به نرخ افت فشار بستگی خواهد داشت. به عبارت دیگر، افت ناگهانی فشار موجب کاهش سریع‌تر دمای شعله و سرد شدن ناگهانی واکنش‌های فعال فاز گازی خواهد شد و به دنبال آن پدیده خاموشی اتفاق می‌افتد. موتور مورد مطالعه در این تحقیق، مربوط به یک موشک تاکتیکی می‌باشد. پیشراشه به کار رفته در آن از نوع پیشراشه‌های جامد دوپایه اصلاح شده است. کاربرد عبارت "اصلاح شده" برای این نوع پیشراشه به این دلیل است که در ترکیب این پیشراشه علاوه بر نیتروسولوز و نیتروگلیسیرین و پایدار کننده، از



شکل ۱- طرح شماتیک گرین پیشراشه مورد مطالعه.

۲-۲- آزمايش‌ها

۲-۲-۱- اندازه‌گیری سرعت سوزش پیشرانه

اندازه‌گیری سرعت سوزش پیشرانه‌ها، مطابق با روش استاندارد نظامی انجام شد [۲۴]. در این کار، ابتدا پیشرانه به شکل میله‌هایی با قطر شش میلی‌متر و طول حداقل ۱۸۰ میلی‌متر تهیه شد (نمونه‌های مدادی). سپس جهت زدودن رطوبت و حلال‌های احتمالی، نمونه‌های تهیه شده، به مدت ۲۴ ساعت در دمای ۵۰ درجه سانتیگراد حرارت داده شدند. همچنین برای اینکه نمونه‌های پیشرانه‌ی تهیه شده در داخل بمب کرافورد به صورت خطی یا به اصطلاح سیگاری بسوزد، عمل پوشش‌دهی انجام شد، که شامل پوشش‌دهی با پلی وینیل الکل (PVA) طی دو مرحله و با فاصله زمانی ۲۰ دقیقه و پوشش‌دهی با پلی وینیل کلرید استات (PVCA) طی دو مرحله و با فاصله زمانی یک ساعت بوده است. برای خشک شدن کامل لایه، نمونه‌های مدادی به مدت ۴۸ ساعت در دمای ۵۰ درجه سانتی‌گراد قرار داده شدند. پس از آن، نمونه‌های مدادی در داخل یک شابلون مخصوص حاوی سه سوراخ در فواصل ۷۰ میلی‌متری قرار داده شد و سه سوراخ توسط دستگاه دریل و مته شماره یک در گرین ایجاد گردید و سیم‌هایی از جنس نیکل-کرم به قطر ۰/۱ میلی‌متر از سوراخ‌ها عبور داده شد. سپس به نگهدارنده بمب کرافورد متصل گردیده و اندازه‌گیری سرعت سوزش انجام شد. این اندازه‌گیری در سه دمای ۳۰-، ۲۰+ و ۶۰+

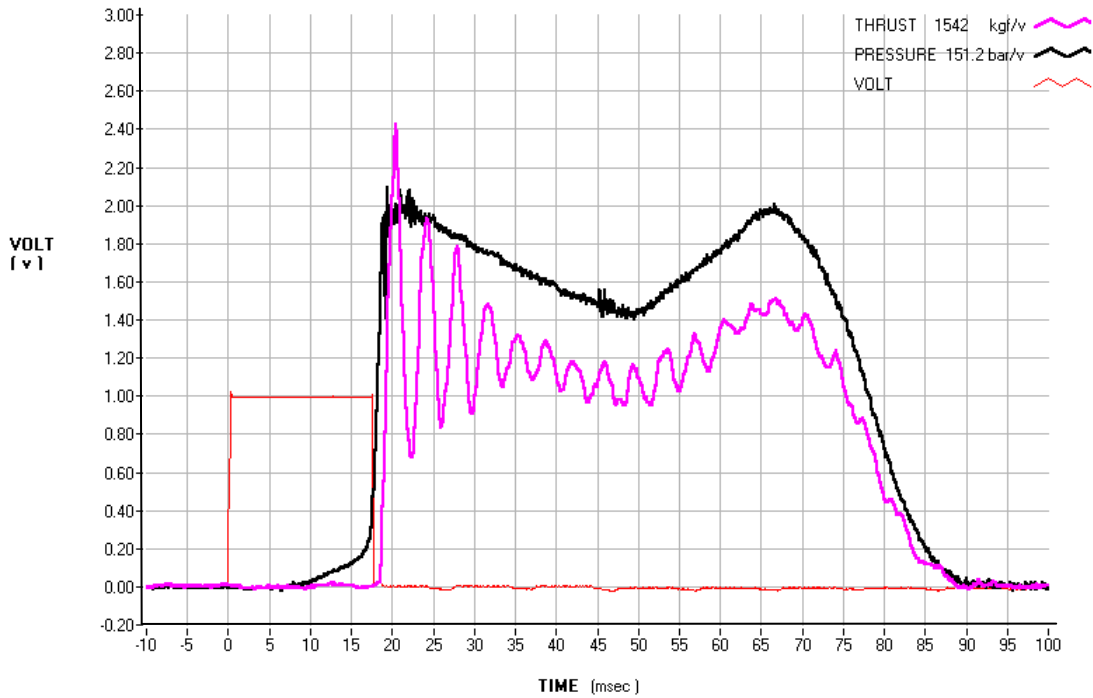
درجه‌ی سانتی‌گراد بر روی پیشرانه‌های اصلی و تولیدی به طور مجزا انجام شد (شکل ۲).

۲-۲-۲- اندازه‌گیری پارامترهای عملکردی موتور (آزمایش‌های استاتیک)

برای انجام آزمایش عملکردی استاتیک، ابتدا گرین‌های پین‌گذاری شده مورد بازبینی رادیوسکوپی قرار گرفته و با دقت در داخل موتور با نصب بر روی چهار شاخ از ناحیه فلنج پین و اتصال چهار شاخ به موتور و نصب نازل و آتش‌زنه در انتهای موتور قرار داده شد. پس از مونتاژ، به منظور رساندن موتور به دمای مورد نظر، موتور مونتاژ شده حداقل به مدت ۱۶ ساعت داخل محفظه حرارتی/برودتی قرار داده شد. سپس، موتور از داخل محفظه خارج شده و پس از بازبینی ظاهری، بلافاصله به سکوی آزمایش انتقال داده شد. در سکوی آزمایش موتور روی یک ابزار لغزنده در امتداد افق، به کمک یک نگهدارنده‌ی فلزی، بسته شد. ابزار طوری طراحی شد که موتور به صورت افقی قرار گرفته و نازل به سمت بیرون بوده و انتهای موتور به دیواره از جنس بتون مسلح، تکیه داده شد. حس‌گر فشار روی موتور تست نصب گردید. حس‌گر نیرو هم برای ثبت اطلاعات تراسست، در محل مخصوص خود نصب شد. همچنین دوربین فیلم‌برداری در محل مشخص جهت تصویربرداری از سکوی آزمایش نصب گردید.



شکل ۲- بمب کرافورد برای آزمون سرعت سوزش.



شکل ۳- نمونه‌ای از منحنی‌های حاصل از آزمون‌های استاتیک.

تصویربرداری از مقاطع پیش‌رانه‌های اصلی و تولیدی با بزرگنمایی ۲۰۰ برابر و توان ۱۰ کیلو ولت استفاده شد (با دستگاه Tescan S.R.O مدل TS5136XM VG2080573IR).

۲-۲-۴- تهیه نمونه‌های پیش‌رانه با اندازه‌ی ذرات متفاوت اکسیدکننده

به منظور بررسی تأثیر اندازه‌ی ذرات اکسیدکننده‌ی پرکلرات پتاسیم بر نرخ سوزش پیش‌رانه، چهار نمونه آزمایشگاهی با ترکیب درصد ثابت، اما اندازه‌ی ذرات متفاوت اکسیدکننده‌ی پرکلرات پتاسیم به شرح زیر تهیه شد:

نمونه ۱: میانگین اندازه‌ی ذرات پرکلرات پتاسیم بالاتر از ۱۵۰ میکرون

نمونه ۲: میانگین اندازه‌ی ذرات پرکلرات پتاسیم کمتر از ۴۵ و بالاتر از ۳۲ میکرون

نمونه ۳: میانگین اندازه‌ی ذرات پرکلرات پتاسیم کمتر از ۳۲ و بالاتر از ۲۵ میکرون

نمونه ۴: میانگین اندازه‌ی ذرات پرکلرات پتاسیم کمتر از ۲۵ میکرون

آنگاه پس از اطمینان کامل از صحت تمام قسمت‌ها، فرمان آتش صادر و کلیه اطلاعات توسط یک سامانه که دارای چهار بخش عمده: تقویت‌کننده برای فرستادن ولتاژ معین (در حد میلی‌ولت) به حس‌گرها و دریافت ولتاژ پاسخ آنها و تقویت آن (تا ۱۰۰۰ برابر) و ارسال آن به کارت A to D، کارت A to D برای تبدیل ولتاژهای برگشتی از تقویت‌کننده به صورت رشته اعدادی از زمان و ولتاژ، حس‌گر برای انتقال اطلاعات فشار یا نیرو به صورت تغییر ولتاژ به تقویت‌کننده و نرم افزار کنترل مهندسی Lab view برای دریافت داده‌ها از کارت A to D و پردازش آنها بوده است، ثبت گردید. نمونه‌ای از منحنی‌های خروجی این سامانه در شکل ۳ نشان داده شده است.

۲-۲-۳- تصویر برداری از مقاطع گرین پیش‌رانه‌ی اصلی و تولیدی

برای بررسی تأثیر اندازه‌ی ذرات اکسید کننده و توزیع آن در پیش‌رانه، که می‌تواند یکی از عوامل مؤثر در بروز پدیده‌ی روشن شدن دوباره پیش‌رانه باشد، از میکروسکوپ الکترونی روبشی^۱ (SEM) برای

1-Scanning electron microscope

جدول ۱- پارامترهای عملکردی موتور تولیدی و موتور اصلی (نتایج آزمایش استاتیک).

نرخ افت فشار (bar/sec)	زمان عملکرد (sec)	تراست ماکزیمم (kgf)	فشار ماکزیمم (bar)	ایمپالس کل (kgf.sec)	پارامترهای عملکردی دمای آزمایش	
					موتور تولیدی	موتور اصلی
-۱۳۶۰۸	۰/۰۶۷	۲۶۶۹/۹	۳۳۰	۱۱۷	دمای	موتور تولیدی
-۲۹۳۹۳	۰/۰۶۰	۲۷۵۱/۲	۳۶۲/۳	۱۲۲/۷	-۳۲ °C	موتور اصلی
-۴۹۶۱۵	۰/۰۳۲	۴۸۸۲/۴	۶۴۵	۱۱۹/۷	دمای	موتور تولیدی
-۷۵۹۰۴	۰/۰۲۷	۵۹۰۳/۶	۷۹۷/۳	۱۲۱	+۵۲ °C	موتور اصلی

زیر حد بحرانی، دچار خاموشی می‌شود.

۳- بحث و تحلیل داده‌ها

پدیده پس‌سوزی در حقیقت خاموش شدن زود هنگام موتور و روشن شدن دوباره آن می‌باشد. به همین دلیل، علل بروز این پدیده نامطلوب، در قالب علت خاموش شدن زود هنگام موتور و روشن شدن دوباره آن قابل بررسی می‌باشد. براساس یافته‌های تحقیقاتی، علل عمده خاموش شدن موتورهای سوخت جامد، به‌خاطر افت ناگهانی فشار داخل موتور^۱، بازتابش سریع و ناگهانی گرمای داخل موتور به بیرون^۲ و کوچک شدن ابعاد گرین در حال احتراق به کمتر از اندازه بحرانی^۳ می‌باشد [۲۷-۲۵].

طرح شماتیک ارائه شده در شکل ۱ نشان می‌دهد گرین پیشران، به طور کلی استوانه درون‌سوز- برون‌سوز است، ولی در قسمت پین‌گذاری شده به علت قرار گرفتن پین در سوراخ مرکزی گرین، احتراق در این ناحیه فقط در سطح بیرونی انجام می‌شود. بر اساس محاسبات، ضخامت وب^۴ در قسمت اصلی گرین ۲/۶ میلی‌متر و در ناحیه پین خورده ۵/۲ میلی‌متر به‌دست آمده است. بنابراین ضخامت وب در ناحیه پین خورده گرین، دقیقاً دو برابر سایر قسمت‌ها می‌باشد. این بدان معنی است که در لحظه‌ای که احتراق بخش عمده‌ای از گرین پیشران به اتمام رسیده است، هنوز بخشی از مواد پیشران‌ه‌ی روی پین، به صورت محترق نشده، باقی‌مانده است. این مقدار پیشران‌ه‌ی عمل نکرده، نسبت به کل پیشران، دارای ابعاد بسیار کوچکی است که با خاموش شدن پیشران در اثر افت ناگهانی فشار (به علت نزدیک شدن به انتهای احتراق پیشران) و کاهش ابعاد آن به

۳-۱- بررسی و تحلیل آزمون عملکردی موتورهای اصلی و تولیدی و مقایسه آنها

در این آزمون عملکردی، آزمایش استاتیک بر روی موتورهای با پیشران اصلی و پیشران تولیدی در دمای ۳۲ °C و ۵۲ °C انجام شد. نتایج این آزمایش‌ها به منظور مقایسه در جدول (۱) فهرست شده است.

پارامترهای ارائه شده در جدول به صورت زیر تعریف می‌شوند:

- فشار ماکزیمم: حداکثر فشار ثبت شده در منحنی "فشار-زمان"
- زمان عملکرد: فاصله زمانی بین ۱۰٪ فشار ماکزیمم در ابتدا و انتهای منحنی "فشار-زمان" (مطابق تعریف شناسنامه‌ی محصول)
- تراست ماکزیمم: حداکثر نیروی ثبت شده در منحنی "تراست-زمان"
- ایمپالس کل: سطح زیر منحنی "تراست - زمان" در طول زمان عملکرد است. برای محاسبه آن از منحنی "تراست - زمان" در طول زمان عملکرد، انتگرال‌گیری می‌شود.
- نرخ افت فشار: نسبت تفاوت حداکثر و حداقل فشار به زمان متناظر بین این دو در منحنی فشار-زمان.

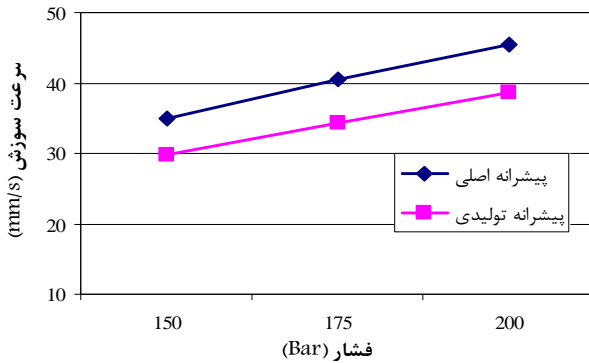
داده‌های جدول (۱) نشان می‌دهد که نرخ افت فشار در هر دو موتور اصلی و تولیدی بسیار بالا بوده و در عین حال، نرخ افت فشار در موتور تولیدی در هر دو دما، به مقدار قابل توجهی پایین‌تر از موتور اصلی می‌باشد. بر این اساس، نتایج کلی زیر از تحلیل محاسبات انجام شده بر روی داده‌های جدول (۱) قابل استنباط می‌باشد:

1 -Fast depressurization
2 -Rapid deradiation
3-Critical dimension
4 -Web thickness

ضخامت وب فاصله جبهه احتراق تا ناحیه اتمام احتراق می‌باشد (W.T)

آزمایش سرعت سوزش بر روی نمونه‌های پیش‌رانه اصلی و تولیدی در جدول (۲) ارائه شده است.

داده‌های جدول (۲) در شکل (۴) مقایسه شده‌اند. با مقایسه نتایج آزمون‌های سرعت سوزش، مشاهده می‌شود که، در هر سه دما، نرخ سوزش پیش‌رانه اصلی بالاتر از پیش‌رانه تولیدی می‌باشد.



شکل ۴- مقایسه نرخ سوزش پیش‌رانه تولیدی و اصلی در دمای ۲۰°C +

بالاتر بودن نرخ سوزش پیش‌رانه بیانگر کوتاه‌تر بودن زمان سوزش موتور اصلی نسبت به موتور تولیدی می‌باشد و با توجه به رابطه معکوس زمان با میزان نرخ افت فشار، می‌توان نتیجه گرفت که، نرخ افت فشار در موتور اصلی بالاتر از موتور تولیدی می‌باشد. مشابه چنین نتیجه‌ای در آزمایش‌های عملکردی هم به دست آمده است.

پدیده‌ی خاموش شدن موتور در این آزمایش‌ها، به علت نرخ بسیار بالای افت فشار موتور (بیشتر از محدوده احتراق پذیری) می‌باشد.

نرخ افت فشار در موتور مورد مطالعه نسبت به موتور اصلی پایین‌تر است بنابراین روشن شدن دوباره پیش‌رانه‌ی تولیدی در دمای ۳۲°C- به دلیل پایین‌تر بودن نرخ افت فشار آن نسبت به موتور اصلی، قابل توجیه است.

داده‌ها نشان می‌دهد که فشار ماکزیمم در موتور اصلی نسبت به موتور تولیدی، بالاتر و زمان عملکرد موتور اصلی کوتاه‌تر از موتور تولیدی است. نظر به اینکه نرخ افت فشار، با فشار موتور نسبت مستقیم و با زمان نسبت معکوس دارد، بالاتر بودن فشار موتور اصلی و کوتاه‌تر بودن زمان آن، به معنی بالاتر بودن نرخ افت فشار در موتور اصلی نسبت به موتور تولیدی خواهد بود.

۲-۳- بررسی نتایج آزمون سرعت سوزش پیش‌رانه‌ی اصلی و تولیدی و مقایسه‌ی آنها

سرعت سوزش، به معنی سرعت پیش‌روی جبهه احتراق در سطح مقطع پیش‌رانه می‌باشد. با توجه به شکل هندسی یکسان گرین پیش‌رانه اصلی و تولیدی، سرعت سوزش به طور مستقیم بیانگر زمان عملکرد پیش‌رانه خواهد بود. بنابراین، نرخ سوزش پیش‌رانه می‌تواند معیار مناسبی برای مقایسه نرخ افت فشار در دو موتور باشد. داده‌های

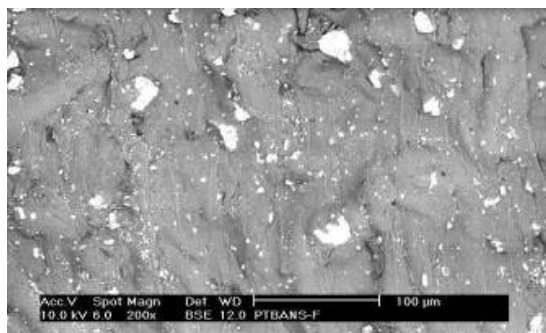
جدول ۲- مقایسه نرخ سوزش پیش‌رانه تولیدی با پیش‌رانه اصلی (سرعت سوزش بر حسب mm/sec).

فشار (bar) / دما (°C)		فشار (bar)					
		۲۰۰	۱۷۵	۱۵۰	۱۲۵	۱۰۰	۷۵
+۲۰	اصلی	۴۵/۳۸	۴۰/۴۸	۳۵/۰۵	-	-	-
	تولیدی	۳۸/۵۷	۳۴/۴۱	۲۹/۸۰	۲۶/۷۲	۲۲/۹۲	۱۸/۹۱
+۶۰	اصلی	۵۱/۳۱	۴۷/۰۵	۴۱/۴۳	-	-	-
	تولیدی	۴۳/۶۱	۴۰/۰۱	۳۶/۰۷	۳۰/۸۴	۲۶/۳۷	-
-۳۰	اصلی	۳۶/۸۹	۳۴/۴۰	۳۱/۷۶	-	-	-
	تولیدی	۳۱/۳۶	۲۹/۲۳	۲۷/۰۳	۲۰/۵۴	۱۸/۱۳	۱۵/۲۷

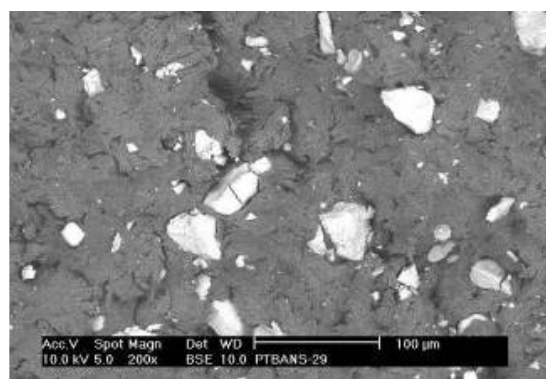
۳-۳- بررسی نتایج آزمایش تصویر برداری از مقاطع

گرین پیشرانه‌ی اصلی و تولیدی

به‌طور کلی، یکی از عوامل موثر در افت ناگهانی فشار و ایجاد پدیده خاموشی و روشن شدن دوباره آن، تأثیر اندازه‌ی ذرات و توزیع آن در فرمولاسیون پیشرانه می‌باشد [۲۸ و ۲۹]. با توجه به کاربرد درصد بالای اکسیدکننده پرکلرات پتاسیم در پیشرانه‌ی مورد نظر، تأثیر اندازه‌ی ذرات پرکلرات پتاسیم و توزیع آن مورد بررسی قرار گرفت. به همین منظور، در ابتدا از مقاطع گرین پیشرانه‌های اصلی و تولیدی با میکروسکوپ الکترونی، تصویربرداری شد، که به ترتیب در شکل (۵) و شکل (۶) نشان داده شده‌اند.



شکل ۵- تصویر مقطع پیشرانه‌ی اصلی با میکروسکوپ الکترونی (بزرگ‌نمایی ۲۰۰ برابر).



شکل ۶- تصویر مقطع پیشرانه‌ی تولیدی با میکروسکوپ الکترونی (بزرگ‌نمایی ۲۰۰ برابر).

با مقایسه شکل ۵ و ۶ مشاهده می‌شود که اندازه‌ی ذرات پرکلرات پتاسیم در پیشرانه‌ی تولیدی به مقدار قابل توجهی درشت‌تر از پیشرانه‌ی اصلی بوده و از توزیع نامناسب‌تری برخوردار می‌باشد.

ذرات درشت‌تر اکسید کننده، به دلیل ابعاد بزرگ‌ترشان، به راحتی از داخل لایه‌ی مذاب سطحی خارج شده و در واکنش‌های سطحی شرکت می‌کنند [۲۹]. بنابراین، می‌توان استنباط کرد که در مورد پیشرانه‌ی تولیدی که دارای اکسید کننده با ذرات درشت‌تر می‌باشد، احتمال روشن شدن دوباره‌ی مواد پیشرانه‌ی باقیمانده روی پین، بسیار زیادتر خواهد بود، زیرا ذرات پرکلرات پتاسیم در پیشرانه‌ی تولیدی به دلیل ابعاد بزرگ‌شان، به راحتی از داخل ماتریس پلیمری نیتروسولوز خارج شده و با قرار گرفتن در سطح پیشرانه خاموش شده، در معرض تابش حرارتی موتور قرار گرفته و با دریافت حداقل گرمای لازم برای خوداشتعالی، با مکانیزم‌های مختلف انتقال گرما، به راحتی مشتعل خواهند شد. بنابراین روشن شدن دوباره‌ی موتور تولیدی با این مکانیزم نیز قابل توجیه می‌باشد.

۳-۴- بررسی تأثیر اندازه‌ی ذرات اکسیدکننده بر روی

پدیده‌ی پس‌سوزی

به منظور روشن شدن تأثیر اندازه‌ی ذرات اکسید کننده بر روی پدیده‌ی پس‌سوزی و به دست آوردن شرایط بهینه اندازه‌ی ذرات در حذف یا بهبود این پدیده نامطلوب، نمونه‌هایی از پیشرانه با اندازه‌ی ذرات متفاوت تهیه شده و آزمایش سرعت سوزش بر روی آنها انجام شد. نتایج آزمایش سرعت سوزش نمونه‌های تهیه شده با اندازه‌ی ذرات متفاوت اکسیدکننده در جدول ۳ و در شکل‌های ۷، ۸ و ۹ آمده است. با بررسی داده‌های جدول (۳) و مقایسه‌ی نمودارها، می‌توان نتیجه‌گیری نمود که:

با ریزتر شدن اندازه‌ی ذرات پرکلرات پتاسیم در اغلب فشارها، به‌خصوص در فشارهای بالاتر، نرخ سوزش نمونه‌ها افزایش یافته است. علاوه‌براین، تأثیر اندازه‌ی ذرات پرکلرات پتاسیم در افزایش اندیس فشار^۱ در اندازه‌های ریزتر، بیشتر بوده است. بنابراین، درشت‌تر بودن ذرات پرکلرات پتاسیم در پیشرانه‌ی تولیدی نسبت به اصلی، باعث کاهش نرخ سوزش پیشرانه‌ی تولیدی شده است. سرعت سوزش، در واقع سرعت واکنش‌های احتراق می‌باشد که یکی از عوامل مهم مؤثر در آن، سطح مخصوص^۲ مواد واکنش دهنده می‌باشد. ریزتر بودن اندازه‌ی ذرات اکسیدکننده به معنی بالاتر بودن سطح مخصوص

۱- اندیس فشار، نماد n در رابطه توانی سرعت سوزش $r = aP^n$ می‌باشد.

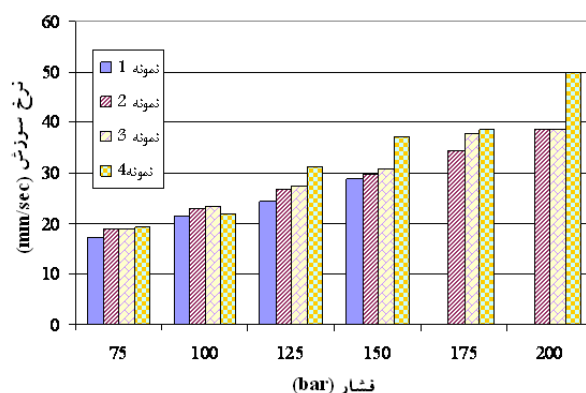
۲- Specific surface

دوباره‌ی موتور، نقش تعیین کننده‌ای خواهد داشت که در این تحقیق، به‌وضوح این مسئله اثبات شده است. لازم به ذکر است کاهش اندازه‌ی ذرات اکسید کننده خواص مکانیکی گرین پیشراانه را تحت تأثیر قرار خواهد داد. اما از آنجائی که رویکرد این مقاله صرفاً جنبه احتراقی موتور و گرین مربوطه بوده است لذا بررسی تغییر خواص مکانیکی گرین مورد مطالعه در اثر تغییر اندازه‌ی ذرات اکسیدکننده به مقاله دیگری موکول شده است.

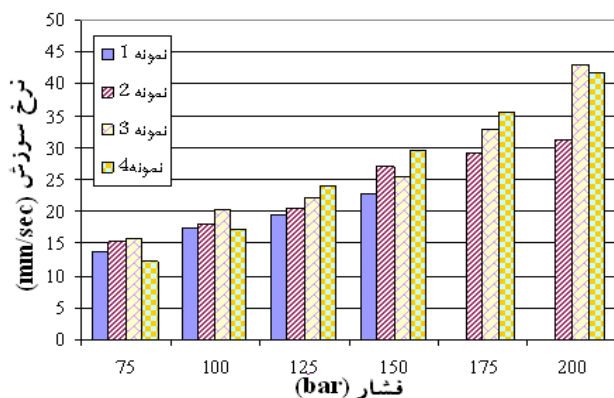
آنهاست. بنابراین هرچه اندازه‌ی ذرات اکسیدکننده کوچک‌تر باشد، سرعت سوزش بالاتر خواهد بود [۳۰]. همچنین افت نرخ سوزش به معنی طولانی‌تر شدن زمان عملکرد موتور است. طولانی‌تر شدن زمان عملکرد هم به معنی پایین‌تر بودن نرخ افت فشار خواهد بود. همان‌طور که بیان شد، پایین‌تر بودن نرخ افت فشار موتور، احتمال روشن شدن مجدد آن را افزایش می‌دهد [۳۱]، بنابراین اندازه‌ی ذرات پرکلرات پتاسیم، به‌دلیل تغییر سرعت سوزش پیشراانه، در روشن شدن

جدول ۳- داده‌های آزمون تعیین نرخ سوزش نمونه‌ها در سه دما (اعداد نرخ سوزش بر حسب mm/s).

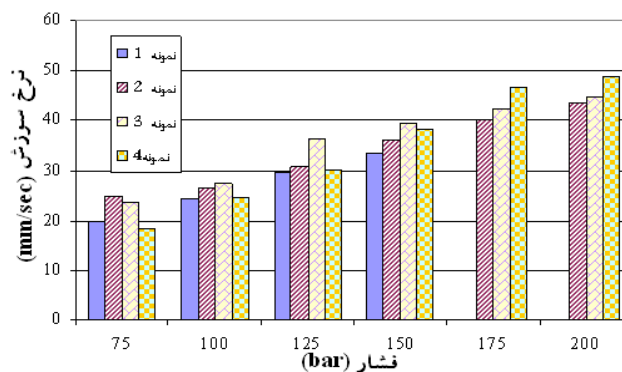
دما (°C)	فشار (bar)					
	۲۰۰	۱۷۵	۱۵۰	۱۲۵	۱۰۰	۷۵
+۲۰	نمونه ۱	-	۲۸/۶۹	۲۴/۳۹	۲۱/۳۷	۱۷/۳۱
	نمونه ۲	۳۸/۵۷	۳۴/۴۱	۲۹/۸۰	۲۶/۷۲	۲۲/۹۲
	نمونه ۳	۳۸/۶۷	۳۷/۸۵	۳۰/۷۷	۲۷/۳۵	۲۳/۳۴
	نمونه ۴	۴۹/۸۲	۳۸/۴۸	۳۷/۲۴	۳۱/۱۸	۲۱/۸۶
+۶۰	نمونه ۱	-	۳۳/۵۷	۲۹/۵۴	۲۴/۳۱	۲۰/۰۳
	نمونه ۲	۴۳/۶۱	۴۰/۰۱	۳۶/۰۷	۳۰/۸۴	۲۶/۳۷
	نمونه ۳	۴۴/۸۸	۴۲/۴۳	۳۹/۵۷	۳۶/۳۶	۲۷/۳۶
	نمونه ۴	۴۸/۸۰	۴۶/۵۱	۳۸/۱۷	۳۰/۲۴	۲۴/۵۰
-۳۰	نمونه ۱	-	۲۲/۸۸	۱۹/۶۴	۱۷/۴۳	۱۳/۷۳
	نمونه ۲	۳۱/۳۶	۲۹/۲۳	۲۷/۰۳	۲۰/۵۴	۱۸/۱۳
	نمونه ۳	۴۳/۱۷	۳۲/۹۵	۲۵/۴۲	۲۲/۲۳	۲۰/۲۲
	نمونه ۴	۴۱/۸۴	۳۵/۵۳	۲۹/۸۱	۲۴/۱۶	۱۷/۱۷



شکل ۷- مقایسه نرخ سوزش نمونه‌ها در دمای ۲۰°C.



شکل ۹- مقایسه نرخ سوزش نمونه‌ها در دمای ۳۰°C.



شکل ۸- مقایسه نرخ سوزش نمونه‌ها در دمای ۶۰°C.

می‌دهد. همچنین مشاهده شد که، حضور ذرات اکسیدکننده با دانه‌بندی درشت و توزیع نامناسب، باعث کاهش نرخ سوزش شده و در نتیجه‌ی آن نرخ افت فشار کاهش یافته و منجر به بروز این پدیده‌ی نامطلوب می‌شود. شاید بتوان گفت که استفاده از اکسیدکننده با اندازه‌ی ذرات ریزتر، می‌تواند یکی از راه‌کارهای مؤثر در حذف پدیده‌ی پس سوزی باشد. از نکات بارز دیگر این تحقیق، ارائه‌ی راه‌کار مناسب و بدون ایجاد تغییر در مراحل فرآیندی می‌باشد، به‌طوری‌که روش پیشنهاد شده برای حذف پدیده‌ی پس سوزی در موتورهای تولیدی، دارای کاربرد عملی بوده و با هزینه‌ی مناسب قابل اجرا خواهد بود.

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله پدیده‌ی پس سوزی در موتورهای سوخت جامد اصلاح شده مورد بررسی قرار گرفته و نشان داده شد که پدیده‌ی پس سوزی موتور، ناشی از احتراق مجدد مواد پیشرانده‌ی باقیمانده در روی پین می‌باشد. باقی ماندن مواد پیشرانده در روی پین به دلیل بزرگتر بودن ضخامت وب در این ناحیه بوده و به دلیل نرخ بسیار بالای افت فشار، پدیده‌ی خاموشی اتفاق می‌افتد. در این تحقیق نشان داده شده است که، در موتور تولیدی، به دلیل پایین‌تر بودن فشار محفظه و طولانی‌تر بودن زمان عملکرد، نرخ افت فشار نسبت به موتور اصلی پایین‌تر بوده که کاهش نرخ افت فشار، احتمال بروز احتراق مجدد را افزایش

منابع

- [1]. Paul, B. E., C.C. Ciepluch, Levine, R. L., and Fong, L. Y., A Ballistic Explanation of the Ignition Pressure Peak, AIAA Paper, 64-121, 1964.
- [2]. Ciepluch, C.C., Von Elbe, G., Solid Propellant Ignition and Response of Combustion to Pressure Transients, AIAA Paper, 666-668, 1966.
- [3]. Ciepluch, C.C., Von Elbe, G. and McHale, E. T., "Extinguishment of Solid Propellants by Rapid Depressurization", AIAA Journal, 6, 1965.
- [4]. Krier, H., Ciepluch, C.C., Solid Propellant Burning Rate During a Pressure Transient, Combustion Science and Technology, Vol. 5, 1972.
- [5]. T'ien, J. S., The Effects of Perturbation on the Flammability Limits, Combustion Science and Technology, Vol. 7, 1973
- [6]. T'ien, J. S., A Theoretical Criterion for Dynamic Extinction of Solid Propellants by Fast Depressurization, Combustion Science and Technology, Vol. 9, 1974.
- [7]. Zeldovich, Y. B., "The Burning Velocity of Powder under Variable Pressure", Journal of Applied Mechanics and Theoretical Physics, Vol. 5, 1964.
- [8]. Istratov, A. G., Librovich, V. B., and Novozhilov, B. V., "An Approximate Method in the Theory of Unsteady Burning Velocity of Powder", Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, Vol. 5, 1964.

- [9]. Novozhilov, B. V., "Nonstationary Burning of Powder Having a Variable Surface Temperature", Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, Vol. 8, 1967.
- [10]. Summerfield, M., Caveny, L. H., Battista, R. A., Kubota, N., Gostintsev, Yu. A., Isoda, H. "Theory of Dynamic Extinguishment of Solid Propellants with Special Reference to Non-steady Heat Feedback", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 8, 1971.
- [11]. Battista, R. A., Caveny, L. H., and Summerfield, M., "Nonsteady Combustion of Solid Propellants", Department of Aerospace and Mechanical Sciences, ANS Report No. 1049, 1972.
- [12]. Frost, V. A., "Extinction of a Powder with a Change in Pressure", Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, Vol. 13, 1972.
- [13]. Frost, V. A. and Yumashev, V. L., "Study of the Extinction of Gunpowder in the Combustion Model with a Variable Surface Temperature", Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, Vol. 14, 1973.
- [14]. Frost, V. A. and Yumashev, V. L., "Extinction of a Solid Propellant Accompanying a Fall in Pressure as a Loss of Combustion Stability", Combustion Explosion and Shock Waves, Vol. 12, 1976.
- [15]. Assovskiy, I. G., Istratov, A. B., and Leypunskiy, O. I., "Extinction of a Propellant with a Pressure Drop, Combustion", Explosion and Shock Waves, Vol. 13, 1977.
- [16]. Librovich, V., "Nonsteady Burning Processes for Powder and Solid Propellants", Proceedings of XII International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, 1977.
- [17]. Merkle, C. L., Turk, S. L., and Summerfield, M., "Extinguishment of Solid Propellant by Rapid Depressurization", Department of Aerospace and Mechanical Sciences, ANS Report No. 880, 1969.
- [18]. Steinz, J. A. and Selzer, H., "Depressurization Extinguishment for Various Starting Pressures and Solid Propellant Types", AIAA Paper 71-631, 1971.
- [19]. Selzer, H., "Depressurization Extinguishment of Composite Solid Propellants: Influence of Composition and Catalysts", AIAA Journal, Vol. 11, 1973.
- [20]. Park, C. P., Ryan, N. W., and Baer, A. D., "Extinguishment of Composite Propellants at Low Pressures", AIAA Paper 73-175, 1973.
- [21]. Jensen, G. E. and Brown, R. S., "An Experimental Investigation of Rapid Depressurization Extinguishment", AIAA Journal, Vol. 9, 1971.
- [22]. Boggs, T. L. and Zinn, B. T. (Eds.) "Experimental Diagnostics in Combustion of Solids", AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 63, AIAA, 1978.
- [23]. Von Elbe, G. and McHale, E. T., "Extinguishment of Solid Propellants by Rapid Depressurization", AIAA Journal, Vol. 6, 1981.
- [24]. MIL-STD-286 B, Method T803.1, Measurement of Burning Rate in Solid Propellants, 1999.
- [25]. Schumacher, J.C., "Perchlorates: Their Property, Manufactures and Uses", American Chemical Society, 1960.
- [26]. Kuo, K. K. and Martin Summerfield, "Fundamentals of Solid Propellant Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Vol. 90, 1984.
- [27]. Park, C. P., Ryan, N. W., and Baer, A. D., "Extinguishment of Composite Propellants at Low Pressures", AIAA Paper 190-255, 1973.
- [28]. Merkle, C. L., Turk, S. L., and Summerfield, M., "Extinguishment of Solid Propellant by Rapid Depressurization", AIAA Paper 1969.
- [29]. Summerfield, M., Caveny, L. H., Battista, R. A., Kubota, N., Gostintsev, Y. A., and Isoda, H., "Theory of Dynamic Extinguishment of Solid Propellants with Special Reference to Nonsteady Heat Feedback Law", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 8, 1971.
- [30]. Al-Harathi, A., Williams, A. "Effect of Oxidizer Particle Diameter on the Combustion of Propellants", Fuel Vol. 77, 1998.
- [31]. Dokhan, A., Price, E. W., Seitzman, J.M. and Sigman, R. K., "Combustion Mechanism of Bimodal and Ultra Fine Aluminum in AP Solid Propellant", AIAA 2002-4173, USA, 2002.