



Experimental Study of the Effect of Ammonium Perchlorate Oxidizer Particle Size Distribution on Physical, Mechanical and Combustion Properties of HTPB-Based Composite Solid Propellant Containing 19 wt.% of Aluminum

S. R. Taghavi¹, M. A. Dehnavi^{2*}

1- M. Sc. of Chemical Engineering, Imam Hossein Comprehensive University

2- Associate Professor of Chemical Engineering, Imam Hossein Comprehensive University

Email: mdehnavi@ihu.ac.ir

Abstract

The composite solid propellant based on the three main components AP/Al/HTPB containing 19 wt.% of Aluminum has special physical, mechanical and combustion properties due to the high solid load. Increasing the solid load is done in order to improve the performance properties of solid propellant, such as specific impulse and volume combustion heat, which are requirements of space missions. On the other hand, increasing the solid load (reducing the binder system) leads to limitations in the production process, such as increasing the viscosity, reducing the pot life, and reducing the processability of the propellant slurry, and also reducing the quality of other propellant properties such as mechanical properties. In this study, the effect of ammonium perchlorate (AP) as one of the key parameters on the physical, mechanical and combustion properties of composite solid propellant has been studied experimentally. The results showed that by reducing the average size of AP particles, the density does not change significantly, the tensile strength and modulus increase and the elongation decreases, and the burning rate of the propellants increases slightly. The average density of propellants is 1792 kg/m³, For the propellant sample with the NCO/OH ratio = 0.88 and the mass average AP particle size equal to 251 μm, the ultimate tensile strength is 0.523 MPa, the maximum elongation is 35.1%, the modulus is 1.5 Mpa, and the burning rate at 65 bar is equal to 6.9 mm/sec.

Received: 16 November 2022

Accepted: 4 March 2023

Page Number: 38-48

Keywords:

Mechanical Properties,
Burning Rate,
Composite Solid Propellant,
Particle-Size Distribution,
Ammonium Perchlorate
(AP),
Aluminum Powder and
HTPB

Please Cite this Article Using:

Taghavi, S. R., & Dehnavi, M. A. (2024). Experimental Study of the Effect of Ammonium Perchlorate Oxidizer Particle Size Distribution on Physical, Mechanical and Combustion Properties of HTPB-Based Composite Solid Propellant Containing 19 wt.% of Aluminum. *Iranian Chemical Engineering Journal*, 22(131), 38-48, [In Persian].



مطالعه تجربی تأثیر توزیع اندازه ذرات اکسیدکننده آمونیوم پرکلرات بر خواص فیزیکی، مکانیکی و احتراقی پیشرانۀ جامد مرکب بر پایه HTPB حاوی ۱۹٪ وزنی آلومینیوم

سیدرضا تقوی^۱، محمدعلی دهنوی^{۲*}

۱- کارشناس ارشد مهندسی شیمی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)

۲- دانشیار گروه مهندسی شیمی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)

پیام نگار: mdehnavi@ihu.ac.ir

چکیده

پیشرانۀ جامد مرکب بر پایه سه جزء اصلی پلی بوتادیان خاتمه یافته با هیدروکسیل/آلومینیوم/آمونیم پرکلرات (AP/Al/HTPB) حاوی ۱۹٪ وزنی آلومینیوم به دلیل بار جامد بالا، خواص فیزیکی، مکانیکی و احتراقی ویژه‌ای دارد. افزایش محتوای بار جامد به منظور ارتقای خواص عملکردی پیشرانۀ جامد مانند ایمپالس ویژه و گرمای احتراق حجمی که از الزامات مأموریت‌های فضایی هستند، انجام می‌پذیرد. از سویی افزایش بار جامد (کاهش سامانه بایندر) با محدودیت‌های در فرایند تولید پیشرانۀ جامد مانند افزایش گرانروی، کاهش پات لایف (عمر کاربری) و کاهش فرایندپذیری دوغاب پیشرانۀ همراه است و هم‌چنین موجب کاهش کیفیت خواص مکانیکی محصول پیشرانۀ می‌شود. در این مقاله تأثیر توزیع اندازه ذرات اکسیدکننده AP به‌عنوان یکی از مؤلفه‌های کلیدی بر خواص فیزیکی، مکانیکی و احتراقی پیشرانۀ جامد مرکب به‌صورت تجربی مطالعه شد. نتایج نشان داد که با کاهش میانگین اندازه ذرات AP مقدار چگالی تغییر چشم‌گیری ندارد، مقدار استحکام کششی و مدول افزایش و ازدیاد طول کاهش می‌یابد و هم‌چنین نرخ سوزش پیشرانۀ کمی افزایش پیدا می‌کند. چگالی پیشرانۀ به‌صورت میانگین 1792 kg/m^3 ، برای نمونه پیشرانۀ با نسبت $NCO/OH = 0.88$ و میانگین جرمی اندازه ذرات AP برابر با $251 \mu\text{m}$ مقدار استحکام کششی بیشینه 0.523 MPa ، ازدیاد طول بیشینه $35/1\%$ ، مدول $1/5 \text{ MPa}$ و نرخ سوزش در فشار 65 bar برابر با $6/9 \text{ mm/sec}$ به‌دست آمد.

کلیدواژه‌ها:

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۲۵
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۱۲/۱۳
شماره صفحات: ۳۸ تا ۴۸
خواص مکانیکی،
نرخ سوزش،
پیشرانۀ جامد مرکب،
توزیع اندازه ذرات،
آمونیم پرکلرات (AP)،
پودر آلومینیوم و HTPB

* تهران، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، دانشکده و پژوهشکده فنی مهندسی، گروه مهندسی شیمی

استناد به مقاله:

تقوی، سیدرضا، و دهنوی، محمدعلی. (۱۴۰۲). مطالعه تجربی تأثیر توزیع اندازه ذرات اکسیدکننده آمونیوم پرکلرات بر خواص فیزیکی، مکانیکی و احتراقی پیشرانۀ جامد مرکب بر پایه HTPB حاوی ۱۹٪ وزنی آلومینیوم، نشریه مهندسی شیمی ایران، ۲۲(۱۳۱)، ۳۸-۴۸.

۱. مقدمه

پیشرانده‌های جامد مرکب از سه جزء اصلی اکسیدکننده (۷۰-۶۵٪ وزنی)، سوخت فلزی (۲۰-۱۵٪ وزنی) و سامانه بایندر (۱۵-۱۰٪ وزنی) به همراه مواد افزودنی (۵٪-۳٪ وزنی) تشکیل شده است. پیشرانده جامد مرکب بر پایه سه جزء اصلی پلی بوتادیان خاتمه یافته با هیدروکسیل/آلومینیم/آمونیم پرکلرات (AP/AI/HTPB) حاوی ۱۹٪ وزنی آلومینیوم، خواص فیزیکی، مکانیکی و احتراقی مطلوبی دارد و برای مأموریت‌های هوافضایی در موتورهای مختلف با شرایط عملیاتی متنوع استفاده می‌شود [۱-۴]. موفقیت موتور پیشرانده‌های جامد مرکب وابسته به خواص مکانیکی گرین پیشرانده^۱ در برابر تنش‌های کششی، فشاری و برشی و تغییرات شدید نیروی ثقلی حین پرتاب است [۵]. طی ۷۰ سال تکامل و بلوغ فناوری در حوزه پیشرانده جامد مرکب، اکسیدکننده‌های مختلفی از جمله پتاسیم پرکلرات (KP)، آمونیوم نترات (AN) و غیره، محل توجه بوده‌اند [۶،۷]. با این حال امروزه آمونیوم پرکلرات (AP) به علت برتری‌های متعددی چون سازگاری با سایر اجزای فرمول بندی، محتوای اکسیژن بالا، گرمای تشکیل پایین، چگالی بالا، پایداری حرارتی بالا، سمی نبودن، عمر ماندگاری بالا و قیمت مناسب، به عنوان متداول‌ترین اکسیدکننده در حوزه پیشرانده جامد مرکب مطرح است؛ با این وجود محصولات حاصل از احتراق آن موجب تولید آمونیاک و گازهای بر پایه کلر از جمله هیدروکلریک است که با محیط زیست سازگار نیست و منجر به تخریب لایه ازن، تشکیل باران‌های اسیدی و بروز بیماری‌های غده تیروئید در انسان می‌شود. از این رو با توجه به محدودیت‌های محیط زیستی، محققان به دنبال اکسیدکننده‌های جای‌گزین هستند و مهم‌ترین گزینه‌های سازگار با محیط زیست HNF^۲ و ADN^۳ هستند [۸-۱۰].

احتراق و نرخ سوزش پیشرانده‌های جامد مرکب با اکسیدکننده آمونیوم پرکلرات (AP) تا حدود زیادی به اندازه، توزیع، تخلخل و هندسه ذرات AP و کسر جرمی آن بستگی دارد [۵]. افزایش محتوای AP در فرمول بندی پیشرانده جامد، موجب افزایش نرخ سوزش و دمای شعله می‌شود و تأثیرگذارترین عامل بر نرخ سوزش پیشرانده جامد مرکب، اندازه ذرات AP است [۱۱-۱۳]. ذرات AP ریزتر، شعله نزدیک‌تر تولید می‌کند که موجب افزایش شار حرارتی

به سطح می‌شود و نرخ سوزش را بالا می‌برد. برای پیشرانده‌های حاوی ذرات AP ریزشعله نفوذی تحت تأثیر سنتیک واکنش و بسیار به فشار حساس است؛ اما برای ذرات AP درشت‌تر شعله نفوذی تحت تأثیر فرایند نفوذ است و به فشار خیلی حساس نیست [۱۴]. برای پیشرانده‌های مرکب با محتوای جامد بالا، ریزتر شدن محتوای جامد موجب افزایش نرخ سوزش می‌شود و این به دلیل سطحی بودن پدیده احتراق و افزایش سطح احتراق محتوای جامد با کاهش اندازه ذرات است [۱۵]. از طرفی کاهش اندازه ذرات AP موجب استحکام سطح سوزش و کاهش اندازه کلوخه‌های^۴ ذرات آلومینیومی می‌شود [۱۶]. بنابراین با کاهش اندازه ذرات AP نرخ سوزش افزایش می‌یابد و این در حالی است که اثر اندازه ذرات بر نرخ سوزش با افزایش فشار تقلیل می‌یابد [۱۱]. کوهگا [۱۷] با بررسی تأثیر شکل، سطح تماس و تخلخل ذرات AP بر مشخصات نرخ سوزش پیشرانده جامد بر پایه AP/HTPB حاوی ۷۲٪ جرمی ذرات توخالی و متخلخل AP، تأثیر شکل، هندسه، پیکربندی و تخلخل ذرات را با دو مشخه قطر میانگین وزنی (D_w)، مساحت سطح ویژه (S_w) تعریف می‌کند و نتیجه می‌گیرد که نرخ سوزش تابعی از قطر میانگین وزنی، مساحت سطح ویژه و فضای خالی ذرات AP است. کوهگا در تحلیل این رفتار بیان داشت که فضای خالی موجود در ذرات متخلخل و توخالی AP به وسیله سامانه بایندر HTPB پر نمی‌شود و تولید ناخالصی‌های حبابی محبوس در پیشرانده می‌کند که تأثیر مثبتی بر ارتقای نرخ سوزش دارد. این اثر موجب بروز دو رژیم متفاوت در نرخ سوزش می‌شود. در سامانه‌های حاوی AP با دو اندازه ذره نرخ سوزش تنها تابع قطر میانگین ذرات AP نیست، بلکه وابسته به فشار، محتوای AP درشت و توزیع نسبت AP ریز به درشت است [۱۸]. در توزیع نسبت‌های یکسان با ریزتر شدن ذرات AP نرخ سوزش پیشرانده افزایش می‌یابد و تأثیر نهایی فشار بر نرخ سوزش برای پیشرانده با ذرات AP ریز، بیشتر از پیشرانده با ذرات AP درشت است [۱۱]. ارتفاع شعله پیش اختلاط و شعله نفوذی، غلظت اجزا در ناحیه نفوذی و مقدار شار حرارتی مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار بر احتراق پیشرانده‌های جامد هستند. تأثیرگذارترین عامل بر نرخ سوزش شامل مشخصات ذرات AP از جمله اندازه، توزیع اندازه، تخلخل، پیکربندی و کسر جرمی ذرات AP است. ارتفاع شعله نفوذی به اندازه ذرات AP بستگی دارد [۱۹]. ذرات AP از سه منظر مقدار، اندازه و توزیع اندازه

1. Propellant Grain
2. Hydrazinium Nitro Formate
3. Ammonium Dinitramide

4. Agglomerate

توزیع ذرات سه‌اندازه‌ای که حاوی ذرات بسیار ریز AP هستند مقدار بهینه برای به‌کارگیری ذرات بسیار ریز AP وجود دارد. با افزایش ذرات بسیار ریز AP تا مقدار بهینه، استحکام کششی و درصد ازدیاد طول افزایش و مدول و گرانروی دوغاب پیشرانه حین فراوری کاهش می‌یابد و با افزایش بیشتر از مقدار بهینه، رفتار تنش- کرنشی پیشرانه معکوس می‌شود. با افزایش ذرات بسیار ریز AP فضاهای خالی بین ذرات درشت‌تر AP به‌وسیله آن‌ها پر می‌شود و بایندر بیشتری برای خیس کردن ذرات AP در دسترس است [۲۵]. این افزایش در مقادیر کمتر و بیشتر از ۹٪ جرمی موجب معکوس شدن رفتار مکانیکی پیشرانه می‌شود؛ به طوری که در مقدار ۹٪ جرمی AP بسیار ریز ازدیاد طول حداکثر و مدول حداقل است. افزایش بیش از مقدار ۹٪ جرمی AP بسیار ریز موجب می‌شود که ذرات بسیار ریز از فضای خالی موجود بین ذرات درشت‌تر بیشتر شود و تأثیر معکوسی بر رفتار مکانیکی و روانه‌شناختی (رنولوژی) پیشرانه داشته باشد. افزایش میزان خیس‌شوندگی، پیوندهای عرضی بین زنجیره‌های شبکه بایندر و ذرات جامد را افزایش می‌دهد [۲۵]. توزیع اندازه ذرات AP، نسبت عامل پخت به رزین (NCO/OH)، عامل پیوندی و عامل شبکه‌ای‌کننده از جمله مشخصه‌های عملیاتی برای ارتقای خواص مکانیکی پیشرانه است. عامل شبکه‌ای‌کننده درمقایسه با عامل پیوندی بر خواص مکانیکی پیشرانه مؤثرتر است. خواص سطحی و مشخصات ذرات جامد بر خواص مکانیکی مؤثر باشد که می‌تواند وابسته به مواد افزودنی باشد. سایر افزودنی‌ها با تأثیر گذاشتن بر فرایند پخت بیشتر بر رفتار روانه‌شناختی دوغاب پیشرانه مؤثرند، اما به صورت ضمنی می‌توانند بر خواص مکانیکی تأثیرگذار باشند [۲۶].

تاکنون تحقیقات گسترده‌ای درخصوص تأثیر توزیع اندازه ذرات بر خواص فیزیکی، مکانیکی و احتراقی پیشرانه‌های جامد مرکب بر پایه HTPB/AP/Al انجام شده، اما مطالعات تجربی بسیار محدودی درخصوص پیشرانه‌های حاوی ۱۹٪ آلومینیوم انجام پذیرفته است. این دسته از پیشرانه‌ها به‌علت محتوای بار جامد بالا، خواص منحصره‌فردی دارند؛ به طوری که در میان فرمول‌بندی‌های متداول بر پایه HTPB/AP/Al بالاترین سطوح ایمپالس ویژه تئوری و محتوای انرژی تئوری را که از الزامات ضروری مأموریت‌های فضایی است، دارند؛ اما محتوای بار جامد بالا، موجب افزایش مقاومت

ذرات بر خواص مکانیکی تأثیر گذارند. در حالت کلی با افزایش بار جامد^۱ مقاومت تنش- کرنشی پیشرانه‌های جامد مرکب بیشتر می‌شود. افزایش مقدار AP موجب افزایش استحکام کششی، مدول و کاهش ازدیاد طول می‌شود و این به‌دلیل افزایش شکل‌گیری پیوندهای عرضی ذرات جامد با زنجیره‌های شبکه ماتریس بایندر است [۲۰، ۲۱]. پاتیل و سینگ [۲۲] با بررسی تأثیر افزایش مقدار AP بر خواص مکانیکی و بالستیکی پیشرانه جامد مرکب بر پایه HTPB نتیجه گرفتند که با افزایش بار جامد از ۸۰ به ۸۳٪ تغییر چشم‌گیری در استحکام کششی پیشرانه مشاهده نمی‌شود. با این حال هنگامی که بار جامد در محدوده ۸۵-۸۸٪ و مقدار سامانه بایندر در محدوده ۱۲-۱۳٪ قرار می‌گیرد، استحکام کششی با افزایش بار جامد به‌صورت چشم‌گیری افزایش می‌یابد. حداکثر استحکام کششی در بار جامد ۸۷٪ اتفاق می‌افتد [۲۲]. با افزایش نسبت AP ریز به درشت استحکام کششی و مدول افزایش و ازدیاد طول کاهش می‌یابد [۲۱، ۲۳]. کسر انباشتگی^۲ (به‌صورت نسبت حجم ذرات به حجم ذرات به‌اضافه حجم فضای بین آن‌ها تعریف می‌شود) مؤثرترین عامل بر خواص مکانیکی پیشرانه جامد مرکب است که با ارتقای آن خواص مکانیکی بهبود می‌یابد. کسر انباشتگی با افزایش محتوای ریز ذرات AP افزایش می‌یابد و وابسته به شکل، توزیع و تعداد ذرات و مشخصات سطحی آن‌هاست [۲۴، ۲۵]. محققان حداکثر کسر انباشتگی محتوای جامد برای پیشرانه جامد مرکب با توزیع ذرات دواندازه‌ای^۳ AP را ۸۶٪ وزنی گزارش داده‌اند و برای پیشرانه‌های با توزیع ذرات سه‌اندازه‌ای^۴ این مقدار افزایش می‌یابد. محمود و همکارانش [۱۵] تأثیر توزیع سه‌اندازه ذرات آمونیوم پر کلرات بر خواص مکانیکی و عملکردی پیشرانه‌های جامد مرکب بر پایه فرمول‌بندی HTPB/Al/AP را با ترکیب درصد ۱۴/۱۸/۶۸ بررسی کردند و دریافتند که با افزایش میانگین اندازه ذرات AP در فرمول‌بندی ثابت، مقدار استحکام کششی کاهش و درصد ازدیاد طول افزایش پیدا می‌کند. آنان در تحلیل نتایج ادعا کردند که افزایش ذرات AP ریز، سطح تماس محتوای AP را افزایش می‌دهد و این موضوع موجب افزایش سطح تماس بایندر و ذرات AP و سرانجام افزایش اتصالات در پیشرانه می‌شود. در پیشرانه‌های با

1. Solid Loading
2. Packing Fraction
3. Bimodal
4. Trimodal

تنشی - کرنشی پیشرانه شده است [۲۱،۲۶]. از این رو مطالعه تجربی اثر مؤلفه‌های کلیدی بر خواص مختلف پیشرانه به‌منظور کسب دانش فنی فرمول‌بندی‌های پیشرانه‌های فضایی اجتناب‌ناپذیر است، لذا در این مقاله تأثیر توزیع اندازه ذرات AP به‌عنوان یکی از مؤلفه‌های کلیدی بر خواص فیزیکی، مکانیکی و احتراقی به‌صورت تجربی بررسی شده است.

۲. بخش تجربی

۲-۱ مواد اولیه

برای تهیه پیشرانه‌ها از اکسیدکننده آمونیوم پرکلرات (AP) با توزیع ذرات سه‌اندازه‌ای با میانگین اندازه ذرات $400 \mu m$ ، $260 \mu m$ و $20 \mu m$ به‌ترتیب با نسبت (۲۰/۳۰/۵۰) استفاده شد. پودر آلومینیوم (Al) به‌عنوان سوخت فلزی با میانگین اندازه ذرات $20 \mu m$ به‌کار رفت. از رزین HTPB با متوسط وزن مولکولی $3400 g/mol$ و مقدار هیدرآکسل $0.396 mg KOH/g (OH_{value})$ استفاده شد. دیمریل دی‌ایزوسیانات (DDI) و ایزوفرون دی‌ایزوسیانات (IPDI) به‌عنوان عامل‌های پخت، دی‌اکتیل سباتات (DOS) به‌عنوان نرم‌کننده و عامل پیوندی HX-752^۳ به‌کار گرفته شد. کلیه مواد اولیه به‌صورت تجاری تهیه شده‌اند. مهم‌ترین الزام شرایط آماده‌سازی مواد اولیه از بین‌بردن رطوبت است؛ بنابراین برای ذرات آمونیوم پرکلرات، پودر آلومینیوم و رزین HTPB شرایط آماده‌سازی شامل نگهداری در دمای $60^\circ C$ و فشار محیط به‌مدت پنج روز فراهم شده است.

۲-۲ تهیه فرمول‌بندی

فرایند تولید پیشرانه جامد مرکب شامل چهار مرحله اصلی پیش‌اختلاط، اختلاط، ریخته‌گری و پخت است. فرایند پیش‌اختلاط به‌مدت $25 min$ و در دمای $35^\circ C$ انجام می‌شود. فرایند اختلاط در ۷ مرحله و به‌مدت $175 min$ در بازه دمایی $35-55^\circ C$ انجام شد که $50 min$ آن تحت خلأ نسبی $0.18 bar$ - بوده است. حداکثر سرعت چرخش پروانه‌های میکسر $15 rpm$ است. ریخته‌گری تحت خلأ نسبی $0.18 bar$ - انجام شد. نمونه‌ها در دمای $60^\circ C$ ، فشار محیط و به‌مدت ۷ روز فراوری شده‌اند.

۳-۲ طراحی آزمایش

توزیع اندازه ذرات AP به‌عنوان متغیر آزمایش‌ها تعریف شد. نسبت R به‌صورت کسر مول عوامل ایزوسانات‌دار (NCO) به مول عامل هیدرآکسیل‌دار (OH) (شامل رزین، عامل پیوندی، عامل شبکه‌ای‌کننده و غیره است) اجزای فرمول‌بندی حساب می‌شود. برای محاسبه نسبت R از معادله (۱) استفاده شده است.

$$R = 4.8276254 * \left(\frac{m_{DDI}}{m_{HTPB}} \right) \quad (1)$$

نمونه‌های پیشرانه در مقادیر ۵۰۰ گرمی برای دو توزیع اندازه ذرات AP (A و B) در دو نسبت R (۰/۸۸ و ۰/۹) برپایه DDI و نسبت R (۰/۸۸) برپایه عامل پخت IPDI مطابق فرمول‌بندی‌های مندرج در جدول (۱) تهیه شده است. توزیع اندازه ذرات A و B در جدول (۲) ارائه شده است.

۴-۲ تجهیزات و استانداردهای مورد استفاده

برای تهیه پیشرانه جامد از میکسرهای سیاره‌ای دوپروانه‌ای^۴ استفاده شده است. چگالی نمونه‌های تهیه‌شده با استفاده از دستگاه چگالی‌متر RADWAG مدل AS220/C/2 اندازه‌گیری شده است. برای هر نمونه حداقل ۳ آزمون چگالی انجام و میانگین آن‌ها گزارش شد. آزمون خواص مکانیکی به‌وسیله دستگاه کشش تک‌محوره با نرخ کشش ثابت $50 mm/min$ در دمای $25^\circ C$ مطابق استاندارد ASTM-D638 انجام شد. برای آزمون سختی از دستگاه سختی‌سنج Shore A مطابق استاندارد ASTM D2240 استفاده شد. از هر نمونه ۳ عدد دمیل مطابق استاندارد JANAF^۵ تهیه و تحت آزمون کشش تک‌محوره قرار گرفته شد. آزمون سختی‌سنجی هر نمونه در ۷ نوبت انجام و میانگین آن‌ها گزارش شده است. آزمون نرخ سوزش نمونه‌ها با استفاده از روش سرعت سوزش میله‌ای و با دستگاه بمب کرافورد براساس استاندارد MIL-STD-286C اندازه‌گیری شد. از هر نمونه سه عدد میله‌های مکعب‌شکل با ابعاد $4*4*150 mm$ تهیه و در دمای $25^\circ C$ و فشارهای مختلف، آزمون شدند. فشار محفظه با استفاده از گاز بی‌اثر نیتروژن تأمین شده است. نرخ سوزش با استفاده از قانون ویله (معادله (۲)) مدل‌سازی شده است، نرخ سوزش خطی تابعی از فشار محفظه احتراق است و با رابطه‌ی نمایی موسوم به قانون ویله بیان می‌شود.

4. Double Planetary Mixer
5. Joint Army Navy Air Force

1. Dimeryl Diisocyanate (DDI) (2-Heptyl-3,4-bis-(9-Isocyanatononyl)-1-Pentyl-Cyclohexane)
2. Dioctyl Sebacate (DOS) (Di-2-Ethylhexyl Sebacate)
3. HX-752 (1,1'-Isophthaloyl-Bis(2-Methylaziridine))

جدول ۱. جزئیات فرمول بندی پیشرانده های تولید شده*

Table 1. Formulation details of the produced Propellants.

Particle Size Distribution of AP	A		B	
	R = 0.88	R = 0.90	R = 0.88	R = 0.90
Raw Material	Sample 1	Sample 2	Sample 3	Sample 4
Oxidizer (AP)	69	69	69	69
Metal Fuel (Al)	19	19	19	19
Resin (HTPB)	6.77	6.74	6.77	6.74
Softener (DOS)	3.5	3.5	3.5	3.5
Curing Agent (DDI)	1.23	1.26	1.23	1.26
Other Additives	0.3	0.3	0.3	0.3

* مقادیر مندرج در جدول براساس درصد جرمی است.

جدول ۲. توزیع اندازه ذرات AP.

Table 2. Particle Size Distribution of AP.

#	Particle Size Distribution	AP _c (400 μm)	AP _m (260 μm)	AP _f (20 μm)	Mass Average of AP Particle
1	A	50	30	20	282
2	B	45	50	30	251

قانون ارشمیدس اندازه گیری شد که در جدول (۳) ارائه شده است. چگالی تئوری براساس مقادیر توزین شده حین فرایند حساب شده است. همان طور که مشاهده می شود به طور میانگین، چگالی تجربی پیشرانده ها 1792 kg/m^3 است. مقدار چگالی تجربی نمونه ها نسبت به مقدار تئوری آن ها کمتر است، این تفاوت می تواند به علت وجود حباب های بسیار ریز در فرمول بندی پیشرانده باشد. با ارزیابی نتایج آزمون چگالی مشاهده شد که با کاهش میانگین اندازه ذرات، میزان خطا کمتر می شود. از طرفی تأثیر کسر انباشتگی در پیشرانده های با توزیع ذرات سه اندازه ای AP مهم است، با افزایش محتوای AP ریز، فضای خالی بین ذرات AP درشت تر به وسیله AP ریز پر شده و میزان کسر انباشتگی بهبود و خطا کاهش یافته است.

$$\bar{\rho} = \frac{\sum m_i}{\sum (m_i / \rho_i)} \quad (3)$$

$$r = ap_c^n \quad (2)$$

که r نرخ سوزش، a ثابت نرخ سوزش، P_c فشار محفظه احتراق و n نمای فشار است. نمای فشار از مهم ترین مشخصه های عملیاتی پیشرانده است، مقادیر کوچک آن تأثیر تغییرات فشار محفظه احتراق بر نرخ سوزش را به حداقل می رساند و رسیدن به فشار تعادلی را سرعت می بخشد [۱۹].

۳. نتایج و بحث

۳-۱ بررسی نتایج آزمون خواص فیزیکی پیشرانده

چگالی بالا یکی از الزامات مهم پیشرانده های جامد مرکب است. در این بخش از میان خواص فیزیکی چگالی پیشرانده ها ارزیابی شده است. برای فرمول بندی هر کدام از نمونه ها، چگالی تئوری براساس معادله (۳) حساب شد و چگالی تجربی با بهره گیری از

جدول ۳. نتایج آزمون چگالی سنجی پیشرانه.

Table 3. The results of the propellant density.

#	Formulations	Theoretical density [kg/m^3]	Experimental density [kg/m^3]	Error [%]	Description
1	Sample No.1	1798.7	1786.5	-0.68	R=0.90/A
2	Sample No.2	1798.8	1787.1	-0.65	R=0.88/A
3	Sample No.3	1798.7	1797.8	-0.05	R=0.90/B
4	Sample No.4	1798.1	1794.9	-0.17	R=0.88/B

۳-۲ بررسی نتایج آزمون سختی پیشرانه

میانگین نتایج آزمون سختی سنجی پیشرانه‌ها برای نمونه‌ها در جدول (۴) ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با کاهش میانگین اندازه ذرات، میزان سختی پیشرانه یک واحد کاهش یافته است که قابل ملاحظه نیست. با ریزتر شدن ذرات AP، سطح تماس محتوای AP افزایش می‌یابد، این موضوع موجب افزایش سطح تماس بایندر با ذرات AP و در نتیجه افزایش اتصالات عرضی و افزایش سختی پیشرانه می‌شود. تأثیر نسبت R نسبت به تأثیر توزیع اندازه ذرات بیشتر است.

۳-۳ بررسی نتایج آزمون خواص مکانیکی پیشرانه

با هدف بررسی تأثیر متغیرها بر خواص مکانیکی پیشرانه، از هر نمونه سه دمبل، از نظر کشش تک‌محوره آزمون شد. میانگین نتایج آزمون کشش نمونه‌ها در جدول (۵) ارائه شده است. چنان‌که پیداست با کاهش میانگین اندازه ذرات AP مقدار استحکام کششی و مدول افزایش و درصد ازدیاد طول، کاهش می‌یابد. با ریزتر شدن ذرات AP سطح تماس آن‌ها افزایش می‌یابد و موجب افزایش سطح تماس بایندر با ذرات AP و در نتیجه افزایش اتصالات در پیشرانه می‌شود.

جدول ۴. میانگین نتایج آزمون سختی سنجی نمونه‌ها.

Table 4. Average of hardness test of the samples.

#	Formulations	Hardness [Shore A]	Description
1	Sample No.1	52	R=0.90/A
2	Sample No.2	49	R=0.88/A
3	Sample No.3	53	R=0.90/B
4	Sample No.4	50	R=0.88/B

جدول ۵. میانگین نتایج آزمون خواص مکانیکی نمونه‌ها.

Table 5. The results of the mechanical properties of the samples.

Formulations	Ultimate Tensile Strength [MPa]	Breaking Tensile Strength [MPa]	Maximum Elongation [%]	Breaking Elongation [%]	Modulus [MPa]	Elastic Modulus [MPa]
Sample No.1	0.461	0.379	27.1	32.1	1.61	3.9
Sample No.2	0.449	0.402	44.4	48.1	1.06	3.3
Sample No.3	0.523	0.407	35.1	39.5	1.50	3.5
Sample No.4	0.462	0.415	35.4	38.0	1.31	3.4

۳-۴ بررسی نتایج آزمون خواص احتراقی پیشرانه

نرخ سوزش به‌عنوان تنها خاصیت احتراقی پیشرانه، ارزیابی و برای همه نمونه‌ها در فشار ۶۵ bar اندازه‌گیری شده‌است. برای نمونه‌های ۱، ۳ و ۴ نمای فشار (n) و ثابت نرخ سوزش (a) قانون ویله بررسی شده‌است، بدین منظور نرخ سوزش در چهار فشار ۸۰، ۹۵، ۹۵، ۸۰، ۶۵ و ۵۰ آزمون شد. میانگین تکرار پذیری آزمون نرخ سوزش در فشار ۶۵ bar برای نمونه‌ها در جدول (۶) آمده‌است.

۳-۳-۱ بررسی نتایج نرخ سوزش پیشرانه

نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد مرکب بر پایه AP تا حدود زیادی به توزیع و اندازه ذرات، تخلخل و پیکربندی ذرات AP بستگی دارد. همان‌طور که در جدول (۶) پیداست، با کاهش متوسط اندازه ذرات AP نرخ سوزش پیشرانه‌ها در فشار ۶۵ bar افزایش می‌یابد، احتراق پدیده‌ای سطحی است و با کاهش اندازه ذرات جامد، سطح احتراق بالا می‌رود. از طرفی ارتفاع شعله نفوذی به‌اندازه ذرات AP بستگی دارد، اندازه ذره کوچک‌تر، شعله نزدیک‌تر تولید می‌کند که موجب افزایش شار حرارتی به سطح می‌شود و در نتیجه افزایش نرخ سوزش را در پی دارد. نمودار نرخ سوزش برحسب فشار نمونه‌های ۱، ۳ و ۴ در شکل (۱) نشان داده شده‌است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، رفتار نرخ سوزش نسبت به افزایش فشار خطی است، مقادیر نرخ سوزش نمونه ۴ در فشارهای ۸۰، ۹۵ و ۶۵ به‌علت بزرگ‌تر بودن نسبت R اندکی بیشتر از مقادیر نرخ سوزش نمونه ۳ است، اما در فشار ۵۰ bar مقدار نرخ سوزش نمونه ۳ با وجود این که مقدار R بیشتری دارد از نمونه ۴ بیشتر است و از رفتار خطی انحراف دارد. پیشرانه‌های برپایه DDI قابلیت نرخ سوزش مسطح دارند؛ یعنی در بازه‌های فشاری خاص، با افزایش فشار محفظه نرخ سوزش تغییر چندانی ندارد و تقریباً ثابت است. پدیده نرخ سوزش مسطح

وابسته به متغیرهای نسبت R، توزیع اندازه ذرات و محتوای بهبوددهنده نرخ سوزش است. بنابراین نرخ سوزش نمونه ۳ در فشارهای پایین‌تر از ۶۵ bar نسبت به تغییرات فشار حساسیت کمتری دارد و احتمالاً دارای ویژگی نرخ سوزش مسطح است. نرخ سوزش نمونه ۱ در همه فشارها از نمونه‌های ۳ و ۴ پایین‌تر است که خیلی هم چشم‌گیر نیست و باتوجه به این که تغییر نسبت R تأثیر چندانی بر نرخ سوزش پیشرانه‌های برپایه DDI ندارد؛ لذا علت این پدیده، کاهش توزیع اندازه ذرات است.

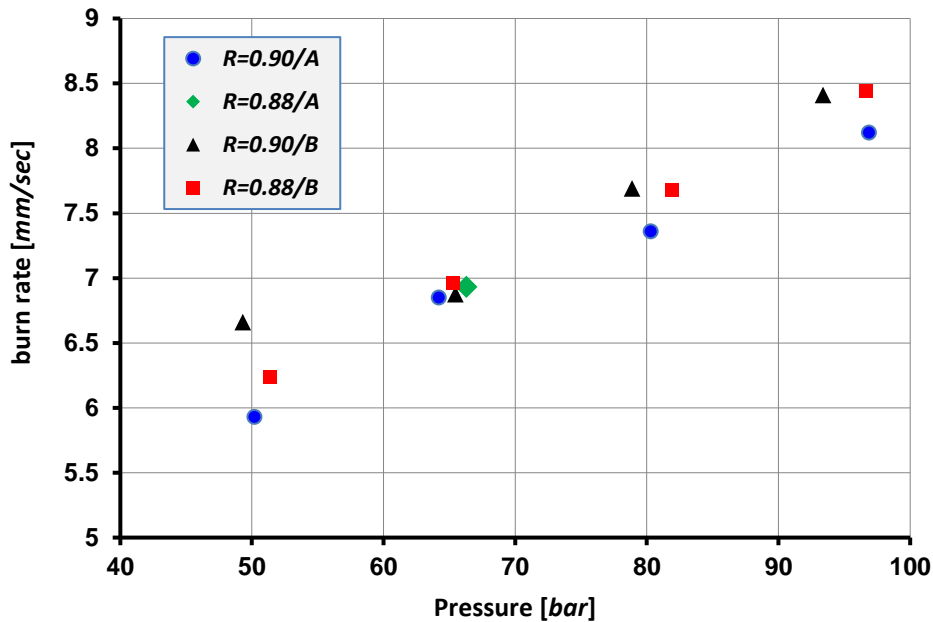
۳-۳-۲ بررسی نتایج ثابت‌های معادله ویله نرخ سوزش

ثابت‌های n و a معادله ویله به‌عنوان شاخص پایداری احتراق و عملکرد پیشرانه به‌کار می‌روند. مقادیر نمای فشار (n) و ثابت (a) رابطه ویله برای نمونه‌های ۱، ۳ و ۴ با کمک برازش منحنی نرخ سوزش برحسب فشار از نوع تابع توانی به‌دست می‌آید. نتایج مقادیر نمای فشار (n) و ثابت (a) رابطه ویله در جدول (۷) ارائه شده‌است. ضریب a به‌دمای اولیه پیشرانه، وابسته است و n تابعی از فرمول‌بندی پیشرانه است که برای پیشرانه‌های جامد مرکب معمولاً در بازه ۰/۵ - ۰/۱ قرار دارد. همان‌طور که در شکل (۱) پیداست، مقدار نرخ سوزش نمونه ۴ در فشار ۵۰ bar دارای انحراف است؛ بنابراین از دو معادله خطی برای تحلیل آن استفاده شده‌است. همان‌طور که مشاهده می‌شود مقدار متوسط n در فشارهای بالاتر از ۶۵ bar بیش از ۰/۵ است و بیان‌گر وابستگی بیشتر نرخ سوزش به فشار محفظه است؛ اما در بازه فشاری ۵۰-۶۵ bar کاهش نمای فشار کاملاً مشهود است و موجب می‌شود تأثیرگذاری فشار محفظه بر نرخ سوزش کاهش می‌یابد، فشار محفظه به‌سرعت به تعادل می‌رسد و طراحی موتورهای راکت سبک وزن‌تر را فراهم می‌کند.

جدول ۶. میانگین نتایج آزمون نرخ سوزش نمونه‌ها در فشار ۶۵ bar.

Table 6. Results of the burning rate test of samples at 65 bar pressure.

#	Formulations	burning rate [mm/sec]	Description
1	Sample No.1	6.78	R=0.90/A
2	Sample No.2	6.93	R=0.88/A
3	Sample No.3	6.90	R=0.90/B
4	Sample No.4	6.97	R=0.88/B



شکل ۱. نتایج آزمون نرخ سوزش برحسب فشار محفظه: (●) R=0.90/A، (◆) R=0.88/A، (▲) R=0.90/B و (■) R=0.88/B.

Figure 1. The results of the burning rate according to chamber pressure; R=0.90/A (●), R=0.88/A (◆), R=0.90/B (▲) and R=0.88/B (■).

جدول ۷. مقادیر n و a معادله نرخ سوزش نمونه‌های ۱، ۳ و ۴.

Table 7. Values of n and a of burning rate equation of samples 1, 3 and 4.

#	Formulations	n	A	Pressure range
1	Sample No.1	0.4628	0.9778	50 – 90 bar
2	Sample No.2	0.3710	1.5267	50 – 90 bar
3	Sample No.3 - First part	0.1122	4.3006	50 – 65 bar
4	Sample No.3 - Second part	0.5679	0.9987	65 – 90 bar
5	Sample No.4	0.4718	0.9971	50 – 90 bar

۰/۹۰ و ۰/۸۸ هرکدام با دو توزیع اندازه ذره AP تهیه و خواص فیزیکی، مکانیکی و نرخ سوزش آن‌ها بررسی شد. نتایج نشان داد که با کاهش میانگین اندازه ذرات AP، مقدار چگالی پیشرانها تغییر چشم‌گیری ندارد و به صورت میانگین 1792 kg/m^3 به دست آمد، با این حال مشاهده شد که با افزایش محتوای AP ریز میزان چگالی به مقدار بسیار کمی (۵٪) افزایش یافت و میزان خطای چگالی نظری و تجربی آن‌ها کم شد، زیرا فضای خالی بین ذرات AP در پیشرانه پر می‌شود و میزان کسر انباشتگی بهبود می‌یابد. از سوی دیگر با کاهش میانگین اندازه ذرات AP، سطح تماس آن‌ها بیشتر

۴. نتیجه‌گیری

پیشرانه‌های جامد مرکب برپایه HTPB/AP/Al پیشرانه‌های حاوی ۱۹٪ آلومینیوم دارای بالاترین سطوح ایمپالس ویژه و محتوای انرژی تئوری هستند، لذا برای مأموریت‌های فضایی بسیار محل توجه‌اند. با این حال به علت محتوای بار جامد بالا، فرایندپذیری پایین‌تر و خواص مکانیکی ضعیف‌تری دارند؛ لذا در این مقاله تأثیر توزیع اندازه ذرات AP به عنوان یکی از مؤلفه‌های کلیدی بر خواص فیزیکی، مکانیکی و احتراقی به صورت آزمایشگاهی بررسی شده است. چهار نمونه پیشرانه برپایه عامل پخت DDI در نسبت NCO/OH برابر با

- [10] DeLuca, L. T. (2017). Highlights of solid rocket propulsion history. In *Chemical Rocket Propulsion*, 1015-1032, Springer.
- [11] Kubota, N. (1992). Temperature Sensitivity of Solid Propellants and Affecting Factors: Experimental Results. *Progress in astronautics and aeronautics*, 143.
- [12] Jawalkar, S., Ramesh, K., Radhakrishnan, K., & Bhattacharya, B. (2009). Studies on the effect of plasticiser and addition of toluene diisocyanate at different temperatures in composite propellant formulations. *Journal of hazardous materials*, 164(2-3), 549-554.
- [13] Rezaigui, H., Liu, P., & Yang, T. (2017). Flame response of solid propellant AP/Al/HTPB to a longitudinal acoustic wave. *International Journal of Spray and Combustion Dynamics*, 9(4), 241-259.
- [14] Liu, Z., Li, S., Liu, M., Guan, D., Sui, X., & Wang, N. (2017). Experimental investigation of the combustion products in an aluminised solid propellant. *Acta Astronautica*, 133, 136-144.
- [15] Mehmood, Z., Khan, M. B., Abbas, T., & Ahmad, N. M. (2012). Influence of Solid Particle Size on Burning and Mechanical Properties of AP/Al/HTPB Composites. *Key Engineering Materials*, 510, 500-506.
- [16] Jayaraman, K., & Boopathy, G. (2017). Aluminum Agglomerate Size Measurements in Composite Propellant Combustion. In *Innovative Design and Development Practices in Aerospace and Automotive Engineering*, 437-445, Springer.
- [17] Kohga, M. (2006). Burning characteristics of AP/HTPB composite propellants prepared with fine porous or fine hollow ammonium perchlorate. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 31(1), 50-55.
- [18] Kohga, M., & Yoshida, S. (2006). Burning rate characteristics of AP-based composite propellant using bimodal AP. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit.
- [19] Taghavi, S. R., Dehnavi, M., & Bahmanifar, F. (2018). The study of effective parameters on burning rate of ammonium perchlorate/aluminum/hydroxyl terminated polybutadiene (AP/AL/HTPB) based composite solid propellants. *Iranian Chemical Engineering Journal*, 17(96), 97-110.
- [20] Vesna, R., & Petric, M. (2005). The effect of curing agents on solid composite rocket propellant characteristics. *Scientific-technical review*, 46-50.
- [21] CMEZ, A. G., ERISKEN, C., YILMAZER, U., Pekel, F., & OZKAR, S. (1998). Mechanical and burning properties of highly loaded composite propellants. *Journal of applied polymer science*, 67, 1457-1464.
- می‌شود؛ این موضوع موجب افزایش سطح تماس بایندر با ذرات AP و در نهایت افزایش اتصالات عرضی در ساختار پیش‌رانه می‌شود، لذا سختی، استحکام کششی و مدول افزایش و ازدیاد طول، کاهش یافته‌است. نتایج مطالعات تجربی نرخ سوزش نشان داد که با کاهش متوسط اندازه ذرات AP نرخ سوزش افزایش می‌یابد؛ زیرا احتراق پدیده‌ای سطحی است و با کاهش اندازه ذرات جامد سطح احتراق افزایش می‌یابد. از طرفی ارتفاع شعله نفوذی به‌اندازه ذرات AP بستگی دارد؛ اندازه ذره کوچک‌تر، شعله نزدیک‌تر تولید می‌کند که موجب افزایش شار حرارتی به سطح می‌شود و در نتیجه افزایش نرخ سوزش را در پی دارد.

مراجع

- [1] Jarocki, C. M., Manship, T. D., & Son, S. F. (2022). Investigation of Mechanical Properties of AP/Al/HTPB-Based Propellants using 2-D Digital Image Correlation at Large and Small Scales. AIAA SCITECH 2022 Forum,
- [2] Lysien, K., Stolarczyk, A., & Jarosz, T. (2021). Solid Propellant Formulations: A Review of Recent Progress and Utilized Components. *Materials*, 14(21), 6657.
- [3] Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2016). *Rocket propulsion elements*. John Wiley & Sons.
- [4] Aziz, A., Mamat, R., Ali, W., Khairuddin, W., Perang, M., & Rozi, M. (2015). Review on typical ingredients for ammonium perchlorate based solid propellant. *Applied Mechanics and Materials*,
- [5] Agrawal, J. P. (2010). *High energy materials: propellants, explosives and pyrotechnics*. John Wiley & Sons.
- [6] Gonser, B. W. (2012). *Modern materials: advances in development and applications*. Elsevier.
- [7] DeLuca, L. T. (2017). Highlights of solid rocket propulsion history. *Chemical Rocket Propulsion: A Comprehensive Survey of Energetic Materials*, 1015-1032.
- [8] Kumar, P. (2019). Advances in phase stabilization techniques of AN using KDN and other chemical compounds for preparing green oxidizers. *Defence Technology*, 15(6), 949-957.
- [9] Weiser, V., Franzin, A., DeLuca, L. T., Fischer, S., Gettwert, V., Kelzenberg, S., Knapp, S., Raab, A., Roth, E., & Eisenreich, N. (2017). Combustion behavior of aluminum particles in ADN/GAP composite propellants. In *Chemical Rocket Propulsion*, 253-270, Springer.

- [22] Patil, M., & Singh, H. (1988). Ballistic and mechanical properties of HTPB based composite propellants. *Journal of hazardous materials*, 19(3), 271-278.
- [23] Chu, H. (2012). Studying on Burning Rate of Propellant under Diverse Parameters. Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science.
- [24] Knott, G., Jackson, T., & Buckmaster, J. (2001). Random packing of heterogeneous propellants. *AIAA journal*, 39(4), 678-686.
- [25] Babu, K. S., Raju, P. K., Thomas, C., Hamed, A. S., & Ninan, K. (2017). Studies on composite solid propellant with tri-modal ammonium perchlorate containing an ultrafine fraction. *Defence Technology*, 13(4), 239-245.
- [26] Taghavi, S. R., Dehnavi, M., & Bahmanifar, F. (2018). The study of effective parameters on mechanical properties AP/Al/HTPB based composite solid propellant. *Iranian Scientific Association of Energetic Materials*, 13(2), 29-41.