

بررسی عددی تأثیر قطر ذرات بور و غلظت اکسیژن در فرایند احتراق پیشرانه غنی از سوخت جامد

ابوالفضل یزدانی، علی اکبر جمالی*

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

چکیده: به کمک مدل ردیابی ذرات در یک محفظه احتراق رمجت سوخت جامد، فرایند اشتعال و احتراق ذرات بور با قطرهای مختلف مورد بررسی قرار گرفت. نرخ واکنش محصول پیرولیز سوخت جامد (فاز گازی قابل احتراق) با اکسیژن به مدد مدل اضمحلال گردابه‌ای و فرایند اشتعال و احتراق ذرات بور با مدل کینگ مدل‌سازی و محاسبه شد. تأثیر قطر ذرات و غلظت اکسیژن بر مکانیسم احتراق ذرات بور در محفظه احتراق بررسی شد. ساختار میدان جریان و مشخصات عملکردی شامل تراست، تکانه ویژه و سرعت مشخصه به‌موجب بررسی نتایج شبیه‌سازی میدان جریان واکنشی در محفظه تجزیه و تحلیل شد. نتایج نشان داد، کاهش قطر ذرات بور از ۲۵ میکرون به ۵ میکرون منجر به کاهش زمان اشتعال و افزایش راندمان احتراق می‌شود به طوری که با افزایش اندازه ذرات، فاصله وقوع اشتعال ذرات از ورودی اصلی محفظه افزایش می‌یابد. همچنین، در نسبت هوای کنارگذر یکسان، افزایش قطر ذرات بور منجر به کاهش راندمان احتراق می‌شود. با افزایش نسبت هوای کنارگذر، راندمان احتراق ذرات بور برای قطرهای ۱۵ و ۲۵ میکرون روندی صعودی می‌یابد. حداکثر راندمان احتراق ذرات در قطرهای ۵ میکرومتری ذرات حاصل می‌گردد.

واژه‌های کلیدی: پلی‌بوتادین خاتمه‌یافته با هیدروکسیل، ذرات بور، پیشرانه‌غنی از سوخت جامد، مشخصات عملکردی، رمجت.

KEYWORDS: Hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB), Boron particles, Fuel-rich propellant, performance characteristics, ramjet.

مقدمه

ورودی وظیفه هدایت هوا و فشرده‌سازی آن برای مرحله احتراق را بر عهده دارد به‌گونه‌ای که در محفظه احتراق، پیشران و هوا مخلوط شده و می‌سوزند. بسیاری از طرح‌ها شامل یک محفظه پس‌سوز^۳ هستند که امکان تکمیل فرایند احتراق را فراهم می‌سازند تا عملکرد و راندمان احتراق بهبود یابد. در نهایت نازل، انرژی حاصل از جریان را دریافت و با تبدیل آن به انرژی جنبشی در قالب سرعت بیشینه و فشار حداقلی خارج می‌کند تا بدین‌سان سرعت سامانه حداکثر مقدار تضمین شود [۱].

انواع مختلفی از سامانه‌های احتراقی هیبریدی و هوا تنفسی بر پایه پیشرانه‌های گازی، مایع یا جامد نظیر رمجت‌ها متناسب با نوع سوخت موجود می‌باشند. پیشرانه‌های سوخت جامد در موتورهای رمجت، اغلب دیواره‌های محفظه احتراق را پوشانده و با نرخ پسرفت قابل توجه تا انتهای کار می‌سوزند. شکل ۱، شماتیک محفظه احتراق یک رمجت سوخت جامد^۱ و بخش‌های ساختاری آن از جمله ورودی، محفظه اصلی، محفظه اختلاط پسین^۲ (محفظه احتراق تکمیلی) و نازل را نشان می‌دهد.

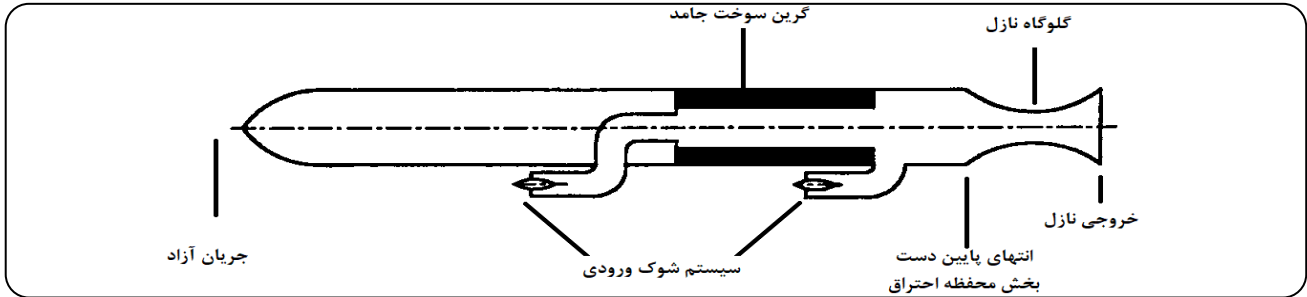
* عهده‌دار مکاتبات

+E-mail: ajamali@ihu.ac.ir

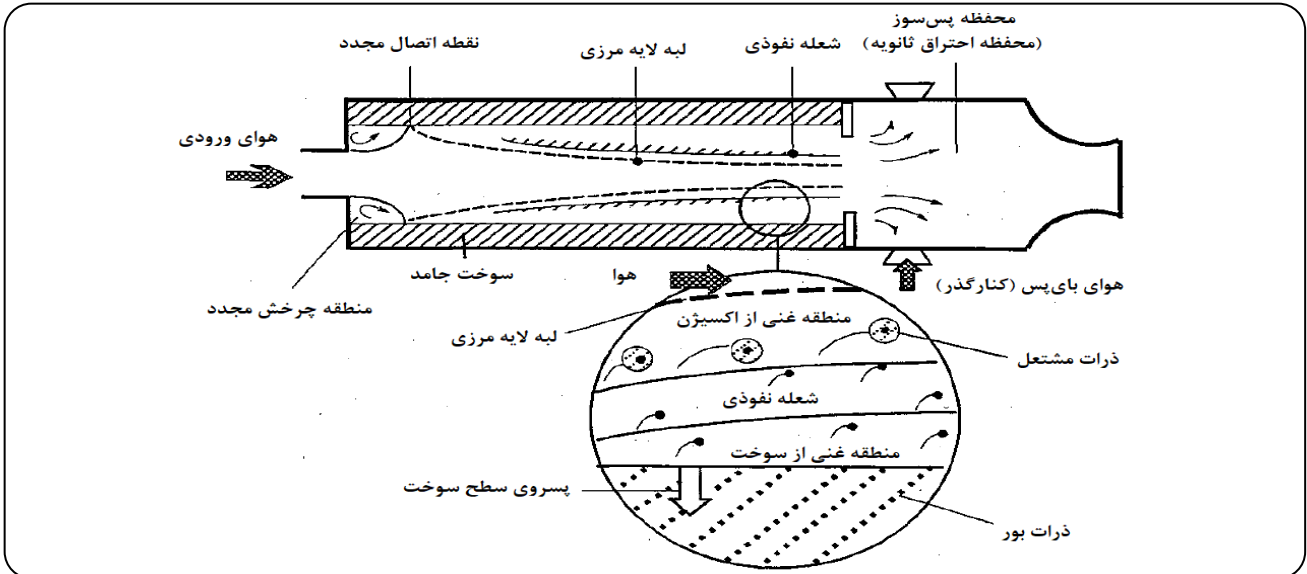
(۱) Solid Fuel Ramjet (SFRJ)

(۲) Aft-Mixing Chamber

(۳) Afterburner Chamber



شکل ۱- شماتیک یک رمجت سوخت جامد [۲]



شکل ۲- میدان جریان درون محفظه احتراق رمجت سوخت جامد [۴]

در حال توسعه است. در نزدیکی سطح سوخت جامد، منطقه‌ای غنی از سوخت تبخیر شده و در نزدیکی بالایی لایه مرزی، یک منطقه بدون سوخت (غنی از اکسیدکننده) با سرعت بالا قرار دارد. بین این دو ناحیه یک شعله نفوذی^۵ متلاطم وجود دارد که گرما را از طریق انتقال حرارت همرفتی و تابشی به سطح سوخت جامد برمی‌گرداند، به طوری که سوخت جامد به پیرولیز خود ادامه می‌دهد. نرخ پسروی سوخت جامد متناسب با شار گرمای ورودی به سطح سوخت برای تجزیه (پیرولیز) سوخت جامد به بخارات قابل اشتعال است. در رمجت، سوخت جامد به تدریج با جریان گاز داغ در کانال احتراق تجزیه می‌شود و بخار قابل اشتعال تولید می‌کند که در فاز گازی واکنش می‌دهد و نیروی رانشی موتور را فراهم می‌کند؛ بنابراین بازخورد حرارتی بین جریان گاز واکنش‌دهنده و گازی‌سازی سوخت جامد، مکانیسم فیزیکی و شیمیایی اصلی حاکم بر عملکرد رمجت است [۳].

محفظة احتراق رمجت اساساً یک گرین^۱ سوخت جامد استوانه‌ای توخالی می‌باشد که در آن هوای ورودی از آن عبور می‌کند و با سوخت جامد در شرایط خاص واکنش می‌دهد. سوخت جامد که عموماً یک بایندر پلیمری خنثی بارگذاری شده با ذرات فلزی است، به طور کامل در محفظه احتراق ذخیره می‌شود. شکل ۲ سه ناحیه در داخل یک محفظه احتراق رمجت سوخت جامد را نشان می‌دهد. منطقه ۱ شامل یک منطقه چرخش مجدد^۲ غنی از سوخت است که نگه‌داشتن شعله را فراهم می‌کند. طول محوری منطقه ۱ متناسب با نسبت ارتفاع پله ورودی به قطر درگاه سوخت است. کمترین پسروی سوخت در این ناحیه است. در منطقه اتصال مجدد^۳، منطقه ۲، به عنوان نقطه محوری بیشترین نرخ پسروی سوخت مشاهده می‌شود. با افزایش قطر درگاه سوخت، ناحیه اتصال مجدد به سمت نازل حرکت می‌کند. منطقه ۳ شامل یک لایه مرزی

(۱) Grain

(۳) Reattachment Zone

(۵) Diffusion Flame

(۲) Recirculation Zone

(۴) Regression Rate

(۶) Gassification

جدول ۱- نرخ‌های واکنش برای شیمی کلی دو مرحله‌ای [۷]

$r = AT^n \exp(-E_a/R_u T_s) [\text{fuel}]^a [\text{oxidizer}]^b$							
واکنش	$A_f (\text{lit}^{a+b}/\text{mol}^{a+b} \cdot \text{s})$	$E_{a,f} (\text{J/mol})$	$A_k (\text{lit}^{a+b}/\text{mol}^{a+b} \cdot \text{s})$	$E_{a,k} (\text{J/mol})$	n	a	b
۲	$۱,۳۴۹۶ \times 10^7$	$-۱,۵۱۰۸ \times 10^4$.	.	.	۱	۱
۳	$۲,۲۳۸۷ \times 10^{12}$	$-۲,۱۰۱۴۳ \times 10^4$	۵×10^8	$-۲,۰۱۴۳ \times 10^4$.	۱	۰,۵

فراهم می‌کند. پارامترهای سینتیک تعادلی برای نرخ واکنش رفت و برگشت در جدول ۱ آورده شده است.

عنصر بور به دلیل چگالی انرژی بالای آن، به‌عنوان یک افزودنی در پیشران‌های جامد و مواد منفجره بسیار مورد توجه است. اضافه شدن بور به پیشران‌های جامد می‌تواند ضربه ویژه موشک‌ها را افزایش دهد و موجب افزایش ظرفیت بار شود. اساس علاقه به استفاده از بور، مقادیر حرارتی بالای آن است. باین حال، در استفاده عملی، بور هنوز به آزادسازی انرژی ذخیره‌شده خود با راندمان بالا دست نیافته است. این به این دلیل است که دو مشکل اصلی در فرایند احتراق بور وجود دارد: عملکرد ضعیف اشتعال^۲ و راندمان احتراق^۳ پایین [۸].

به‌موجب نقاط ذوب و جوش بالای لایه اکسید که به ترتیب ۷۲۳ و ۲۳۱۶ کلوین هستند، وجود دمای بالا و زمان طولانی گرمایش برای مشتعل کردن ذرات بور ضروری می‌باشد. پس از حذف لایه اکسید، دمای جوش بالای بور، واکنش‌های احتراق را به واکنش‌های ناهمگن آهسته‌تر بین بور مایع و اکسیدکننده‌های فاز گاز محدود می‌کند [۸].

در ابتدا ذره توسط محیط به‌وسیله شار حرارتی همرفتی و یا تابشی گرم می‌شود. با افزایش دمای ذره، لایه اکسید شروع به ذوب شدن می‌کند. شکل ۳ یک ذره بور جامد پوشیده شده با یک لایه اکسید از قبل ذوب شده را نشان می‌دهد. برای ایده آل سازی محاسبات ذره بور در شکل کروی فرض می‌شود. پوشش لایه اکسیدی مایع مانع از حمله اکسیدکننده‌های فاز گازی به بور و انجام واکنش شیمیایی می‌شود و دمای ذره با انتقال حرارت همرفتی و تابشی به آرامی افزایش می‌یابد تا زمانی که دما به اندازه کافی برای تبخیر و گازی شدن لایه اکسیدی توسط واکنش شیمیایی ناهمگن بالا باشد. بعد از اینکه دمای ذره به اندازه کافی بالا باشد، لایه اکسید تبخیر می‌شود همچنین به دلیل نفوذ $O_2 (g)$ از طریق لایه اکسید و واکنش گرم‌مازا با بور زیرسطحی، نازک شدن لایه اکسید نیز می‌تواند رخ دهد [۹].

اشتعال ذرات بور به این بستگی دارد که کدام شرایط گرمایشی غالب است. اگر خنک‌سازی ذرات از تبخیر اکسید بور و انتقال حرارت به محیط اطراف بر فرایند حرارتی غالب باشد، ذره یا خاموش خواهد شد و یا به جای احتراق کامل به اکسیداسیون آهسته تبدیل خواهد شد. اگر شرایط حرارت دهی ذره غالب باشد، دمای ذره افزایش خواهد یافت

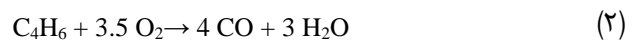
پیشران‌های جامد مبتنی بر پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل^۱ رایج‌ترین سوخت‌های مورد استفاده هستند. این پلیمر به دلیل کاربرد گسترده در موتورهای راکت، سیستم‌های هیبریدی و کاربردهای رمجت سوخت جامد از اهمیت خاصی برخوردار است. استفاده رایج از پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل نتیجه خواص مکانیکی مطلوب در دامنه وسیعی از دما است [۵].

کیاوری و همکاران [۶] معتقدند که از تجزیه حرارتی پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل خالص، هفت محصول اصلی تولید می‌شود که ۳ و ۱- بوتادین نشان‌دهنده محصول غالب در تمام دماهای آزمایش شده است. تجزیه حرارتی پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل به فرآورده‌های گازی با استفاده از رابطه نیمه تجربی از نوع آرنیوس برای نرخ پسروری مدل سازی شد.

$$r = A \times \exp(-E_a/R_u T_s) \quad (۱)$$

که در معادله بیان شده پارامترهای تجربی E_a و A برای دماهای کمتر و بیشتر از ۷۲۲ کلوین به دست آمده است که $E_a=4.91 \text{ kcal/mole}$ و $A=11.04 \text{ mm/s}$ نشان‌دهنده پارامترهای آرنیوس در دمای بالای ۷۲۲ کلوین است که نرخ پسروری بیشتری را نتیجه می‌دهد و در دمای زیر ۷۲۲ کلوین، داده‌ها با $E_a=13.35 \text{ kcal/mole}$ و $A=3960 \text{ mm/s}$ می‌باشد که منجر به نرخ پسروری کمتری می‌شود. R_u ثابت جهانی گاز و T_s دمای سطح است [۶].

سانکاران [۷] یک مدل محاسباتی پیشنهاد می‌کند که ۱،۳-بوتادین ($1,3-C_4H_6$) را به‌عنوان محصول اصلی پیرولیز در نظر می‌گیرد و از یک مدل احتراق از دو مرحله واکنش برای نشان دادن احتراق محصولات گازی استفاده می‌کند. دو واکنش کلی عبارت است از:



این مکانیسم به‌طور معمول در شبیه‌سازی احتراق سوخت جامد مورد نظر تا سال‌های اخیر مورد استفاده قرار گرفته است زیرا قابلیت‌های پیش‌بینی منطقی را با انجام دو واکنش شیمیایی

(۱) Hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB)

(۲) Ignition

(۳) Combustion

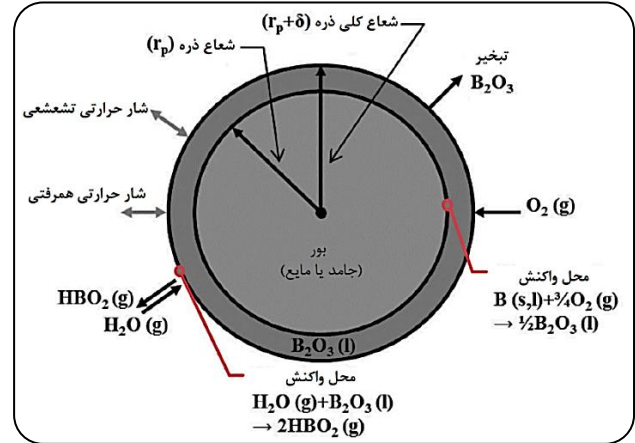
کادوش و همکاران [۱۳] تجزیه و تحلیل پارامتری از بالستیک داخلی یک رم جت با سوخت جامد بر پایه پلی بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل حاوی بور انجام دادند. یک مدل عددی مبتنی بر مدل کینگ ساخته شد و پارامترهای مختلفی همچون قطر درگاه، نسبت هوای کنارگذر، مقدار بور و قطر ذرات شبیه سازی شده است. کاهش نرخ پسروری سوخت جامد با گذشت زمان، کاهش ایمپالس ویژه با افزایش مقدار بور، افزایش راندمان احتراق ذرات بور با افزایش نسبت کنارگذر و طولانی تر کردن محفظه پس سوز نتیجه گرفته شده است. همچنین نتیجه گرفته شد هر چه ذرات بور کوچک تر باشند، دوره حذف اکسید بور سریع تر است.

بوجکو و همکاران [۱۴] میدان جریان واکنشی را در دو مدل احتراق رم جت سوخت جامد با تمرکز بر اثرات واکنشی در ناحیه چرخش مجدد بررسی کردند. برای شبیه سازی احتراق سوخت جامد، با استفاده از متان به عنوان سوخت آزمایشی و بوتادین به عنوان جزء اصلی گونه های پیرولیز برای پلی بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل ارائه شده است. نتایج حاکی از این بود که افزایش عدد رینولدز موجب افزایش اختلاط سوخت و اکسیدکننده بین لایه برشی و سطح سوخت می شود.

پانچال و همکاران [۱۵] مدل سازی مقارن محوری احتراق رم جت سوخت جامد در مقیاس بزرگ را با تمرکز بر مطالعه اثر سوخت جامد پلی بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل حاوی ذرات فلزی کوچک بر نگهداری شعله و احتراق انجام داده اند. این مدل سازی با استفاده از روش اولری-اولری متراکم رقیق شده و یک مدل واکنشی برای ذرات آلومینیوم انجام شده است. مشاهده شد دمای داغ ناشی از ناحیه چرخش مجدد و شعله نزدیک دیواره منجر به تداوم پیرولیز در سطح سوخت جامد می شود. همچنین هنگامی که ذرات فلزی اضافه می شوند، سه پدیده رخ می دهد: ۱- از دست دادن انرژی و تکانه از مخلوط سوخت - هوا فاز گاز. ۲- انتقال انرژی و حرکت اصلاح شده. ۳- آزادسازی انرژی.

هیلیون و همکاران [۱۶] تحلیلی از عملکرد رم جت را با بررسی احتراق مخلوط های پلی بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل/اکسیژن مایع و پلی بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل/هیدروژن پر اکسید مورد مطالعه قرار دادند. نتایج نشان دهنده برتری اکسیژن مایع نسبت به هیدروژن پر اکسید در ایمپالس ویژه بود. همچنین احتراق پلی بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل را با اکسیژن مایع و هیدروژن پر اکسید به عنوان تابعی از نسبت هم ارزی مخلوط ارائه دادند.

مندل و همکاران [۱۷] با بررسی چالش ها و چشم اندازهای سوخت جامد پر شده از ذرات بور برای رم جت را ارزیابی کردند.



شکل ۳- فرایند احتراق ذره بور جامد پوشیده شده با یک لایه اکسید [۹].

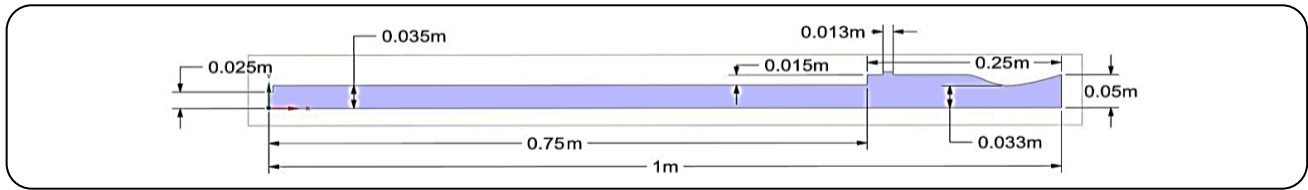
و وقتی به ۲۳۱۶ کلوین می رسد، لایه اکسیدی به طور کامل تبخیر خواهد شد؛ بنابراین، لایه اکسیدی را می توان از یک طرف با تبخیر حرارتی و از طرف دیگر در واکنش با بور و بخار آب حذف کرد. زمانی که لایه اکسیدی روی سطح ذرات بور به طور کامل از بین رفت، مرحله اشتعال به پایان می رسد. پس از آن، سطح بور عاری از اکسید شروع به ذوب شدن خواهد کرد و احتراق ذرات بور رخ خواهد داد [۹].

کو [۱۰] با بررسی اثرات احتراقی افزودن ذرات بور به پلی بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل در نسبت های مختلف، نسبت سوخت بور/بایندر (۱۰ به ۹۰) را به دلیل ویژگی های اشتعالی بهینه و سریع ترین نرخ رگرسیون پیشنهاد کرده است. برای نمونه هایی با نسبت های بالای بور، ذرات بور پس از رهایی از سطح مقدار قابل توجهی گرما را از ناحیه شعله جذب می کنند و دمای شعله محلی^۱ را کاهش می دهند که به عنوان اثر حذف حرارت شناخته می شود؛ بنابراین باز خورد حرارتی به سطح نمونه کاهش می یابد.

ناتان و همکاران [۱۱] در تحقیقی جداگانه تراکم کسر بور سوخته شده در انتهای محفظه احتراقی به طول ۱ متر را مورد مطالعه قرار دادند که با بررسی رفتار احتراق ذرات نسبتاً بزرگ (۳۰ تا ۵۰ میکرون) در رمجت سوخت جامد بر پایه پلی بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل، مشاهده شد که حتی در شرایط بهینه، در سرعت های تزریق ۱۰ متر بر ثانیه ذرات بزرگ به سختی می توانند به بازده احتراق ۵۰ درصد برسند که مطمئناً کافی نیست و نتیجه گرفته شد افزودن هوای بای پس (کنارگذر) اکسیژن لازم را برای سوختن کامل ذرات بور فراهم می کند. در مطالعه ای جداگانه ناتان و همکاران [۱۲] برای افزایش راندمان احتراق، زمان ماند و کسر حجمی بارگذاری ذرات استفاده از یک پس سوز که در آن هوای کنارگذر به جریان اصلی اضافه می شود، توصیه کرده اند.

(۱) Local flame

(۲) Bypass Air



شکل ۴- دامنه محاسباتی

تشکیل شده است. بخشی از هوا از روی سطح گرین از طریق سر محفظه احتراق جریان می‌یابد، با محصولات پیرولیز شده‌ی سوخت واکنش شیمیایی می‌دهد و گاز با دمای بالا تولید می‌کند و با قسمت دیگری از هوا که از طریق کنارگذر وارد محفظه احتراق تکمیلی می‌شود و در نهایت به مخلوط شدن و سوختن ادامه می‌دهد. در این شرایط کاری، طول گرین سوخت جامد ۷۵۰ میلی‌متر، قطر داخلی گرین ۳۵ میلی‌متر، قطر ورودی محفظه احتراق ۲۵ میلی‌متر و قطر گلوگاه ۳۳ میلی‌متر است. در شکل ۴ اطلاعات هندسی محفظه‌ی احتراق مشخص شده است (ابعاد هندسه مورد نظر به متر می‌باشد).

بر اساس فرضیات فوق، جریان داخل احتراق را می‌توان با معادلات حاکم بر پیوستگی، مومنتوم (ناویر-استوکس)، انرژی و گونه‌هایی که در یک سیستم مختصات استوانه‌ای نوشته شده توصیف کرد.

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho v) + \frac{\rho v}{r} = S_m \quad (4)$$

در معادله ۴ S_m جرمی است که از فاز پراکنده و از گرماکافت سطح سوخت جامد به فاز پیوسته اضافه می‌شود که هر دو توسط تابع تعریف شده توسط کاربر^۲ مدل‌سازی می‌شوند. ترم چشمه^۳ جرمی گرماکافت سوخت جامد بعداً تعریف خواهد شد.

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho u u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v u) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{V}) \right) \right] \quad (5)$$

$$+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + S_u$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho u v) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v v) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial r} \right) \right] + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \vec{V}) \right) \right] \quad (6)$$

$$- 2\mu \frac{v}{r^2} + \frac{2\mu}{3r} (\nabla \cdot \vec{V}) + S_v$$

اندازه ذرات بور اولیه بهینه شده باید انتخاب شود زیرا تجمع و رسوب ذرات در نازل برای جریان‌های پر از ذرات اجتناب‌ناپذیر است که منجر به فشار نامطلوب و نوسانات جریان جرمی می‌شود و در نهایت بر عملکرد تأثیر می‌گذارد. نانو ذرات عملکرد احتراق بهتری نسبت به سایر ذرات ریز دارند. همچنین از دست دادن عملکرد در رمجت سوخت جامد با افزودن مواد پرانرژی، به ویژه ذرات بور جبران می‌شود. *لو و همکاران* [۱۸] برای بهبود ویژگی‌های احتراق و عملکرد کاری رمجت سوخت جامد، پیشرانه پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل/اکسیژن با یک ژنراتور گاز پیشنهاد کردند. میدان جریان داخلی رمجت، توزیع نرخ رگرسیون سوخت جامد و توزیع گونه‌ها در نسبت‌های هم‌ارزی مختلف به صورت عددی بر اساس معادلات $k-\omega$ SST و مدل اضمحلال گردابه‌ای^۱ مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفتند. مشاهده شد که نرخ رگرسیون با دمای هوا (اکسیدکننده) و دبی ژنراتور گاز رابطه مستقیم دارد.

شاکرمی و همکاران [۱۹] شبیه‌سازی احتراق پیشرانه‌های مایع متان/اکسیژن و هیدروژن/اکسیژن را بر اساس دیدگاه اولری-لاگرانژی برای نسبت‌های هم‌ارزی مختلف مورد بررسی قرار دادند. نتایج شبیه‌سازی حاکی از آن بود دمای محفظه احتراق بر تکانه ویژه تولیدی و افزایش مقدار آشفته‌گی در ناحیه‌های نزدیک انژکتورها به علت وجود فاز مایع و ذره‌های پیشرانه تأثیر دارد. همچنین پاشش پیشرانه و حرکت سریع ذرات در فاز پیوسته و تأثیر متقابل دو فاز بر یکدیگر مقدار آشفته‌گی در این ناحیه‌ها را افزایش می‌دهد و ازدیاد آشفته‌گی بر شدت واکنش‌های شیمیایی اثرگذار است.

بخش نظری

در تحقیق حاضر، جریان واکنشی در محفظه احتراق رمجت سوخت جامد به قطر ۱۰ سانتی‌متر و طول ۱ متر بررسی شده است. پارامترهای هندسی و فیزیکی مؤثر طبق داده‌های مرجع کادوش [۱۳] در نظر گرفته شده است. به‌منظور صرفه‌جویی در منابع محاسباتی، در این مقاله از مدل متقارن محوری دوبعدی استفاده شده است. در این مدل‌سازی فرض شده است که موتور از یک محفظه احتراق، یک گرین سوخت جامد، یک محفظه احتراق تکمیلی و یک نازل

(۱) Eddy Dissipation Model

(۲) User-Defined Function (UDF)

(۳) Source term

و ω نرخ اتلاف آشفستگی مخصوص است. اگر طول مقیاس آشفستگی δ_1 معلوم باشد، ω از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$\omega = \frac{\kappa^{1/2}}{C_\mu^{1/4} \delta_1} \quad (13)$$

که $C_\mu=0.09$ یک ثابت تجربی است. معادلات انتقال مدل $k-\omega$ SST به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\frac{\partial(\rho\kappa)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\kappa u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\kappa \frac{\partial\kappa}{\partial x_j} \right] + \tilde{G}_\kappa - Y_\kappa + S_\kappa \quad (14)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial\omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (15)$$

در حال حاضر، در دینامیک سیالات محاسباتی دو روش مدل‌سازی عددی شامل روش اویلری-اویلری^۱ و دیگری روش اویلری-لاگرانژی^۲ برای محاسبات جریان‌های دوفازی استفاده می‌شود. با توجه به توضیحات مربوط به دو روش، مدل فاز گسسته، مناسب‌ترین مدل برای شبیه‌سازی عددی جریان ذرات بزرگ در این تحقیق می‌باشد. مدل فاز گسسته: در این مدل علاوه بر حل معادلات انتقال برای فاز پیوسته، فاز دوم گسسته به شکل لاگرانژی شبیه‌سازی می‌شود. فاز دوم شامل ذرات کروی (نشان‌دهنده‌ی قطرات یا حباب‌ها) می‌باشد که در فاز پیوسته پخش شده‌اند. در این مدل، مسیر ذرات فاز گسسته با انتگرال‌گیری از تعادل نیرویی ذره که در فرم لاگرانژی نوشته می‌شود، پیش‌بینی می‌شود. این تعادل نیرویی مطابق معادله‌ی ۱۶ نوشته می‌شود.

$$\frac{du_p}{dt} = F_D(u - u_p) + \frac{g_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + F_x \quad (16)$$

که F_x عبارت نیروی شتابی اضافی و $F_D(u - u_p)$ نیروی درگ، در واحد جرم ذره می‌باشند.

$$F_D = \frac{18\mu C_D Re_d}{\rho_p d_p^2} \quad (17)$$

Re_d عدد رینولدز نسبی است و به صورت معادله‌ی ۱۸ نوشته می‌شود.

$$Re_d = \frac{\rho d_p |u_p - u|}{\mu} \quad (18)$$

ذرات بزرگ به عنوان اجزای فاز گسسته در نظر گرفته می‌شود. با فرض اینکه ذرات بزرگ روند احتراق را پیش می‌گیرند، مشخصات ذرات مانند قطر، دما، ضخامت لایه اکسیدی به صورت متمرکز مورد مطالعه قرار می‌گیرد.

$$\nabla \cdot (\vec{V}(\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k\nabla T - \sum_i h_i \vec{j}_i \right) + S_h \quad (7)$$

که در آن S_h شامل آنتالپی است که از یک واکنش شیمیایی به فاز پیوسته اضافه شده است (معادله ۹). آنتالپی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$h_i = \int_{T_{ref}}^T C_{p,i} dT \quad (8)$$

$$S_h = - \sum_i \frac{h_i^0}{M_i} R_i \quad (9)$$

$$\frac{\partial \rho u Y_i}{\partial x} + \frac{\partial \rho v Y_i}{\partial r} + \frac{\rho v Y_i}{r} = - \left[\frac{\partial J_{ix}}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r J_{ir}) \right] + R_i + S_i \quad (10)$$

$$R_i = M_i \sum_{r=1}^{NR} \hat{R}_{i,r} \quad (11)$$

S_i نرخ ایجاد گونه‌ها است که با اضافه شدن از فاز پراکنده و از تابع تعریف‌شده توسط کاربر حاصل می‌شود. $\hat{R}_{i,r}$ نرخ خالص تولید گونه‌های i با واکنش شیمیایی r (از واکنش‌های N_R) است. با این فرض که فرایند احتراق از لحاظ انتشار کنترل شده می‌باشد، مدل اضمحلال گردابه انتخاب شده است؛ یعنی نرخ واکنش با معیار اختلاط آشفستگی مربوط به سوخت و اکسیژن کنترل می‌شود. نرخ خالص تولید گونه‌های i ناشی از واکنش r از رابطه زیر بدست می‌آید [۲۰].

$$\hat{R}_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\min_{\mathcal{R}} (Y_{\mathcal{R}} * (v'_{\mathcal{R},r} M_{w,\mathcal{R}})^{-1}), B \left(\sum_p Y_p * (\sum_j^N v_{j,r}'' M_{w,j})^{-1} \right) \right) \quad (12)$$

در تحقیقی جداگانه توسط جمالی و همکاران [۲۱] تجزیه و تحلیل پارامتری از تأثیر استفاده مدل‌های احتراقی اضمحلال گردابه‌ای و شیمی نرخ محدود با مدل‌های $K-\varepsilon$ استاندارد و $K-\omega$ -sst در مدل‌سازی محافظه احتراق رمجت سوخت جامد انجام شده است. نتایج حاکی از آن بود مدل احتراقی اضمحلال گردابه‌ای و مدل آشفستگی $K-\omega$ -sst برای شبیه‌سازی محافظه احتراق رمجت سوخت جامد بر پایه پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل و ذرات بزرگ مناسب می‌باشد. بنابراین مدل $K-\omega$ SST به عنوان مدل نهایی مناسب برای مدل‌سازی جریان مغشوش در این پژوهش انتخاب شد.

مدل دو معادله‌ای $K-\omega$ SST توسط منتر [۲۲] ارائه شده است که یک تابع ترکیب را برای انتقال تدریجی از مدل استاندارد $K-\omega$ نزدیک دیواره به اعداد رینولدز بالای مدل $K-\varepsilon$ در قسمت بیرونی لایه‌ی مرزی به کار می‌برد. در مدل‌های $k-\omega$ انرژی جنبشی آشفستگی

(۱) Eulerian - Eulerian

(۲) Eulerian - Lagrangian

$$R_H = 9.15 \times 10^{-7} \frac{Nu}{P} (r_p + \delta) T_p^{1/2} e^{18.1 \left(1 - \frac{2100}{T_p}\right)} \quad (24)$$

$$\left[-0.15 + \left(0.0225 + X_{H_2O} P e^{-18.1 \left(1 - \frac{2100}{T_p}\right)} \right)^{1/2} \right]$$

که در آن X_{H_2O} کسر مولی بخار آب است. با توجه به معادلات ۲۳ و ۲۴ میزان مصرف لایه اکسیدی حاصل جمع R_E و R_H است. برای به دست آوردن برخی از پارامترهای مهم در فرایند اشتعال ذرات، مانند دمای ذرات بور، ضخامت لایه اکسید، شعاع، زمان اشتعال و غیره، لازم است یک مدل ریاضی اشتعال ذرات بور ایجاد شود. در طول فرایند اشتعال، پارامترهای ذرات بور همیشه در حال تغییر هستند و فرایند تغییر پارامترها را می‌توان به صورت دینامیکی با معادلات دیفرانسیل توصیف کرد. در طی فرایند احتراق، شعاع ذرات بور به دلیل مصرف بور به‌طور مداوم کاهش می‌یابد. بور با اکسیداسیون مستقیم اکسیژن مصرف می‌شود. معادله دیفرانسیل این است:

$$\frac{d(r_p)}{dt} = -\frac{R_B M_B}{4\pi r_p^2 \rho_B} \quad (25)$$

تغییر ضخامت لایه اکسید بر اساس میزان تولید و میزان مصرف آن تعیین می‌شود، طبق دیدگاه کینگ و همکاران [۲۳]، معادله دیفرانسیل به صورت رابطه ۲۶ است:

$$\frac{d(\delta)}{dt} = \frac{(R_B/2 - R_E - R_H) M_{B_2O_3}}{\pi r_p^2 \rho_{B_2O_3}} \quad (26)$$

از آنجایی که ذره بور ممکن است در طی فرایند احتراق فرایند انتقال فاز داشته باشد، معادله دیفرانسیل دما را می‌توان به صورت زیر بیان کرد.

$$\frac{d(T_p)}{dt} = \frac{R_B Q_{RX} - R_E(\Delta H_{vap}) - R_H \Delta H + 4\pi(r_p + \delta)^2 [h(T_\infty - T_p)] + \sigma \varepsilon \alpha_R (T_{rad}^4 - T_p^4)}{\frac{4}{3}\pi r_p^3 C_{pB(s)} \rho_B + \pi r_p^2 \delta C_{B_2O_3} \rho_{B_2O_3}} \quad (27)$$

$$T_p < 2450 \text{ K}, f = 0$$

$$\frac{d(T_p)}{dt} = \frac{R_B Q_{RX} - R_E(\Delta H_{vap}) - R_H \Delta H + 4\pi(r_p + \delta)^2 [h(T_\infty - T_p)] + \sigma \varepsilon \alpha_R (T_{rad}^4 - T_p^4)}{\frac{4}{3}\pi r_p^3 C_{pB(l)} \rho_B + \pi r_p^2 \delta C_{B_2O_3} \rho_{B_2O_3}} \quad (28)$$

$$T_p > 2450 \text{ K}, f = 1$$

$$\frac{d(f)}{dt} = \frac{\gamma - R_E(\Delta H_{vap}) - R_H \Delta H + 4\pi(r_p + \delta)^2 [h(T_\infty - T_p)] + \sigma \varepsilon \alpha_R (T_{rad}^4 - T_p^4)}{\frac{4}{3}\pi r_p^3 \rho_B \Delta H_M} \quad (29)$$

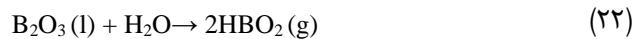
$$T_p = 2450 \text{ K}, 0 \leq f \leq 1$$

کینگ و همکاران [۲۳] معتقدند که به دلیل گرادیان غلظت، اکسیژن در محیط از طریق لایه اکسید مایع به سطح مشترک بین لایه بور و اکسید پخش می‌شود. با بور در سطح مشترک اکسید می‌شود و تری اکسید بور (B_2O_3) تولید می‌کند که ضخامت لایه اکسید را افزایش می‌دهد؛ بنابراین، نرخ تولید لایه اکسید توسط سرعت انتشار اکسیژن و سرعت اکسیداسیون بور تعیین می‌شود و تحت تأثیر عواملی مانند غلظت اکسیژن، فشار، ضخامت لایه اکسید، دمای ذرات بور و اندازه ذرات است. واکنش شیمیایی و سرعت واکنش برحسب mol/sec عبارت است از:



$$R_B = \frac{64.8 \times 10^{-8} (r_p + \delta)^2 T_p X_{O_2} P}{\delta} e^{-22600/T_p} \quad (20)$$

P و X_{O_2} به ترتیب نشان دهنده شعاع ذرات بور، ضخامت لایه اکسید، دما، کسر مولی اکسیژن و فشار محیط هستند. این نرخ همچنین نرخ تولید لایه اکسیدی است. میزان مصرف لایه اکسید برای اشتعال ذرات بور بسیار مهم است. درک تأثیر میزان مصرف لایه اکسید مینایی برای بهبود اشتعال ذرات بور است. مصرف لایه اکسید ناشی از تبخیر تری اکسید بور تشکیل دهنده لایه اکسید و واکنش آن با بخار آب در سطح خارجی است. معادله شیمیایی مصرف:



معادله ۲۱ نشان دهنده فرایند تبخیر B_2O_3 است و سرعت آن توسط دو عامل تعیین می‌شود: قدرت تبخیر B_2O_3 مایع و سرعت انتشار B_2O_3 گازی به دور از ذرات بور. میزان تبخیر B_2O_3 را می‌توان برحسب mol/sec به صورت فرمول زیر بیان کرد:

$$R_E = \frac{1.005 \times 10^{10} \pi (r_p + \delta)^2 \alpha}{T_p^{1/2} [1 + (4.5(10^7) \alpha P (r_p + \delta) / T_p (Nu))]} e^{-44000/T_p} \quad (23)$$

فرمول ۲۲ نشان دهنده واکنش گرماگیر بین B_2O_3 و H_2O (بخار آب) است. محصولات واکنش با دمای محیط متفاوت است: وقتی دمای گاز کمتر از ۱۴۰۰ کلوین باشد، محصول واکنش فقط $H_3B_3O_6$ است، درحالی که وقتی دمای گاز بالاتر از ۲۰۰۰ کلوین باشد، محصول HBO_2 است. هنگامی که دما بین ۱۴۰۰ و ۲۰۰۰ کلوین باشد، محصول واکنش بسیار پیچیده است. از آنجایی که دمای محیط احتراق ذرات بور بالاتر از ۲۰۰۰ کلوین است، فرمول ۲۴ به‌طور کلی به‌عنوان فرمول واکنش B_2O_3 و H_2O در نظر گرفته می‌شود. سرعت واکنش برحسب mol/sec برابر است با:

جدول ۲- شرایط مرزی و عملیاتی

دبی جرمی هوای ورودی اصلی (کیلوگرم بر ثانیه)	دمای هوای ورودی (کلوین)	ترکیب درصد هوای ورودی و کنارگذر		فشار هوای ورودی (مگاپاسکال)	ارتفاع پرواز (فوت)	محاسبه دبی جرمی C_4H_6	دبی جرمی هوای کنارگذر (کیلوگرم بر ثانیه)	دیوار	خروجی
		%۷۶ N_2	%۲۳ O_2						
۲/۶	۶۲۵	%۷۶ N_2	%۲۳ O_2	۱	۵۰۰۰	توسط تابع تعریف شده توسط کاربر	۰/۷۸	آدیاباتیک	فشار محیط



شکل ۵- شبکه محاسباتی

نتیجه‌ها و بحث

برای نشان دادن استقلال حل عددی از تعداد شبکه‌ی محاسباتی، از پنج شبکه‌ی سازمان‌یافته استفاده شده است. همان‌گونه که در شکل‌های ۶ مشخص است توزیع دما در خروجی نازل محفظه‌ی احتراق برای سه شبکه ۸۱۹۴۰، ۱۷۹۲۰۵ و ۳۲۷۱۲۰ تطابق خوبی با همدیگر دارند که برای کاهش هزینه محاسباتی شبکه‌ی با تعداد ۸۱۹۴۰ سلول استفاده شده است. شبیه‌سازی احتراق پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل حاوی ذرات بور در فضای محاسباتی با ۸۱۹۴۰ سلول با استفاده از یک سیستم شامل پردازنده اینتل ۴ هسته‌ای^۲ و حافظه رم ۴ گیگابایت برای زمان جریان^۳ ۷ ثانیه در ۸۰ ساعت انجام شد. برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی از نتایج حل عددی کادوش^[۱۳] استفاده شده است. شکل ۷ نمودار نرخ پسروری سوخت جامد را در طول‌های مختلف محفظه احتراق نشان می‌دهد که از تطابق خوبی برخوردار می‌باشد.

برای بررسی احتراق ذرات محتوای ۱۰ درصد بور انتخاب شد. برای شبیه‌سازی فاز گسسته در مسئله‌ی حاضر گام زمانی برابر با ۰/۰۰۰۱ ثانیه انتخاب گردید و روند حل تا همگرایی منبع جرم فاز گسسته ادامه یافت. با حل متقارن محفظه احتراق رجعت سوخت جامد بر پایه پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل و پودر فلزی بور به بررسی تأثیر قطر ذرات بر میزان تراست و پارامترهای عملکردی پرداخته شده و اثر تغییر قطر ذرات بور بر دمای احتراقی آن‌ها و حذف لایه اکسیدی مورد بررسی قرار گرفته است. برای بررسی رفتار و فرایند احتراقی ذرات با قطرهای ۵، ۱۵ و ۲۵ میکرون و مطالعه تأثیر هوای کنارگذر با هدف بهبود راندمان احتراق ذرات نسبت‌های هوای کنارگذر ۰/۳، ۰/۹ و ۱/۵ انتخاب شدند. همچنین ضخامت لایه اکسیدی ۱۰ درصد شعاع ذرات

$$\eta_B = \frac{\dot{m}_{B, burned}}{\dot{m}_{B, 0}} = 1 - \frac{\int_A \dot{m}_B dA}{\dot{m}_{B, 0}} \quad (30)$$

ΔH_M گرمای همجوشی بور، ۲۴۵۰ دمای نقطه ذوب و f نسبت بور در فاز مایع است. با توجه به شرایط اولیه، می‌توان از مدل ریاضی برای محاسبه پارامترهای مختلف در فرایند احتراق ذرات بور استفاده کرد [۲۱]. راندمان احتراق ذرات بور η_B در هر مقطع و نسبت هوای کنارگذر توسط معادلات ۳۰ و ۳۱ تعریف می‌شوند:

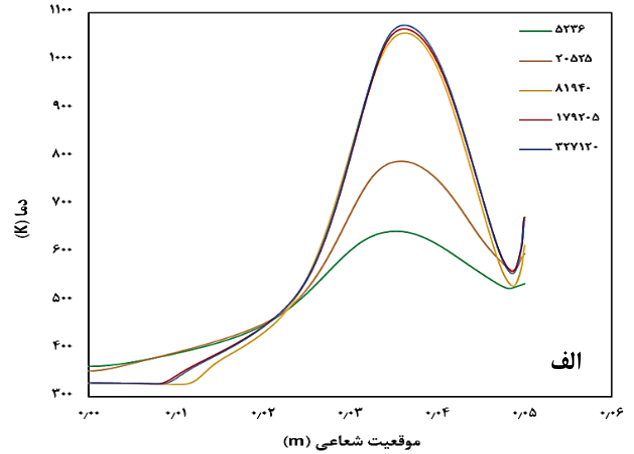
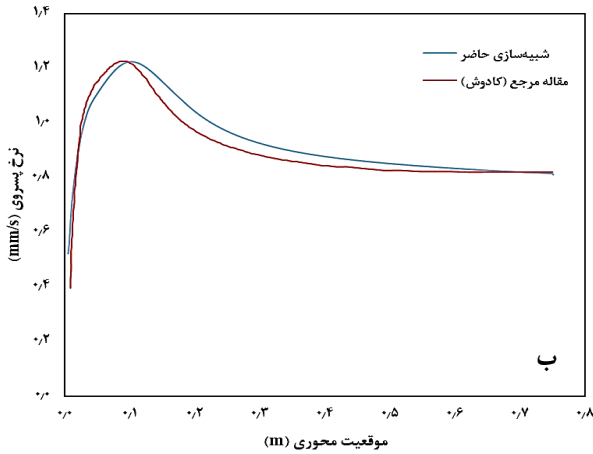
$$\text{دبی جرمی هوای کنارگذر} \\ \text{دبی جرمی هوای اصلی} = \quad (31)$$

در کار حاضر شبیه‌سازی احتراق با تکنیک دینامیک سیالات محاسباتی و به کمک نرم‌افزار آنسیس فلونت با استفاده از تلفیق مدل‌های فاز گسسته و مدل آشفته‌گی انجام شده است. در این مدل‌سازی به منظور انجام محاسبات دقیق‌تر از روش جفت شده^۱ استفاده می‌شود. تأثیر حضور فاز پیوسته در محاسبات فاز گسسته و بالعکس، محاسبات کوپل شده نامیده می‌شود. شرایط مرزی مسئله و شرایط عملیاتی به‌طور مختصر در جدول ۲ ارائه شده است. ورودی محفظه احتراق به‌عنوان یک شرط مرزی ورودی جرم تنظیم می‌شود و جهت ورودی عمود بر ورودی محفظه احتراق است. محور تقارن به‌عنوان یک شرط مرزی متقارن محوری با توجه به پیکربندی محفظه احتراق تنظیم می‌شود. خروجی نازل به‌عنوان شرط مرزی خروجی فشار تنظیم می‌شود. سطح گرین به‌عنوان شرط مرزی ورودی جرم تنظیم می‌شود. سرعت شعاعی سوخت گازی هنگام پرتاب کم است و دمای کل آن با دمای سطح گرین برابر است و جهت آن عمود بر سطح گرین است.

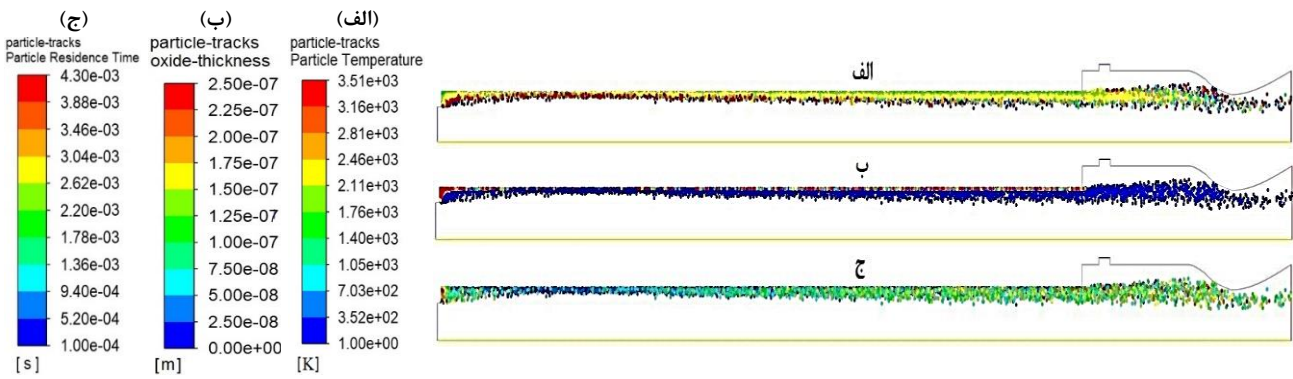
نوع شبکه‌بندی مورد نظر به‌صورت با سازمان چهارضلعی می‌باشد. شکل ۵ نمایی از شبکه‌ی محاسباتی مسئله‌ی حاضر را در بخش محفظه اولیه و نازل نشان می‌دهد.

(۱) Coupled
(۳) Flow-time

(۲) Core i5-6400



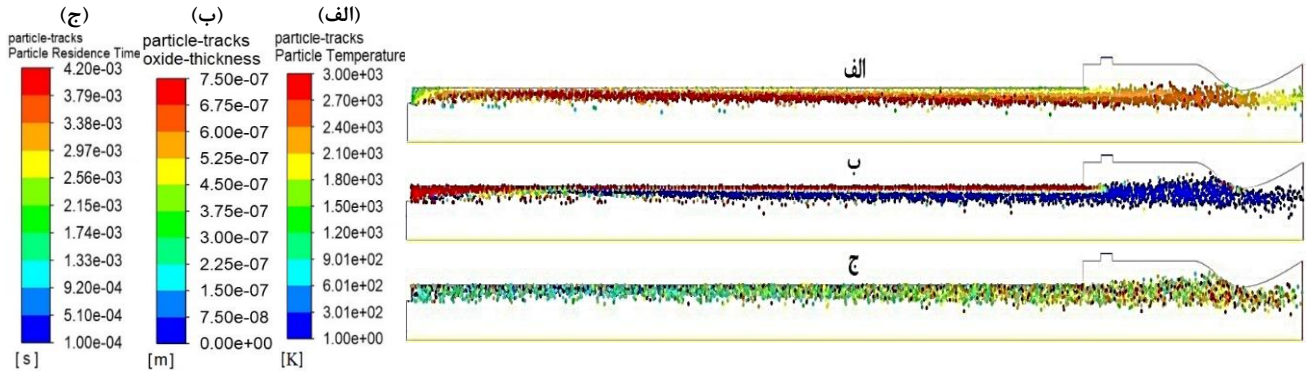
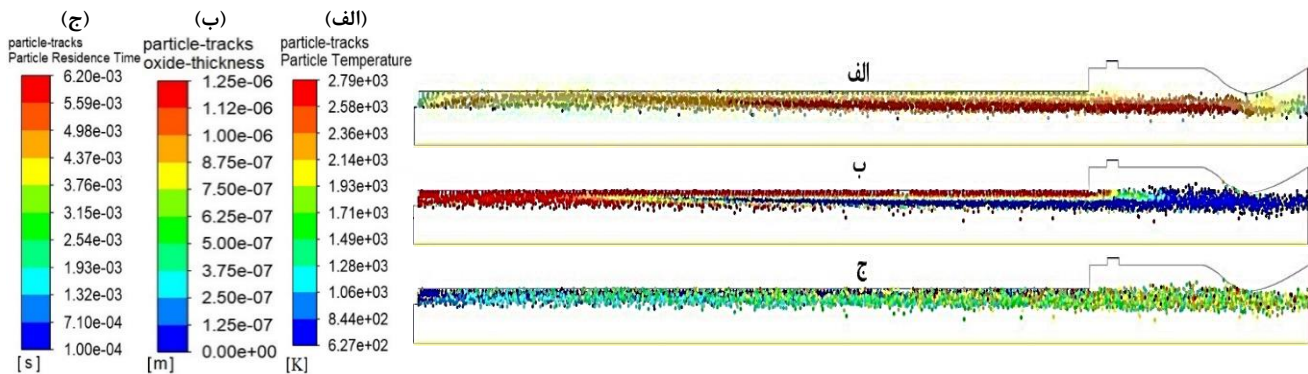
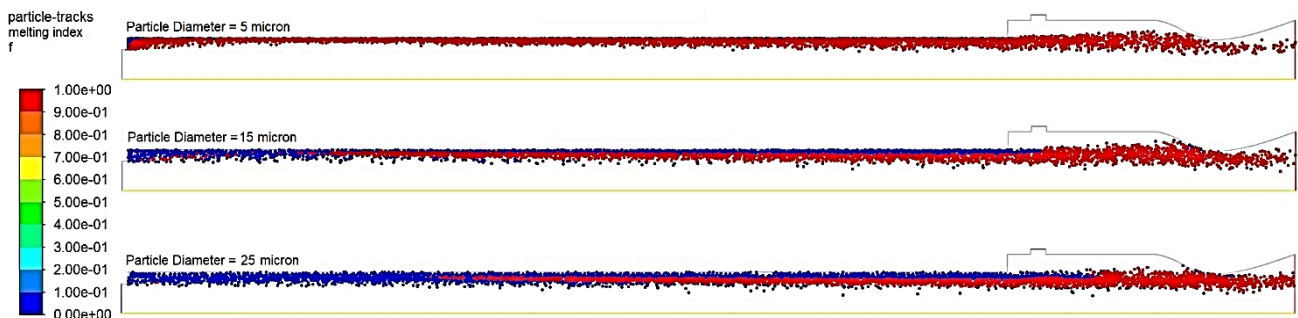
شکل ۶- (الف) نتایج شبیه‌سازی شبکه‌های مختلف و استقلال نتایج از مش برای دما در خروجی نازل - (ب) نمودار مقایسه نرخ پسروری در شبیه‌سازی و مقاله مرجع



شکل ۸- توزیع دما، ضخامت لایه اکسیدی و زمان ماند ذرات بور با قطر ۵ میکرون و $BR=0.3$

فرض شده است. در این تحقیق برای مدل‌سازی جریان دوفازی، از روش اویلر - لاگرانژی استفاده شده است. برای توصیف و اعمال احتراق ذرات بور در حلگر، تابع تعریف شده توسط کاربر نوشته شد. شکل ۸ تصویر ابری از توزیع دما در محفظه پس‌سوز را در زمانی که قطر اولیه ذرات ۵ میکرومتر است نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۸ ذرات بور با قطر ۵ میکرون پس از ورود به محفظه احتراق شروع به اشتعال می‌کنند. پس از برخورد با جریان هوا بیشتر ذرات می‌سوزند و پس از کامل شدن احتراق دمای ذرات به کمترین مقدار تقلیل می‌یابد. توزیع دما در محفظه پس‌سوز یکنواخت نبوده و به شدت تغییر می‌کند. اثر گرداب در پشت پله منجر به نسوختن ذرات به علت عدم دسترسی ذرات بور به اکسیژن می‌شود و در نهایت تجمع ذرات در این منطقه زیاد می‌شود. با توجه به شکل ۸ لایه اکسیدی ذرات ۵ میکرون پس از تزریق به محفظه بلافاصله حذف می‌شوند اما ذراتی که در پشت پله تجمع یافته‌اند، لایه اکسیدی حذف نشده و در نتیجه مشتعل نشده‌اند. از شکل ۹ می‌توان دریافت، اشتعال ذرات با قطر ۱۵ میکرون در فاصله کمی از پله شروع می‌شود و تا پایان محفظه در حال سوختن می‌باشند. به دلیل بزرگ بودن قطر ذرات

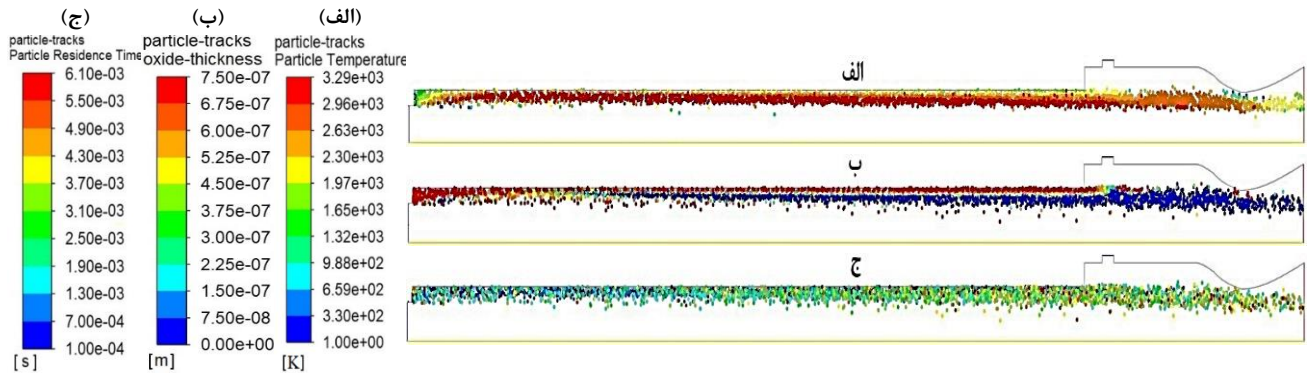
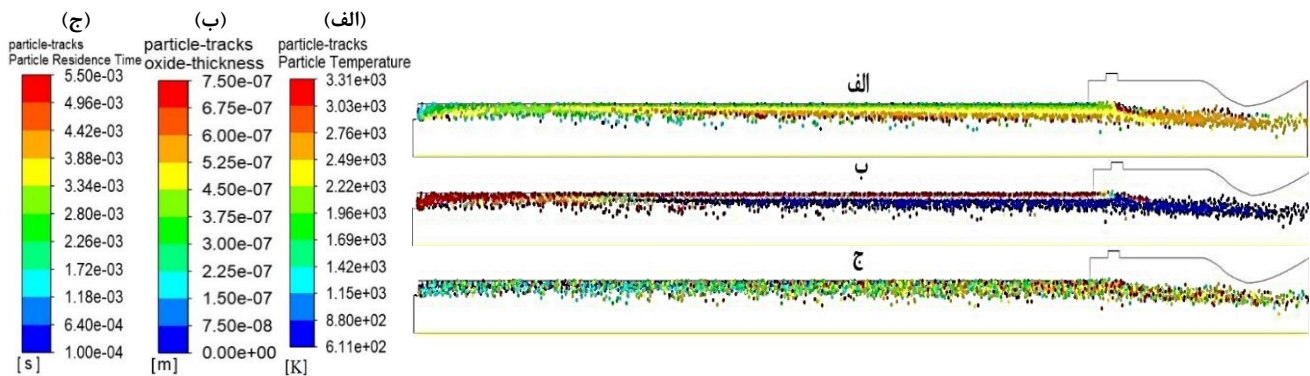
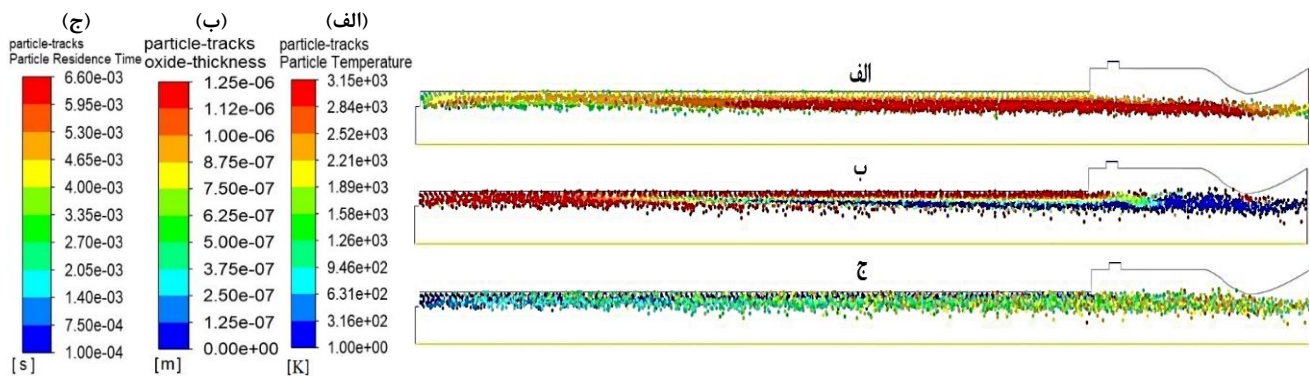
احتراق کامل صورت نمی‌گیرد و دمای حداکثر ذرات ۳۰۰۰ کلوین است. شکل ۹ لایه اکسیدی ذرات ۱۵ میکرون را نشان می‌دهد که تا فاصله‌ای از پله لایه اکسیدی تمایلی به کاهش ندارند ذراتی که در پشت پله تجمع یافته‌اند، لایه اکسیدی حذف نشده و در نتیجه مشتعل نشده‌اند. با توجه به فرض‌های مدل لایه اکسیدی مانع از احتراق ذرات بور می‌شود؛ بنابراین با مشاهده تصاویر توزیع دما و لایه اکسیدی ذرات، منطقه حذف لایه اکسیدی ارتباط مستقیم با افزایش دمای ذرات دارد. شکل ۱۰ دمای ذرات با قطر ۲۵ میکرون را نشان می‌دهد و منطقه دمایی با مقدار حداکثر نسبت به سایر حالات به پایین دست محفظه منتقل شده است. همچنین به دلیل بزرگ بودن قطر ذرات احتراق کامل صورت نمی‌گیرد و دمای حداکثر ذرات ۲۸۰۰ کلوین است. با توجه به شکل ۱۰ لایه اکسیدی ذرات ۲۵ میکرون و انطباق آن با شکل توزیع دمای ذرات، افزایش دمای ذرات با حذف لایه اکسیدی شروع می‌شود. پس از اینکه ذرات وارد محفظه احتراق ثانویه شدند، با جریان هوا در راه هوایی جلویی مواجه شوند و نمی‌توانند به سرعت مشتعل شوند اما بخش کوچکی از ذرات در گلوگاه نازل مشتعل نشده باقی می‌مانند.

شکل ۹- توزیع دما، ضخامت لایه اکسیدی و زمان ماند ذرات بور با قطر ۱۵ میکرون و $BR=0.3$ شکل ۱۰- توزیع دما، ضخامت لایه اکسیدی و زمان ماند ذرات بور با قطر ۲۵ میکرون و $BR=0.3$ 

شکل ۱۱- موقعیت اشتعال ذرات بور ۵، ۱۵ و ۲۵ میکرون

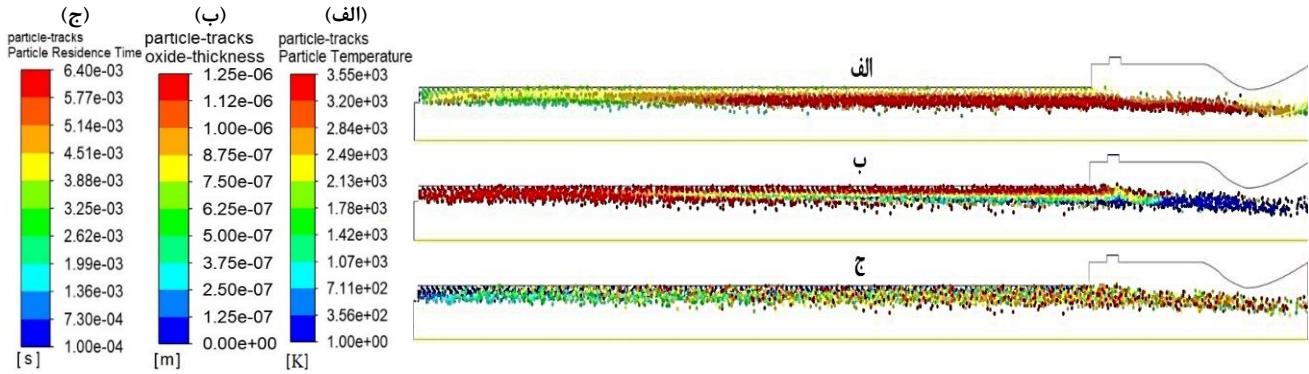
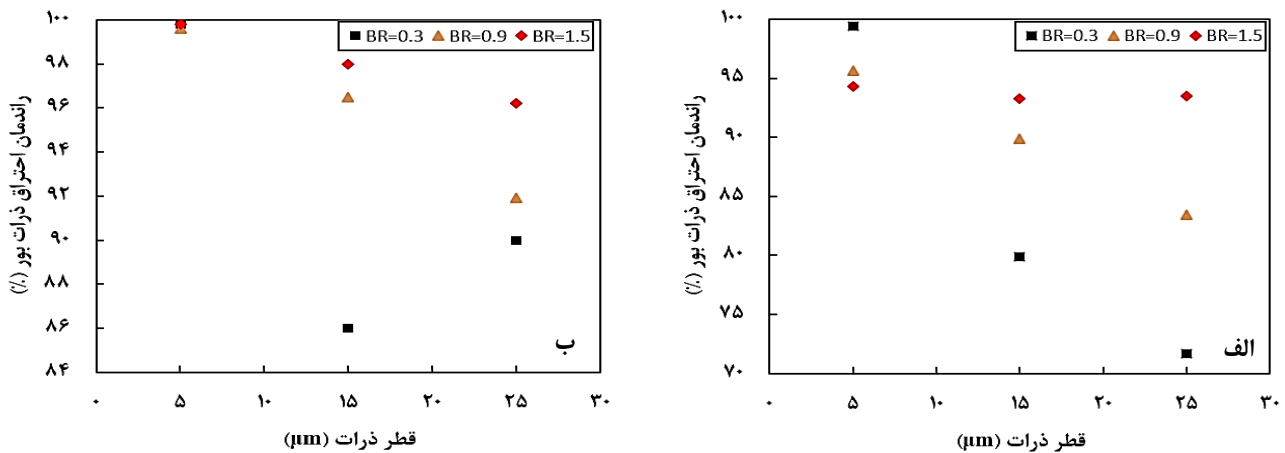
وقتی ذرات بور مشتعل می‌شوند، افزایش دمای محیط احتراق منجر به کوتاه شدن زمان اشتعال و افزایش دمای ذرات مفید است. نتایج مربوط به توزیع ضخامت لایه اکسیدی ذرات بور برای قطره‌های مختلف نشان می‌دهد که میزان مصرف لایه اکسیدی بیشتر از میزان تولید در طول حرکت ذرات است، بنابراین ضخامت لایه اکسیدی همیشه کاهش می‌یابد تا در نهایت به صفر برسد و در این زمان اشتعال ذرات کامل شده و وارد مرحله احتراق می‌شوند. در ادامه با تغییر نسبت کنارگذر، تأثیر نسبت‌های مختلف هوا به سوخت (نسبت هم ارزی) در محفظه احتراق تکمیلی بر عملکرد احتراق موتور بررسی می‌شود. با توجه به تئوری احتراق ذرات بور

موقعیت اشتعال ذرات بور در شکل ۱۱ نشان داده شده است. نقاط آبی نشان می‌دهد که ذره مشتعل نشده است و مسیر قرمز نشان می‌دهد که ذره مشتعل شده است. محل اتصال این دو، موقعیت اشتعال ذره است. هرچه قطر ذرات کوچک باشد محدوده‌ای از میدان جریان که تحت تأثیر این ذرات واقع می‌شود کمتر است. با توجه به نتایج دمای ذرات می‌توان دریافت که با افزایش قطر و ضخامت لایه اکسید، زمان اشتعال و زمان تأخیر در اشتعال ذرات بور طولانی می‌شود. از تجزیه و تحلیل بالا می‌توان دریافت که هرچه قطر ذرات بور کمتر باشد، احتراق و حذف لایه اکسیدی در محفظه اصلی آسان‌تر می‌شود، بنابراین راندمان احتراق بالاتر می‌شود.

شکل ۱۲- توزیع دما، ضخامت لایه اکسیدی و زمان ماند ذرات بور با قطر ۱۵ میکرون و $BR=0.9$ شکل ۱۳- توزیع دما، ضخامت لایه اکسیدی و زمان ماند ذرات بور با قطر ۱۵ میکرون و $BR=1.5$ شکل ۱۴- توزیع دما، ضخامت لایه اکسیدی و زمان ماند ذرات بور با قطر ۲۵ میکرون و $BR=0.9$

و مسیر حرکت ذرات در محفظه احتراق تکمیلی به طور قابل توجهی تغییر می‌کند و زمان ماند ذرات در محفظه احتراق افزایش می‌یابد. برای ذرات ۵ میکرون، با مقایسه نتایج برای هر سه نسبت هوای کنارگذر، مشاهده شد که تغییر قابل توجهی در راندمان احتراق صورت نمی‌گیرد. تجزیه و تحلیل نشان می‌دهد که وقتی نسبت هوا به سوخت بالا باشد، دمای محفظه احتراق بیشتر می‌شود که برای فرایند حذف لایه اکسیدی و اشتعال ذرات بور مفید است، بنابراین راندمان احتراق به میزان قابل توجهی افزایش می‌یابد.

می‌توان دانست که ذرات بور برای احتراق نیاز به دمای بالا، زمان ماند کافی و غنی‌سازی اکسیژن دارد. شکل‌های ۱۲ تا ۱۵ نتایج را برای ذرات ۱۵ و ۲۵ میکرون در دو نسبت کنارگذر ۰/۹ و ۱/۵ نشان می‌دهند. با مقایسه نتایج توزیع دما برای ذرات ۱۵ و ۲۵ میکرون می‌توان دریافت که با افزایش نسبت هوای کنارگذر، راندمان احتراق افزایش می‌یابد و برای ذرات ۲۵ میکرون مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت هوای کنارگذر، دمای محفظه احتراق تکمیلی افزایش می‌یابد. با افزایش نسبت هوای کنارگذر برای هر سه اندازه ذرات مشاهده می‌شود ساختار میدان جریان

شکل ۱۵- توزیع دما، ضخامت لایه اکسیدی و زمان ماند ذرات بور با قطر ۲۵ میکرون و $BR=1.5$ 

شکل ۱۶- (الف) راندمان احتراق ذرات بور در خروجی محفظه احتراق اصلی (اولیه) برای قطرهای و نسبت‌های هوای کنارگذر مختلف (ب) راندمان احتراق ذرات بور در خروجی محفظه احتراق تکمیلی (ثانویه) برای قطرهای و نسبت‌های هوای کنارگذر مختلف

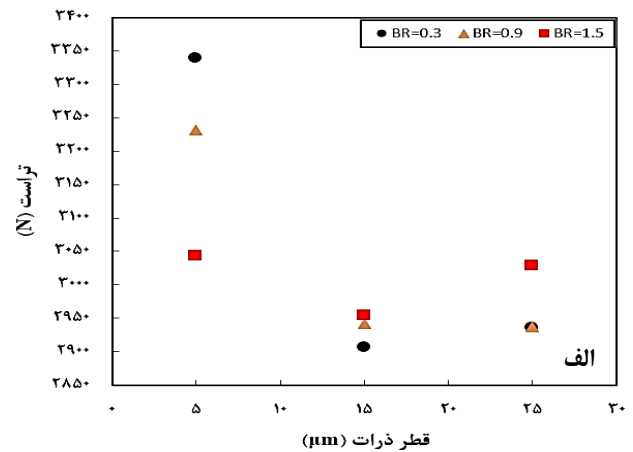
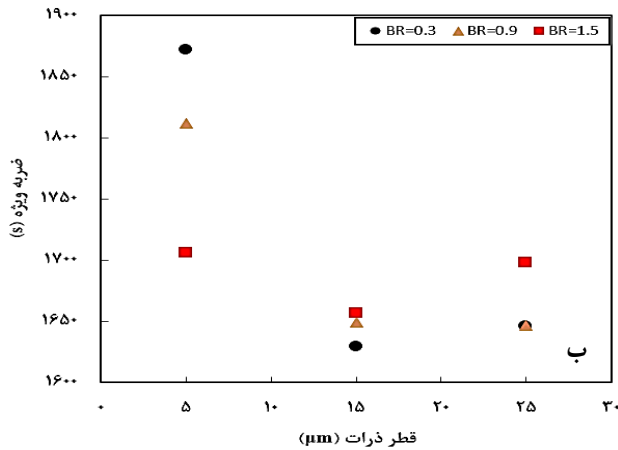
با قطر ۲۵ میکرون مساوی با داده‌های نسبت هوای کنارگذر ۰/۳ می‌باشد و دلیل آن کمبود اکسیژن برای احتراق کامل است.

با توجه به داده‌های نسبت هوای کنارگذر ۱/۵ ذرات بور با قطر ۱۵ و ۲۵ میکرون نیروی تراست و ضربه ویژه بیشتر از داده‌های نسبت هوای کنارگذر ۰/۳ و ۰/۹ می‌باشد که دلیل آن کامل شدن احتراق ذرات بور می‌باشد. برای ذرات بور با قطر ۵ میکرون مشاهده می‌شود افزایش نسبت کنارگذر تضعیف‌کننده نیروی تراست و ضربه ویژه می‌باشد. در نسبت‌های کنارگذر ۰/۹ و ۱/۵ برای ذرات ۱۵ و ۲۵ میکرون احتراق کامل مشاهده شد اما افزایش چگالی در نیروی تراست و ضربه ویژه حاصل نشده است که علت آن اثرات منفی هوای کنارگذر بر روی سرعت متوسط جریان دو فازی می‌باشد.

شکل ۱۸ سرعت مشخصه را برای ۳ قطر مختلف ذره و ۳ نسبت هوای کنارگذر نشان می‌دهد. با توجه به یکسان بودن فشار هوای اصلی با هوای کنارگذر، افزایش نسبت هوای کنارگذر منجر به افزایش فشار کل محفظه احتراق تکمیلی می‌شود که تأثیر زیادی روی سرعت مشخصه موتور دارد. با کاهش قطر ذرات و افزایش

شکل ۱۶ راندمان احتراق را برای ذرات ۵، ۱۵ و ۲۵ میکرون در سه نسبت کنارگذر ۰/۳، ۰/۹ و ۱/۵ نشان می‌دهند. هنگامی که نسبت هوای کنارگذر پایین است، ذرات بور با قطر بزرگ‌تر ممکن است نتوانند فرایند احتراق را کامل کنند و در نتیجه راندمان احتراق پایین در محفظه احتراق تکمیلی ایجاد می‌شود. بنابراین با افزایش دبی هوای کنارگذر، سرعت جریان در محفظه احتراق تکمیلی کاهش می‌یابد و زمان ماند سوخت افزایش می‌یابد که برای احتراق سوخت و ذرات بور مفید است.

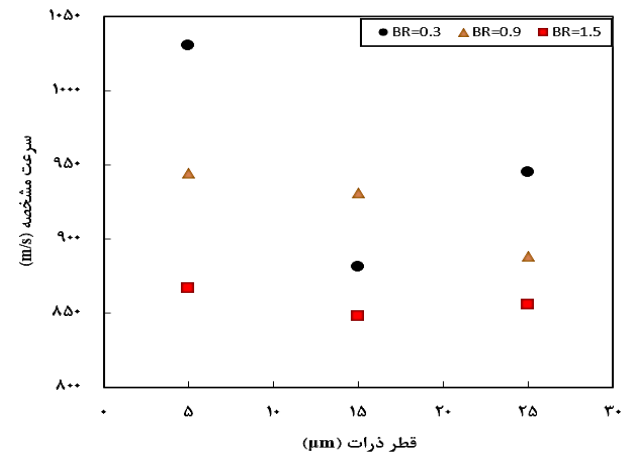
مطابق با شکل ۱۷ برای نسبت هوای کنارگذر ۰/۳ با افزایش قطر ذرات بور از ۵ میکرون تا ۲۵ میکرون نیروی تراست و ضربه ویژه کاهش می‌یابد. چنین روند کاهشی به دلایل اثرات شعاع روی سرعت متوسط ذرات، تأخیر در حذف لایه اکسیدی و احتراق ناقص به دلیل کمبود اکسیژن می‌باشد. با توجه به داده‌های نسبت هوای کنارگذر ۰/۹ ذرات بور با قطر ۱۵ میکرون نیروی تراست و ضربه ویژه بیشتر از داده‌های نسبت هوای کنارگذر ۰/۳ می‌باشد که دلیل آن فراهم شدن اکسیژن کافی برای احتراق ذرات است اما ذرات بور



شکل ۱۷- (الف) تراست محاسبه شده برای قطرهای و نسبت‌های هوای کنارگذر مختلف - (ب) ضربه ویژه محاسبه شده برای قطرهای و نسبت‌های هوای کنارگذر مختلف

یک تابع تعریف شده توسط کاربر بر اساس مدل اشتعال و احتراق ذرات بور کروی کینگ نوشته شد. تأثیر قطر ذرات و غلظت اکسیژن بر فرایند احتراق ذرات بور مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفت. تجزیه و تحلیل شبیه‌سازی میدان جریان احتراقی در محفظه انجام شد. نتایج نشان می‌دهد هنگامی که کسر مولی اکسیژن کم باشد، زمان اشتعال افزایش و راندمان احتراق و دمای شعله کاهش یافت. همچنین این نتیجه حاصل می‌شود که عملکرد موتور را می‌توان با افزایش فشار محفظه پس‌سوز و افزایش نسبت هوا به سوخت در یک مقدار مناسب بهبود بخشید.

هنگامی که نسبت هوای کنارگذر ثابت است، کاهش قطر ذرات بور منجر به کاهش زمان مرحله اشتعال و زمان سوختن می‌شود و در نهایت منجر به افزایش راندمان احتراق آن‌ها می‌شود. فاصله اشتعال ذرات از ورودی اصلی محفظه با افزایش اندازه ذرات افزایش می‌یابد. برای ذرات با قطر ۱۵ و ۲۵ میکرون با افزایش نسبت هوای کنارگذر راندمان احتراق ذرات بور روندی افزایشی دارد. حداکثر راندمان احتراق ذرات زمانی اتفاق می‌افتد که قطر ذرات ۵ میکرومتر باشد. افزایش نسبت هوای کنارگذر درحالی که به بهبود احتراق ذرات بور کمک می‌کند، می‌تواند تضعیف‌کننده نیروی تراست و ضربه ویژه نیز باشد.



شکل ۱۸- سرعت مشخصه محاسبه شده برای قطرهای و نسبت‌های هوای کنارگذر مختلف

سرعت آن‌ها پس از تزریق در سیال حامل، میزان پیروی آن‌ها از رفتار جریان گاز بیشتر می‌شود و میزان افت ناشی از جریان دو فاز کاهش می‌یابد؛ بنابراین سرعت گازهای احتراقی در محفظه احتراق تکمیلی با اندازه‌ی ذرات تغییر می‌کند. سرعت متوسط ذرات با کاهش قطر آن‌ها افزایش یافته و به سرعت گاز حامل آن‌ها نزدیک می‌شود و با توجه به تغییرات دمایی حاصل از احتراق برای ذرات بور با قطرهای مختلف نوسانات فشار محفظه احتراق تکمیلی مشاهده شد؛ در نتیجه با توجه به نمودار سرعت مشخصه برای نسبت هوای کنارگذر یکسان تغییر سرعت مشخصه برای ذرات بور با قطرهای متفاوت دیده می‌شود.

نتیجه‌گیری

در این پژوهش به منظور مطالعه رفتار ذرات بور در محفظه احتراق، با فرض اینکه ذرات در طی فرایند احتراق دچار تغییرات می‌شوند،

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۴/۰۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۵/۰۱

فهرست نمادها

BR	نسبت بای پس	S	منبع مومنتوم	g_0	شتاب گرانشی زمین	B	عدد اسپلدینگ یا ثابت - عنصر بور
C_D	ضریب درگ	Sc	عدد اشمیت	P	فشار	R_B	نرخ مولی بور مصرفی
C_P	گرمای ویژه	M	جرم مولی	T	دما	R_E	نرخ تبخیر مولی اکسید بور
d, d_p	قطر، قطر درگاه	v	سرعت شعاعی	ρ	چگالی	R_H	نرخ مولی حذف اکسید توسط آب
D	ضریب نفوذ	t	زمان	μ	ویسکوزیته	R, R_u	ثابت ویژه گاز، ثابت جهانی گاز
E, E_a	انرژی اکتیواسیون	v', v''	ثوابت استوکیومتری	τ	تنش	f_M	کسر جرمی بور ذوب شده
A	ثابت واکنش	h	ضریب انتقال حرارت	Pr	عدد پراتل	u	سرعت محوری، سرعت
	<u>زیروند</u>	L_V	گرمای نهان تبخیر	Re	عدد رینولدز	δ	ضخامت لایه اکسید بور
p	ذره	x	مختصات محوری	Nu	عدد ناسلت	X_i	کسر مولی گونه‌های i
t	آشفته	r	مختصات شعاعی	k	رسانندگی گرمایی	Y_i	کسر جرمی گونه‌های i
i	گونه	J	شار جرمی	g_0	شتاب گرانشی زمین	ε	نرخ اتلاف انرژی جنبشی آشفتنگی

منابع

- [1] Krishnan S., George P., [Solid Fuel Ramjet Rombustor Design](#), *Prog. Aerosp. Sci.*, **34**: 219-256 (1998).
- [2] Advisory Group for Aerospace Research & Development, "[Experimental and Analytical Methods for the Determination of Connected-Pipe Ramjet and Ducted Rocket Internal Performance](#)", NATO (1994).
- [3] Natan B., Gany A., [Ignition and Combustion of Boron Particles in the Flowfield of a Solid Fuel Ramjet](#), *J. Propuls. Power*, **7**: 37-43 (1991).
- [4] Natan B., Gany A., [Combustion Characteristics of a Boron-Fueled Solid Fuel Ramjet With Aft-burner](#), *J. Propuls. Power*, **9**: 694-701 (1993).
- [5] Muthiah RM., Manjari R., Krishnamurthy VN., Gupta BR., [Effect of Temperature on the Rheological Behavior of Hydroxyl Terminated Polybutadiene Propellant Slurry](#), *Polym. Eng. Sci.*, **31**: 61-66 (1991).
- [6] Chiaverini M. J., "[Regression Rate and Pyrolysis Behavior of HTPB-Based Solid Fuels in a Hybrid Rocket Motor](#)", PhD Thesis, Pennsylvania State University (1997).
- [7] Sankaran V., [Computational Fluid Dynamics Modeling of Hybrid Rocket Flowfields](#), *Prog. Astronaut. Aeronaut.*, 323-350 (2007).
- [8] Foelsche R. O., "[Ignition and Combustion of Boron Particles in Hydrogen/Oxygen Combustion Products at 30 to 150 Atmospheres](#)", PhD Thesis, University of Illinois at Urbana-Champaign (1998).
- [9] King M.K., [Ignition and Combustion of Boron Particles and Clouds](#), *J. Spacecr. Rockets*, **19**: 294-306 (1982).
- [10] Kuo K., [Solid Fuel Ignition and Combustion Characteristics Under High-Speed Crossflows](#), *26th Joi. Propuls. Conf.* (1990).

- [11] Natan B., Gany A., [Effects of Bypass Air on Boron Combustion in Solid Fuel Ramjets](#), *J. Propuls. Power*, **9**: 155-157 (1993).
- [12] Natan B., Netzer D.W., [Experimental Investigation of the Effect of Bypass Air on Boron Combustion in a Solid Fuel Ramjet](#), *Int. J. Energ. Mater. Chem. Propuls.*, **2**: 427-437 (1993).
- [13] Kadosh H., Natan B., [Internal Ballistics of a Boron-Containing Solid Fuel Ramjet](#), *Combust. Sci. Technol.*, **193(15)**: 2672-2691 (2021).
- [14] Bojko B.T., Patel T.K., Kessler D.A., DeBoskey R.D., [Investigating the Reacting Flow-Field within a Model Solid Fuel Ramjet Combustor using the Flamelet Progress Variable Approach](#), *AIAA SCITECH* (2024).
- [15] Panchal A., Menon S., [Modeling the Effect of Metal Particles on Solid Fuel Burning in a Ramjet Combustor](#), *AIAA SCITECH*, (2024).
- [16] Hillion L., Parisse JD., Mangeot A., [Preliminary Sizing and Study of a Hybrid Rocket Based Combined Cycle](#), *Front. Space Technol. (FRSPT)*, **4**: 1-20 (2023).
- [17] Mandal S., Hashim SA., Roy A., Karmakar S., [A Short Review of Challenges and Prospects of Boron-laden Solid Fuels for Ramjet Applications](#). *FirePhysChem*, **3(3)**: 179-200 (2023).
- [18] Lu X., Zhou C., Wang L., Zhu M., [Numerical Analysis of Fuel Regression Rate and Flow Field in Solid Fuel Ramjet With the Gas Generator](#). *J. Phys. Conf. Ser.*, **2472**: 1-7 (2023).
- [۱۹] شاکرمی رضا، جمالی علی اکبر، تحلیل عددی ترمودینامیک و سینتیک احتراق پیشرانه مایع بر پایه هیدروژن و متان، نشریه شیمی و مهندسی شیمی ایران، ۴۲(۲): ۴۱۹ تا ۴۳۸ (۱۴۰۲).
- [20] "Ansys Fluent Theory Guide", Fluent Inc, Canonsburg (2021).
- [۲۱] جمالی علی اکبر، یزدانی ابوالفضل، بررسی عددی تأثیر مدل‌های احتراقی و آشفستگی در تخمین مشخصه‌های احتراقی پیشرانه غنی از سوخت - مطالعه موردی: سامانه رمجت، نشریه سوخت و احتراق، ۱۵(۲): ۱۰۸ تا ۱۳۵ (۱۴۰۱).
- [22] Menter FR., [Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications](#), *AIAA j.*, **32(8)**: 1598-1605 (1994).
- [23] King MK., [Boron Particle Ignition in Hot Gas Streams](#), *Combust. Sci. Technol.*, **8(5-6)**: 255-273 (1973).