

بررسی عددی اثر انبساط ناگهانی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد روی نرخ

پسروی

سید ناصر حسینی تمرآباد^۱، علی اکبر جمالی^{۲*}

۱- کارشناسی ارشد، مهندسی شیمی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، snaserhosseini1996@gmail.com

۲- استادیار، گروه مهندسی شیمی، فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ajamali@ihu.ac.ir

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۶/۳۱، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۲/۱۰/۰۴، پذیرش: ۱۴۰۲/۱۰/۱۷)

چکیده: در این پژوهش مدل سازی و شبیه سازی عددی تأثیر نسبت انبساط ناگهانی (نسبت قطر پورت به قطر ورودی) محفظه احتراق رمجت سوخت جامد مبتنی بر پلی اتیلن با چگالی بالا در واکنش جریان آشفته بر روی نرخ پسروی صورت می گیرد. در مطالعه حاضر تأثیر انبساط ناگهانی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد در سه نمونه مختلف با قطر پورت مختلف و قطر ورودی ثابت با نسبت های ۱/۷۵، ۱/۸۷۵ و ۲/۱۲۵ بر روی پارامترهای دما و نرخ پسروی بررسی شد. نتایج شبیه سازی نشان داد افزایش نسبت قطر پورت به قطر ورودی موجب کاهش دما می شود. بیشترین دما در نمونه اصلی با نسبت قطر پورت به قطر ورودی برابر با ۱/۷۵ حاصل شد. همچنین نتایج نشان داد که افزایش انبساط ناگهانی موجب کاهش نرخ پسروی سوخت می شود که این امر موجب کاهش عملکرد رمجت می شود.

کلیدواژگان: انبساط ناگهانی، نرخ پسروی، رمجت سوخت جامد، شبیه سازی و مدل سازی، پلی اتیلن با چگالی بالا

مقدمه

امروزه از رمجت سوخت جامد به دلیل ویژگی هایی مانند سادگی ساختار، قابلیت اطمینان بالا و راحتی در ذخیره سازی طولانی مدت، در زمینه های نظامی و هوافضا به صورت گسترده استفاده می شود. موتور رمجت یک موتور هواتنفسی و فاقد تجهیزات دوار از جمله توربین و کمپرسور است. محدوده پروازی فراصوت در موتور رمجت در اعداد ماخ ۲ الی ۵ است. پدیده ای که در موتور رمجت رخ می دهد، پدیده رم افکت^۱ نام دارد. رم افکت به معنای فشردگی و تراکم خود به خودی هوا در اثر حرکت وسیله متحرک با سرعت بسیار بالا است [۲، ۱]. تفاوت اصلی موتورهای رمجت و اسکرمجت سرعت سیال در محفظه احتراق و نوع احتراق است. در موتورهای رمجت احتراق در سرعت های مادون صوت و در موتورهای اسکرمجت احتراق در سرعت های مافوق صوت انجام می شود [۴، ۳]. شکل (۱) طرحواره یک موتور رمجت را نشان می دهد. این موتور شامل سه جزء اصلی دهانه ورودی، محفظه احتراق و نازل است. دهانه ی ورودی وظیفه تراکم سیال را بر عهده دارد و این عمل از طریق سیستم شاک های مایل و قائم (تراکم مافوق صوت) و افزایش سطح مقطع بعد از شاک قائم (تراکم مادون صوت) انجام می گیرد. پس از افزایش دما در محفظه احتراق، جریان هوای داغ و فشار بالا وارد نازل شده و به صورت جت خروجی به اتمسفر تخلیه می شود. نیروی پیشران حاصل از جت و فشار خروجی سیال، موتور را به جلو می راند.

^۱ Ram-Effect

محفظه احتراق در رمجت سوخت جامد، بخشی از موتور جت است که در آن سوخت به صورت جامد و به صورت یکپارچه در داخل موتور به احتراق می‌رسد. محفظه احتراق، بخشی از رمجت است که در آن احتراق سوخت و هوا اتفاق می‌افتد و انرژی لازم برای پیشرانش موشک یا هواپیما تولید می‌شود [۵-۷].

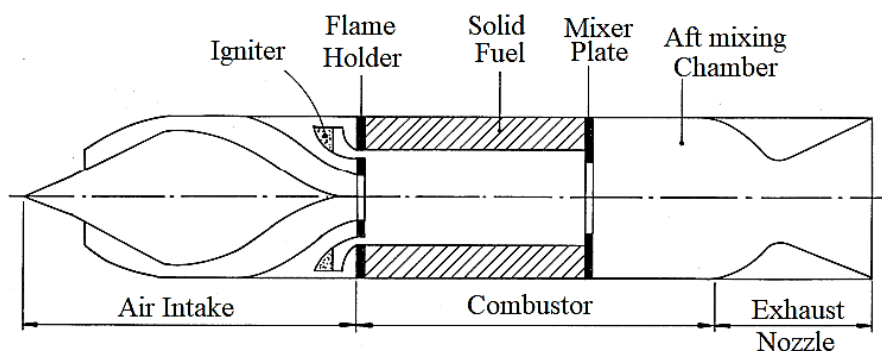


Figure 1- Schematic of a ramjet engine [1]

شکل ۱- طرح‌واره یک موتور رمجت [۸]

رمجت سوخت جامد، یکی از انواع موتورهای جت است که در آن سوخت به صورت جامد و در داخل محفظه احتراق به صورت یکپارچه احتراق می‌کند. سوخت در این نوع موتورها به صورت نیمه جامد یا کاملاً جامد است که در آن پیوستگی بین سوخت و اکسیدکننده به صورت محکم و یکپارچه بوده و به عنوان یک واحد استفاده می‌شوند. در رمجت سوخت جامد، سوخت در داخل محفظه احتراق قرار دارد و با احتراق، گازهایی تولید می‌شود که به صورت خلاء و با سرعت بالا از پشت موتور خارج می‌شوند و موتور را به جلو حرکت می‌دهند. رمجت سوخت جامد در برخی از کاربردها مانند پیشرانش موشک‌ها، موشک‌های فضایی و هواپیماها استفاده می‌شوند. همچنین، به دلیل سادگی و کارایی بالا، در برخی از کاربردهای مربوط به صنایع دفاعی، صنعت معدن و صنایع نظامی نیز مورد استفاده قرار می‌گیرند. طرح‌واره احتراق رمجت سوخت جامد با ارائه مشخصات هندسی احتراق و اجزای جریان در شکل (۲) نشان داده شده است که شامل یک ورودی، یک محفظه احتراق سوخت جامد و یک نازل است. این موتور در اصل یک احتراق کمپرسی است.

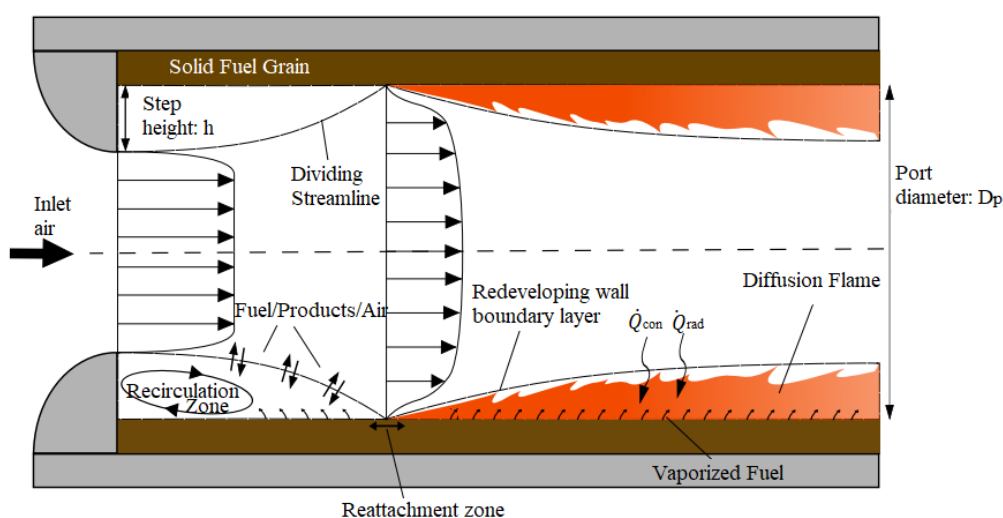


Figure 2- Display of solid fuel ramjet combustion chamber, combustion characteristics and main flow

شکل ۲- نمایش محفظه احتراق رمجت سوخت جامد، خصوصیات احتراق و جریان اصلی [۹]

در نتیجه، میدان جریان شامل چندین منطقه متمایز است: منطقه چرخش مجدد جریان^۱ مجزا در انتهای احتراق و به دنبال آن منطقه اتصال مجدد^۲ و یک لایه مرزی در پایین دست در حال توسعه است، جایی که انتشار شعله بین تجزیه گازهای سوخت و هوا صورت گرفته و مکانیسم شعله‌ور شدن بر اساس انبساط ناگهانی^۳ هوای ورودی است. هوای ورودی توسط موج-های شوک ورودی در سرعت‌های مادون صوت، کاهش می‌یابد و باعث افزایش فشار و دما می‌شود. در ورودی محفظه احتراق، دیافراگم باعث ایجاد انبساط ناگهانی هوای ورودی می‌شود و یک منطقه چرخش مجدد مورد نیاز برای پایداری شعله ایجاد می‌کند. مطابق شکل (۲)؛ روند احتراق سوخت جامد شامل تجزیه حرارتی و گازی‌سازی سطح سوخت به دلیل انتقال گرما از جریان گرم و احتراق بخار سوخت با هوا در فاز گاز است. بخار سوخت از طریق نفوذ و انتقال به لایه برشی ایجاد شده بین جریان هوای ورودی و منطقه چرخش مجدد عبور می‌کند. در این منطقه بخشی از بخار سوخت با هوا سوزانده می‌شود و محصولات احتراق همراه با بخار سوخت نشده از سطح سوخت جامد در پایین دست منطقه چرخش مجدد، جریان می‌یابند. از نقطه اتصال مجدد جریان در انتهای منطقه چرخش مجدد، یک لایه مرزی متلاطم بر روی سطح سوخت جامد ایجاد می‌شود و احتراق حاصل شده بین بخار سوخت از دیواره و اکسیژن جریان می‌یابد. قسمت انتهایی احتراق شامل سوخت جامد نیست و به‌عنوان محفظه اختلاط پسین به منظور تکمیل واکنش بین بخارات سوخت و هوا مورد استفاده قرار می‌گیرد. منطقه چرخش مجدد جریان تشکیل شده به‌عنوان یک بدنه گاز گرم؛ اغلب غنی از سوخت؛ دارای سرعت جریان نسبتاً کم است. مرحله ورودی مانند سایر نگه‌دارنده‌های شعله^۴ از نوع بدنه بلوف^۵ است [۱۰، ۱۱].

نرخ پسروی در رمجت سوخت جامد، به میزان قدرت یا نیروی حاصل شده از گازهای خروجی از رمجت اطلاق می‌شود. نرخ پسروی عمدتاً تحت تأثیر انتقال حرارت بین سوخت جامد و جریان است. در رمجت سوخت جامد، انتقال حرارت به‌شدت به هندسه احتراق و راندمان احتراق در محفظه احتراق بستگی دارد. راندمان احتراق به‌طور قابل‌توجهی تحت تأثیر درجه اختلاط محصولات پیرولیز سوخت با هوای ورودی قرار می‌گیرد. جریان‌های چرخشی منجر به افزایش راندمان احتراق و فرآیندهای تثبیت در محفظه احتراق رمجت سوخت جامد می‌شوند [۱۲، ۱۳]. مطالعه تأثیر جریان چرخشی بر رمجت سوخت جامد برای اولین بار توسط لیلی [۱۴، ۱۵] پیشنهاد شد که در آن پیش‌بینی‌های جریان چرخشی در محفظه احتراق رمجت سوخت جامد با و بدون واکنش شیمیایی توسط یک مدل متقارن محوری دوبعدی بدست می‌آید. تحسینی و همکاران [۱۶] با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی به بررسی نرخ پسروی در رمجت سوخت جامد پرداختند. آن‌ها در مطالعه خود از حل‌کننده حجم محدود در جریان واکنش‌دهنده آشفته برای مطالعه میدان جریان در محفظه احتراق گام روبه عقب^۶، جایی که نرخ سوزش سوخت جامد با استفاده از انتقال حرارت درهم‌آمیخته محاسبه می‌شد، استفاده کردند. آن‌ها در مطالعه خود وابستگی نرخ سوزش به سرعت محیطی را بررسی کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که چرخش به دلیل افزایش شار حرارتی جابه‌جایی در امتداد گرین سوخت، نرخ سوزش را افزایش می‌دهد؛ بنابراین، می‌توان از چرخش برای بهبود عملکرد رمجت‌های سوخت جامد استفاده کرد.

پدیده انبساط ناگهانی متقارن محوری را می‌توان با جداسازی، چرخش مجدد و اتصال مجدد جریان مشخص کرد. میدان جریان توسط یک لایه برشی به دو ناحیه اصلی تقسیم می‌شود، یعنی ناحیه چرخش مجدد و ناحیه جریان اصلی. نقطه‌ای که در آن خط جریان تقسیم‌کننده به دیوار برخورد می‌کند، نقطه اتصال مجدد نامیده می‌شود [۱۷]. طرحی از انبساط ناگهانی که در مجرای بزرگ شده رخ می‌دهد در شکل (۳) نشان داده شده است.

¹ Recirculation Zone

² Reattachment Zone

³ Suddenly Exponent

⁴ Flameholders

⁵ Bluff-body-type

⁶ Backward step

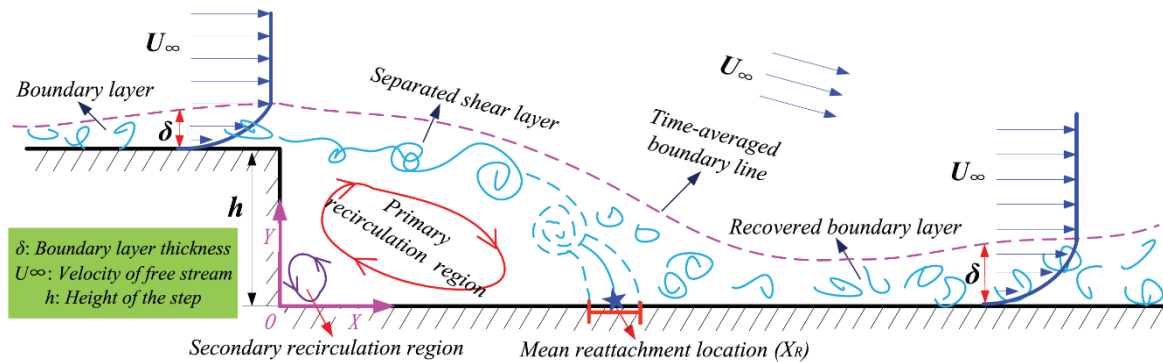


Figure 3- Schematic of sudden expansion phenomenon

شکل ۳- طرح‌واره پدیده انبساط ناگهانی [۱۸]

محفظه احتراق انبساط ناگهانی که با هندسه نسبتاً ساده آن مشخص می‌شود، به‌طور گسترده در کاربردهای عملی مورد استفاده قرار می‌گیرد. پشت پله در محفظه احتراق به عنوان جزء اصلی نگهدارنده شعله عمل می‌کند، و ویژگی‌های مختلفی در جریان جداسازی و اتصال مجدد بر روی پشت‌پله مشاهده می‌شود. در میان آنها، متمایزترین الگوها عبارتند از گرداب گوشه، ناحیه چرخش مجدد، لایه برشی، ریزش گردابه‌ها، ناحیه اتصال مجدد و لایه مرزی توسعه یافته مجدد. ناحیه چرخش محیطی را فراهم می‌کند که در آن سرعت جریان بسیار کمتر از جریان آزاد است و از دمیدن شعله جلوگیری می‌کند. از سوی دیگر، انتشار تلاطم قوی در لایه برشی اختلاط بین واکنش‌دهنده‌ها را بهبود می‌بخشد [۱۹]. جریان یک سیال از طریق یک انبساط ناگهانی کاربردهای صنعتی متعددی مانند محفظه‌های احتراق [۲۰]، مجاری تهویه هوا [۲۱]، اجکتورها و مخازن مخلوط‌کننده دارد. گالوپو و همکاران [۲۲] جریان آشفته و انتقال حرارت را در یک پشت‌پله به صورت عددی بررسی کرد. آن‌ها توافق خوبی بین ضرایب اصطکاک پوستی اندازه‌گیری شده و شبیه‌سازی شده با استفاده از مدل آشفتگی $(k-\omega SST)$ به دست آوردند. علاوه بر این، شبیه‌سازی‌های عددی اخیر نشان داده‌اند که مدل آشفتگی $(k-\omega SST)$ در شبیه‌سازی جریان‌های انبساط ناگهانی متقارن محوری به خوبی عمل می‌کند [۲۳، ۲۴]. عمر موسی و همکاران [۲۵] به بررسی تجربی و عددی اشتعال و پایداری شعله سوخت جامد پلی‌اتیلن با چگالی بالا با هوای چرخان ورودی از طریق یک رمجت سوخت جامد پرداختند. آن‌ها در مطالعه خود از چهار عدد چرخش مختلف برای بررسی اثر عدد چرخش بر نرخ پسروری، اشتعال سوخت جامد در جریان اکسیدکننده داغ و پدیده احتراق در رمجت سوخت جامد استفاده کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که استفاده از جریان چرخشی باعث کاهش زمان تأخیر در اشتعال، طول ناحیه چرخش و فاصله بین شعله و دیوار می‌شود، در عین حال زمان ماند، انتقال حرارت، نرخ پسروری و درجه اختلاط را افزایش می‌دهد و در نتیجه راندمان و پایداری احتراق را بهبود می‌بخشد. در این پژوهش مدل‌سازی و شبیه‌سازی عددی تأثیر نسبت انبساط ناگهانی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد مبتنی بر پلی‌اتیلن با چگالی بالا در واکنش جریان آشفته بر روی نرخ پسروری صورت می‌گیرد. نسبت انبساط ناگهانی (نسبت قطر پورت به قطر ورودی) یکی از پارامترهای قابل بررسی در این تحقیق است. در این مطالعه کمیت قطر پورت همواره بزرگتر از اندازه قطر ورودی است. برای انجام این مطالعه ابتدا با استفاده از اطلاعات مقالات علمی معتبر تأثیرات جریان غیرچرخشی روی نرخ پسروری گرین پیش‌رانه غنی از سوخت بر پایه‌ی پلی‌اتیلن با چگالی بالا را مورد شبیه‌سازی قرار داده و متعاقباً انجام مراحل اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی، در مرحله بعدی با تغییر قطر پورت محفظه احتراق رمجت به بررسی تأثیر نسبت انبساط ناگهانی روی نرخ پسروری گرین پرداخته می‌شود.

شرح مسئله

در این مطالعه از هندسه شکل (۴) برای اندازه‌گیری نرخ پسروری و اعتبارسنجی آن با کار صورت گرفته توسط عمر موسی [۲۵] استفاده شده است. در این مطالعه گرین سوخت جامد دارای ابعاد؛ قطر داخلی ورودی ۴۰ میلی‌متر، قطر داخلی گرین ۷۰ میلی‌متر و طول گرین ۳۰۰ میلی‌متر است. در این مطالعه به منظور کاهش میزان محاسبات و صرفه جویی در منابع محاسباتی از مدل متقارن محوری برای شبیه‌سازی هندسه مورد نظر استفاده شد. در این مدل‌سازی فرض شده است که موتور از یک مجرای ورودی، یک محفظه احتراق، یک گرین سوخت جامد (پلی‌اتیلن با چگالی بالا)، یک محفظه پس‌سوز و یک نازل تشکیل شده است. پس از بررسی اعتبارسنجی به بررسی اثر انبساط ناگهانی روی نرخ پسروری محفظه احتراق رمجت سوخت جامد به‌عنوان وجه توسعه‌ای کار پرداخته می‌شود. در شکل (۴) هندسه و ابعاد محفظه احتراق موتور رمجت سوخت جامد نشان داده شده است. مش‌بندی در نرم‌افزار فلونت نت مهم‌ترین بخش یک شبیه‌سازی در حیطه دینامیک سیالات محاسباتی است. در شکل (۵) شبکه‌بندی هندسه مورد مطالعه نشان داده شده است.

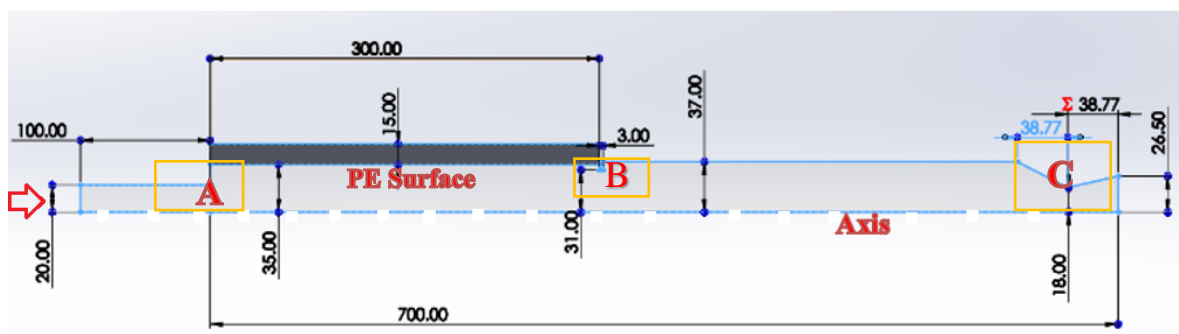


Figure 4- Geometry and dimensions of combustion chamber of solid fuel ramjet engine
شکل ۴- هندسه و ابعاد محفظه احتراق موتور رمجت سوخت جامد

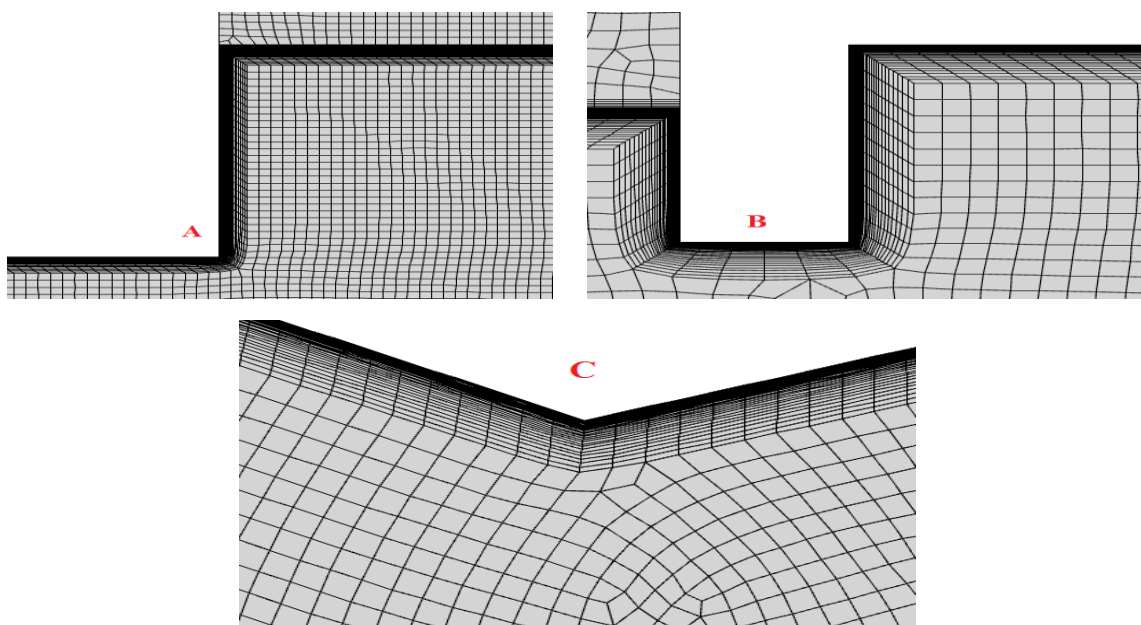


Figure 5- Meshing of studied geometry
شکل ۵- شبکه‌بندی هندسه مورد مطالعه

مشبندی یعنی تبدیل دامنه محاسباتی به زیر دامنه‌های کوچکتر برای حل معادلات مومنتوم، آشفتگی، انرژی و در انتها به دست آوردن نتایج برای تمامی سطوح مدل شبیه‌سازی شده. مشبندی در فلونت از حیث ساختار به دو دسته کلی مشبندی بی‌سازمان^۱ و مشبندی سازمان‌یافته^۲ تقسیم می‌شود. در مش سازمان یافته هر المان را می‌توان با شماره سطر و ستون آدرس‌دهی کرد زیرا در مشبندی سازمان یافته شبکه به صورت کاملاً منظم تولید می‌شود. در صورتی که در شبکه بی‌سازمان عملاً این کار به دلیل عدم نظم در ایجاد شبکه امکان‌پذیر نیست. در این مطالعه از شبکه‌بندی سازمان یافته با مش‌های کارت‌زین استفاده شده است که در المان‌های ایجاد شده تماماً در جهات محورهای مختصات قرار می‌گیرند و در اطراف مرزها و دیواره‌ها به قدر کافی ریز می‌شوند تا نتایج لایه‌مرزی را با دقت بالاتری استخراج کنند.

معادلات حاکم بر جریان

هدف نهایی از یک شبیه‌سازی عددی برای یک سیستم خاص، رسیدن به توانایی پیش‌بینی رفتار آن سیستم است. به گونه‌ای که نتایج حاصل از حل عددی به نتایج واقعی نزدیک باشد. برای این منظور می‌بایست کلیه فرض‌ها، شرایط مرزی و مدل‌های مورد استفاده تا حد امکان، نزدیک به شرایط واقعی مسئله موردنظر باشند. از این‌رو، همواره قبل از انجام یک شبیه‌سازی عددی، باید ماهیت فیزیک مسئله موردنظر و پدیده‌های دخیل در آن شناسایی و تعریف شوند. در این بخش به معرفی معادلات حاکم بر این مسئله و نیز مدل‌های لازم برای انجام این شبیه‌سازی پرداخته می‌شود. سه قانون مهم بقای جرم، اندازه حرکت و انرژی، به ترتیب توسط معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی بیان می‌شوند. حل معادلات پیوستگی و مومنتوم، برای شبیه‌سازی انواع جریان سیالات الزامی است. برای جریان‌هایی که در آن‌ها تولید و انتقال حرارت وجود دارد (مانند جریان‌های احتراقی) معادله انرژی نیز اهمیت ویژه‌ای پیدا می‌کند. هنگامی که سیال موردنظر، مخلوطی از چند جزء شیمیایی باشد که در حین جریان با یکدیگر واکنش می‌دهند، معادله اجزاء شیمیایی تعریف می‌شود.

معادلات RANS

در تحلیل میدان جریان سه‌بعدی تمامی مؤلفه‌های سرعت و تنش رینولدز با توجه به شرایط ساده‌سازی تقارن (متقارن زاویه‌ای، $\partial/\partial\theta = 0$) در نظر گرفته شده‌اند. با وجود توانمندی‌های متمرکز در رهیافت URANS (معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده رینولدز غیرپایدار و غیریکنواخت) در تحلیل ۳ بعدی به جهت لزوم احصاء منسجم و همزمان فشارهای نوسانی در زمان‌های مختلف [۲۶]، در کار حاضر مدل‌سازی بر اساس معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده رینولدز پایدار صورت گرفته و با تکیه بر شرایط تقارن زاویه‌ای همزمان با شمولیت بقای‌های جرم، مومنتوم، انرژی و معادلات گونه، معادلات در فرمت انتگرالی به صورت رابطه ۱ بنا گذاشته شده است [۲۷،۲۸]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} U d\Omega + \iint_s (F.n_x + G.n_y) ds - \iiint_{\Omega} U d\Omega + \iint_s (F_v.n_x + G_v.n_y) ds = \iiint_{\Omega} (H + H_v) \cdot \varepsilon d\Omega + S \quad (1)$$

که در آن $n = n_{xi} + n_{yj}$ بردار نرمال واحد در جهت بیرونی سطح مرزی s است، t زمان، $\varepsilon = 0$ برای جریان صفحه دو بعدی، و $\varepsilon = 1$ برای جریان متقارن محوری است. بردار پایستار U ، بردارهای شار جابه‌جایی F ، G ، بردارهای شار ویسکوز F_v ، G_v ، ترم‌های منبع متقارن محوری H ، H_v و ترم منبع واکنش‌های شیمیایی S به دست می‌آیند [۲۷،۲۸]:

¹ Unstructure mesh

² Structure mesh

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho \omega \\ \rho E \\ \rho_i \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho u v \\ \rho u \omega \\ (\rho E + P)u \\ \rho_i u \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v u \\ \rho v \omega \\ (\rho E + P)v \\ \rho_i v \end{bmatrix}, \quad F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{x\theta} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + \omega\tau_{x\theta} + q_x \\ \rho D_i \frac{\partial c_i}{\partial x} \end{bmatrix}, \quad G_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{y\theta} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + \omega\tau_{y\theta} + q_y \\ \rho D_i \frac{\partial c_i}{\partial y} \end{bmatrix},$$

$$H = -\frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v u \\ \rho(v^2 - \omega^2) \\ 2\rho v \omega \\ (\rho E + P)v \\ \rho_i v \end{bmatrix}, \quad S = \begin{bmatrix} S_\rho \\ S_{\rho u} \\ S_{\rho v} \\ S_{\rho \omega} \\ S_{\rho E} \\ \omega_i + S_{\rho i} \end{bmatrix}, \quad H_v = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + \omega\tau_{y\theta} + q_y \\ \rho D_i \frac{\partial c_i}{\partial y} \end{bmatrix}$$

9

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{v}{y} \right), \quad \tau_{yy} = \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{v}{y} \right), \quad \tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right), \quad \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} = 2\mu \left(\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{v}{y} \right),$$

$$\tau_{x\theta} = \mu \left(\frac{\partial \omega}{\partial x} \right), \quad \tau_{y\theta} = \mu \left(\frac{\partial \omega}{\partial y} - \frac{\omega}{y} \right), \quad q_x = k \frac{\partial T}{\partial x} + \rho \sum_{i=1}^N D_i h_i \frac{\partial c_i}{\partial x}, \quad q_y = k \frac{\partial T}{\partial y} + \rho \sum_{i=1}^N D_i h_i \frac{\partial c_i}{\partial y}, \quad i=1 \rightarrow N$$

که در آن ρ ، μ ، ν ، ω ، T ، p ، E به ترتیب نشان‌دهنده سرعت‌های محوری، شعاعی، مماسی، دما، فشار، چگالی کل و انرژی کل در واحد جرم هستند. S_ρ ، $S_{\rho u}$ ، $S_{\rho v}$ ، $S_{\rho \omega}$ ، $S_{\rho E}$ ، $S_{\rho i}$ به ترتیب ترم جرم، مومنتوم، انرژی و گونه‌های منبع هستند که به دلیل پیرولیز (تجزیه در اثر حرارت) سوخت جامد و واکنش شیمیایی در اولین سلول در حوزه سیال متصل به سوخت جامد است. متغیر $\dot{\omega}_i$ نرخ تولید انبوه (جرم) گونه i در اثر واکنش‌های شیمیایی است، $c_i = \rho_i/\rho$ کسر جرمی، N تعداد گونه‌ها، τ تنش برشی، k ضریب هدایت حرارتی گازها است که برابر است با مجموع بخش k_i (ضریب هدایت حرارتی گاز برای جریان آرام) و k_t ($C_p(\mu_i/Pr_i)$ ضریب هدایت حرارتی گاز برای جریان آشفته) آن و μ کل ویسکوزیته مؤثر است که برابر است با مجموع ویسکوزیته μ_i برای جریان آرام و μ_t برای جریان آشفته. Pr_t عدد پرانتل آشفته است. ویسکوزیته لایه‌ای از مخلوط با استفاده از فرمول زیر محاسبه می‌شود [۲۷، ۲۸]:

$$A = X_j \left[1 + \sqrt{\frac{\mu_{ji}}{\mu_j}} \left(\frac{M_i}{M_j} \right)^{1/4} \right]^2, \quad B = \sqrt{8 \left(1 + \frac{M_i}{M_j} \right)}, \quad \phi_i = \sum_{j=1}^N \frac{A}{B}, \quad \mu_i = \sum_{i=1}^N \frac{X_i \mu_{ii}}{\phi_i}, \quad (2)$$

که در آن X_i و M_i ، μ_{ii} به ترتیب ویسکوزیته آرام، وزن مولکولی و کسر مولی گونه i هستند. نفوذ جرمی D_i گونه‌های i در مخلوط توسط رابطه زیر داده شده است.

$$\rho D_i = \frac{1 - X_i}{1 - c_i} \left(\frac{\mu_i}{S_c} + \frac{\mu_t}{S_{ct}} \right) \quad (3)$$

با اعداد اشمیت آرام و آشفته به ترتیب $S_c = 0.5$ ، $S_{ct} = 0.8$ ثابت فرض می‌شوند. کل انرژی در واحد حجم با استفاده از معادله (۴) تعیین می‌شود و سپس برای محاسبه دما با استفاده از روش تکرار نیوتن استفاده می‌شود.

$$\rho E - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + \omega^2) = \sum_{i=1}^N \rho_i \left(\int_{298}^T C_{p_i} dT + h_i^{298} \right) - R_u T \sum_{i=1}^N \rho_i / M_i \quad (4)$$

که در آن h_i^{298} گرمای تشکیل در دمای مرجع (۲۹۸ کلوین) است، و در دماهای بالا، گرمای ویژه در فشار ثابت C_{pi} توسط رابطه زیر تخمین زده می‌شود:

$$C_{pi} = (a_{1i} + a_{2i}T + a_{3i}T^2 + a_{4i}T^3 + a_{5i}T^4) R_u \quad (5)$$

ضرایب a_{ji} ($j=1, \dots, 5$) از بسته^۱ سینتیک شیمیایی بدست می‌آید و R_u ثابت گاز جهانی است. برای گازهای گرمایی کامل، معادله حالت به صورت زیر بدست می‌آید:

$$P = \sum_{i=1}^N R_u T (\rho_i / M_i) \quad (6)$$

برای مخلوط، چگالی کل $\rho = \sum_{i=1}^N \rho_i$ ، ثابت گاز مخلوط $R = R_u \sum_{i=1}^N c_i / M_i$ ، گرمای ویژه $C_p = \sum_{i=1}^N c_i C_{pi}$ و نسبت کل گرمای ویژه $\gamma = C_p / (C_p - R)$ است [۲۵].

مدل نرخ محدود

در این کار، مدل نرخ محدود برای نشان دادن فرآیندهای واکنش شیمیایی اتخاذ شده است. برای واکنش‌های I، مکانیزم واکنش با استفاده از معادله (۷) بیان می‌شود.

$$\sum_{i=1}^N v'_{ik} X_i \rightleftharpoons \sum_{i=1}^N v''_{ik} X_i, \quad k = 1, \dots, I \quad (7)$$

جایی که v'_{ik} و v''_{ik} ضرایب استوکیومتری هستند و X_i کسر مولی گونه i است. نرخ تولید انبوه گونه i در واکنش‌های I به صورت زیر بیان می‌شود.

$$\dot{\omega}_i = M_i \sum_{k=1}^I (v''_{ik} - v'_{ik}) [R_f - R_b], \quad R_f = \dot{r}_{fk} \prod_{i=1}^N \left(\frac{\rho_i}{M_i} \right)^{v'_{ik}} \cdot \left(\sum_{j=1}^N \frac{\rho_j}{M_j} C_j \right)^{L_{fk}}, \quad R_b = \dot{r}_{bk} \prod_{i=1}^N \left(\frac{\rho_i}{M_i} \right)^{v''_{ik}} \cdot \left(\sum_{j=1}^N \frac{\rho_j}{M_j} C_j \right)^{L_{bk}} \quad (8)$$

جایی که \dot{r}_{fk} و \dot{r}_{bk} به ترتیب ثابت‌های نرخ واکنش روبه‌جلو و برگشتی برای هر واکنش هستند. رابطه آرنیوس (معادله ۹) برای تعیین ثابت‌های سرعت واکنش استفاده می‌شود [۲۵].

$$\dot{r}_k = A_k T_w^{n_k} \exp \left[- (E_a)_k / R_u T_w \right] \quad (9)$$

که در آن A_k ضریب پیش‌نمایی، n_k توان دما، E_a انرژی فعال‌سازی، و T_w دمای دیواره فصل مشترک جامد و سیال است. به‌منظور مدل‌سازی پیرولیز سوخت جامد در فصل مشترک سیال جامد از مرتبه صفر ($n_k = 0$) معادله آرنیوس استفاده می‌شود. نرخ جرمی سوخت آزاد شده توسط پیرولیز با استفاده از موارد زیر تعیین می‌شود [۲۵]:

$$\dot{m}_p = \rho_{sol} \dot{r}_p = \rho_{sol} A_{sol} \exp \left[- (E_a)_{sol} / R_u T_w \right] \quad (10)$$

زیرنویس sol نشان‌دهنده سوخت جامد است و مشخصات HDPE نظیر رنگ، سفید، چگالی برابر با 940 kg/m^3 ، هدایت حرارتی معادل 0.38 W/(m.K) ، ضریب پیش‌نمایی برابر با 8750 بر حسب m/s و E_a ، انرژی فعال‌سازی معادل

¹ package

میزان پیرولیز HDPE به دلیل انتقال حرارت از حوزه سیال به سطح جامد قبل از احتراق (مرحله گازی شدن) و در حین احتراق به عنوان یک اصطلاح منبع تأثیرگذار بر معادلات بقایی دامنه سیال مورد بررسی قرار می‌گیرد. سینتیک واکنش‌های شیمیایی فاز گاز HDPE در جدول ۱ ارائه شده است [۲۹].

جدول ۱- سینتیک واکنش‌های شیمیایی HDPE [۲۹]

Chemical Reaction	A (cm ³ /mol.s)	n	Ea (J/mol)
C ₂ H ₄ +O ₂ →2CO+2H ₂	2.10×10 ¹⁴	0	149799.2
2CO+O ₂ →2CO ₂	3.48×10 ¹¹	2	84261.5
2H ₂ +O ₂ →2H ₂ O	3.00×10 ²⁰	-1	0

معادلات حاکم بر حوزه جامد

انتشار گرما در حوزه جامد با تبدیل معادله RANS (معادله ۱) به معادله فوریه (معادله ۱۱) با ارزیابی تمام سرعت‌ها به صفر و در نظر گرفتن تنها یکی از گونه‌ها (جامد) مدل‌سازی می‌شود. معادله فوریه دو بعدی متقارن محوری را می‌توان به شکل انتگرال به صورت زیر نوشت:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} U^{sol} d\Omega - \iint_s (F_v^{sol} \cdot n_x + G_v^{sol} \cdot n_y) ds = \varepsilon \iiint_{\Omega} H_v^{sol} d\Omega + S^{sol}, \quad U^{sol} = \rho_{sol} C_{sol} T_{sol} \quad (11)$$

$$, \quad F_v^{sol} = k_{sol} \frac{\partial T_{sol}}{\partial x}, \quad G_v^{sol} = k_{sol} \frac{\partial T_{sol}}{\partial y}, \quad H_v^{sol} = \frac{1}{y} k_{sol} \frac{\partial T_{sol}}{\partial y}, \quad S^{sol} = \rho_{sol} \dot{h}_p$$

جایی که C_{sol} و k_{sol} و ρ_{sol} به ترتیب چگالی، هدایت حرارتی و ظرفیت گرمایی ویژه ماده جامد را نشان می‌دهند. T_{sol} دما در حوزه جامد است، h_p انرژی واکنش در واحد جرم و S_{sol} ترم چشمه ناشی از واکنش شیمیایی سطح سوزش متصل به حوزه سیال است [۲۵].

میدان جریان رم جت سوخت جامد

معادلات حاکم ارائه شده به طور هم‌زمان با استفاده از روش سلول محور^۱، حجم محدود با شبکه‌های ساختاریافته، چند بلوکی و رویکرد مبتنی بر چگالی حل شده‌اند. در هر سلول از مش‌های میدان جریان رم جت سوخت جامد، معادلات حاکم گسسته شده و به صورت عددی حل می‌شوند که در آن روش جابجایی شکست بالادستی توسط توابع وزنی فشار مبنای^۲، طرح یکنواخت مرکزی و بالادستی برای قوانین بقا^۳ و تابع محدودکننده‌ی ون‌آلبادا^۴ برای ارزیابی شارهای غیرلزج با تفاضلات مرکزی مرتبه دوم برای شارهای ویسکوز به کار گرفته شده‌اند. در این مطالعه از مدل آشفتگی انتقال تنش برشی^۵ به همراه حلگر احتراقی انتقال گونه‌ها استفاده گردید از مدل نرخ محدود برای تعیین ترم چشمه‌ی شیمیایی استفاده شد. در این مدل، شعله به عنوان شعله آرام با نادیده گرفتن اثر نوسانات آشفته (برهم‌کنش آشفتگی - شیمی) که در آن از بیان آرنیوس برای تعیین میانگین نرخ واکنش استفاده می‌شود، در نظر گرفته می‌شود [۲۵]. همان‌طور که شبیه‌سازی‌های ناپایدار در نظر گرفته شد، الگوریتم گام زمانی دوگانه ضمنی متقارن پایین - بالا^۶ برای حوزه سیال و روش اویلر روبه عقب برای حوزه جامد انتخاب شده است [۲۵].

¹ Cell-centered

² Adviection upstream splitting method by pressure based weight functions (AUSMPW+)

³ Monotonic Upstream-centered Scheme for Conservation Laws (MUSCL)

⁴ Van albada

⁵ Shear Stress Transport (SST)

⁶ Lower-upper symmetric gauss-seidel (LU-SGS)

شرایط مرزی

برای حل عددی فرم گسسته معادلات دیفرانسیل پاره‌ای، تعیین شرایط مرزی و اولیه الزامی است. این موضوع در بحث ریاضی یک اصل محسوب می‌شود. در شبیه‌سازی عددی جریان واکنشی نیز علاوه بر مطرح بودن بحث ریاضی معادلات، نوع و فیزیک جریان نیز در مرزهای محاسباتی به حل‌کننده معرفی می‌شود. بنابراین هدف از شرایط مرزی در دینامیک سیالات عددی، مقید ساختن فرم گسسته معادلات برای حل آن در یک چهار چوب خاص و نیز تعریف ویژگی جریان در مرزهای دامنه محاسباتی است. استفاده از شرط مرزی مناسب، تابعی از نوع رژیم جریان، اطلاعات موجود در ورودی و خروجی جریان و نیز سازگاری نوع حل‌کننده و الگوریتم عددی استفاده‌شده با شرط مرزی است. در صورت انتخاب نامناسب شرط مرزی، نه تنها دقت شبیه‌سازی کاهش می‌یابد، بلکه در مواقعی نیز به جای اینکه موجب هم‌گرایی شود با واگرایی در روند حل همراه است. شرایط مرزی، متغیرهای مربوط به حرارت و جریان سیال را روی مرزهای دامنه محاسباتی مشخص می‌کند. هم‌چنین شبیه‌سازی حاضر بر مبنای هندسه دوبعدی با تقارن محوری در حالت ناپایا گزارش شده است. شرایط مرزی در این مطالعه برای دیواره از نوع شرط مرزی آدیاباتیک، برای فصل مشترک جامد - سیال از نوع کوپلینگ مستقیم در دمای دیواره توسط معادله تعادل انرژی، شرط مرزی محور از نوع متقارن محوری و شرط مرزی خروجی از نوع فشار خروجی است که در آن گرادینان فشار خروجی برابر صفر است. شرط مرزی ورودی از نوع نرخ جریان جرمی و دمای هوای ورودی با مقدار 0.6 kg/s و 540 K در نظر گرفته شد. طول گرین سوخت نیز 300 mm در نظر گرفته شد.

استقلال حل از تعداد شبکه‌ی محاسباتی

بررسی استقلال از شبکه یکی از بخش‌های بسیار مهم در هر شبیه‌سازی است. استقلال در شبکه یا مش در حل مساله بدین منظور است که اگر تعداد شبکه‌ها در ناحیه محاسباتی افزایش یابد، تغییرات قابل ملاحظه‌ای در نتایج مشاهده نشود. مطالعه استقلال از شبکه برای یک هندسه مشخص به منظور رسیدن به یک پاسخ دقیق با اهمیت است. استقلال از شبکه با افزایش و کاهش تعداد شبکه‌ها و سایز آن‌ها و تأثیر آن روی نتایج محاسبه شده، انجام می‌گیرد. در مسائل دینامیک سیالات محاسباتی تلاش بر این است که با ایجاد شبکه فضای پیوسته ناحیه حل به المان‌های گسسته تقسیم شود. به میزانی که تعداد المان‌های ناحیه محاسباتی افزایش یابد، دقت روش دینامیک سیالات محاسباتی استفاده شده برای حل مساله نیز افزایش می‌یابد. اما با افزایش تعداد المان‌ها هزینه محاسباتی به منظور حل مساله نیز افزایش می‌یابد بنابراین در این حالت باید تعادل بین هزینه محاسباتی و دقت حل برقرار شود. بهینه‌سازی تعداد شبکه در اینجا حائز اهمیت خواهد بود تا با کم‌ترین تعداد شبکه به دقت محاسباتی خوبی رسید که به خوبی بتواند ویژگی‌های جریان، گرادینان‌ها و ... را نشان دهد. بعبارت دیگر یک شبکه درشت نمی‌تواند بخوبی تمام ویژگی‌های جریان، کانتورها و ... را نشان دهد درحالی که یک شبکه ریزتر نتایج دقیق‌تری خواهد داد. اما زمان و هزینه لازم برای محاسبه را نیز باید در نظر گرفت و این عامل تنها دلیل انجام یک مطالعه استقلال از شبکه خواهد بود. به این بررسی استقلال از مش گفته می‌شود. بدین منظور پس از طراحی حجم کنترل که در این کار روی محفظه احتراق موتور رمجت سوخت جامد صورت گرفته، شبکه‌بندی‌های مختلفی در طراحی محفظه احتراق اعمال می‌شود و پس از تکرارهای متوالی مشخص می‌شود که نتایج به‌دست آمده تحت تأثیر حجم شبکه نمی‌باشد. برای نشان دادن استقلال حل عددی از تعداد شبکه‌ی محاسباتی، از سه شبکه‌ی سازمان‌یافته با تعداد ۸۲۷۷۰، ۱۲۰۸۵۶ و ۲۵۸۵۰۶ سلول استفاده شده است. در شکل (۶) استقلال از شبکه برای دما در لحظه $1/4$ ثانیه برای سه شبکه‌ی سازمان‌یافته مختلف با تعداد سلول‌های مختلف ارائه شده است. انتخاب گام زمانی طوری انتخاب شده است که عدد کورانت زیر ۱ باشد.

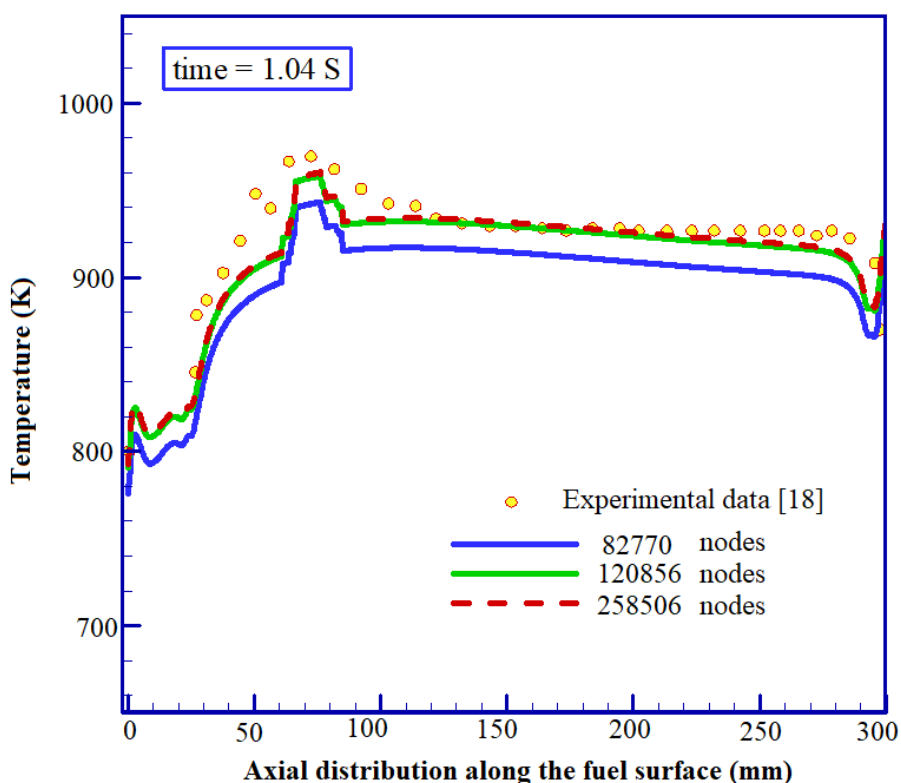


Figure 6- Showing the non-dependence of temperature results in the combustion chamber on the number of different nodes
 شکل ۶- نمایش عدم وابستگی نتایج دما در محفظه احتراق به تعداد مش‌های مختلف

همان‌گونه که در شکل (۶) نشان داده شده است نمودارهای دما در طول گرین سوخت برای سه شبکه تطابق خوبی با یکدیگر و بر اساس نتایج تجربی دارند. در اینکار نهایتاً شبیه‌سازی از شبکه‌ی با تعداد ۲۵۸۵۰۶ سلول استفاده کرده است.

اعتبارسنجی مدل شبیه‌سازی

یکی از پارامترهای مهم در مدل‌سازی و شبیه‌سازی فرآیندهای شیمیایی، اعتبارسنجی نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی با نتایج تجربی (مقاله منتخب) است. بدین منظور می‌بایست، بعضی از نتایج بدست آمده از مدل‌سازی و شبیه‌سازی با داده‌های مرتبط تجربی یا شبیه‌سازی شده در مقاله منتخب [۲۵] مقایسه شود. در این پایان‌نامه نرخ پسروری موجود در مقاله و نرخ پسروری حاصل‌شده توسط شبیه‌سازی برای زمان‌های مختلف مقایسه می‌شوند. نرخ پسروری با استفاده از رابطه آرنیوس معادله (۹) محاسبه می‌شود که در این رابطه پارامترهای ضریب پیش‌نمایی، انرژی فعال‌سازی و ثابت جهانی گاز عدد ثابتی هستند که مقادیر آن در متن مقاله ذکر شده است و تنها پارامتر دمای دیواره باید توسط شبیه‌سازی تعیین شود و پس از مشخص شدن مقادیر دما برای نقاط مختلف با استفاده از رابطه آرنیوس مقدار نرخ پسروری برای نقاط مختلف حاصل می‌شود. بر اساس نتایج شبیه‌سازی تطابق خوبی میان نتایج و داده‌های تجربی (مقاله اعتبارسنجی) برقرار است. شکل (۷) نرخ پسروری حاصل از نتایج شبیه‌سازی در فواصل زمانی مختلف را به همراه نتایج مقاله مرجع مقایسه می‌کند.

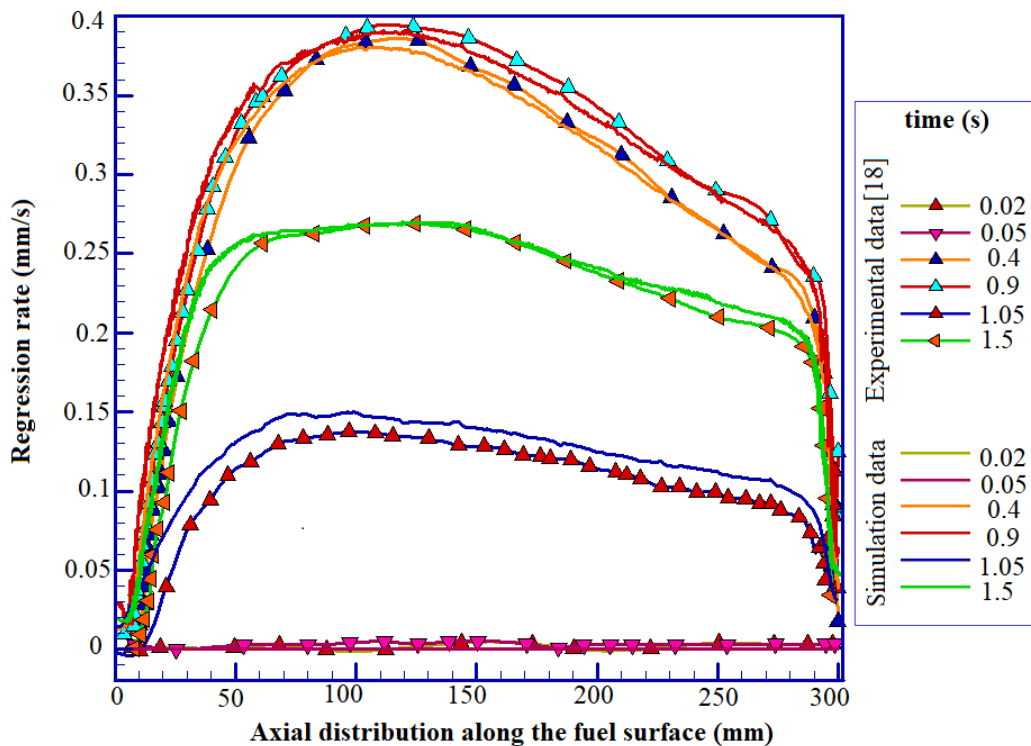


Figure 7 - Axial distribution of regression rate along solid fuel surface at different time intervals for simulation data and validation article

شکل ۷- توزیع محوری نرخ پسروی در امتداد سطح سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف برای داده‌های شبیه‌سازی و مقاله اعتبارسنجی

نتایج حاصل از مدل‌سازی و شبیه‌سازی

پس از اعتبارسنجی مدل عددی توسعه‌یافته در این کار، از حل‌کننده جریان ارائه‌شده برای مطالعه اشتعال و احتراق در رججت سوخت جامد استفاده می‌شود. در شبیه‌سازی‌ها، فرآیند اشتعال با استفاده از گاز داغ که همراه با هوای ورودی به محفظه احتراق جریان می‌یابد، حاصل می‌شود. گاز اشتعال با 0.4 kg/s ، دمای کل 2500 K جریان دارد و حاوی CO_2 و H_2O است. پس از یک ثانیه گاز اشتعال متوقف شده و تنها جریان هوای ورودی ادامه می‌یابد. به‌طور معمول، زمان تأخیر در اشتعال شامل؛ تأخیر زمانی گرمایش، تأخیر زمانی اختلاط و تأخیر زمانی فرآیندهای شیمیایی است. اما زمان اختلاط بسیار کم است و می‌توان آن را نادیده گرفت. زمانی که ضخامت اکسید به صفر برسد سوخت مشتعل شده و احتراق شروع می‌شود. بنابراین، کسر جرمی اکسیژن می‌تواند زمان اشتعال تخمینی را نشان دهد، همان‌طور که در شکل (۷) نشان داده شده است. شکل (۸) توزیع کسر جرمی اکسیژن در سطح سوخت جامد را در دوره‌های زمانی مختلف از شروع شبیه‌سازی تا احتراق پایدار نشان می‌دهد. در شکل (۹) توزیع محوری کسر جرمی محصول احتراق (اتیلن) در امتداد محفظه احتراق پلی‌اتیلن در فواصل زمانی مختلف ارائه شده است. شکل (۱۰) نیز توزیع محوری دما در امتداد سطح سوخت جامد را برای فواصل زمانی مختلف نشان می‌دهد. در این شبیه‌سازی، فرآیند احتراق به سه بازه زمانی قبل از اشتعال (Z_1)، زمان پس از اشتعال (Z_2) و زمان احتراق پایدار (Z_3) تقسیم می‌شود. بر اساس شکل (۸)، در شش مرحله زمانی اول (Z_1) کسر جرمی اکسیژن بالاتر از سایر مناطق زمانی است که به این معنی است که اشتعال هنوز تا 0.35 ثانیه شروع نشده است. با این حال، غلظت اکسیژن با گذشت زمان به دلیل پیرولیز HDPE با زمان کاهش می‌یابد و سپس فاز گاز HDPE همان‌طور که در شکل (۹) ارائه شده است؛ افزایش

می‌یابد، بنابراین این مرحله زمانی در موتورهای هیبریدی به صورت مجزا و مرحله تبدیل به گاز (گازی‌سازی^۱) در سامانه‌های رمجتی بر پایه پیش‌رانه‌ی غنی از سوخت، مرحله تجزیه گرمایی در غیاب اکسیژن اطلاق می‌شود.

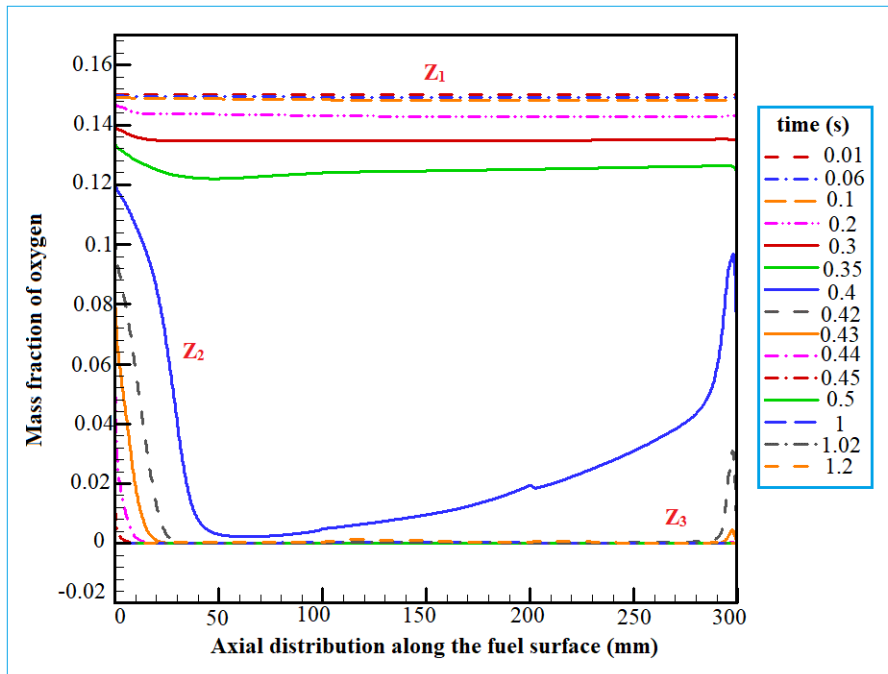


Figure 8- Axial distribution of oxygen mass fraction along the surface of solid fuel at different time intervals for the main geometry ($d_p/d_{in} = 1.75$)

شکل ۸- توزیع محوری کسر جرمی اکسیژن در امتداد سطح سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف برای هندسه اصلی ($d_p/d_{in} = 1.75$)

در نقطه اتصال مجدد، نرخ تبخیر سوخت جامد زیاد است و غلظت اکسیژن به دلیل شار حرارتی زیاد کمتر است، دمای گاز مجاور سوخت جامد بیشتر از منطقه چرخش است. برای همه بازه‌های زمانی دیگر، غلظت اکسیژن صفر است، این ممکن است به این دلیل باشد که منطقه نزدیک به سطح سوخت جامد به منطقه غنی از سوخت تبدیل شده است یا به دلیل فرآیند اشتعال که در آن اکسیژن در منطقه بسیار نزدیک به سطح سوخت جامد مصرف شده است. بنابراین، اشتعال را می‌توان بین $0.4 - 0.5$ ثانیه شروع کرد. با این حال، دمای سطح (شکل ۱۰) تأیید کرد که اشتعال بین $0.4 - 0.5$ ثانیه شروع شده است، درحالی‌که دمای سطح در Z_2 به حداکثر می‌رسد (0.4 ثانیه). همچنین در این شکل ابتدا سطح سوخت جامد گرم می‌شود و دمای آن به تدریج افزایش می‌یابد تا زمانی که به دمای گازی شدن HDPE برسد که در آن پلی اتیلن سنگین پیرولیز می‌شود. منطقه گردش مجدد زمان ماندگاری بیشتری را برای بخار سوخت پیرولیز شده و اکسیدان فراهم می‌کند. از این رو، اشتعال ابتدا در منطقه چرخش رخ می‌دهد.

¹ Gasification

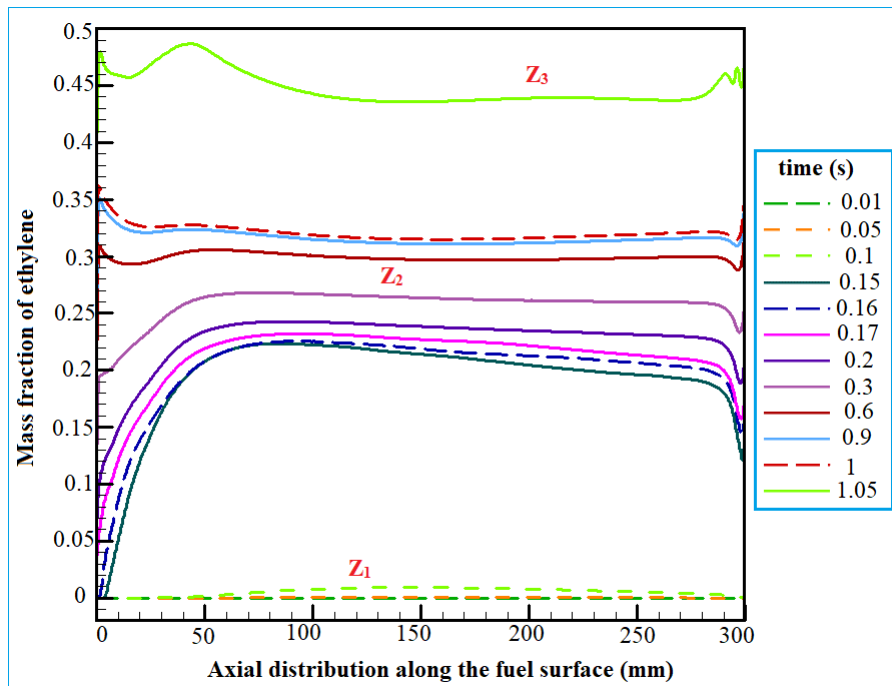


Figure 9- The axial distribution of the mass fraction of the combustion product (ethylene) along the polyethylene combustion chamber at different time intervals for the main geometry ($d_p/d_{in} = 1.75$)

شکل ۹- نمایش توزیع محوری کسر جرمی محصول احتراق (اتیلن) در امتداد محفظه احتراق پلی اتیلن در فواصل زمانی مختلف برای هندسه اصلی ($d_p/d_{in} = 1.75$)

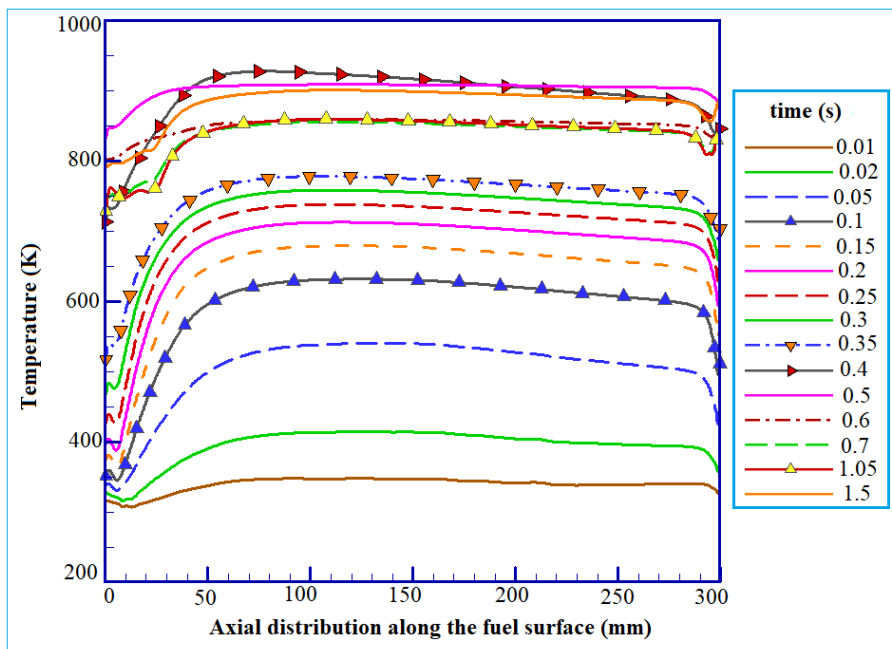


Figure 10- Axial temperature distribution along the surface of solid fuel at different time intervals for the main geometry

شکل ۱۰- توزیع محوری دما در امتداد سطح سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف برای هندسه اصلی

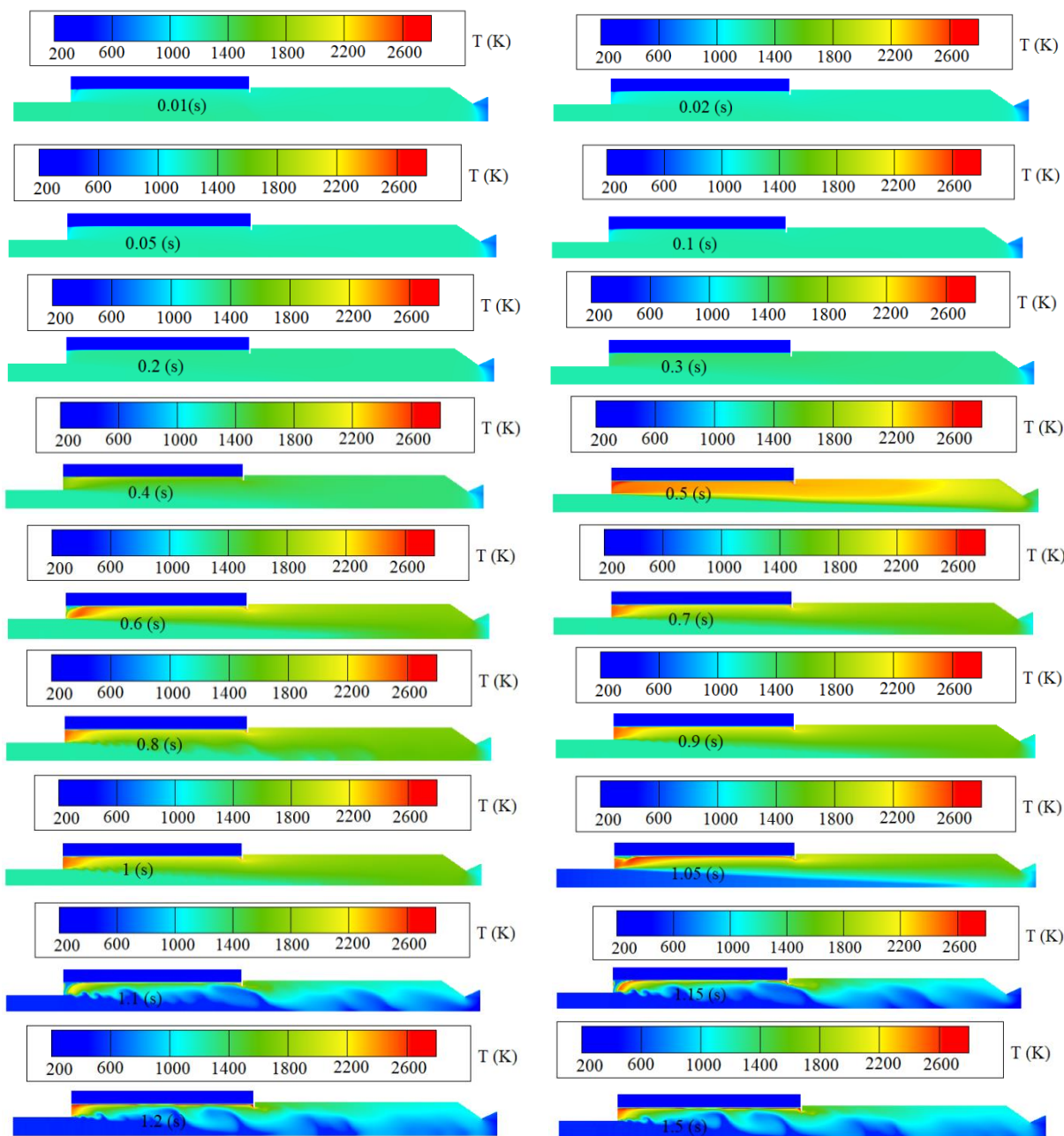


Figure 11 - Temperature contours of reactive unsteady flow in solid fuel ramjet combustor for simulation data
 شکل ۱۱- کانتورهای دمایی جریان ناپایدار واکنش دهنده در محفظه احتراق رمجت سوخت جامد برای داده‌های شبیه‌سازی

پس از کامل شدن اشتعال، احتراق پایدار در بازه زمانی Z_2 مشاهده می‌شود و گاز اشتعال در این بازه ادامه می‌یابد. این بازه، دمای ثابت را برای تمام فواصل زمانی نشان داد. گاز احتراق در انتهای Z_2 (۱ ثانیه) متوقف می‌شود. با توزیع ابری پارامتر دما و نوسان آن، به معنای جریان احتراق ناپایدار واکنش دهنده‌ها است. دما در $1/0.5$ ثانیه کاهش می‌یابد، پس از آن، احتراق پایدار با دمای تقریباً ثابت در بازه‌ی زمانی Z_3 ($1/2$ ثانیه) حاصل می‌شود. نتایج برای تمام فواصل زمانی در Z_3 مشابه هستند که از معنای احتراق پایدار پشتیبانی می‌کنند. شکل (۱۱)، کانتورهای دمایی جریان ناپایدار واکنش دهنده در محفظه احتراق رمجت

سوخت جامد را برای داده‌های شبیه‌سازی نشان می‌دهند. بدیهی است که اشتعال بین ۰/۴ و ۰/۵ ثانیه شروع می‌شود. احتراق پایدار با استفاده از گاز داغ دمیده شده در مجرا از ۰/۶ تا ۱ ثانیه رخ می‌دهد، بر اساس نتیجه گراف‌های مقاله مرجع یک نوسان لحظه‌ای در ثانیه ۱/۰۵ به موجب توقف گاز داغ ظاهر می‌شود و در نهایت احتراق یکنواختی تا پایان شبیه‌سازی از ثانیه ۱/۲ به بعد بدست می‌آید. احتراق یکنواخت به دلیل ثابت نسبی رفتاری و بروز یکنواختی در تغییرات دما نسبت به مکان (dT/dx) از زمان ۱/۲ ثانیه به بعد با داشتن مقادیر کوچک و با تغییرات نسبتاً غیر قابل ملاحظه روبرو است همانگونه که نمودارهای دما بر حسب امتداد طول سوخت نشان می‌دهند. از ثانیه ۱/۲ به بعد کمیت‌های تغییرات دما نسبت به مکان به صفر رسیده و دلیلی بر پایداری احتراق در انتهای محفظه را نشان می‌دهد.

انبساط ناگهانی محفظه احتراق

پس از انجام اعتبارسنجی در ادامه به بررسی اثر انبساط ناگهانی محفظه احتراق بر روی پارامترهای دما و نرخ پسروری پرداخته می‌شود. در این بررسی از سه نمونه مختلف با قطر پورت‌های مختلف و قطر ورودی ثابت استفاده می‌شود. شرایط انجام شبیه‌سازی در جدول ۲ ذکر شده است که در آن دمای ورودی هوا ۵۴۰ K و نرخ جریان جرم ورودی ۰/۶ kg/s برای هر نمونه است. قطر پورت از ۷۰ mm تا ۸۵ mm متغیر است که در آن قطر ورودی ۴۰ mm است. d_p/d_{in} نسبت قطر پورت به قطر ورودی را نشان می‌دهد. در همین حال، قطر گلوگاه برای هر نمونه ۲۸/۵ mm است تا از تأثیر قطر گلوگاه بر احتراق جلوگیری شود. طول سوخت نیز ۳۰۰ mm است.

جدول ۲- شرایط شبیه‌سازی

Table 2- Simulation conditions

Case	1	2	3
Port diameter (mm)	70	75	85
Inlet diameter (mm)	40	40	40
Fuel length (mm)	300	300	300
Throat diameter (mm)	28.5	28.5	28.5
Mass flow rate (kg/s)	0.6	0.6	0.6
D_p/D_{in}	1.75	1.875	2.125

تأثیر انبساط ناگهانی محفظه احتراق بر روی دما

انبساط ناگهانی در محفظه احتراق رمجت می‌تواند منجر به کاهش فشار داخل آن شود که در نتیجه دمای داخلی محفظه نیز کاهش می‌یابد. در صورتی که این کاهش دما به حدی برسد که سوخت به درستی محترق نشود، کارایی موتور کاهش می‌یابد. همچنین، کاهش دما می‌تواند باعث ایجاد مشکلاتی در فرایند احتراق و تولید گازهای خروجی شود. به همین دلیل، طراحی محفظه احتراق رمجت باید به گونه‌ای باشد که بتواند با انبساط ناگهانی و کاهش فشار داخلی محفظه مقابله کند. برای این منظور، از سیستم‌های کنترل دما و فشار استفاده می‌شود تا دمای داخلی محفظه در محدوده مطلوبی باقی بماند. همچنین، از مواد سازنده با مقاومت بالا در برابر دما و فشار برای ساخت محفظه استفاده می‌شود تا بتواند با شرایط سخت احتراق مواجه شود و از خرابی جلوگیری کند. تأثیر انبساط ناگهانی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد بر توزیع دما برای سه نمونه مختلف با قطر پورت متفاوت و قطر ورودی یکسان برای زمان‌های ۱ ثانیه و ۱/۵ ثانیه به ترتیب در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود افزایش نسبت قطر پورت به قطر ورودی موجب کاهش دما می‌شود. مطابق شکل (۱۲) و (۱۳)، بیشترین دما مربوط به نمونه d_p/d_{in} برابر ۱/۷۵ است که با رنگ سبز نشان داده شده است و مربوط به حالتی است که در آن قطر پورت ۷۰ mm و قطر ورودی ۴۰ mm است.

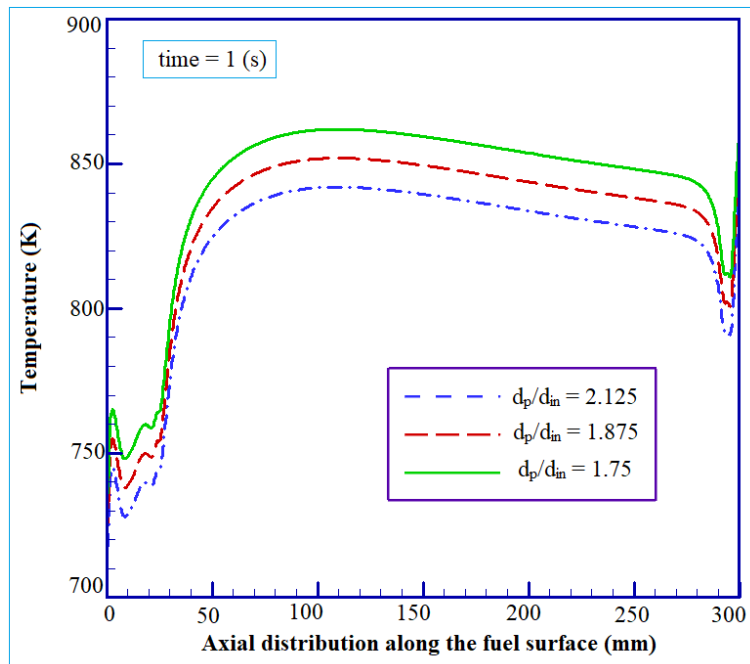


Figure 12- The effect of sudden expansion on temperature distribution for three different case in 1 second.
 شکل ۱۲- تأثیر انبساط ناگهانی بر توزیع دما برای سه نمونه مختلف در زمان ۱ ثانیه

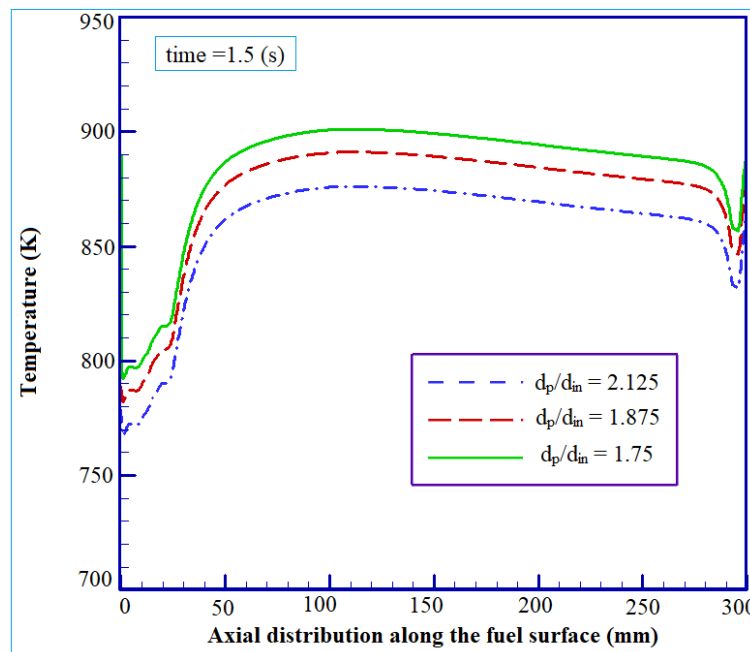


Figure 13- The effect of sudden expansion on temperature distribution for three different case in 1.5 seconds.
 شکل ۱۳- تأثیر انبساط ناگهانی بر توزیع دما برای سه نمونه مختلف در زمان ۱/۵ ثانیه

تأثیر انبساط ناگهانی محفظه احتراق بر روی فشار

انبساط ناگهانی منجر به افزایش حجم محفظه احتراق می‌شود و این امر باعث کاهش فشار می‌شود. در شکل (۱۴) تأثیر نسبت قطر پورت به قطر ورودی روی فشار در سه حالت مختلف بر حسب زمان برجسته شده است. تأثیر نسبت قطر پورت به قطر

ورودی روی فشار در سه حالت مختلف برحسب زمان برجسته شده است. وفق نتایج مندرج در شکل (۱۴)، فشار در لحظات اولیه مقادیر پایین تری داشته و با گذشت زمان و شروع اشتعال فشار نیز افزایش می یابد. مبنای این ادعا بر این واقعیت استوار است که هوای ورودی که وارد محفظه احتراق می شود در ابتدا فشار کمتری داشته و سپس با گازهای داغ با دمای بالا ترکیب شده و منجر به وقوع فرایند اشتعال می شود فلذا فشار افزایش می یابد. فشار تا زمان یک ثانیه رفتاری صعودی داشته لیکن از ثانیه یکم به بعد به موجب توقف گاز داغ و وجود صرفاً تزریق هوای ورودی به محفظه، دما و فشار کاهش دارد. پس از ثانیه یکم فشار روندی نزولی داشته و از ثانیه ۱/۲ به بعد با تغییرات کمی از فشار مواجه شده و سپس روند تقریباً یکسانی به خود می گیرد.

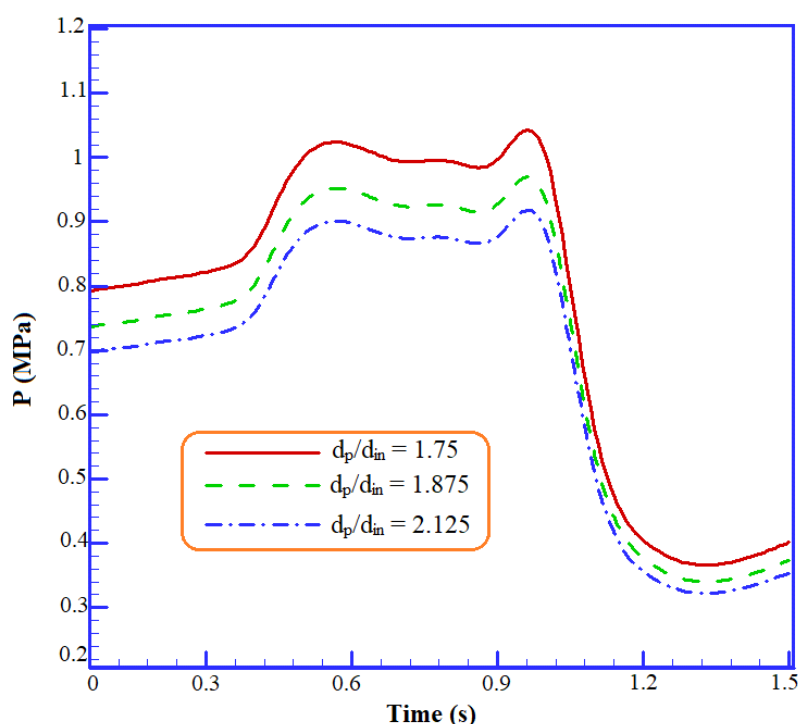


Figure 14- Effect of sudden expansion on pressure for three different cases
 شکل ۱۴- تأثیر انبساط ناگهانی روی فشار برای سه حالت مختلف

تأثیر انبساط ناگهانی محفظه احتراق بر نرخ پسروی سوخت

انبساط ناگهانی با افزایش حجم محفظه احتراق منجر به کاهش فشار و دما در داخل محفظه احتراق می شود. با کاهش دما، سرعت واکنش شیمیایی کاهش می یابد و در نتیجه منجر به کاهش نرخ پسروی سوخت می شود. برای بررسی تأثیر انبساط ناگهانی بر روی نرخ پسروی سوخت از شبیه سازی ۳ نمونه مختلف با قطر ورودی ثابت و قطر پورت متفاوت در زمان های ۱ ثانیه و ۱/۵ ثانیه استفاده شد. شکل های (۱۵) و (۱۶) تأثیر انبساط ناگهانی محفظه احتراق رجعت سوخت جامد را بر نرخ پسروی سوخت به ترتیب در زمان های ۱ و ۱/۵ ثانیه نشان می دهند.

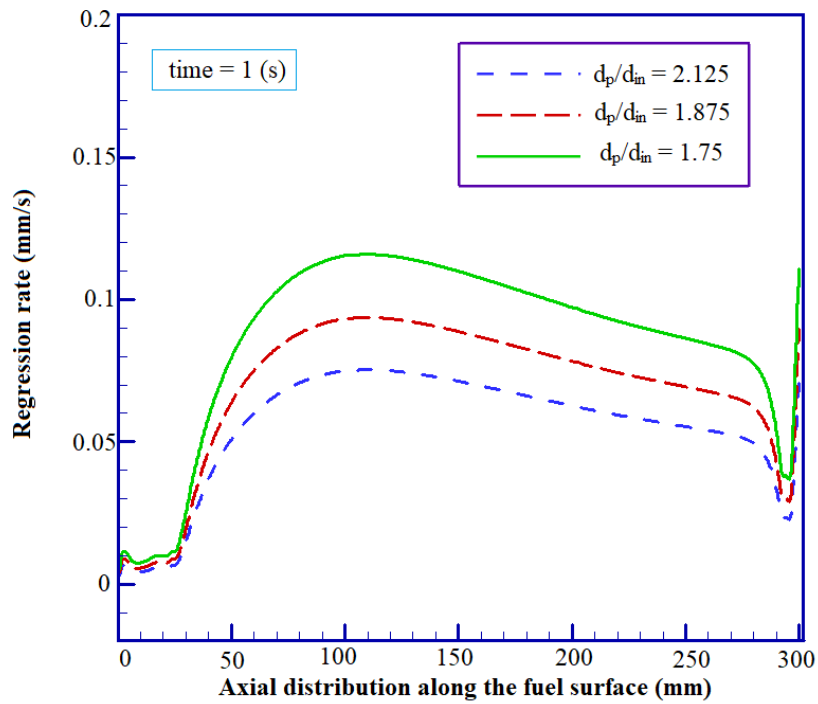


Figure 15- The effect of the sudden expansion of the solid fuel ramjet combustion chamber on the fuel regression rate in 1 second.

شکل ۱۵- تأثیر انبساط ناگهانی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد بر نرخ پسروی سوخت در زمان ۱ ثانیه

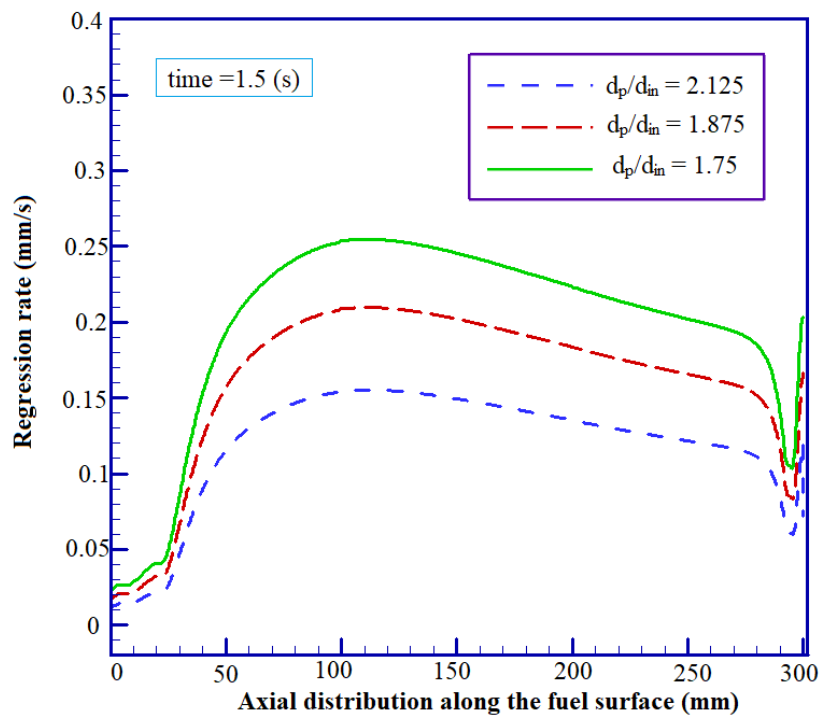


Figure 16- The effect of the sudden expansion of the solid fuel ramjet combustion chamber on the fuel regression rate in 1.5 second

شکل ۱۶- تأثیر انبساط ناگهانی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد بر نرخ پسروی سوخت در زمان ۱/۵ ثانیه

همانطور که در شکل‌های (۱۵) و (۱۶) قابل مشاهده است؛ افزایش انبساط ناگهانی موجب کاهش نرخ پسروری سوخت می‌شود. که این امر منجر به کاهش عملکرد رمجت می‌شود. بنابراین برای جلوگیری از کاهش نرخ پسروری و همین‌طور جلوگیری از کاهش دما و فشار باید از سیستم‌های کنترل دما و فشار استفاده شود تا دمای محفظه احتراق را در یک محدوده مطلوب نگه دارد و همچنین، از مواد سازنده با مقاومت بالا در برابر دما و فشار برای ساخت محفظه استفاده شود تا محفظه احتراق بتواند با شرایط سخت احتراق مواجه شود و از خرابی جلوگیری کند. در شکل (۱۷) درصد تغییرات نرخ پسروری نسبت به حالت اول ($dp/din = 1/75$) نشان داده است.

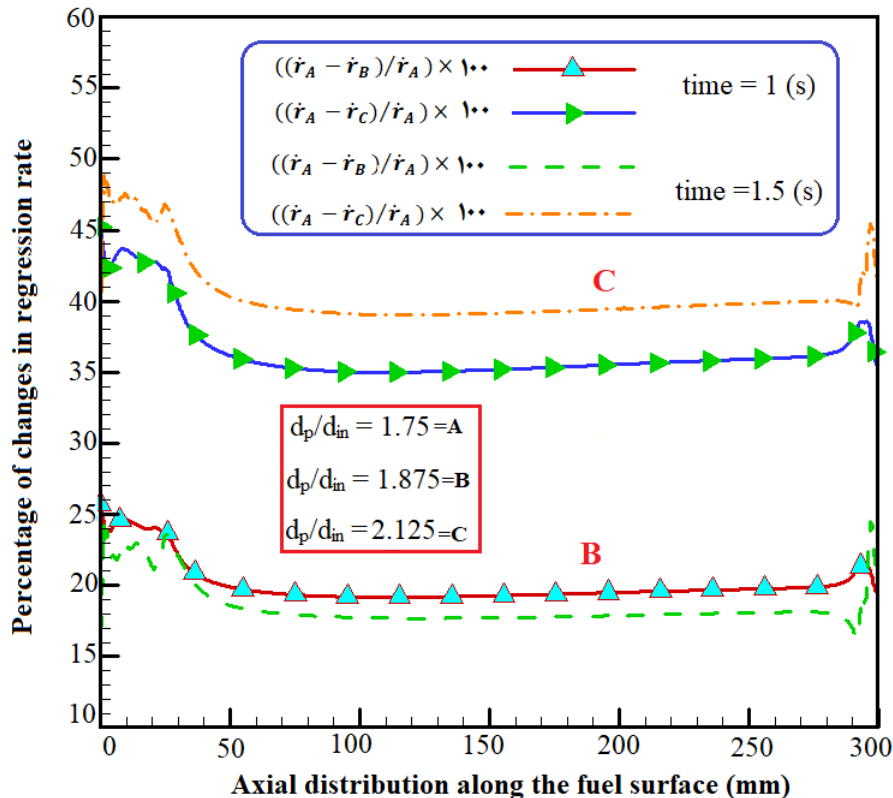


Figure 17- Percentage changes of fuel regression rate for B and C states compared to the initial state ($dp/din = 1/75$)

شکل ۱۷- درصد تغییرات نرخ پسروری سوخت برای حالت‌های B و C نسبت به حالت اولیه ($dp/din = 1/75$)

برای محاسبه تغییرات نرخ پسروری از معادله (۱۲) استفاده می‌شود که در آن A نشان‌دهنده نسبت قطر پورت به قطر اولیه برابر با $1/75$ است که به عنوان نسبت شاخص^۱ در نظر گرفته می‌شود و درصد تغییرات نرخ پسروری برای دو حالت دیگر نسبت به این حالت اصلی در نظر گرفته می‌شود.

$$\begin{aligned} & ((\dot{r}_A - \dot{r}_B) / \dot{r}_A) \times 100 \\ & ((\dot{r}_A - \dot{r}_C) / \dot{r}_A) \times 100 \end{aligned} \quad (12)$$

مطابق شکل (۱۷) میانگین درصد تغییرات نرخ پسروری برای حالت B (نسبت قطر پورت به قطر ورودی برابر با $1/875$) نسبت به حالت A، ۲۰ درصد است. همچنین میانگین درصد تغییرات نرخ پسروری برای حالت C (نسبت قطر پورت به قطر ورودی برابر با $2/125$) نسبت به حالت A، ۳۶ درصد است. این امر بیانگر کاهش ۲۰ درصدی میانگین نرخ پسروری سوخت با

¹ Representation ratio

- افزایش قطر پورت از ۷۰ میلی‌متر به ۷۵ میلی‌متر (حالت A به حالت B) و کاهش ۳۶ درصدی میانگین نرخ پسروی سوخت با افزایش قطر پورت از ۷۰ به ۸۵ میلی‌متر (حالت A به حالت C) است.
- انبساط ناگهانی (قطر پورت مختلف و قطر ورودی ثابت) محفظه احتراق می‌تواند تأثیر منفی بر روند سوختن گرین سوخت جامد پلیمری داشته باشد. انبساط ناگهانی منجر به بروز اثرات زیر است:
- کاهش فشار: انبساط ناگهانی باعث کاهش فشار و کند شدن واکنش‌های اکسایش می‌شود.
 - کاهش دما: کاهش فشار منجر به کاهش دمای HDPE و محیط اطراف آن می‌شود. دمای پایین‌تر نیز نرخ سوختن را کاهش می‌دهد.
 - اختلاط سوخت و اکسیژن: ماهیت نامتجانس اختلاط محصولات گازی ناشی از پیرولیز HDPE و هوای در دسترس منجر به کاهش دسترسی اکسیژن در وقوع واکنش احتراقی شده و ذاتاً نرخ پسروی را کندتر می‌کند فلذا تمهیدات لازم برای افزایش عدد چرخش گریزی بر اختلاط مناسب اجزاء واکنشگر خواهد بود.
 - کاهش کسر جرمی اکسیژن: انبساط ناگهانی در محفظه باعث کاهش غلظت اکسیژن جهت رخداد واکنش احتراقی شده که در شرایط محدود محفظه نقش کسر جرمی کاهش یافته اکسیژن را ایفا می‌کند که بدون در نظر گرفتن تأثیرات پله باعث کاهش کارایی و عملکرد رمجت بر پایه پیشرفته‌ی غنی از سوخت خواهد شد. در اینجا عملاً انبساط ناگهانی باعث کاهش نرخ پسروی شده و از راندمان احتراقی سوخت جامد (پلی اتیلن سنگین) خواهد کاست.

نتیجه‌گیری

- نسبت انبساط ناگهانی (نسبت قطر پورت به قطر ورودی) یکی از پارامترهای قابل بررسی در این تحقیق است. در این پژوهش کمیت قطر پورت همواره بزرگتر از اندازه قطر ورودی است. هدف از این مطالعه، مدل‌سازی و شبیه‌سازی عددی تأثیر نسبت انبساط ناگهانی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد مبتنی بر پلی‌اتیلن با چگالی بالا در واکنش جریان آشفته بر روی نرخ پسروی است. برای این کار ابتدا با استفاده از اطلاعات مقالات علمی معتبر تأثیرات جریان غیرچرخشی روی نرخ پسروی گرین پیشرفته غنی از سوخت بر پایه‌ی پلی‌اتیلن با چگالی بالا را مورد شبیه‌سازی قرار داده و متعاقب انجام مراحل اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی، در مرحله بعدی با تغییر قطر پورت محفظه احتراق رمجت به بررسی تأثیر نسبت انبساط ناگهانی روی نرخ پسروی گرین پرداخته می‌شود. نتایج تحقیق اصلی به‌دست آمده در این پژوهش به شرح زیر است:
- تأثیر انبساط ناگهانی (نسبت قطر پورت به قطر ورودی) محفظه احتراق رمجت سوخت جامد در سه نمونه مختلف با قطر پورت مختلف و قطر ورودی ثابت با نسبت‌های ۱/۷۵، ۱/۸۷۵ و ۲/۱۲۵ روی پارامترهای دما و نرخ پسروی بررسی شد. تأثیر انبساط ناگهانی روی پارامتر دما نشان داد که افزایش نسبت قطر پورت به قطر ورودی موجب کاهش دما می‌شود فلذا با این معیار، بیشترین دما در نمونه اصلی با نسبت قطر پورت به قطر ورودی برابر با ۱/۷۵ حاصل می‌شود.
 - افزایش انبساط ناگهانی موجب کاهش فشار شد.
 - افزایش انبساط ناگهانی موجب کاهش فشار و نرخ پسروی سوخت به عنوان یکی از مشخصات عملکردی است که این امر منجر به کاهش کارایی رمجت می‌شود.
- بنابراین برای جلوگیری از کاهش نرخ پسروی و همین‌طور جلوگیری از کاهش دما و فشار باید از سیستم‌های کنترل دما و فشار استفاده شود تا دمای محفظه احتراق را در یک محدوده مطلوب نگه‌دارد و همچنین، از مواد سازنده با مقاومت بالا در برابر دما و فشار برای ساخت محفظه استفاده شود تا محفظه احتراق بتواند با شرایط سخت احتراق مواجه شود و از خرابی جلوگیری کند.

منابع

- [1] A. A. Jamali, and A. Yazdani, "Numerical investigation of the effect of combustion and turbulence models in estimating the combustion characteristics of a fuel-rich propellant-case study: ramjet", *Fuel and Combustion*, Vol.15,no.2,PP. 108-135,Nov 2022. [in Persian]
- [2] O. Musa, C. Xiong, L.Weixuan, and L.Wenhe, "Combustion characteristics of a novel design of solid-fuel ramjet motor with swirl flow", *Aerospace Science and Technology*, Vol.92,PP. 750-765,Sep 2019.
- [3] J. Pirkandi, and M. Mahmoodi, "Three-dimensional modeling of the combustion process of a scramjet by considering multi-stage reaction mechanism". *Fuel and Combustion*, Vol.13, no.4, PP.1-25, Dec 2020. [in Persian].
- [4] J. Pirkandi, and M. Mahmoodi, "The numerical simulation and analysis of a prototype scramjet (DLR) in reacting and non-reacting conditions". *Fuel and Combustion*,Vol. 13, nov.3,PP. 45-62,Sep 2020. [in Persian]
- [5] J. V. Evans, W. C. Senior, R. M.Gejji , and C. D. Slabaugh, "Performance of a solid-fuel ramjet combustor with bypass air addition", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 39, no.2, PP. 167-175, Mar 2023.
- [6] R. Zamani , and A. A. Jamali, "Dynamic Analysis of Simultaneous Combustion for Solid and Liquid Propellants in Combined Propulsion System", *Fuel and Combustion*,Vol. 14, no.4,PP. 61-84, Feb 2022. [in Persian]
- [7] M. Lahijani, and K. S. EMAMI, "Effect of the number of cavity flame-holders on combustion efficiency and pressure recovery factor in a supersonic combustion chamber".*Fuel and Combustion*,PP.98-117, 2020. [in Persian]
- [8] S.Krishnan and P.George, "Solid fuel ramjet combustor design", *Progress in aerospace sciences*, vol. 34, pp. 219-256,Mar 1998.
- [9] W. C. Senior, J. V. Evans, R. Gejji, and C. D. Slabaugh, "Development and Investigation of an Optically Accessible Solid Fuel Ramjet Combustor", in *AIAA Scitech 2021 Forum*, p. 1019. 2021.
- [10] J. V. Evans, W. C. Senior, R. M. Gejji, and C. D. Slabaugh, "Performance of a solid-fuel ramjet combustor with bypass air addition", *Journal of Propulsion and Power*, vol. 39, no. 2, pp. 167-175, Mar 2023.
- [11] O. Musa, C. Xiong, L. Weixuan, and L. Wenhe, "Combustion characteristics of a novel design of solid-fuel ramjet motor with swirl flow", *Aerospace Science and Technology*, vol. 92, pp. 750-765, Sep 2019.
- [12] O. Musa, G. Huang, and Z. Yu ",Effects of new solid propellant configurations on the combustion characteristics of a ramjet", *Aerospace Science and Technology*, vol. 119, p. 107192, Dec 2021.
- [13] S. Rashkovskiy, S. Yakush, and A. Baranov, "Combustion stability in a solid-fuel ramjet engine", in *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1009, no. 1 :IOP Publishing, p. 012032,Apr 2018.
- [14] D. Rhode, D. Lilley, and D. McLaughlin, "On the prediction of swirling flowfields found in axisymmetric combustor geometries",PP.378-384, 1982.
- [15] D. Lilley, and J. Samples, "Prediction of swirling reacting flow in ramjet combustors", in *17th Joint Propulsion Conference*. p. 1485 Jul 1981.
- [16] A. M. Tahsini, "Regression rate response in spin-stabilized solid fuel ramjets", *Journal of Mechanics*, vol. 37, pp. 37-43, 2020.
- [17] V. Sethuraman, S. and A. Khan, "Effect of sudden expansion for varied area ratios at subsonic and sonic flow regimes", *International Journal of Energy, Environment and Economics*, vol. 24, no. 1, p. 99, 2016.
- [18] G.-m. Guo, H. Liu, and B. Zhang, "Numerical study of active flow control over a hypersonic backward-facing step using supersonic jet in near space", *Acta Astronautica*, vol. 132, pp. 256-267, Mar 2017.
- [19] J. Yang, F. Hsiao, and Y. Lin, "Transient flame spread during convective ignition of solid fuel in a sudden-expansion combustor" ,*Combustion and flame*, vol .156 ,no. 10, pp. 1917-1925, Oct 2009.
- [20] A. Zohir , and A. Goma, "Heat transfer enhancement through sudden expansion pipe airflow using swirl generator with different angles", *Experimental thermal and fluid science*, vol. 45, pp. 146-154, Feb 2013.
- [21] N. Moallemi , and J. Brinkerhoff, "Numerical analysis of laminar and transitional flow in a planar sudden expansion", *Computers & Fluids*, vol. 140, pp. 209-221, Nov 2016.
- [22] W. C. Galuppo, and M. J. de Lemos, "Turbulent heat transfer past a sudden expansion with a porous insert using a nonlinear model", *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, vol. 71, no. 3, pp. 290-310, Feb 2017.
- [23] B. Guo, T. A. Langrish, and D. F. Fletcher, "Numerical simulation of unsteady turbulent flow in axisymmetric sudden expansions", *J. Fluids Eng.*, vol. 123, no. 3, pp. 574-587, Sep 2001.
- [24] H. Zambrano, L. D. G. Sigalotti, F. Pena-Polo, and L. Trujillo, "Turbulent models of oil flow in a circular pipe with sudden enlargement", *Applied Mathematical Modelling*, vol. 39, no. 21, pp. 6711-672, Nov 2015.
- [25] O. Musa, C. Xiong, and Z. Changsheng, "Experimental and numerical investigation on the ignition and combustion stability in solid fuel ramjet with swirling flow" ,*Acta Astronautica*, vol. 137, pp. 157-167, Aug 2017.
- [26] A. A. Jamali, and M. Mohammadzadeh, "Modeling and simulation the geometry effect of ramjet combustion chamber with flame holder on combustion instability", Thesis, Imam Hossein Comprehensive University Faculty of engineering, p: 115 ,*Summer 2022*. [in Persian]

- [27] T. Poinsot, and D. Veynante, Theoretical and numerical combustion, RT Edwards, Inc., 2005. [E-Book].
- [28] J. Blazek, Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications:(Book with accompanying CD), Elsevier, 2005. [E-Book].
- [29] O. Musa, C. Xiong, Li. Yingkun, Li. Weixuan, W.Liao, "Unsteady simulation of ignition of turbulent reactive swirling flow of novel design of solid-fuel ramjet motor", *Energies* , Vol.12, no.13, p.2513, Jun 2019.

English Abstract

Numerical investigation of the effect of sudden expansion of the solid fuel ramjet combustion chamber on the regression rate

Seyed Naser Hosseini Tamrabad¹, Ali Akbar Jamali^{2*}

1- Department of Engineering, Imam Hussein University, Tehran, Iran, snaserhosseini1996@gmail.com

2- Department of Engineering, Imam Hussein University, Tehran, Iran, ajamali@ihu.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2023/09/22, Received in revised form: 2023/12/25, Accepted: 2024/01/07)

In this research, modeling and numerical simulation of the effect of sudden expansion ratio (ratio of port diameter to inlet diameter) of high-density polyethylene-based solid fuel ramjet combustion chamber in the reactive turbulent flow on the regression rate are presented. The effect of sudden expansion of solid fuel ramjet combustion chamber in three different samples with different port diameters and fixed inlet diameter with ratios of 1.75, 1.875 and 2.125 is investigated on the parameters of temperature and regression rate. The simulation results show that increasing the ratio of port diameter to inlet diameter decreases the temperature. The highest temperature was obtained in the original sample with the ratio of port diameter to inlet diameter equal to 1.75 . Also, the results show that the sudden increase in expansion causes a decrease in the fuel regression rate, which causes a decrease in ramjet performance.

Keywords: Sudden expansion, Regression rate, Solid fuel ramjet, Simulation, Modeling, High density polyethylene.