

بررسی عددی تأثیر مدل‌های احتراقی و آشفستگی در تخمین مشخصه‌های احتراقی پیش‌رانه غنی از سوخت - مطالعه موردی: سامانه رمجت

ابوالفضل یزدانی^۱، علی اکبر جمالی^{۲*}

۱- کارشناس ارشد، مهندسی شیمی، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، تهران، abolfazlyazdani4@gmail.com

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

*نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۴/۰۴، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۱/۰۶/۱۴، پذیرش: ۱۴۰۱/۰۷/۱۸)

چکیده: تنوع پدیده‌های فیزیکی چندگانه در محفظه احتراق نظیر سینتیک شیمیایی، انتقال حرارت (همرفت و تابش)، تعدد فاز، تجزیه حرارتی در غیاب اکسیژن (پیرولیز) مربوط به سوخت جامد با تجمع و انباشتگی ذرات و فیلم مایع از چالش‌های احتراق در سامانه‌های احتراقی هواتنفسی (رمجت) می‌باشند. درک فرآیندهای فیزیکی و شیمیایی درگیر در احتراق برای پیش‌بینی فرآیندهای فیزیکی حاکم بر جریان سیال، شروع احتراق، نرخ آزاد شدن حرارت، تشکیل شعله، نرخ پسروری سوخت و غلظت گونه‌های تولیدشده در طول احتراق موردنیاز است. به‌موجب الزام در حل هم‌زمان مدل‌های احتراقی و آشفستگی اعمال روش‌های عددی در تحلیل معادلات حاکم، زمینه‌ساز حصول برخی نتایج شامل پیش‌بینی تأثیر متغیرها، خصوصیات عملکردی و ویژگی‌های احتراقی و در نهایت دسترسی به بازده احتراق پیش‌رانه غنی از سوخت در سامانه‌های رمجتی است. در بررسی واکنش‌های شیمیایی محفظه احتراق، پیرولیز پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل (HTPB) مدنظر بوده و نهایتاً احتراق برای محصول پیرولیز بر پایه مدل و مکانیسم سینتیک‌های شیمیایی کاهش‌یافته ادامه می‌یابد. سپس به‌منظور تشخیص مدل‌های برتر در پیش‌بینی مناسب مشخصه‌های احتراق با به‌کارگیری هر دو مدل احتراقی نظیر اضمحلال گردابه‌ای و شیمی نرخ محدود، همراه با بررسی عددی مدل‌های آشفستگی شامل K- ϵ استاندارد و K- ω SST برای محفظه احتراق، یک مقایسه تطبیقی میان نتایج شبیه‌سازی با داده‌های محیط محاسباتی تعادل شیمیایی ناسا (CEA) انجام شد. نتایج نشان دادند که مدل نرخ محدود به دلیل نادیده گرفتن اثرات آشفستگی جریان و میزان اختلاط سوخت و هوا در محفظه احتراق، مشخصات احتراقی رمجت سوخت جامد را با خطای زیادی نسبت به مدل اتلاف گردابه‌ای پیش‌بینی می‌کند. با توجه به نتایج ترمودینامیکی و احتراقی، وضعیت Eddy dissipation / K- ω مطابقت خوبی با نتایج CEA داشت.

کلیدواژگان: رمجت سوخت جامد، محفظه احتراق، تجزیه گرمایی، مدل اضمحلال گردابه‌ای، مدل شیمی نرخ محدود.

مقدمه

پیش‌رانه‌های مورد استفاده در سامانه‌های رمجتی غنی از سوخت، امروزه دارای کاربردهای بسیار وسیعی در عرصه‌های دفاعی و غیردفاعی می‌باشند. با توجه به نیاز روزافزون در ساخت موشک‌های دوربرد در مآخ‌های بالا و طراحی راکت‌های کارآمد در اهداف آفندی و پدافندی در دستیابی و کسب توان عظیم مقابله در عرصه‌های دفاعی و تقویت بنیه رزمی، شناخت مدل‌های برتر در طراحی سامانه‌های مرتبط را ضروری می‌نماید، فلذا؛ مطالعات مزبور و بررسی‌های تحلیلی آن اعم از تسری نتایج حاصل از شبیه‌سازی و انطباق آن‌ها بر داده‌های آزمایشگاهی، کارکرد نتایج تحقیق حاضر را در روند ارزیابی شبیه‌سازی، افزایش دقت و کارایی بهبود خواهد داد. درک فرآیندهای فیزیکی و شیمیایی درگیر در احتراق سوخت، مستلزم پیش‌بینی اکسیداسیون، وقوع اشتعال و شروع احتراق، نرخ آزادسازی حرارت و افزایش محصولات و غلظت گونه‌های تولیدی در طول احتراق است. در

این مسیر به طور صریح نمی توان گفت که کدامین مدل ها مربوط به آشفستگی و احتراقی به ترتیب برای پیش بینی میدان جریان درون محفظه احتراق رمجت سوخت جامد^۱ و مشخصات احتراق مناسب است، بلکه باید متناسب با نوع مشخصات جریان و شرایط مرزی سایر مدل ها اعم از آشفستگی و احتراقی انتخاب و به کمک دینامیک سیالات محاسباتی (تکنیکی رایج در شبیه سازی احتراق) در محیط نرم افزاری انسیس فلوئنت تحلیل صورت می گیرد.

در یک فعالیت پژوهشی؛ پسروی گذرای گرین در یک جریان اکسیدکننده داغ، در یک محفظه احتراق با انبساط ناگهانی به کمک تکنیک ردیابی تصویری و تشخیص تجربی جریان مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان دادند که سه فاز ناشی از گسترش ناپایای شعله موجود است. نفوذ گردابه های کوچک / بزرگ به ترتیب در رژیم های قبل و بعد از اشتعال آشکار می شوند که تبدیل گردابه کوچک به بزرگ به دلیل انتشار گرما توجیه شده است. با توجه به کاهش زمان مشخصه واکنش و افزایش اختلاط، اولین اشتعال در پایین دست سوخت مشاهده شده است، پس از آن یک شعله اولیه تشکیل شده و شروع به گسترش می کند [۱].

در پژوهشی دیگر با استفاده از مدل آشفستگی $k-\epsilon$ رینولدز پایین، احتراق داخل محفظه احتراق رمجت سوخت جامد شبیه سازی و اثر تغییرات دما و دبی هوای ورودی بر نرخ پسروی سوخت بررسی شده است. احتراق با فرض وجود واکنش شیمیایی یک طرفه، یک مرحله ای با نرخ بی نهایت با استفاده از مدل شکست گردابه مدل شده است. نتایج نشان دادند که استفاده از مدل آشفستگی رینولدز پایین برای شبیه سازی جریان داخل رمجت سوخت جامد مناسب است، تنها مشکل این مدل، زمان زیاد محاسبات نسبت به مدل $k-\epsilon$ استاندارد به دلیل ریز بودن شبکه در مجاور دیوار است [۲]. یک مدل تئوری برای بررسی اختلاط و فرایندهای احتراق در محفظه اصلی احتراق یک موشک سوخت جامد ارائه شده است. معادلات بقای متوسط گیری شده با به کارگیری سینتیک واکنش شیمیایی دومرحله ای و مدل آشفستگی دو معادله ای $k-\epsilon$ حل شده و تأثیر پارامترهای مختلف از جمله طول محفظه ورودی سوخت و زاویه جریان ورودی هوا بر عملکرد سامانه مورد بررسی قرار گرفته است [۳]. با استفاده از شبکه بندی دینامیکی و کدنویسی UDF و شبیه سازی احتراقی غیر پیش مخلوط، احتراق داخلی در یک موتور موشک هیبریدی شبیه سازی شده است. در پدیده ی پیرولیز^۲ سوخت، گاز بوتادین C_4H_6 جایگزین سوخت اصلی HTPB شد و شبیه سازی موتور هیبرید برای مقادیر مختلف دبی ورودی اکسیژن و پارامترهای مختلف انجام شد. در نتایج به دست آمده از محاسبات عددی، مشخص شد که شکل شعله با آنچه در کارهای تجربی و برخی تئوری ها نشان داده شده است، تطابق دارد. همچنین با پیشروی به سمت پایین دست محفظه، فاصله شعله از سطح دیواره سوخت به تدریج بیشتر شده و همچنین ضخامت ناحیه شعله نیز به تدریج بزرگ تر می شود [۴].

یک تحقیق بر اساس تجزیه و تحلیل پارامتری از بالستیک داخلی یک رمجت با سوخت جامد بر پایه HTPB حاوی بور انجام شده است. 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 پسروی^۳ 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 دیده شد هر چه ذرات بور کوچک تر باشند، دوره حذف اکسید بور سریع تر است [۵].

رمجت ها یکی از ساده ترین اشکال پیشران جت مجرای هستند. محبوب ترین شکل این نوع پیشران، موتور توربوجت است که معمولاً در اکثر هواپیماهای تجاری و نظامی مدرن امروزی دیده می شود. همه پیشران های جت مجرای هوای خارجی را دریافت می کنند، به آن انرژی داده و برای تحقق نیروی رانش آن را خارج می کنند. بیشتر سیستم های پیشران جت مجرای قبل از مخلوط شدن با پیشران و سوختن، هوای خارجی را فشرده می کنند. با تزریق هوا به درون محفظه احتراق به کمک

1. Solid Fuel Ramjet (SFRJ)
2. Pyrolysis
3. Regression Rate

شوک‌های مافوق صوت موجود در ورودی رمجت‌ها، توسط دیفیوزر زیر صوت هوا را فشرده می‌سازند. این امر مستلزم حرکت وسیله نقلیه با سرعت مافوق صوت معمولاً ۲ ماخ یا بیشتر است. یک رمجت نمی‌تواند نیروی رانش ایستا ایجاد کند، بنابراین وسیله دیگری برای رانش باید سامانه را به بازه عملیاتی و رژیم مافوق صوت برساند. شکل (۱) متضمن نمایش یک رمجت سوخت جامد است [۶].

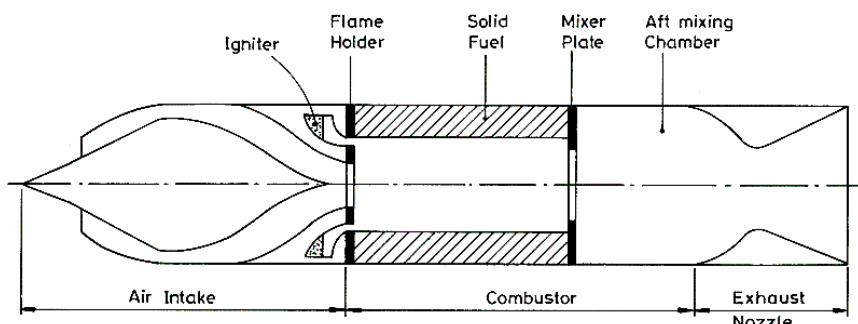


Figure 1-Schematic of a solid fuel ramjet[6]

شکل ۱- شماتیک یک رمجت سوخت جامد [۶]

محفظه احتراق SFRJ اساساً یک گرین^۱ سوخت جامد استوانه‌ای توخالی است که در آن هوای ورودی از آن عبور می‌کند و با سوخت جامد در شرایط خاص واکنش می‌دهد. از آنجا که SFRJ شامل هیچ بخش متحرکی نیست، طراحی داخلی تأثیر قابل توجهی بر کارایی و عملکرد آن دارد. سوخت جامد که عموماً یک بایندر پلیمری خنثی بارگذاری شده با ذرات فلزی است، به‌طور 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 امکان نگهداشت 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، به‌عنوان 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 در حال توسعه است. در نزدیکی سطح سوخت جامد، منطقه‌ای غنی از سوخت تبخیر شده و در نزدیکی بالای لایه مرزی، یک منطقه بدون سوخت (غنی از اکسیدکننده) با سرعت بالا قرار دارد. بین این دو ناحیه یک شعله نفوذی^۴ متلاطم وجود دارد که گرما را از طریق انتقال حرارت همرفتی و تابشی به سطح سوخت جامد برمی‌گرداند، به‌طوری‌که 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 SFRJ، 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^۵ سوخت جامد، مکانیسم فیزیکی و شیمیایی اصلی حاکم بر عملکرد SFRJ است [۷].

1. Grain
2. Recirculation Zone
3. Reattachment Zone
4. Diffusion Flame
5. Gassification

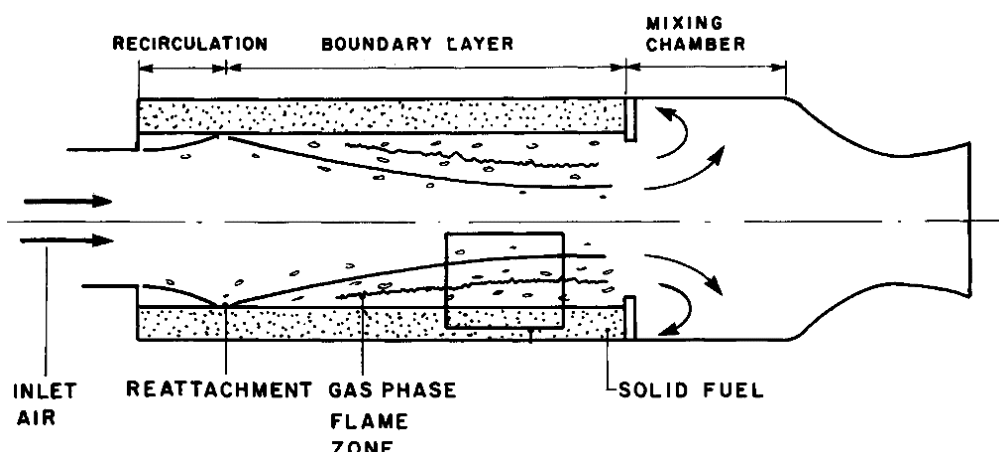


Figure 2-Internal flow field of a solid fuel ramjet combustor [7]

شکل ۲- میدان جریان درون محفظه احتراق راجت سوخت جامد [۷]

از مدت‌ها قبل پلی‌بوتادین خاتمه یافته با هیدروکسیل (HTPB) یکی از متداول‌ترین پلیمرها در کامپوزیت‌های جامد پرنرژی بوده است. از آنجایی که پلیمرهای آلی دارای تعداد زیادی واحد تکرار شونده هستند، مکانیسم‌های تجزیه حرارتی پیچیده‌تر بوده و اساساً فرآیندهای آماری یا تصادفی شامل بسیاری از انواع واکنش‌های رادیکالی می‌باشند. از آن جهت که پیرولیز گسست پیوندی مواد در اثر حرارت (تجزیه حرارتی) در غیاب اکسیژن و آزاد شدن ترکیبات فرار است، لذا به موجب تجزیه گرمایی، پایداری حرارتی مواد کاهش می‌یابد و مولکول‌ها نظیر ترکیبات هیدروکربوری و یا پلیمری شروع به تجزیه می‌کنند. این امر منجر به فرآیند گسست پلیمری و تشکیل محصول میانی احتراق در واکنشگاه می‌شود. نتایج بسیاری از تحقیقات نشان داده‌اند که پیرولیز پلیمرهای پلی‌بوتادین، مانند HTPB، با یک مکانیسم دومرحله‌ای پیش می‌رود. در مرحله اول، با شروع از حدود ۳۵۰ درجه سلسیوس، گسست پلیمری^۱، حلقه‌ای شدن^۲ و اتصالات عرضی^۳ رخ می‌دهد که با تجزیه جزئی محصول حلقه‌ای شده همراه است. چندین محقق، رقابت وابسته به نرخ گرما را بین پلیمریزاسیون و حلقه‌ای شدن یافته‌اند. در طول مرحله دوم پیرولیز، تجزیه محصول حلقه‌ای شده با افزایش دما رخ می‌دهد، درحالی که واکنش‌های گسست پلیمری و حلقه‌ای شدن به تدریج ناپدید می‌شوند. مطالعات ترمودینامیکی انجام شده توسط چندین محقق نشان می‌دهد که مرحله اول پیرولیز گرمزایی خالص است، درحالی که برای هر دو رزین HTPB پخت شده و نشده مرحله دوم گرماگیر است. گرمزایی مرحله اول ظاهراً ناشی از انرژی آزاد شده در تشکیل پیوندهای جدید در طول حلقه‌ای شدن و اتصالات عرضی (فرآیندی گرمزا) است که بیشتر از انرژی جذب شده در فرآیند شکافت زنجیر در طی فرآیند گسست پلیمری (فرآیند گرماگیر) است. افزایش نرخ حرارت باعث می‌شود که گسست پلیمری افزایش یابد درحالی که اتصالات عرضی و حلقه‌ای شدن کاهش می‌یابد و بنابراین گرمزایی نیز کاهش می‌یابد. شکل ۳ مکانیسم کلی تجزیه پلی‌بوتادین (PBD) را نشان می‌دهد. همان‌طور که توسط مک کریدی و کیسکولا^۴ پیشنهاد شده است. پیرولیز با تقسیم پیوند و تشکیل رادیکال‌ها آغاز می‌شود که باعث ایجاد اتصالات عرضی حرارتی می‌شوند. در حدود ۳۵۰ درجه سلسیوس، شکافت زنجیره شروع می‌شود و پس از آن گسست پلیمری، حلقه‌ای شدن و اتصالات عرضی در مرحله اول قرار می‌گیرد. در مرحله دوم پیرولیز، تجزیه باقی‌مانده اتصالات عرضی و حلقه‌ها از مرحله اول در حدود ۴۵۰ - ۵۰۰ درجه سلسیوس شروع می‌شود و به سرعت پیش می‌رود [۸].

1. Depolymerization
2. Cyclization
3. Crosslinking
4. K. McCreey and H. Keskkula

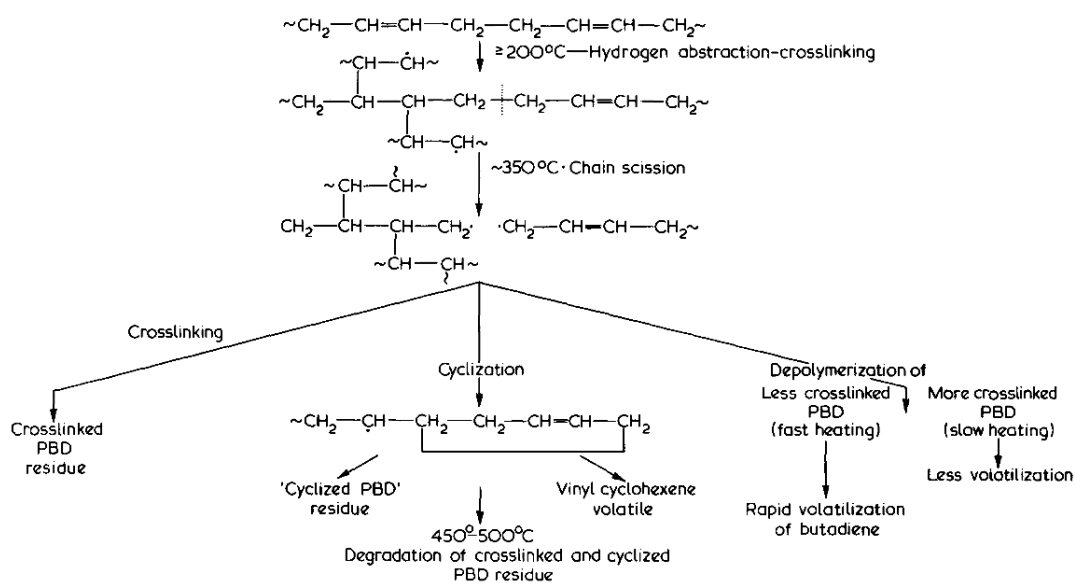


Figure 3- PBD thermal decomposition mechanism [8]

شکل ۳- مکانیسم تجزیه حرارتی PBD [۸]

یک ویژگی مهم تجزیه حرارتی HTPB تشکیل الیگومرهای بوتادین (BDO) است. در بررسی صورت گرفته سیزده محصول گازی که ۷۰ درصد از حجم نمونه اصلی را تشکیل می دهند، شناسایی شدند. از این سیزده محصول، ۹۵ تا ۹۸ درصد از توده‌های اندازه‌گیری شده به شش محصول اصلی نسبت داده شدند: بوتادین، اتیلن، الیگومر ترانس- بوتادین، ۴- وینیل - سیکلوهگزن، ۵،۱- هگزا دین و سیکلوپنتن. هفت محصول فرعی شناسایی شده عبارتند از ۳،۱- سیکلوهگزادین، تولوئن، بنزن، پروپن، الیگومر وینیل بوتادین، دی متیل اتر و الیگومر سیس بوتادین. جدول ۱ کسر جرمی محصولات پیرولیز HTPB در دماهای مختلف نشان داده شده است [۹].

جدول ۱- کسر جرمی محصولات پیرولیز HTPB در برابر دما [۹]

Table 1- Mass fraction of HTPB pyrolysis products at various temperatures [9]

Major species of pyrolysis product	chemical formula	Heat of formation $\Delta H_f^\circ, \text{ J/g}$	Mass fraction of pyrolysis products at different temperatures (K)			
			773	873	973	1073
Ethene	C2H4	1865.69	—	5.59	3.05	6.58
Propene	C3H6	485.49	—	—	4.9	10.99
1,3-Butadiene	C4H6	2037.27	77.4	89.06	66.1	41.07
3-Pentene	C5H6	2119.82	—	—	9.2	10.28
Benzene	C6H6	1062.29	—	—	10.3	22.2
Toluene	C7H8	542.97	—	—	6.41	9.06
4-Vinyl-cyclohexene	C8H12	280.78	22.6	5.35	—	—

تجزیه حرارتی HTPB به فرآورده‌های گازی با استفاده از رابطه نیمه تجربی از نوع آرنیوس برای نرخ پسروری بر اساس کار چیاورینی^۱ و همکاران (۱۹۹۹) مدل‌سازی شد. شکل (۴) نمودار آرنیوس برای HTPB را از نظر نرخ پسروری (برحسب میلی‌متر در ثانیه) در برابر دمای سطح متقابل $1/T_s$ (برحسب درجه کلونین) نشان می‌دهد. محور بالایی دمای سطحی متناظر را نشان می‌دهد.

$$r = A \times \exp(-E_a/RuTs) \quad (1)$$

که در آن $E_a=4.91$ کیلوکالری بر مول و $A=11.04$ میلی‌متر بر ثانیه نشان‌دهنده پارامترهای آرنیوس در دمای بالای ۷۲۲ کلوین است که به صورت تجربی تعیین شده و R_u ثابت جهانی گاز و T_s دمای سطح است. در دمای زیر ۷۲۲ کلوین، داده‌ها با $E_a=13.35$ کیلوکالری بر مول و $A=3960$ میلی‌متر بر ثانیه روند دیگری را دنبال می‌کنند [۹].

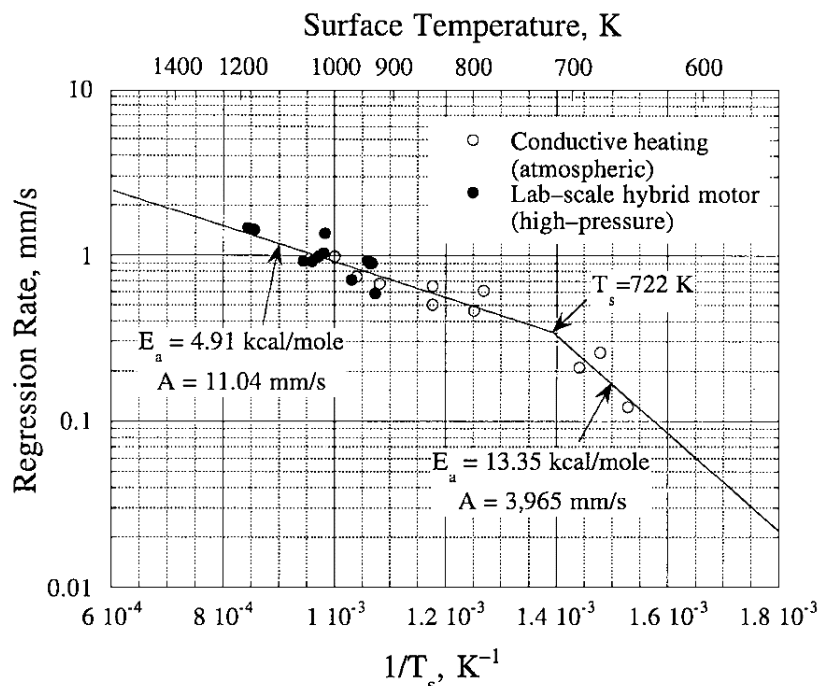


Figure 4-Regression rate for fuel surface temperature to produce HTPB pyrolysis gases [9]

شکل ۴- نرخ پسروری در برابر دمای سطح سوخت برای تولید گازهای پیرولیز HTPB [۹]

سانکاران^۱ یک مدل محاسباتی پیشنهاد می‌کند که ۱،۳- بوتادین (C_4H_6) را به‌عنوان محصول اصلی پیرولیز HTPB در نظر می‌گیرد و از یک مدل احتراق جهانی از دو مرحله واکنش برای نشان دادن احتراق محصولات گازی استفاده می‌کند. این مدل به‌طور گسترده در محاسبات عملی مورد استفاده قرار می‌گیرد اما تمایل دارد دمای شعله در محفظه را چند صد درجه بیش از حد تخمین بزند. این مدل‌ها پارامترهایی را برای ارائه بهترین توافق بین داده‌های محاسبه شده و مشاهدات در محدوده نسبت مخلوط و فشار تنظیم کرده‌اند. دو مرحله احتراق جهانی پیشنهاد شده است. مرحله یک مربوط به اکسیداسیون C_4H_6 در اکسیژن است؛ و مرحله دو، فرآیند برگشت‌پذیری اکسیداسیون CO برای تولید CO_2 است. مکانیسم شامل پنج گونه شیمیایی است که عبارت‌اند از: ۳،۱- بوتادین، O_2 ، CO، CO_2 و H_2O ، با دو واکنش کلی زیر:



این مکانیسم به‌طور سنتی در شبیه‌سازی‌های مهندسی کاربردی موتورهای راکت سوخت هیبریدی تا سال‌های اخیر مورد استفاده قرار گرفته است زیرا قابلیت‌های پیش‌بینی منطقی را با سادگی برخورد با دو واکنش شیمیایی ترکیب می‌کند. پارامترهای سینتیک تعادلی برای نرخ واکنش رفت و برگشت در جدول ۲ آورده شده است [۱۰].

جدول ۲- نرخ‌های واکنش برای شیمی کلی دومرحله‌ای [۱۰]

Table 2- Reaction rates for two-step general chemistry [10]

$$r = AT^n \exp\{-E_a/R_u T\} [fuel]^a [oxidizer]^b$$

Reaction	Af	Ea,f	Ak	Ea,k	n	a	b
2	1.3496×10^{10}	-1.5108×10^4	0	0	0	1	1
3	2.2387×10^{12}	-2.10143×10^4	5×10^8	-2.10143×10^4	0	1	0.5

با توجه به هزینه‌بر بودن روش‌های آزمایشگاهی و محدودیت‌های ابزاری در اندازه‌گیری محصولات احتراقی و پیرولیزی، شرایط سوخت، کامل یا ناقص بودن احتراق (مدل‌های احتراقی) و همچنین پیچیدگی جریان‌های واکنشی (مدل‌های آشفستگی)، انجام شبیه‌سازی عددی به کمک برنامه‌های رایانه‌ای مناسب‌ترین اقدام برای تحقق اهداف پژوهش حاضر است. در راستای ارزیابی روش عددی و اعتبارسنجی، شبیه‌سازی عددی و کد پیاده‌سازی شده، ماحصل شبیه‌سازی کار حاضر، با مراجع معتبر مقایسه می‌شوند و تأثیر سایر مدل‌های احتراقی-آشفستگی و بررسی شدت و ضعف آن‌ها در تبیین و صحت‌سنجی نتایج سایر مقالات، انجام می‌شوند.

مدل‌سازی مسئله

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 [۵] در نظر گرفته شده است. به‌منظور کاهش میزان محاسبات و صرفه‌جویی در منابع محاسباتی، در این مقاله از مدل متقارن محوری 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 تشکیل شده است. بخشی از هوا از روی سطح گرین از کانال ورودی محفظه احتراق جریان می‌یابد، با محصولات پیرولیز شده سوخت واکنش شیمیایی می‌دهد و گاز با دمای بالا تولید می‌کند و با قسمت دیگری از هوا که از طریق کنارگذر (بای‌پس) 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، شعاع داخلی محفظه (تا سطح گرین) ۳۵ میلی‌متر، شعاع ورودی محفظه احتراق ۲۵ میلی‌متر و شعاع گلوگاه ۳۳ میلی‌متر است. در شکل (۵) اطلاعات هندسی محفظه‌ی احتراق مشخص شده است (ابعاد هندسه مورد نظر به متر است).

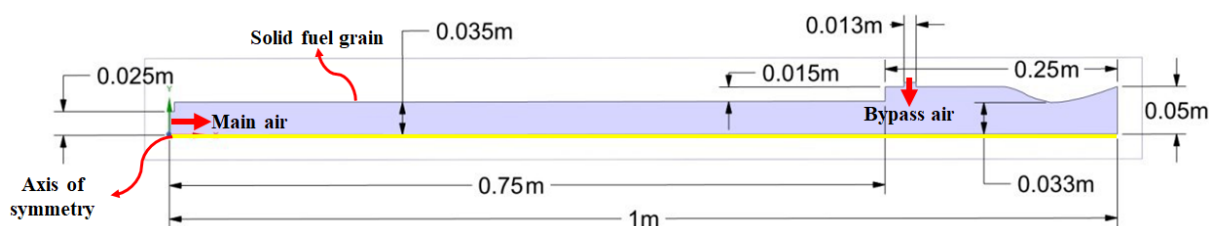


Figure 5-Computational domain

شکل ۵- دامنه محاسباتی

مدل تئوری

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.

معادلات حاکم

پیوستگی

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

جایی که S_m جرمی است که از گرماکافت سطح سوخت جامد به فاز پیوسته اضافه می‌شود که هر دو توسط توابع تعریف شده توسط کاربر مدل‌سازی می‌شوند. ترم چشمه^۱ جرمی گرماکافت سوخت جامد بعداً تعریف خواهد شد.

بقای مومنتوم (محوری و شعاعی)

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

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

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

که در آن S_u و S_v منابع مومنتوم که به فاز پیوسته اضافه می‌شوند و در مسئله حاضر مومنتوم شعاعی از گازهای پیرولیزی اضافه می‌شوند.

بقای انرژی

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

که در آن S_h شامل آنتالپی است که از یک واکنش شیمیایی به فاز پیوسته اضافه شده است (معادله ۱۰). آنتالپی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$h = \sum_i Y_i h_i \quad (8)$$

$$h_i = \int_{T_{ref}}^T C_{p,i} dT \quad (9)$$

$$S_h = -\sum_i \frac{h_i^0}{M_i} R_i \quad (10)$$

جایی که R_i نرخ ایجاد گونه‌های i است و بعداً تعریف خواهد شد. با استفاده از معادله (۱۱) می‌توان فشار یک سیستم چند جزئی (یک فازی) را محاسبه کرد.

$$p = \sum_i \frac{Y_i}{M_i} \rho R_u T \quad (11)$$

بقای گونه‌ها

$$\frac{\partial \rho u Y_i}{\partial x} + \frac{\partial \rho v Y_i}{\partial r} + \frac{\rho v Y_i}{r} = -\left[\frac{\partial J_{ix}}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r J_{ir}) \right] + R_i + S_i \quad (12)$$

1. Source term

$$R_i = M_i \sum_{r=1}^{N_R} \hat{R}_{i,r} \quad (13)$$

R_i نرخ تولید گونه‌های i توسط واکنش شیمیایی و S_i نرخ ایجاد گونه‌ها است که از تابع تعریف شده توسط کاربر HTPB حاصل می‌شود. $\hat{R}_{i,r}$ نرخ خالص تولید گونه‌های i با واکنش شیمیایی r (از واکنش‌های N_R) است.

مدل‌های اندرکنش شیمی-آشفتگی

یکی از چالش‌های مدل‌سازی ریاضی این است که چگونه مفاهیم فیزیکی حاکم بر مسئله، به صورت فرمول‌های ریاضی بیان شود. احتراق را می‌توان به پدیده‌های به هم پیوسته‌ای از قبیل جریان، آشفتگی، ترمودینامیک، سینتیک شیمیایی و غیره تقسیم کرد. احتراق در یک کاربرد خاص با احتراق در کاربرد دیگر متفاوت است. تفاوت در نوع سوخت، هندسه و شرایط کاری موجب این تفاوت‌ها می‌شود. در مدل‌سازی ریاضی احتراق آشفته، یکی از بزرگ‌ترین چالش‌ها این است که چگونه برهمکنش بین آشفتگی و سینتیک شیمیایی مدل شود. مدل‌های برهمکنش شیمی-آشفتگی جهت به دست آوردن ترم چشمه نرخ واکنش متوسط تولید یا مصرف یک گونه در معادله انتقال گونه‌ها است. با تحلیل مقایسه‌ای مدل‌های مختلف احتراقی، مدل نرخ محدود و مدل اتلاف گردابه‌ای (EDM) می‌توانند پدیده احتراق آشفته را بهتر توصیف کنند.

مدل نرخ-محدود

مدل نرخ محدود ترم‌های مولد شیمیایی را با استفاده از بیان آرنیوس و چشم‌پوشی نمودن اثرات نوسانات آشفته محاسبه می‌نماید. مدل دقیقاً برای شعله‌های آرام است، اما به‌طور کلی برای شعله‌های آشفته به خاطر غیرخطی بودن زیاد سینتیک‌های شیمیایی آرنیوس نادرست است. گرچه، مدل آرام ممکن است برای احتراق با شیمی نسبتاً کند و نوسانات آشفته کوچک قابل قبول باشد، همانند شعله‌های مافوق صوت منبع خالص اجزاء شیمیایی Z ، به خاطر واکنش به صورت مجموع منبع‌های واکنش در سرتاسر واکنش‌های N_R که اجزاء در آن شرکت می‌کنند محاسبه می‌شود [۱۱]:

$$R_j = M_{W,j} \sum_{r=1}^{N_R} \hat{R}_{j,r} \quad (14)$$

که $M_{W,j}$ وزن مولکولی جزء، $\hat{R}_{j,r}$ نرخ مولی آرنیوس در تولید یا مصرف جزء Z در واکنش r است. واکنش ممکن است در فاز پیوسته بین فاز پیوسته جزء تنها، یا در سطوح دیواره ناشی از رسوب‌گیری یا تکامل تدریجی (تغییر شکل) فاز پیوسته جزء رخ دهد. واکنش r -ام را در نظر بگیرید که به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۱]:



که N تعداد اجزاء شیمیایی در سیستم، $v'_{j,r}$ ضریب استوکیومتری برای واکنش‌دهنده Z در واکنش r ، ضریب استوکیومتری برای محصول Z در واکنش r ، M_j نماد جزء Z -ام، $k_{f,r}$ ثابت نرخ جلو رونده برای واکنش r ، $k_{b,r}$ ثابت نرخ عقب رونده برای واکنش r است. معادله فوق هم برای واکنش‌های برگشت‌پذیر و هم برای واکنش‌های برگشت‌ناپذیر معتبر است. جمع‌زنی‌ها در معادله فوق برای همه اجزاء شیمیایی داخل سیستم می‌باشند، اما فقط اجزائی که به صورت واکنش‌دهنده‌ها یا محصولات ظاهر می‌شوند، ضرایب استوکیومتری غیرصفر خواهند داشت. از این‌رو، اجزائی که شامل نمی‌شوند (مورد بحث نیستند) حذف می‌شوند. برای یک واکنش برگشت‌ناپذیر، نرخ مولی ایجاد و مصرف جزء Z در واکنش r یعنی $\hat{R}_{j,r}$ در معادله (۱۶) به صورت زیر داده می‌شود [۱۱]:

$$\hat{R}_{j,r} = \Gamma(v''_{j,r} - v'_{j,r}) \left(k_{f,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{(\eta'_{j,r} + \eta''_{j,r})} \right) \quad (16)$$

که $C_{j,r}$ غلظت مولی جزء z در واکنش r (kgmol/m^3)، $\eta'_{j,r}$ نمای نرخ برای جزء واکنش دهنده z در واکنش r و $\eta''_{j,r}$ نمای نرخ برای جزء محصولات z در واکنش r می‌باشند. برای یک واکنش برگشت‌پذیر، نرخ مولی ایجاد و مصرف جزء z در واکنش r به‌صورت زیر داده می‌شود [۱۱]:

$$\hat{R}_{j,r} = \Gamma(v''_{j,r} - v'_{j,r}) \left(k_{f,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{\eta'_{j,r}} - k_{b,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{\eta''_{j,r}} \right) \quad (17)$$

مدل اتلاف گردابه‌ای

مدل اتلاف گردابه‌ای در سال ۱۹۷۷ توسط مگناسن^۱ و همکاران [۱۲] گسترش یافت و واریانس کسر جرمی محصولات با کسر جرمی متوسط گونه‌های غیرمؤثر (سوخت در مخلوط‌های فقیر و اکسیدکننده در مخلوط‌های غنی) جابجا شده است و آن را مدل اتلاف گردابه‌ای نامیدند. در این مدل هم از فرض شیمی سریع استفاده شده و واکنش احتراقی توسط اختلاط آشفته‌گی کنترل می‌شود. در این مدل نرخ متوسط انجام واکنش از زیر به دست می‌آید.

$$\hat{R}_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\min_{\mathfrak{R}} \left(\frac{Y_{\mathfrak{R}}}{v'_{\mathfrak{R},r} M_{w,\mathfrak{R}}} \right), B \frac{\sum_p Y_p}{\sum_j v''_{j,r} M_{w,j}} \right) \quad (18)$$

Y_p و $Y_{\mathfrak{R}}$ به ترتیب بیانگر کسر جرمی واکنش دهنده‌ها و محصولات است، A و B ثابت‌های مدل اتلاف گردابه‌ای است که توسط داده‌های آزمایشگاهی محاسبه می‌شوند. در مدل اتلاف گردابه‌ای از میان سه نرخ واکنش که بر اساس کسر جرمی اکسیدکننده، کسر جرمی سوخت و کسر جرمی محصولات به‌دست آمده‌اند، کوچک‌ترین مقدار را به‌عنوان نرخ واکنش شیمیایی انتخاب می‌کند. در مدل اتلاف گردابه‌ای غنی یا فقیر بودن مخلوط تشخیص داده می‌شود ولی نوع سوخت مورد استفاده تشخیص داده نمی‌شود. این مدل احتراقی هم برای احتراق‌های پیش آمیخته و هم برای احتراق‌های غیر پیش‌آمیخته کاربرد دارد. مدل اتلاف گردابه‌ای یک روش ساده و نیرومند است و بین واکنش‌های شیمیایی و مخلوط شدن آشفته ارتباط برقرار می‌کند [۱۱].

مدل آشفته‌گی

با توجه به توضیح مدل‌های مختلف جریان مغشوش در بخش‌های قبل و تجزیه و تحلیل مدل‌های مختلف آشفته‌گی، مدل $k-\varepsilon$ استاندارد و مدل $SST k-\omega$ به‌عنوان مدل نهایی مناسب برای مدل‌سازی جریان مغشوش در این پژوهش انتخاب شد. با توجه به آنکه در مسئله‌ی حاضر تغییر فاز در کل نواحی محفظه احتراق صورت می‌گیرد، بنابراین نیاز به مدلی است که با توجه به شرایط فیزیکی مسئله هم نواحی نزدیک سطح سوخت و هم نواحی دور از سطح سوخت را به خوبی مدل کند.

مدل استاندارد $k-\varepsilon$

مدل‌های آشفته‌گی دو معادله‌ای، دو مقیاس طول آشفته‌گی و زمان را در دو معادله‌ی جداگانه به‌صورت هم‌زمان حل می‌کند. انرژی جنبشی آشفته‌گی، انرژی جنبشی متوسط در هر واحد جرم مرتبط با ادی‌های جریان آشفته است که می‌توان آن را

1. B. F. Magnussen

به وسیله تنش‌های نرمال آشفتگی اندازه‌گیری کرد. اتلاف آشفتگی ε ، نیز نرخ است که در آن انرژی جنبشی آشفتگی به انرژی درونی حرارتی تبدیل می‌شود:

$$\kappa = \frac{1}{2} \overline{u'_i u'_j} \quad (19)$$

$$\varepsilon = \left(\frac{\mu}{\rho} \right) \overline{\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \frac{\partial u'_j}{\partial x_i}} \quad (20)$$

μ_t به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\mu_t = \frac{\rho C_\mu \kappa^2}{\varepsilon} \quad (21)$$

C_μ دارای یک مقدار ثابت است. مدل استاندارد $k-\varepsilon$ توسط لاندرو اسپالدینگ^۱ ارائه شده است که برای جریان‌های پیچیده مهندسی به کار می‌رود. این مدل بر پایه معادلات انتقال برای انرژی جنبشی آشفتگی k و نرخ اتلاف ε است. از آنجایی که این مدل مقرون به صرفه و از پایداری برخوردار است و همچنین دارای دقت منطقی برای طیف وسیعی از جریان آشفتگی است، برای شبیه‌سازی جریان‌های صنعتی و انتقال حرارت کاربرد بسیاری دارد. این مدل، جریان‌های چرخشی، جریان با جدایش قوی، جت‌های متقارن، جریان‌های آزاد خاص و کاملاً توسعه یافته در کانال‌های غیر دایره‌ای را به خوبی پیش‌بینی نمی‌کند. انرژی جنبشی آشفتگی k و نرخ اتلاف ε از معادلات انتقال زیر به دست آمده است:

$$\frac{\partial(\rho\kappa)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\kappa u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\kappa} \right) \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] + G_\kappa + G_b - \rho\varepsilon - Y_M \quad (22)$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_\kappa + C_{3\varepsilon} G_b) + G_b - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (23)$$

در این معادلات G_k تولید انرژی آشفتگی را به سبب گرادیان‌های سرعت متوسط نشان می‌دهد، G_b تولید انرژی جنبشی به سبب خاصیت شناوری است. Y_M نوسانات انبساطی از آشفتگی تراکم پذیر در نرخ اتلاف کلی را نشان می‌دهد. $C_{1\varepsilon}$ ، $C_{2\varepsilon}$ و $C_{3\varepsilon}$ اعداد ثابت هستند. σ_ε و σ_κ اعداد پراختل آشفتگی به ترتیب برای k و ε هستند [۱۳].

مدل SST $k-\omega$

مدل دو معادله‌ای SST $k-\omega$ توسط منتر^۲ [۱۴] ارائه شده است که یک تابع ترکیب را برای انتقال تدریجی از مدل استاندارد $k-\varepsilon$ نزدیک دیواره به اعداد رینولدز بالای مدل $k-\varepsilon$ در قسمت بیرونی لایه مرزی به کار می‌برد. تابع ترکیب به گونه‌ای طراحی شده است که در نزدیک دیواره یک باشد تا مدل استاندارد $k-\omega$ فعال شود و در نواحی دور از سطح صفر باشد، که در این حالت مدل $k-\varepsilon$ فعال می‌شود. مدل SST $k-\omega$ شامل یک فرمول ویسکوزیته‌ی آشفتگی اصلاح شده برای محاسبه‌ی اثرات انتقالی از لایه‌ی برشی آشفتگی اصلی است. این مدل زمان شروع و اندازه‌ی جدایی تحت گرادیان فشار معکوس را به طور دقیق پیش‌بینی می‌کند. در مدل‌های $k-\omega$ ، k انرژی جنبشی آشفتگی و ω نرخ اتلاف آشفتگی مخصوص است. ω نرخ است که در آن انرژی جنبشی آشفتگی به انرژی درونی حرارتی در واحد حجم و زمان تبدیل شده است. اگر طول مقیاس آشفتگی δ_1 معلوم باشد، ω از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

1. Launder and Spalding
2. F. R. Menter

$$\omega = \frac{\kappa^{1/2}}{C_{\mu}^{1/4} \delta_1} \quad (24)$$

که $C_{\mu}=0.09$ یک ثابت تجربی است. معادلات انتقال مدل SSTk- ω به صورت زیر بیان می شود:

$$\frac{\partial(\rho\kappa)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\kappa u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_{\kappa} \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] + \tilde{G}_{\kappa} - Y_{\kappa} + S_{\kappa} \quad (25)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_{\omega} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_{\omega} - Y_{\omega} + D_{\omega} + S_{\omega} \quad (26)$$

شکل (۶) الگوریتم حل مسئله را نشان می دهد.

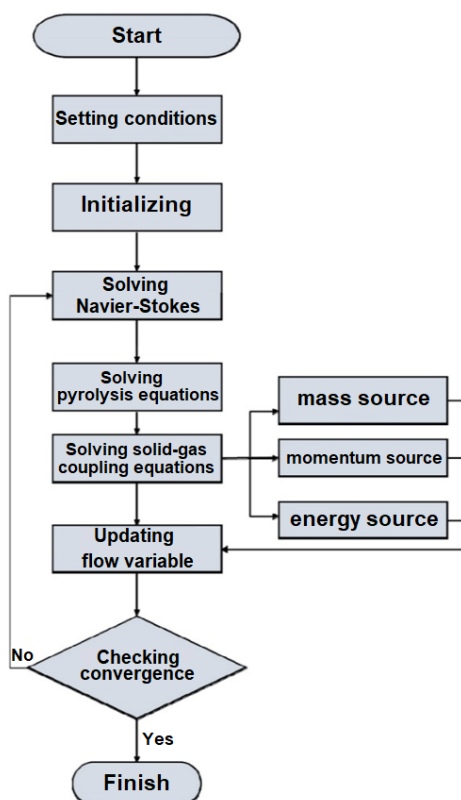


Figure 6-problemsolving algorithm

شکل ۶- الگوریتم حل مسئله

شرایط مرزی

برای هوای اصلی و کنارگذر، فشار کل و دما برای عدد ماخ ۲/۵ (۱ مگاپاسکال، ۶۲۵ کلوین در ارتفاع ۱۵۲۵ متر) و برای هوای کنارگذر دبی جرمی ۰/۷۸ کیلوگرم بر ثانیه تعیین شد. کسرهای جرمی O_2 و N_2 به ترتیب روی ۰/۲۳ و ۰/۷۶ تنظیم شدند. دیواره‌های محفظه احتراق آدیباتیک فرض شد. در خروجی نازل، فشار استاتیک برحسب شرایط محیط تنظیم شد. شرایط مرزی مسئله و شرایط عملیاتی به طور مختصر در جدول (۳) ارائه شده است. ورودی محفظه احتراق به عنوان یک شرط مرزی ورودی جرم تنظیم می شود و جهت ورودی عمود بر ورودی محفظه احتراق است. محور تقارن به عنوان یک شرط مرزی متقارن محوری با توجه به پیکربندی محفظه احتراق تنظیم می شود. خروجی نازل به عنوان شرط مرزی خروجی فشار تنظیم می شود.

سطح گرین به عنوان شرط مرزی ورودی جرم تنظیم می شود. 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.

جدول ۳- شرایط مرزی و عملیاتی

Table 3- boundary and operating conditions

outlet	wall	Mass flow rate of bypass air (kg/s)	Mass flow rate of C4H6	Flight altitude(ft)	Pressure of air inlet	percentage of the composition in air		temperature of air inlet	Mass flow rate of air inlet (kg/s)
Ambient pressure	Adiabatic	0.78	Calculated by udf	5000	1 MPa	23% O ₂	77% N ₂	625 K	2.6

استقلال حل از تعداد شبکه‌ی محاسباتی

در این حالت یک شبکه تعریف می شود که هنگام حل می توان آن را نسبت به یک محور مشخص متقارن محوری در نظر گرفت. شکل (۷) نمایی از شبکه‌ی محاسباتی مسئله‌ی حاضر را در بخش محفظه اولیه و نازل نشان می دهد. همان طور که در شکل (۷) نشان داده شده است، نوع شبکه بندی مورد نظر به صورت با سازمان چهارضلعی بوده که برای لحاظ کردن اثرات لایه مرزی و گرادیان های شدید متغیرهای حل در نزدیکی دیواره و به منظور بالا بردن دقت شبیه سازی عددی، در نواحی نزدیک دیواره از فشردگی بیشتری برخوردار است.

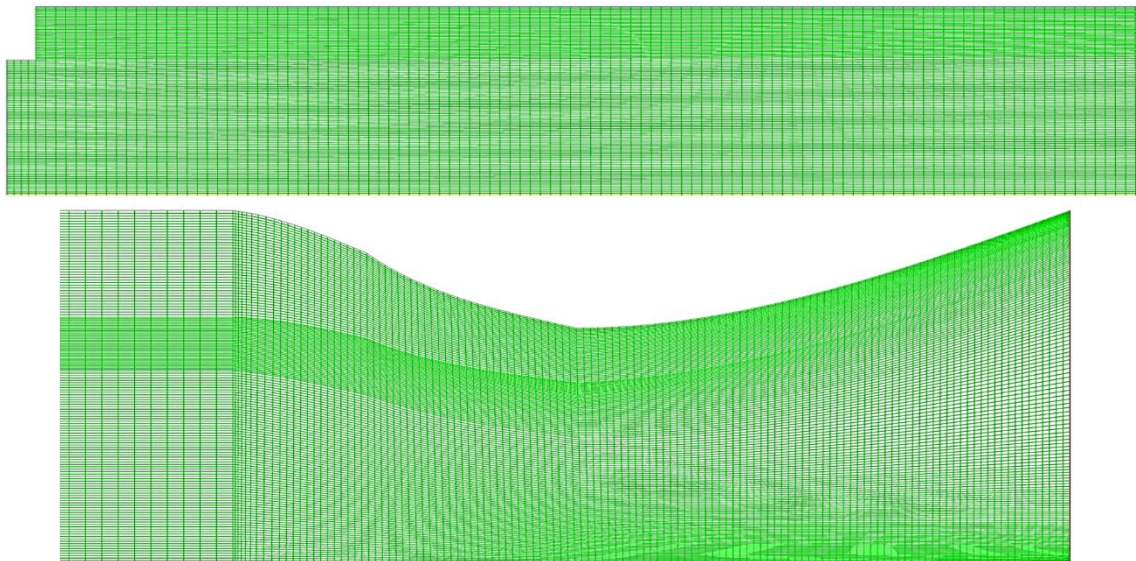


Figure 7-Computational mesh

شکل ۷- شبکه محاسباتی

نوع شبکه بندی مورد نظر به صورت با سازمان چهارضلعی است. برای نشان دادن استقلال حل عددی از تعداد شبکه‌ی محاسباتی، از پنج شبکه‌ی سازمان یافته با تعداد ۵۲۳۶، ۲۰۵۲۵، ۸۱۹۴۰، ۱۷۹۲۰۵ و ۳۲۷۱۲۰ سلول استفاده شده است. همان گونه که در شکل های (۸) و (۹) مشخص است توزیع دما و سرعت محوری در خروجی نازل محفظه‌ی احتراق برای سه شبکه با تعداد مش های ۸۱۹۴۰، ۱۷۹۲۰۵ و ۳۲۷۱۲۰ تطابق خوبی با همدیگر دارند. در ادامه برای کاهش هزینه محاسباتی جهت شبیه سازی احتراق از شبکه‌ی با تعداد ۸۱۹۴۰ سلول استفاده شده است.

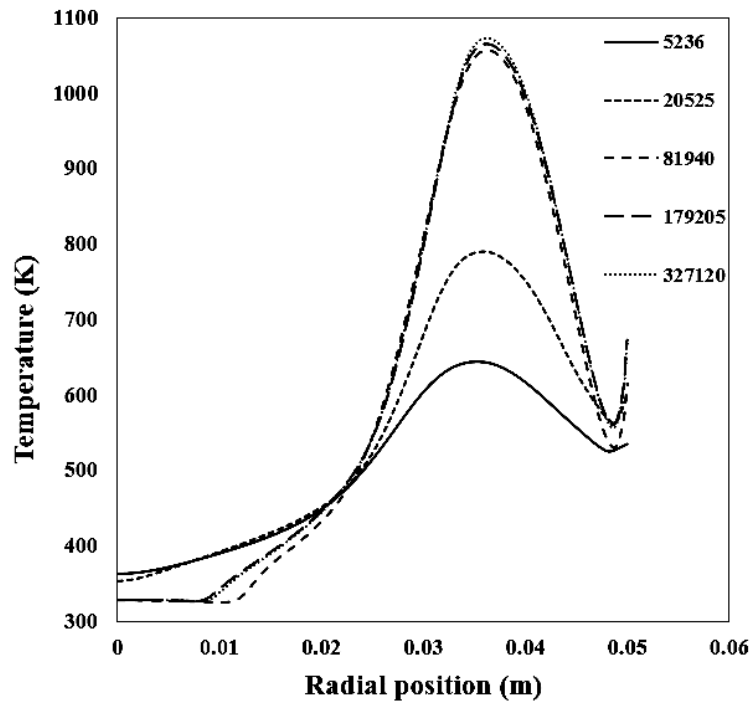


Figure 8-Simulation results of different mesh and mesh independence for temperature at nozzle outlet
شکل ۸- نتایج شبیه سازی شبکه های مختلف و استقلال نتایج از مش برای دما در خروجی نازل

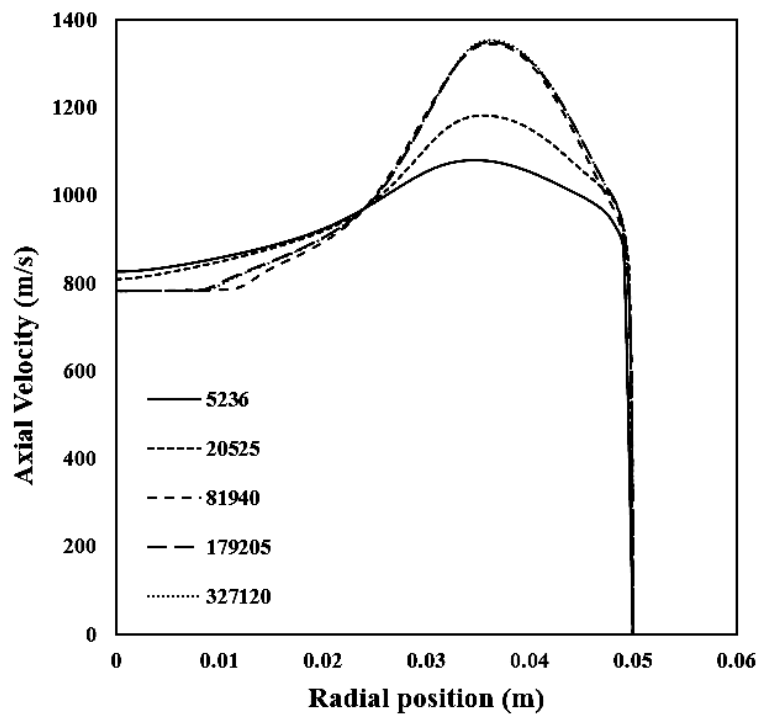


Figure 9-Simulation results of different mesh and mesh independence for axial velocity at nozzle outlet
شکل ۹- نتایج شبیه سازی شبکه های مختلف و استقلال نتایج از مش برای سرعت محوری در خروجی نازل

اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی از نتایج حل عددی کادوش [۵] استفاده شده است. در این مقاله به بررسی عددی مشخصه‌های احتراقی محفظه‌ی احتراق رمجت سوخت جامد پرداخته شده است. هندسه به کار گرفته شده یک محفظه احتراق متقارن محوری است. برای مدل‌سازی پیرولیز سطح HTPB و حل سطح مشترک گاز جامد، تابع تعریف شده توسط کاربر نوشته شده است. پس از شبیه‌سازی میدان جریان محفظه‌ی احتراق، نتایج حاصله با نتایج مقاله مرجع مقایسه و در قالب جدول (۴) آورده شده است. شکل (۱۰) نمودار پردازش تصویر کسر جرمی C_4H_6 را نشان می‌دهد.

جدول ۴- مقایسه نتایج حل عددی مقاله مرجع و شبیه‌سازی حاضر

Table 4-Comparing the results of the numerical solution of the reference article and the present simulation

Parameters	The result of image processing of the reference article (Kadoosh) [5]	The result in the present simulation	Percentage error
Average pressure in the combustor (Pa)	927000	910000	1.83
Average Mach number in the combustor	0.344	0.386	12.2
Average temperature in the combustor (K)	1209	1120	7.36
Average mass fraction of C_4H_6 in the combustor	0.039	0.042	7.69
Average mass fraction of O_2 in the combustor	0.16	0.143	10.62

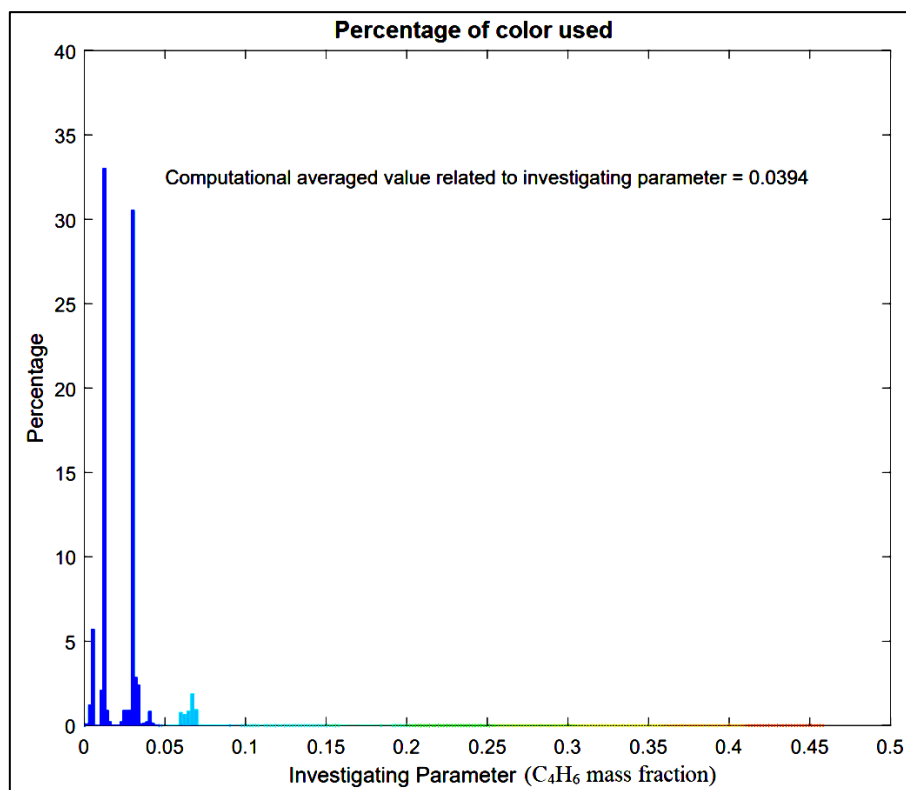


Figure10-Image processing result for C_4H_6 mass fraction

شکل ۱۰- نتیجه پردازش تصویر برای کسر جرمی C_4H_6

شکل (۱۱) مقایسه‌ای بین نرخ پسروری سوخت جامد در شبیه‌سازی انجام شده و مقاله مرجع [۵] را در موقعیت‌های محوری مختلف محفظه احتراق نشان می‌دهد. از شکل (۱۱) می‌توان دریافت که نرخ پسروری در موقعیت منطقه بازچرخش مربوط به محفظه احتراق کمترین است و به‌طور مداوم در امتداد پایین‌دست افزایش می‌یابد. در این زمان، یک مقدار حداکثر در منطقه اتصال مجدد ظاهر می‌شود. سپس نرخ عقب‌نشینی به آرامی کاهش می‌یابد و در نهایت تمایل به پایداری دارد.

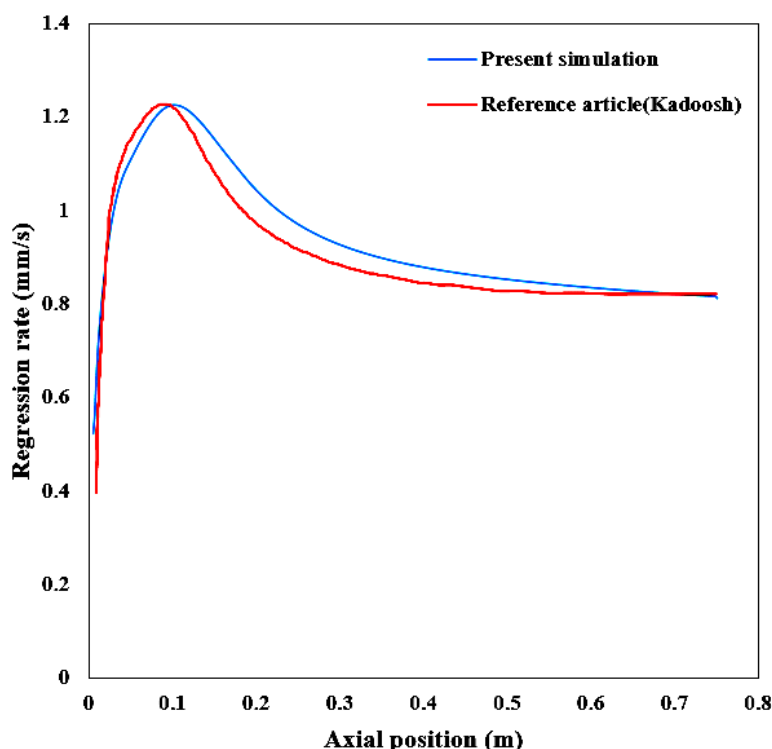


Figure 11-Comparison of regression rate in the present simulation and reference article [5]

شکل ۱۱- مقایسه نرخ پسروی در شبیه‌سازی و مقاله مرجع [۵]

تأثیر مدل‌های احتراقی - آشفته‌گی در شبیه‌سازی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد

مدل‌های احتراقی و آشفته‌گی در شبیه‌سازی احتراق و جریان آشفته نقشی اساسی دارند. با توجه به مرور مطالعات انجام شده به‌طور صریح نمی‌توان گفت که چه مدل احتراقی و آشفته‌گی برای مدل‌سازی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد مناسب است، بلکه باید متناسب با نوع سناریو آتش و نوع مدل زیر شبکه و همچنین مدل‌های دیگری که استفاده می‌شود مدل‌های احتراقی و آشفته‌گی انتخاب و استفاده شوند. تجزیه و تحلیل تعادل شیمیایی در دسترس عموم ناسا (CEA) به‌طور گسترده‌ای به‌عنوان یک پایه قابل اعتماد پذیرفته شده است که استفاده گسترده‌ای برای تجزیه و تحلیل ترمودینامیکی و احتراقی دارد. در این بخش، مدل‌های احتراقی اضمحلال گردابه‌ای و شیمی نرخ محدود با مدل‌های $K-\epsilon$ استاندارد و $K-\omega$ -sst در مدل‌سازی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد استفاده شده است.

(چهار وضعیت $K-\epsilon$ / Eddy dissipation - $K-\epsilon$ / Finite rate - $K-\omega$ / Eddy dissipation - $K-\omega$ / Finite rate). سپس با صحت‌سنجی نتایج برای هر کدام از حالت‌های موردنظر و مقایسه با نتایج حاصل از شبیه‌سازی در نرم‌افزار CEA، عملکرد مدل‌های احتراقی و آشفته‌گی در دقت و درستی حل CFD بررسی می‌شود.

نتایج و بحث

کانتورهای فشار حاصل از شبیه‌سازی برای چهار وضعیت در شکل (۱۲) آورده شده است. مقادیر عددی و درصد خطا محاسباتی در دو مقطع از نازل برای هر وضعیت به ترتیب در جدول (۵) آورده شده است.

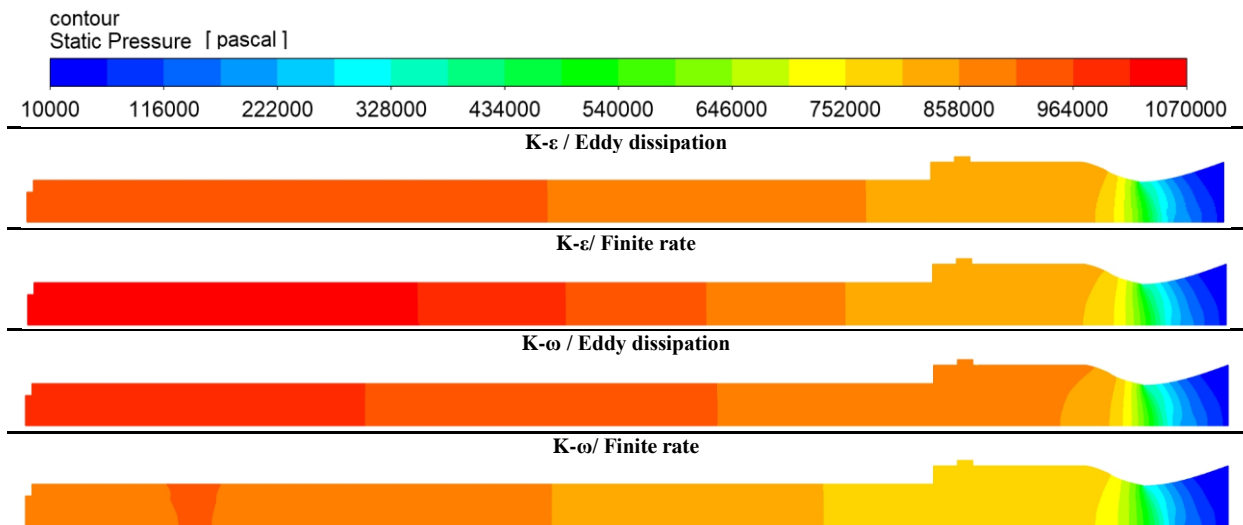


Figure 12-The pressure contours calculated from the different models

شکل ۱۲- توزیع فشار محاسبه شده از به کارگیری مدل های مختلف

جدول ۵- فشار و خطای محاسبه شده از شبیه سازی مدل های مختلف در گلوگاه و خروجی نازل

Table 5-Pressure and error calculated from simulation of different models in the throat and outlet

Pressure (Pa)	CEA	K- ω / Finite rate	K- ω / Eddy dissipation	K- ϵ / Finite rate	K- ϵ / Eddy dissipation
In the nozzle throat	535740	486807.1	542957.1	524868.3	452792.1
error		9.1	1.3	2	15.4
In the nozzle outlet	88890	91748.55	92515.6	105628.6	107283.3
error		3.21	4.07	18.8	20.6

همان طور که انتظار می رفت توزیع فشار جریان با پیشروی در امتداد نازل به دلیل تراکم پذیر بودن سیال روندی کاهشی دارد. در مجموع وضعیت K- ω / Eddy dissipation با خطای ۱/۳ درصد و ۴/۰۷ درصد به ترتیب در گلوگاه و خروجی نازل نزدیک ترین پیش بینی برای توزیع فشار در طول نازل را دارند.

کانتورهای دما حاصل از شبیه سازی برای چهار وضعیت در شکل (۱۳) آورده شده است. مقادیر عددی و درصد خطا محاسباتی در دو مقطع از نازل برای هر وضعیت به ترتیب در جدول (۶) آورده شده است.

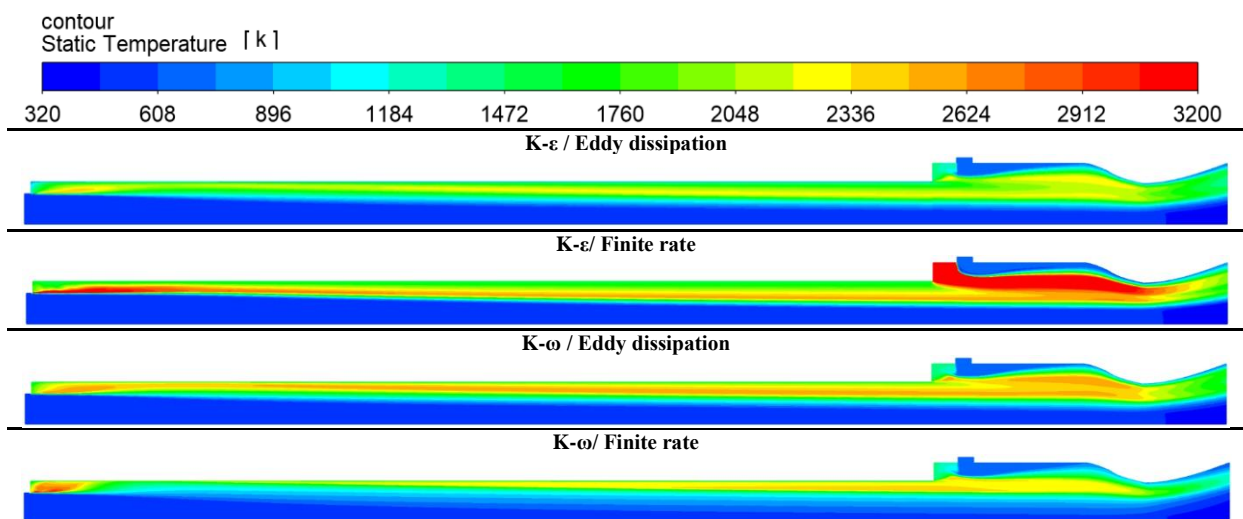


Figure 13-The temperature contours calculated from the different models

شکل ۱۳- توزیع دمای محاسبه شده از به کارگیری مدل های مختلف

جدول ۶- دما و خطای محاسبه شده از شبیه سازی مدل های مختلف در گلوگاه و خروجی نازل

Table 6- Temperature and error calculated from simulation of different models in the throat and outlet

Temperature (K)	CEA	K- ω / Finite rate	K- ω / Eddy dissipation	K- ϵ / Finite rate	K- ϵ / Eddy dissipation
In the nozzle throat	1637.54	1243.63	1551.833	1718.938	1381.886
error		24	5.2	4.9	15.6
In the nozzle outlet	1049.59	700.142	922.98	1020.984	772.208
error		33.2	12	2.7	26.4

با پیشروی در امتداد نازل و افت فشار، در اثر تراکم پذیر بودن سیال دما کاهش می یابد. در نمودار توزیع دما K- ϵ / Finite rate مشاهده می شود که روند کلی تغییرات دما در محفظه احتراق برای مدل K- ϵ / Finite rate با وجود نزدیک بودن به نتایج CEA در تشخیص دما اشکالاتی دارد. نمودار توزیع دما به علت وابسته بودن شدت واکنش های شیمیایی (آزادسازی انرژی و تولید محصولات احتراق) به پارامترهای آرنیوس و سینتیک واکنش ها، وضعیت اوج دما به خوبی تخمین زده نمی شود و بیش از اندازه پیش بینی کرده است. طبق رابطه آرنیوس، تنها مولکول هایی واکنش می دهند که دارای انرژی بیشتر از انرژی فعال سازی باشند و این شرط در محفظه احتراق تکمیلی محقق شده است؛ بنابراین شدت احتراق و شکل شعله در پشت پله محفظه احتراق تکمیلی انبساط بیشتری از رفتار واقعی شعله دارد. این خطا را در نمودارهای توزیع محصولات احتراق برای مدل K- ϵ / Finite rate می توان دید. هم چنین در شکل (۱۱) وضعیت K- ω / Finite rate مشاهده می شود که در روش K- ω / Finite rate واکنش سریع سوخت - اکسیدکننده (واکنش مرحله اول) و تشکیل شعله نفوذی در نزدیکی شرط مرزی ورودی سوخت انجام شده است. در مدل های K- ω /Eddy dissipation - K- ϵ /Eddy dissipation به دلیل در نظر گرفتن آشفته گی جریان و اختلاط سوخت و هوا، واکنش احتراقی با ورود سوخت و هوا به محفظه رخ می دهد؛ زیرا در پشت پله پس از ورودی، به دلیل انبساط ناگهانی و چرخش هوای ورودی، میزان آشفته گی جریان و اختلاط سوخت و هوا زیاد است. به دلیل خطا بودن نتایج K- ϵ / Finite rate به ترتیب با خطای ۴/۹ درصد و ۲/۷ درصد در گلوگاه و خروجی نازل نزدیک ترین پیش بینی برای توزیع دما در طول نازل را دارند.

کانتورهای عدد ماخ حاصل از شبیه سازی برای چهار وضعیت در شکل (۱۴) آورده شده است. مقادیر عددی و درصد خطا محاسباتی در دو مقطع از نازل برای هر وضعیت به ترتیب در جدول (۷) آورده شده است.

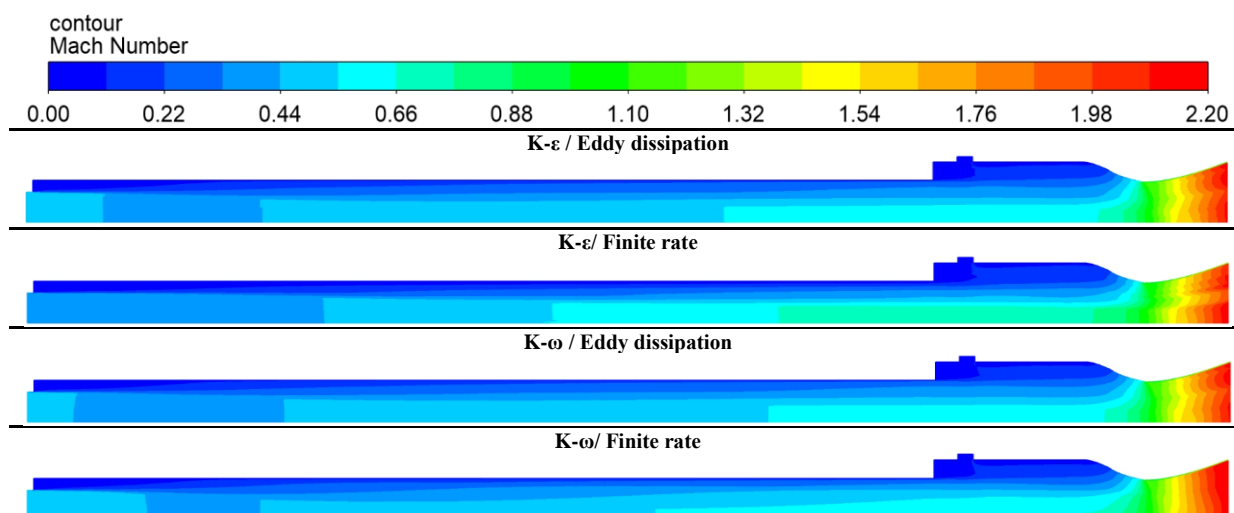


Figure 14- The Mach number contours calculated from the different models

شکل ۱۴- توزیع عدد ماخ محاسبه شده از به کارگیری مدل های مختلف

جدول ۷- عدد ماخ و خطای محاسبه شده از شبیه سازی مدل های مختلف در گلوگاه و خروجی نازل

Table 7- Mach number and error calculated from simulation of different models in the throat and outlet

Mach number	CEA	K- ω / Finite rate	K- ω / Eddy dissipation	K- ϵ / Finite rate	K- ϵ / Eddy dissipation
In the nozzle throat	1	0.962	0.981	0.962	1.03
error		3.8	1.9	3.8	3
In the nozzle outlet	2.159	2.18	2.1	2.086	2.17
error		0.9	2.7	3.3	0.5

همان طور که انتظار می رفت با پیشروی در امتداد نازل به خاطر تراکم پذیر بودن سیال عدد ماخ افزایش می یابد. وضعیت K- ω / Eddy dissipation به ترتیب با خطای ۱/۹ درصد در گلوگاه نازل و مدل K- ϵ / Eddy dissipation با خطای ۰/۵ درصد در خروجی نازل نزدیک ترین پیش بینی برای توزیع عدد ماخ در طول نازل را دارند. کانتورهای کسر جرمی بخار آب حاصل از شبیه سازی برای چهار وضعیت در شکل (۱۵) آورده شده است. مقادیر عددی و درصد خطا محاسباتی در دو مقطع از نازل برای هر وضعیت به ترتیب در جدول (۸) آورده شده است.

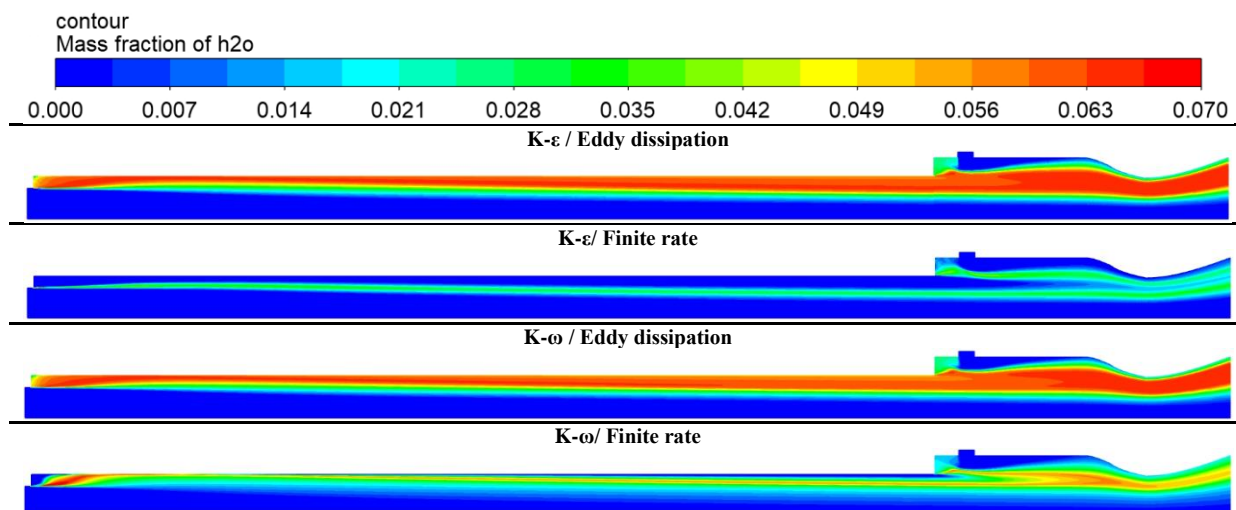


Figure 15- The H₂O mass fraction contours calculated from the different models

شکل ۱۵- توزیع کسر جرمی H₂O محاسبه شده از به کارگیری مدل های مختلف

جدول ۸- کسر جرمی H₂O و خطای محاسبه شده از شبیه سازی مدل های مختلف در گلوگاه و خروجی نازل

Table 8- H₂O mass fraction and error calculated from simulation of different models in the throat and outlet

Mass fraction of H ₂ O	CEA	K- ω / Finite rate	K- ω / Eddy dissipation	K- ϵ / Finite rate	K- ϵ / Eddy dissipation
In the nozzle throat	0.03398	0.02102317	0.03088553	0.0104844	0.02972856
error		38.1	9.1	69.1	12.5
In the nozzle outlet	0.03395	0.0226169	0.02929458	0.009975826	0.02857836
error		33.4	13.7	70.6	15.8

با توجه به نمودارهای توزیع کسر جرمی بخار آب دو وضعیت K- ω / Finite rate و K- ϵ / Finite rate تولید این گونه را در محفظه احتراق کمتر از سایر وضعیت ها پیش بینی می کنند و این خطا را ناشی از دخالت مدل شیمی نرخ محدود در نرخ تولید و مصرف گونه ها می توان در نظر گرفت. با بررسی نتایج دو وضعیت مذکور در جداول بالا میزان دقت برای هر دو مقطع گلوگاه و خروجی نازل، پایین است. وضعیت K- ω / Eddy dissipation به ترتیب با خطای ۹/۱ درصد و ۱۳/۷ درصد در گلوگاه و خروجی نازل نزدیک ترین پیش بینی برای توزیع کسر جرمی بخار آب در طول نازل را دارند. کانتورهای کسر جرمی اکسیژن حاصل از شبیه سازی برای چهار وضعیت در شکل (۱۶) آورده شده است. مقادیر عددی و درصد خطا محاسباتی در دو مقطع از نازل برای هر وضعیت به ترتیب در جدول (۹) آورده شده است.

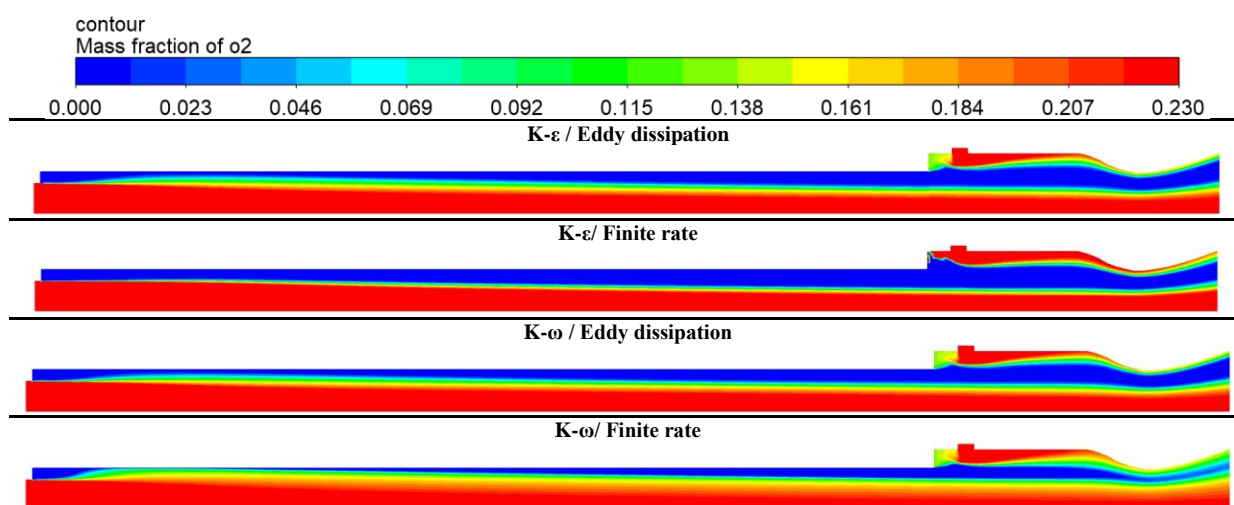


Figure 16-The O₂ mass fraction contours calculated from the different models
 شکل ۱۶- توزیع کسر جرمی O₂ محاسبه شده از به کارگیری مدل های مختلف

جدول ۹- کسر جرمی O₂ و خطای محاسبه شده از شبیه سازی مدل های مختلف در گلوگاه و خروجی نازل

Table 9- O₂ mass fraction and error calculated from simulation of different models in the throat and outlet

Mass fraction of O ₂	CEA	K- ω / Finite rate	K- ω / Eddy dissipation	K- ϵ / Finite rate	K- ϵ / Eddy dissipation
In the nozzle throat	0.112	0.1456638	0.1219188	0.1255827	0.1375379
error		30	8.8	12.1	22.7
In the nozzle outlet	0.11286	0.1533656	0.1276373	0.1424382	0.1498953
error		35.9	13	26.2	32.8

مشاهده می شود که در وضعیت K- ω / Finite rate اکسیژن کافی در فاصله کمی بعد از پله به شرط مرزی ورودی سوخت وجود دارد اما با رجوع به نمودار توزیع دمای این وضعیت حداکثر دما دیده نمی شود که به این معنی است که واکنش در وضعیت K- ω / Finite rate مستقل از اغتشاشات جریان بوده و توسط سینتیک کنترل می شود اما این کنترل سینتیکی موجب ایجاد خطا در آزادسازی انرژی، تولید و مصرف گونه ها شده است. بنابراین مشاهده می شود وضعیت K- ω / Eddy dissipation به ترتیب با خطای ۸/۸ درصد و ۱۳ درصد در گلوگاه و خروجی نازل نزدیک ترین پیش بینی را دارند. کانتورهای کسر جرمی کربن مونوکسید حاصل از شبیه سازی برای چهار وضعیت در شکل (۱۷) آورده شده است. مقادیر عددی در دو مقطع از نازل برای هر وضعیت در جدول (۱۰) آورده شده است.

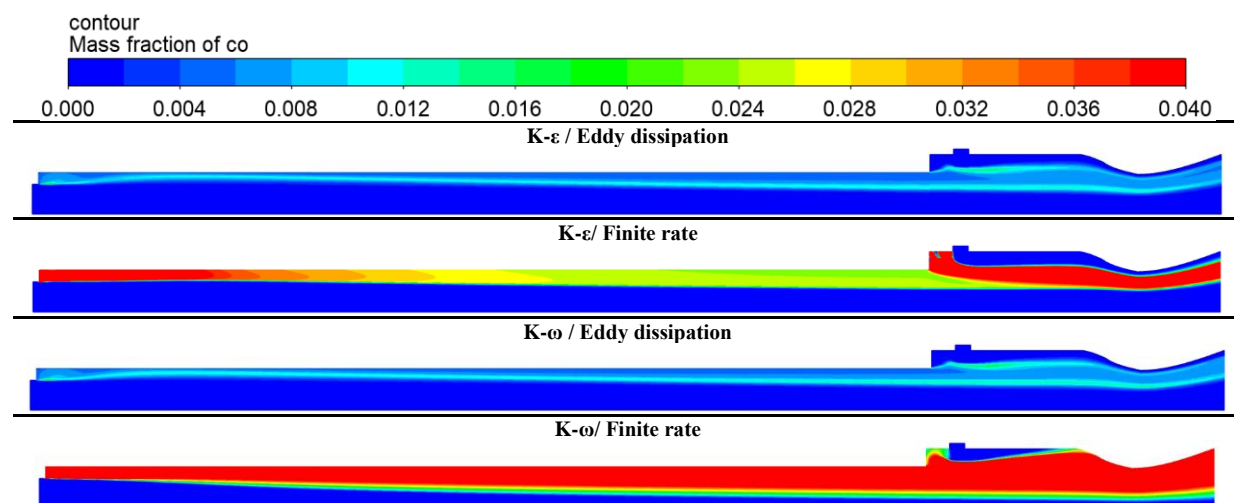


Figure 17-The CO mass fraction contours calculated from the different models
 شکل ۱۷- توزیع کسر جرمی CO محاسبه شده از به کارگیری مدل های مختلف

جدول ۱۰- کسر جرمی CO و خطای محاسبه شده از شبیه سازی مدل های مختلف در گلوگاه و خروجی نازل

Table 10- CO mass fraction and error calculated from simulation of different models in the throat and outlet

Mass fraction of CO	CEA	K- ω / Finite rate	K- ω / Eddy dissipation	K- ϵ / Finite rate	K- ϵ / Eddy dissipation
In the nozzle throat	0.00002	0.07374369	0.0037808	0.02371665	0.003185657
In the nozzle outlet	0.00002	0.06817024	0.0024659	0.01181855	0.003131092

با مقایسه نمودارهای توزیع کسر جرمی کربن مونوکسید دو وضعیت K- ω / Finite rate و K- ϵ / Finite rate تفاوت زیادی با دو وضعیت دیگر دارند به صورتی که در وضعیت K- ϵ / Finite rate دیده می شود واکنش مرحله اول به دلیل فراهم شدن شرایط آرنیوس در پشت پله محفظه احتراق تکمیلی شدیدتر اتفاق می افتد و انرژی بسیار زیادی در محفظه احتراق تکمیلی آزاد می شود. در وضعیت K- ω / Finite rate نیز مشاهده می شود مقدار زیادی گونه کربن مونوکسید در محفظه احتراق تولید شده و با وجود اضافه شدن هوای اضافی در محفظه احتراق تکمیلی (افزایش نسبت هم ارزی) از ایجاد شرایط برای احتراق کامل تبعیت نمی کند و کسر جرمی CO در خروجی نازل کاهش نمی یابد. حل های نادرست در این دو وضعیت به دلیل وابستگی به سینتیک های شیمیایی است. با توجه به جدول بالا هر چهار وضعیت اختلاف زیادی با نتایج CEA دارند که دلیل آن تشخیص نسبتاً کامل احتراق در نرم افزار CEA است. با توجه به جدول بالا هر چهار وضعیت اختلاف زیادی با نتایج CEA دارند که دلیل آن تشخیص نسبتاً کامل احتراق در نرم افزار CEA است. با این حال دو وضعیت K- ϵ / Eddy dissipation و K- ω / Eddy dissipation در گلوگاه و خروجی نازل نزدیک ترین پیش بینی برای توزیع کسر جرمی کربن مونوکسید در طول نازل را دارند.

کانتورهای کسر جرمی کربن دی اکسید حاصل از شبیه سازی برای چهار وضعیت در شکل (۱۸) آورده شده است. مقادیر عددی و درصد خطا محاسباتی در دو مقطع از نازل برای هر وضعیت به ترتیب در جدول (۱۱) آورده شده است.

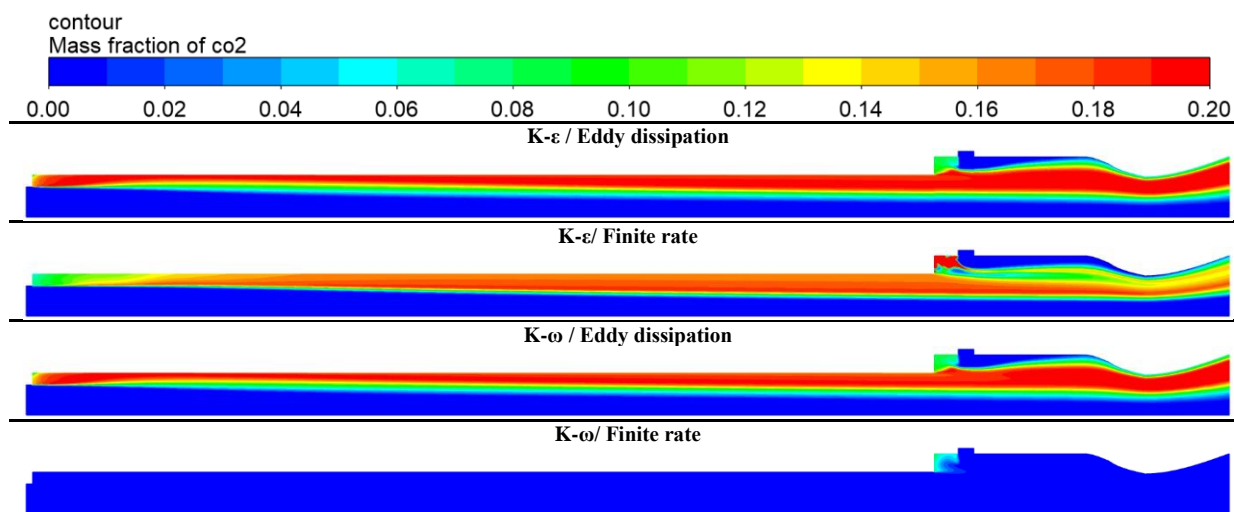


Figure 18-The CO₂ mass fraction contours calculated from the different models

شکل ۱۸- توزیع کسر جرمی CO₂ محاسبه شده از به کارگیری مدل های مختلف

جدول ۱۱- کسر جرمی CO₂ و خطای محاسبه شده از شبیه سازی مدل های مختلف در گلوگاه و خروجی نازل

Table 11- CO₂ mass fraction and error calculated from simulation of different models in the throat and outlet

Mass fraction of CO ₂	CEA	K- ω / Finite rate	K- ω / Eddy dissipation	K- ϵ / Finite rate	K- ϵ / Eddy dissipation
In the nozzle throat	0.11115	0.0007355298	0.09470191	0.07206814	0.09337128
error		99.3	14.7	35.1	15.9
In the nozzle outlet	0.11115	0.000771092	0.09157306	0.0623693	0.08976828
error		99.3	17.6	45	19.2

با مقایسه نمودارهای توزیع کسر جرمی کربن دی‌اکسید دو وضعیت $K-\omega$ / Finite rate و $K-\epsilon$ / Finite rate تفاوت زیادی با دو وضعیت دیگر دارند به صورتی که در وضعیت $K-\epsilon$ / Finite rate دیده می‌شود تولید کربن دی‌اکسید در پشت پله محفظه احتراق تکمیلی بسیار زیاد است. تغییرات کسر جرمی گونه‌ها به‌طور کلی با تغییرات دما متناسب است. همان‌طور که در نمودار توزیع دما وضعیت $K-\epsilon$ / Finite rate نیز مشاهده کردید تغییرات در پشت پله محفظه احتراق تکمیلی شدیدتر از نواحی پایین دست بوده، به این معنی که شدت واکنش در این قسمت بیشتر از نواحی پایین دست است. در وضعیت $K-\omega$ /Finite rate مشاهده می‌شود گونه کربن دی‌اکسید بسیار کم و فقط در پشت پله محفظه احتراق تکمیلی تولید شده است و وابستگی به سینتیک‌های شیمیایی از کامل شدن احتراق جلوگیری می‌کند و کسر جرمی CO_2 در خروجی نازل افزایش نمی‌یابد. با مشاهده جداول بالا می‌توان دید وضعیت $K-\omega$ / Finite rate در دو مقطع گلوگاه و خروجی نازل تفاوت بسیار زیادی با جواب CEA دارد. وضعیت $K-\omega$ / Eddy dissipation به ترتیب با خطای ۱۴/۷ درصد و ۱۷/۶ درصد در گلوگاه و خروجی نازل نزدیک‌ترین پیش‌بینی برای توزیع کسر جرمی کربن دی‌اکسید در طول نازل را دارند.

شکل (۱۹) توزیع کمیت‌های فیزیکی را در ناحیه توسعه یافته احتراق سوخت جامد نشان می‌دهد. با توجه به نمودارها محصولات احتراق و دما دارای بیشینه‌ای در ناحیه شعله نفوذی و متناسب با ضخامت آن می‌باشند. با مشاهده میدان جریان برای وضعیت‌های مختلف، نقطه اتصال مجدد در فاصله تقریبی ۱۳۰ میلی‌متر دورتر از ورودی محفظه احتراق روی گرین سوخت جامد است. مقاطع قبل از ۱۳۰ میلی‌متر بیانگر مشخصات جریان در ناحیه چرخش مجدد و مقاطع بعد از ۱۳۰ میلی‌متر بیانگر مشخصات جریان در ناحیه توسعه یافته می‌باشند.

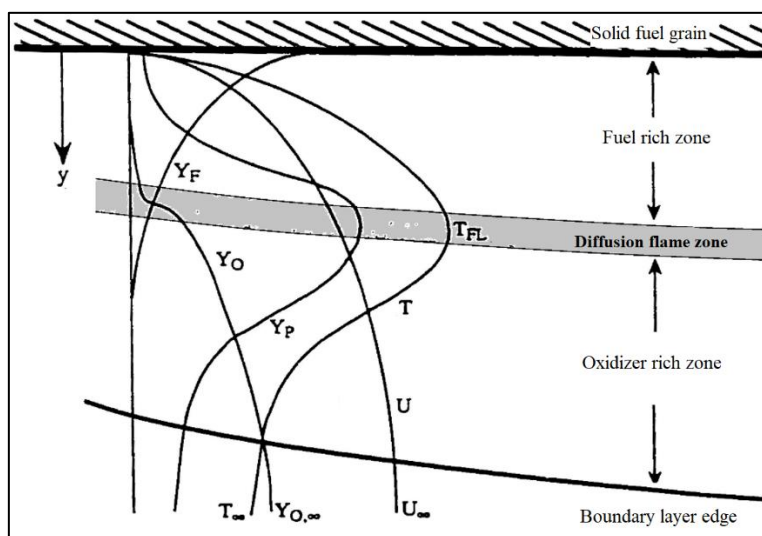


Figure 19-Distribution of physical quantities [4]

شکل ۱۹- توزیع کمیت‌های فیزیکی [۴]

شکل (۲۰) توزیع شعاعی دما را در موقعیت‌های محوری مختلف نشان می‌دهد. محور افقی دما است که از صفر تا ۳۵۰۰ متغیر است و محور عمودی نمودار شعاع بی‌بعد شده با شعاع پورت داخلی (R) محفظه احتراق است. همان‌طور که در نمودارهای مربوط به دما نیز مشاهده شد تغییرات در راستای شعاعی در نزدیکی سطح سوخت شدیدتر از نواحی مرکزی محفظه احتراق است، به این معنی که شدت واکنش در نزدیکی سطح سوخت بیشتر است. در ناحیه گردش مجدد با توجه به تجمع سوخت شاهد پدیده نگهدارنده شعله هستیم. سپس با پیشروی به سمت پایین دست منطقه شعله با دمای بالا به تدریج به سطح سوخت نزدیک می‌شود و شعله در نقطه اتصال مجدد به سطح سوخت بسیار نزدیک می‌شود. در منطقه توسعه مجدد،

موقعیت شعله به سمت هسته محفظه احتراق منتقل شده و ضخیم تر می شود. با توجه به نمودار در ناحیه گردش مجدد وضعیت $K-\varepsilon$ / Finite rate شعله ای با دمای ۳۶۱۰ کلوین دارد و علت اختلاف آن با وضعیت $K-\omega$ / Finite rate تفاوت در تخمین پارامترهای آشفستگی و ایجاد خطا در واکنش ها است.

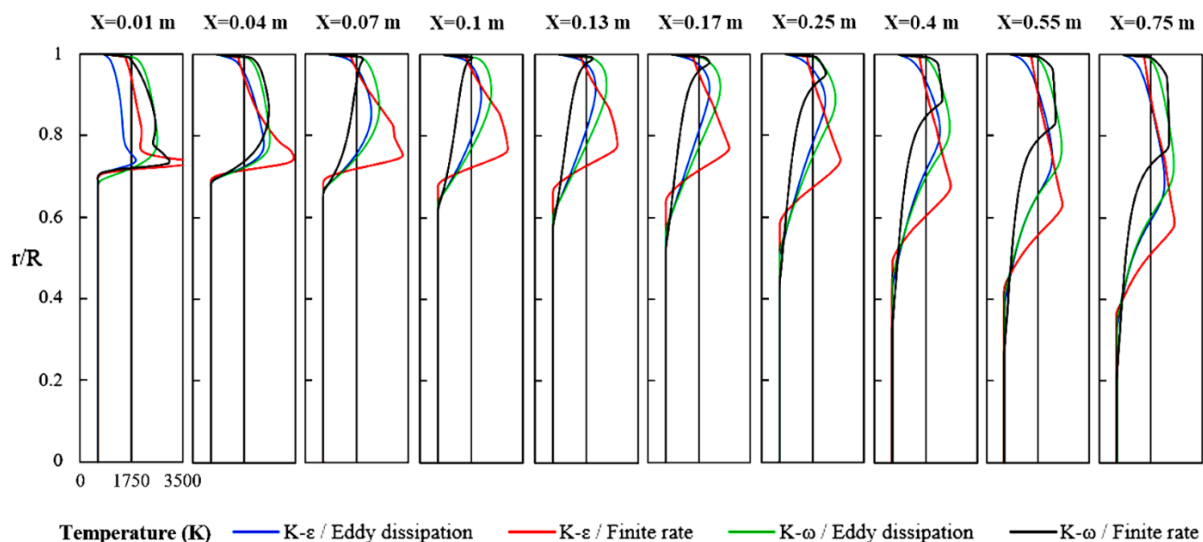


Figure 20-Radial temperature distribution at different axial positions

شکل ۲۰- توزیع شعاعی دما در موقعیت های محوری مختلف

شکل های (۲۱) و (۲۲) به ترتیب توزیع شعاعی گونه های O_2 و $1,3-C_4H_6$ را در موقعیت های محوری مختلف محفظه احتراق نشان می دهند. در شکل (۱۸) محور افقی کسر جرمی $1,3-C_4H_6$ است که از صفر تا ۱ متغیر است و در شکل (۱۹)، محور افقی کسر جرمی O_2 است که از صفر تا ۰/۲۵ متغیر است. محور عمودی نمودارها شعاع بی بعد شده با شعاع پورت داخلی (R) محفظه احتراق است. از توزیع اجزا می توان دریافت که یک ناحیه واکنش شیمیایی نازک (نقاطی از نمودارها که کسر جرمی اکسیژن و سوخت در آنجا هم زمان صفر می باشند) وجود دارد که در آن گاز قابل احتراق و هوای ورودی، احتراق را به نسبتی نزدیک به نسبت هم ارزی شیمیایی منتشر می کند. در هر دو طرف منطقه واکنش شیمیایی، مناطق غنی از اکسیدکننده و سوخت وجود دارد. در سمت نزدیک به سطح سوخت، $1,3-C_4H_6$ به تدریج از سطح سوخت به منطقه واکنش شیمیایی نفوذ می کند، در حالی که در منطقه غنی از اکسیدکننده، O_2 به تدریج به منطقه واکنش شیمیایی نفوذ کرده و محصولات احتراق در واکنش شیمیایی تولید می شود. منطقه نیز به تدریج به هر دو طرف گسترده می شود. ناحیه واکنشی دارای یک محدوده مشخص است؛ بنابراین، در منطقه مرکزی، اساساً نفوذ اجزا و دما وجود ندارد.

با تجزیه و تحلیل گونه های O_2 و $1,3-C_4H_6$ ، می توان دریافت که در پشت پله تجمع سوخت و فقدان اکسیژن وجود دارد و با پیشروی به سمت نقطه اتصال مجدد اکسیژن در نزدیکی سطح سوخت جامد افزایش می یابد. در نتیجه انتظار می رود شعله نفوذی از این ناحیه شروع به رشد کند. تفاوت بین دو وضعیت $K-\varepsilon$ / Finite rate و $K-\omega$ / Finite rate در نمودار توزیع O_2 به دلیل شدیدتر بودن واکنش مرحله اول در وضعیت $K-\omega$ / Finite rate است، بنابراین با توجه به سینتیک واکنش اکسیژن بیشتری مصرف می کند. برای وضعیت $K-\varepsilon$ / Finite rate محتوای $1,3-C_4H_6$ در ناحیه چرخش مجدد بیشترین مقدار را نسبت به سایر وضعیت ها دارد. برای توزیع کسر جرمی سوخت و اکسیژن دو وضعیت $K-\omega$ / Eddy dissipation و $K-\varepsilon$ / Eddy dissipation در محفظه احتراق اولیه تفاوتی وجود ندارد.

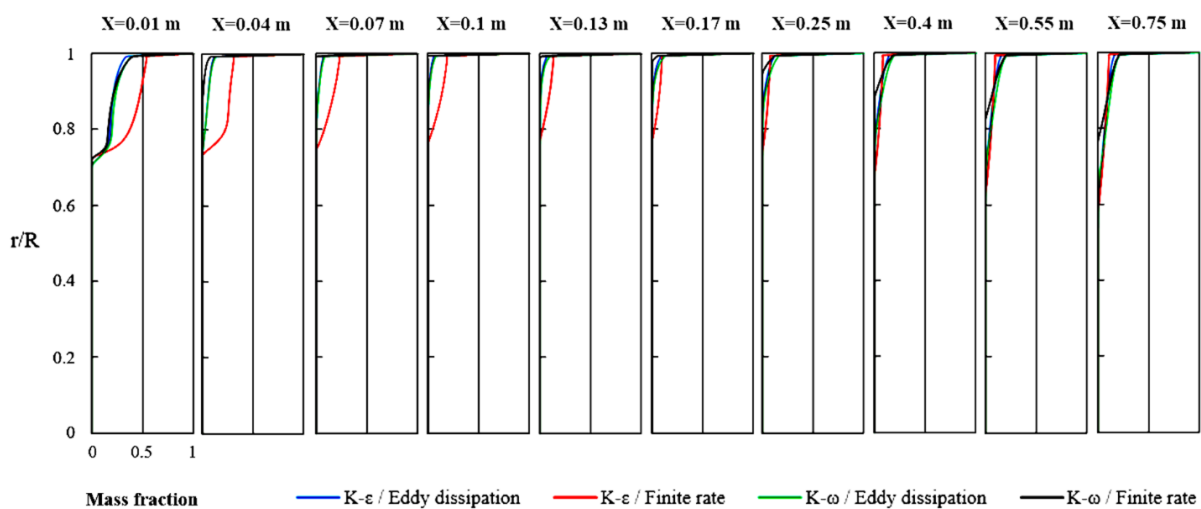


Figure 21-Radial 1,3-C₄H₆ mass fraction distribution at different axial positions

شکل ۲۱- توزیع شعاعی کسر جرمی 1,3-C₄H₆ در موقعیت‌های محوری مختلف

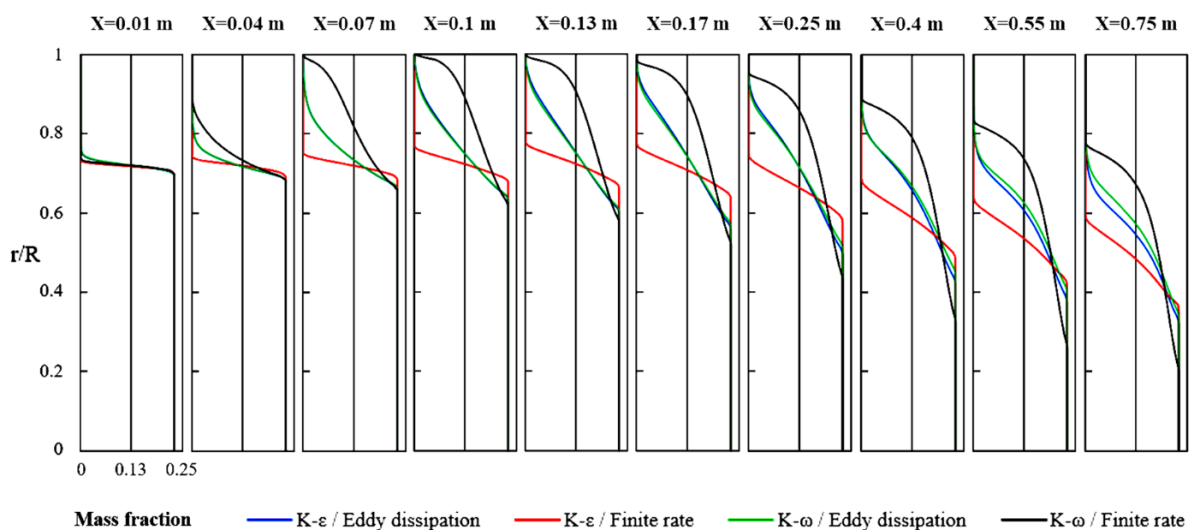


Figure 22-Radial O₂ mass fraction distribution at different axial positions

شکل ۲۲- توزیع شعاعی کسر جرمی O₂ در موقعیت‌های محوری مختلف

شکل (۲۳) تا (۲۵) به ترتیب توزیع شعاعی گونه‌های CO و CO₂ و H₂O را در موقعیت‌های محوری مختلف محفظه احتراق نشان می‌دهد. در شکل (۲۳) و (۲۴)، به ترتیب محور افقی کسر جرمی CO و CO₂ است که از صفر تا ۰/۲ متغیر است و در شکل (۲۵)، محور افقی کسر جرمی H₂O است که از صفر تا ۰/۱ متغیر است. محور عمودی هر سه نمودار شعاع بی بعد شده با شعاع پورت داخلی (R) محفظه احتراق است. با مقایسه مقادیر نمودارهای توزیع گونه CO و CO₂ برای دو وضعیت K-ε/Eddy dissipation و ω/Eddy dissipation شکل‌گیری احتراق کامل در محفظه احتراق اولیه را می‌توان نتیجه گرفت. همچنین توزیع کسر جرمی CO برای دو وضعیت در محفظه احتراق اولیه تفاوتی وجود ندارد. برای وضعیت K-ω/ Finite rate میزان توزیع گونه تا قبل نقطه اتصال مجدد روندی نسبتاً کاهشی دارد و بعد از نقطه اتصال مجدد میزان توزیع گونه افزایش شدیدی دارد.

با مقایسه نمودارهای توزیع گونه CO و CO₂ وضعیت K- ω / Finite rate مقادیر تولید گونه نزدیک به صفر می‌باشند که گویای احتراق ناقص در محفظه احتراق اولیه است. با تجزیه و تحلیل شکل (۲۴)، می‌توان مشاهده کرد که برای سایر وضعیت‌ها کسر جرمی کربن دی‌اکسید در پایین دست میدان جریان احتراق به تدریج افزایش یافته است که نشان می‌دهد واکنش احتراق کامل‌تر شده است. توزیع کسر جرمی CO₂ برای دو وضعیت K- ω / Eddy dissipation و K- ϵ / Eddy dissipation تا قبل از نقطه اتصال مجدد تفاوتی وجود ندارد و مقدار بیشینه به سمت سطح سوخت جامد کشیده شده است، بعد از نقطه اتصال مجدد مقدار بیشینه به سمت مرکز محفظه منتقل شده است. برای وضعیت K- ϵ / Finite rate میزان تولید گونه تا قبل نقطه اتصال مجدد نسبت به دو وضعیت K- ω / Eddy dissipation و K- ϵ / Eddy dissipation کمتر پیش‌بینی شده است و بعد از نقطه اتصال مجدد میزان تولید گونه بیشتر از دو وضعیت دیگر نشان داده شده است.

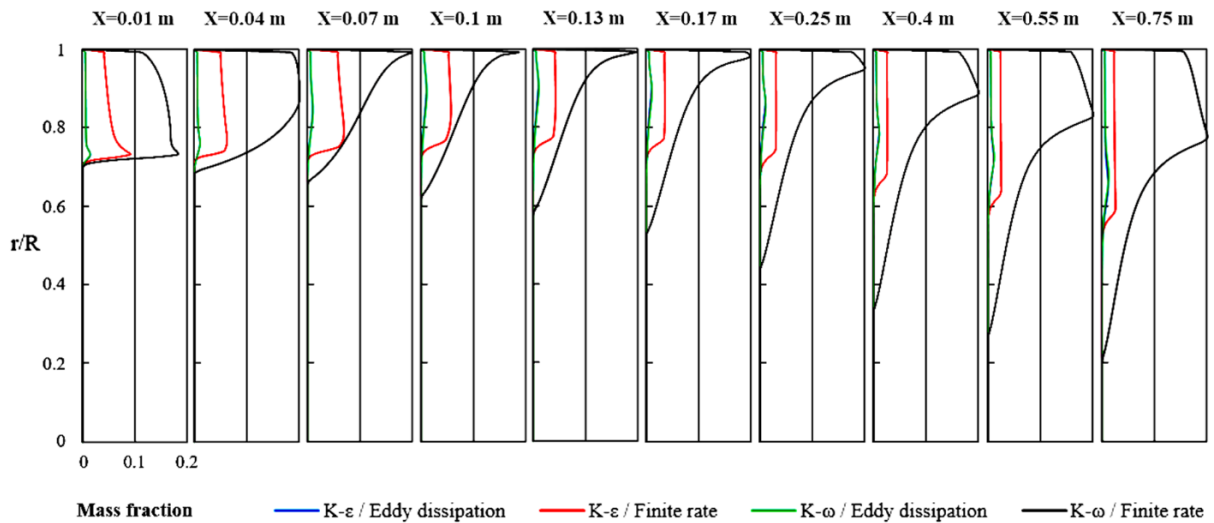


Figure 23-Radial CO mass fraction distribution at different axial positions
 شکل ۲۳- توزیع شعاعی کسر جرمی CO در موقعیت‌های محوری مختلف

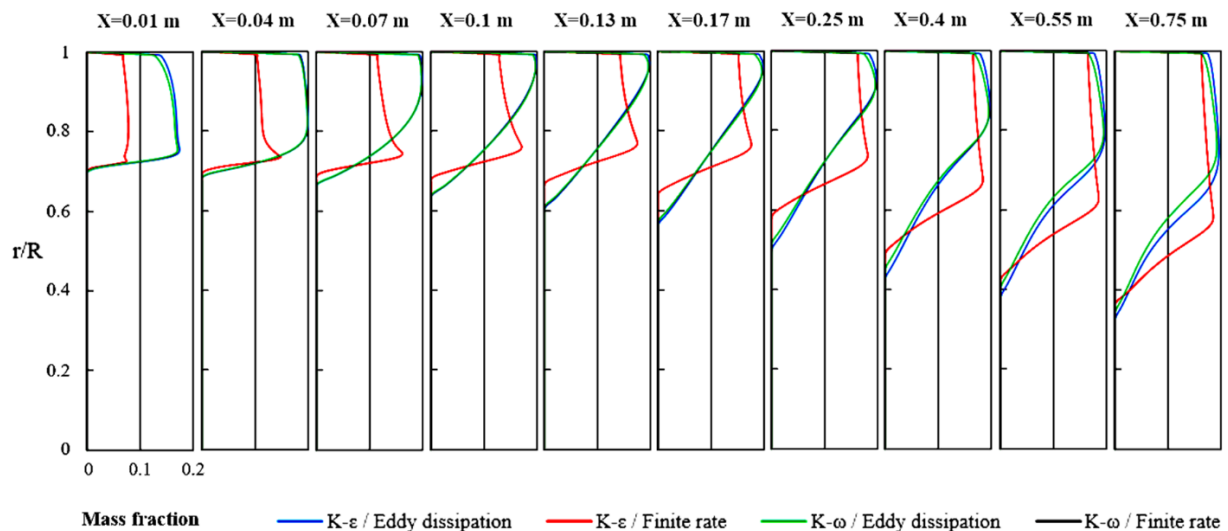


Figure 24-Radial CO₂ mass fraction distribution at different axial positions
 شکل ۲۴- توزیع شعاعی کسر جرمی CO₂ در موقعیت‌های محوری مختلف

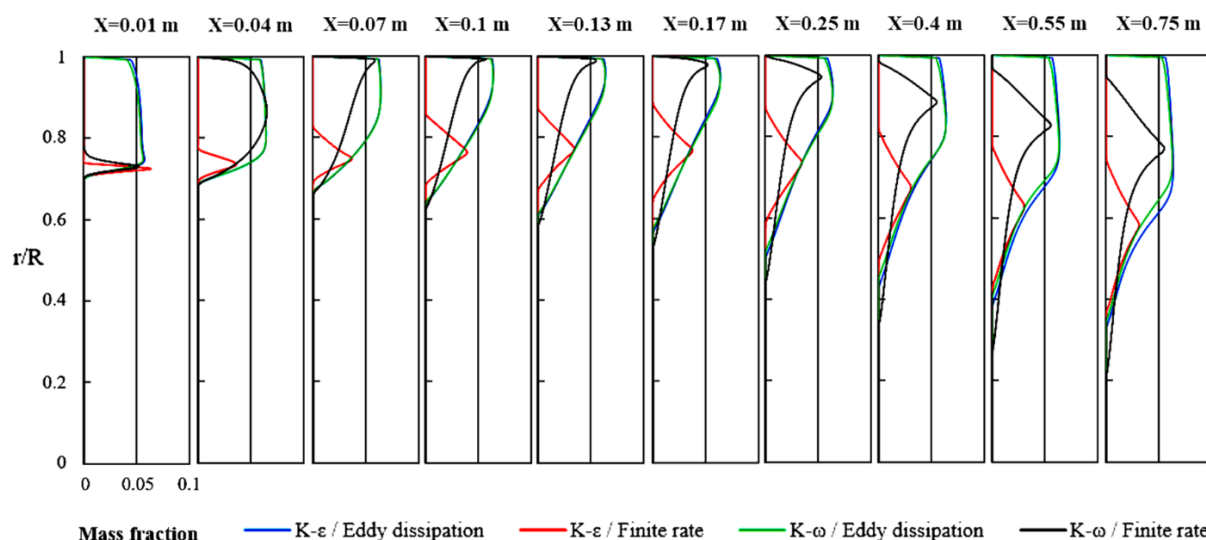


Figure 25-Radial H_2O mass fraction distribution at different axial positions

شکل ۲۵- توزیع شعاعی کسر جرمی H_2O در موقعیت‌های محوری مختلف

نتیجه‌گیری

به منظور بررسی حل عددی، نتایج حاصل از اثرات مدل‌های آشفستگی و احتراقی مختلف در شبیه‌سازی عددی بر روی مدل یک رمجت سوخت جامد بر پایه HTPB متقارن محوری، تجزیه و تحلیل شده است. در این پژوهش، تأثیر استفاده از مدل‌های احتراقی اضمحلال گردابه‌ای و شیمی نرخ محدود با مدل‌های $K-\varepsilon$ استاندارد و $K-\omega$ -sst در مدل‌سازی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد مشاهده و بررسی شد. پیش‌بینی هر کدام از این مدل‌ها، در فشار، دما، عدد ماخ، توزیع اکسیژن و محصولات احتراق بررسی و با نتایج CEA مقایسه شده است.

با توجه به نتایج ترمودینامیکی وضعیت $K-\varepsilon$ /Finite rate در پیش‌بینی دما با داده‌های CEA مطابقت خوبی داشت اما به دلیل تخمین نادرست مکان شعله در میدان جریان مردود شد. با بررسی نتایج کسر جرمی وضعیت $K-\omega$ / Finite rate احتراق کامل صورت نگرفته است؛ در نتیجه ضعف استفاده از مدل احتراقی شیمی نرخ محدود برای هر دو مدل آشفستگی در شبیه‌سازی جریان محفظه احتراق رمجت سوخت جامد دیده شد. با توجه به نتایج ترمودینامیکی و احتراقی، دو وضعیت $K-\varepsilon$ / Eddy dissipation و $K-\omega$ / Eddy dissipation مطابقت خوبی را با نتایج CEA داشتند و در چند مورد وضعیت $K-\omega$ / Eddy dissipation نتایج بسیار خوبی را ارائه داد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت مدل احتراقی اضمحلال گردابه‌ای و مدل آشفستگی $K-\omega$ -sst برای شبیه‌سازی محفظه احتراق رمجت سوخت جامد بر پایه HTPB و ذرات بور مناسب است.

مدل نرخ محدود به دلیل نادیده گرفتن اثرات آشفستگی جریان و میزان اختلاط سوخت و هوا در محفظه احتراق، مشخصات احتراقی رمجت سوخت جامد را با خطای زیادی نسبت به مدل اتلاف گردابه‌ای پیش‌بینی می‌کند. این خطاها در دمای شعله، تولید و مصرف گونه‌ها مشاهده شد. با توجه به نتایج ترمودینامیکی و احتراقی، دو وضعیت $K-\varepsilon$ /Eddy dissipation و $K-\omega$ / Eddy dissipation مطابقت خوبی را با نتایج CEA داشتند و در چند پارامتر وضعیت $K-\omega$ /Eddy dissipation نتایج بسیار خوبی را ارائه داد.

منابع

1. M. Sarbaz, A. Pishehvar and A. Jamali, "Transient ignition of solid fuel in the sudden expansion combustion chamber," *The 9th Iran Fuel and Combustion Conference, Shiraz, IRAN, February 8-10, 2022*, <https://civilica.com/doc/1452527>. [in Persian]
2. A. Mohammady, K. Mazaheri and Gh. Heydarinejad, "Numerical simulation of flow inside solid fuel ramjet combustor using a low Reynolds k-ε turbulence model.," *8th Fluid Dynamics Conference, Tabriz, IRAN, September 8-10, 2003*, <https://civilica.com/doc/30260>. [in Persian]
3. S. Herfat, M. Mahmoodi and J. Pirkandi, "Simulation and optimization of solid fuel rocket-ramjet considering the effects of chemical reactions and turbulence.," *The 19th International Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, IRAN, May 18-20, 2021*, <https://civilica.com/doc/1362404>.
4. J. veisy, "Simulation of internal ballistics of the A hybrid-propellant rocket engine with the investigation of the thrust force changing process," M.Sc. dissertation, Aero. Eng., Khajeh Nasir al-Din Toosi Univ., Tehran, 2013. <https://ganj.irandoc.ac.ir/#/articles/bf413687e0900d8d00c57dcd96492659>
5. H. Kadosh and B. Natan, "Internal Ballistics of a Boron-Containing Solid Fuel Ramjet," *Combustion Science and Technology*, vol. 193, no. 15, pp. 2672-2691, 2021.
6. S. Krishnan and P. George, "Solid fuel ramjet combustor design", *Progress in aerospace sciences*, vol. 34, pp. 219-256, 1998.
7. B. Natan and A. Gany, "Ignition and combustion of boron particles in the flowfield of a solid fuel ramjet," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 7, no. 1, pp. 37-43, 1991.
8. K. McCreedy and H. Keskkula, "Effect of thermal crosslinking on decomposition of polybutadiene," *Polymer*, vol. 20, no. 9, pp. 1155-1159, 1979.
9. M. J. Chiaverini, Regression rate and pyrolysis behavior of HTPB-based solid fuels in a hybrid rocket motor. The Pennsylvania State University, 1997.
10. V. Sankaran, "Computational fluid dynamics modeling of hybrid rocket flowfields," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, vol. 218, p. 323, 2007.
11. Fluent 6.3 User's Guide, *Fluent Inc*, 2006.
12. B. F. Magnussen and B. H. Hjertager, "On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion," *Symp. Combust*, 16, 1977, pp. 719-29.
13. B. E. Launder and N. Shima, "Second-moment closure for the near-wall sublayer-development and application," *AIAA journal*, vol. 27, no. 10, pp. 1319-1325, 1989.
14. F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598-1605, 1994.

English Abstract

Numerical investigation of the effect of combustion and turbulence models in estimating the combustion characteristics of a fuel-rich propellant -case study: ramjet

Abolfazl Yazdani¹, Ali Akbar Jamali^{2*}

1- Department of Engineering, Imam Hussein University, Tehran, Iran, abolfazlyazdani4@gmail.com

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

*Corresponding author

(Received: 2022/06/25, Received in revised form: 2022/09/05, Accepted: 2022/10/10)

The variety of multiple physical phenomena in the combustion chamber like chemical kinetics, heat transfer (convection and radiation), multiple phases, and thermal decomposition in the absence of oxygen (pyrolysis) related to solid fuel with the accumulation of particles and the liquid film are combustion challenges in the air-breathing combustion systems (ramjet). Understanding the physical and chemical processes involved in combustion is required to predict the physical procedures governing fluid flow, combustion initiation, regression rate, heat release rate, flame, and concentration of species generated during combustion. According to simultaneously solving the combustion and turbulence models, applying the numerical methods in analyzing the governing equations leads to some results, including the effect of variables, performance characteristics, combustion properties, and finally, access to fuel-rich propulsion combustion efficiency in solid fuel ramjet systems. The chemical reactions in the combustor, pyrolysis of Hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB), and the combustion of the pyrolysis products are investigated based on the reduced kinetic mechanisms. Then, by eddy dissipation and finite-rate chemistry models accompanied by K- ϵ standard and K- ω -SST models in the modeling of solid fuel ramjet combustor, the simulation results are compared with CEA data to identify the best models for accurate combustion prediction. The results showed that the finite-rate model predicts the combustion characteristics of the solid fuel ramjet with much error compared to the eddy dissipation model due to ignoring the effects of flow turbulence and the amount of fuel and air mixing in the combustion chamber. According to the thermodynamic and combustion results, the K- ω /eddy dissipation case was in good agreement with CEA results.

Keywords: Solid fuel ramjet, Combustor, Thermal decomposition, Eddy dissipation model, Finite rate model