

## بررسی عددی تأثیر ترکیب گرین سوخت در محفظه احتراق رمجت روی زمان تأخیر در اشتعال و سرعت پسروی سوخت جامد

مرتضی سرباز کرج آباد<sup>۱</sup>، علی اکبر جمالی<sup>۲\*</sup>

۱- کارشناسی ارشد، مهندسی شیمی، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، تهران، morteza.sarbaz1998@gmail.com

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

\* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۷/۰۳، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۲/۰۹/۲۵، پذیرش: ۱۴۰۲/۱۰/۰۳)

**چکیده:** کار حاضر به مطالعه‌ی تأثیر ترکیب گرین سوخت در محفظه احتراق رمجت روی زمان تأخیر در اشتعال و سرعت پسروی گرین سوخت جامد پلیمری پرداخته است. یک بررسی عددی از شرایط آغازین اشتعال و تثبیت احتراق در سامانه هواتنفسی رمجت بر پایه پیشرانه غنی از سوخت انجام شده است. طرح با میله، شامل دو آرایش سوخت جامد است که طرح رمجت کلاسیک را حفظ کرده است. به موجب احتراق محصول پیرولیز سوخت جامد؛ شبیه‌سازی ناپایا، متلاطم، واکنش‌پذیر و حل هم‌زمان مدل احتراقی و آشفستگی، معادلات حاکم زمینه‌ساز به منظور مطالعه تأثیر متغیرهای مستقل روی مشخصه‌های عملکردی و ویژگی‌های احتراقی در نظر گرفته شده است. با تمرکز بر واکنش‌های شیمیایی در محفظه احتراق سوخت پلیمری اتیلن سنگین و وقوع فرآیند اشتعال و احتراق؛ زمان تأخیر در اشتعال شامل اختلاط، تجزیه حرارتی و واکنش تخمین زده شد. نتایج شبیه‌سازی با داده‌های تجربی مقایسه و مدل انتخابی مطابقت خوبی داشت. زمان تأخیر در اشتعال برای هندسه با میله ۰/۲۸ ثانیه، برای هندسه کلاسیک ۰/۴۳ ثانیه بدست آمد. طرح با میله نرخ پسروی گرین سوخت جامد را افزایش داده است.

**کلیدواژگان:** زمان تأخیر در اشتعال، رمجت سوخت جامد، پلی اتیلن سنگین، ترکیب گرین سوخت، محفظه احتراق

### مقدمه

موتور رمجت سوخت جامد بر پایه پیشرانه‌های غنی از سوخت، حاصل ایده‌ای جالب برای افزایش برد موتورهای موشکی به همراه حفظ سادگی است، در اعداد ماخ ۲-۴، رمجت بسیار کارآمد است و نسبت به سایر موتورها برتری دارد: (شکل ۱). این سوخت همچنین ممکن است از افزودنی‌های پرنانژی مانند ذرات فلزی برای به حداکثر رساندن عملکرد در طول مأموریت‌های با حجم محدود استفاده کند. از آنجا که موتورهای رمجت سوخت جامد، از هوای محیط در ماخ‌های بالا بهره برده و در شرایط مافوق صوت کار می‌کند؛ اغلب تحلیل جریان واکنشی به‌ویژه در مراحل آغازین در محفظه احتراق بسیار پیچیده و دشوار است. این پدیده باعث می‌شود که شکل‌گیری و تحلیل فرآیند اشتعال برای طراحان موتورهای هواتنفسی چالش‌برانگیز باشد. موقعیت‌ها و پارامترهای متعددی از جمله نوع و عملکرد به موقع جرقه زن، شرایط اشتعال‌پذیری سوخت جامد، هندسه محفظه احتراق و مجموعه شرایط عملیاتی بر فرآیند اشتعال تأثیر می‌گذارد.

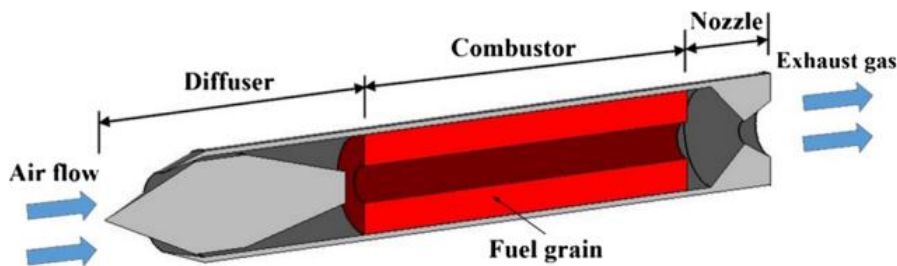


Figure 1- Schematic of a solid fuel ramjet [1].  
شکل ۱- شماتیک رم جت سوخت جامد [۱].

مواد پلیمری جامد به عنوان سوخت در رمجت‌های سوخت جامد استفاده می‌شود. رمجت اساساً دارای یک محفظه احتراق جانبی است و مزایایی مانند ضمنی بودن، هزینه چرخه عمر پایین‌تر و ایمپالس ویژه بالا را ارائه می‌دهد. اگرچه هندسه نسبتاً ساده‌ای دارد، میدان جریان در داخل محفظه احتراق به دلیل جریان چرخشی آشفته در ناحیه نگهدارنده شعله، نسبتاً پیچیده است. تعدادی از محققین شبیه‌سازی محفظه احتراق رمجت را انجام داده‌اند، با این حال همه آنها میدان جریان حالت پایدار را پس از اشتعال مطالعه کردند [۱-۶]. ویژگی‌های اشتعال سوخت، که بر عملکرد موتور تأثیر دارد، یک موضوع تحقیقاتی مهم در زمینه رمجت‌های سوخت جامد است. زمان تأخیر در اشتعال مهمترین مشخصه در فرآیند اشتعال با سوخت جامد است. تأخیر در اشتعال را می‌توان به عنوان مرحله از شروع محرک خارجی تا رسیدن به اشتعال پایدار بیان کرد. به طور کلی، سه بازه زمانی، زمان پیرولیز، زمان اختلاط و زمان واکنش، تأخیر در اشتعال را کنترل می‌کنند. در بررسی اشتعال، تأخیر در اشتعال یکی از مهمترین پارامترها است. با این وجود، لحظه اشتعال پایدار به راحتی قابل تشخیص نیست. در برخی از مطالعات، بدلیل ناچیز بودن زمان واکنش و اختلاط، زمان تأخیر در اشتعال را برابر با زمان پیرولیز در نظر می‌گیرند [۷، ۸].

یانگ و همکاران [۹] تحقیقاتی را در مورد خود اشتعالی یک سوخت جامد توسط گاز داغ انجام دادند. در مطالعه آنها، سوخت جامد پلی متیل متاکریلات<sup>۱</sup> (PMMA) در یک محفظه احتراق مرحله‌ای و در معرض گاز داغ با دمای ۸۵۰ درجه سلسیوس قرار گرفت. تأخیر در اشتعال اندازه‌گیری شده بیش از ۵۰ ثانیه بود. با این حال، تحقیقات آنها بر روی مشاهده شعله روی سوخت متمرکز بود و آنها در مورد کاهش تأخیر در اشتعال بحث نکردند. در مطالعه دیگری کاشیواگی [۱۰]، آزمایش اشتعال با استفاده از یک لوله شوک با دمای بیش از ۱۵۰۰ درجه سلسیوس انجام شد و تأخیر در اشتعال در مقیاس میلی ثانیه اندازه‌گیری شد. تانگادورای و همکاران [۱۱، ۱۲]. تجزیه و تحلیل میدان جریان از دیفیوزر رمجت را برای اعداد مختلف ماخ در محدوده ۲-۳ انجام داد. آنها گزارش کردند که عدد ماخ بحرانی یک هندسه مخروطی با نیم زاویه مخروطی ۲۱/۸ درجه نزدیک به ۲/۵ است. تحقیقات در مورد تأخیر در اشتعال سوخت جامد نشان داده است که دمای ایستایی هوای گرم شده از طریق فشرده کننده (دیفیوزر) که با عدد ماخ پرواز تعیین می‌شود، تأثیر زیادی بر تأخیر در اشتعال سوخت جامد دارد.

نیوکا و همکاران [۱۳] به طور تجربی اشتعال سوخت جامد را در یک جریان نقطه راکد داغ مورد مطالعه قرار داد. نتایج آنها نشان داده است که محدوده سرعت پایین‌تر مربوط به ناحیه کنترل شده با انتشار است که در آن زمان تأخیر در اشتعال تقریباً زمان پیرولیز است و با افزایش سرعت جریان کاهش می‌یابد. در سرعت‌های بالا، اشتعال با واکنش کنترل می‌شود و حتی اگر پیرولیز کامل شود، نمی‌تواند به سرعت رخ دهد. آنها همچنین دریافته‌اند که برای موارد کنترل شده با انتشار، دمای جریان خارجی و کسر اکسیژن هیچ تأثیری بر تأخیر اشتعال ندارند. یانگ و همکاران [۱۴] به طور تجربی پیرولیز و اشتعال خودکار همرفتی PMMA را در هندسه پله‌ای با استفاده از هوای گرم ورودی مورد مطالعه قرار داد. نتایج آنها نشان می‌دهد که محتوای اکسیژن تأثیر معنی‌داری بر نرخ پسرفت سوخت ندارد. با این حال دمای جریان ورودی، شار جرمی و ارتفاع پله مستقیماً بر نرخ

1. polymethyl methacrylate

پسرفت تأثیر می‌گذارند. حداکثر نرخ پسرفت کمی در بالادست نقطه اتصال مجدد رخ می‌دهد. آنها همچنین نشان داده‌اند که وقتی جریان ورودی حاوی اکسیژن با غلظت کم باشد، اشتعال با واکنش کنترل می‌شود، شعله در ناحیه چرخش مجدد مشتعل می‌شود و تأخیر اشتعال با افزایش سرعت جریان افزایش می‌یابد، اما در غلظت اکسیژن زیاد، هسته‌های اولیه شعله در نزدیکی نقطه اتصال مجدد تشکیل می‌شوند و تأخیر اشتعال با افزایش دما و سرعت جریان ورودی کاهش می‌یابد. آنها از این شرایط اشتعال به عنوان اشتعال کنترل شده با انتشار یاد می‌کنند.

در یک مطالعه پژوهشی، پسروری گذرای گرین در یک جریان اکسید کننده 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 وجود دارد. نفوذ گردابه‌های کوچک/ بزرگ به ترتیب در رژیم‌های قبل و بعد از اشتعال آشکار می‌شوند. 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 می‌کند [۱۵].

هدف از این مقاله، مدل‌سازی محفظه احتراق رم‌جت سوخت جامد به منظور پیش‌بینی عملکرد پیش‌رانه‌های غنی از سوخت بر پایه پلی اتیلن سنگین و توسعه شبیه‌سازی عددی به موجب حل هم‌زمان مدل‌های سینتیکی با مدل آشفستگی ( $k - \omega$ ) است. همچنین، بررسی مدل و شبیه‌سازی محفظه احتراق موتور رم‌جت سوخت جامد و ارزیابی نتایج حاصل از تحلیل‌های عددی با تمرکز بر زمان تأخیر در اشتعال با در نظر گرفتن ترکیب گرین‌های استوانه‌ای برونسوز - درونسوز (میله - پوسته) و تأثیر آن روی زمان تأخیر در اشتعال پیش‌رانه جامد غنی از سوخت سامانه‌های هوا تنفسی رم‌جتی بر پایه پلی اتیلن سنگین مورد بررسی قرار گرفته و اعتبارسنجی‌های لازم و مرتبط صورت گرفته است.

## مدل‌سازی مسئله

پیچیدگی پدیده‌هایی که در محفظه احتراق رخ می‌دهد و هم‌افزایی آنها سبب می‌شود که تنها بتوان با بهره‌گیری از اندازه‌گیری‌های تجربی پدیده تأخیر در اشتعال از چگونگی وقوع پدیده‌های مذکور اطلاع یافت. به عبارت دیگر اندازه‌گیری زمان تأخیر در اشتعال از این جهت اهمیت پیدا خواهد کرد که استخراج آن با روش‌های تئوری و یا حتی شبیه‌سازی‌های عددی فعلی امکان‌پذیر نخواهد بود و یا جواب دقیقی نخواهد داد. شبیه‌سازی‌ها به منظور تخمین اولیه و استخراج مفاهیم اصلی می‌توانند مفید باشند. در واقع به خاطر هزینه و زمان‌بر بودن آزمایش‌های تجربی، ابتدا باید با روش‌های عددی در حد طراحی یک دید کلی از زمان تأخیر در اشتعال داشت و یک پیش‌بینی انجام داد. در کار حاضر از مرجع [۱۶] برای مدل‌سازی مطالعه حاضر استفاده شده است. شکل ۲ شماتیک هندسه‌های حالت‌های کلاسیک و با میلۀ موتور سوخت جامد جهت بررسی‌های مرتبط با زمان تأخیر در اشتعال نمایش داده شده است. بدین منظور ابتدا مدل‌سازی و شبیه‌سازی محفظه احتراق موتور رم‌جت سوخت جامد برای این دو حالت طبق فعالیت تجربی فوق صورت گرفت. طراحی کلاسیک موتور رم‌جت در شکل ۲ (الف) ارائه شده است که در آن جریان اکسید کننده مرکزی از ورودی به دهانه خروجی بدون کمک به روند احتراق است. در طراحی با میلۀ، با این وجود سادگی طرح کلی همانطور که در شکل ۲ (ب) نشان داده شده است، منطقه اکسید کننده مرکزی توسط یک سوخت جامد جدید اشغال می‌شود. سوخت جامد تازه اضافه شده به شکل میلۀ‌ای با سطح مقطع دایره‌ای شکل است.

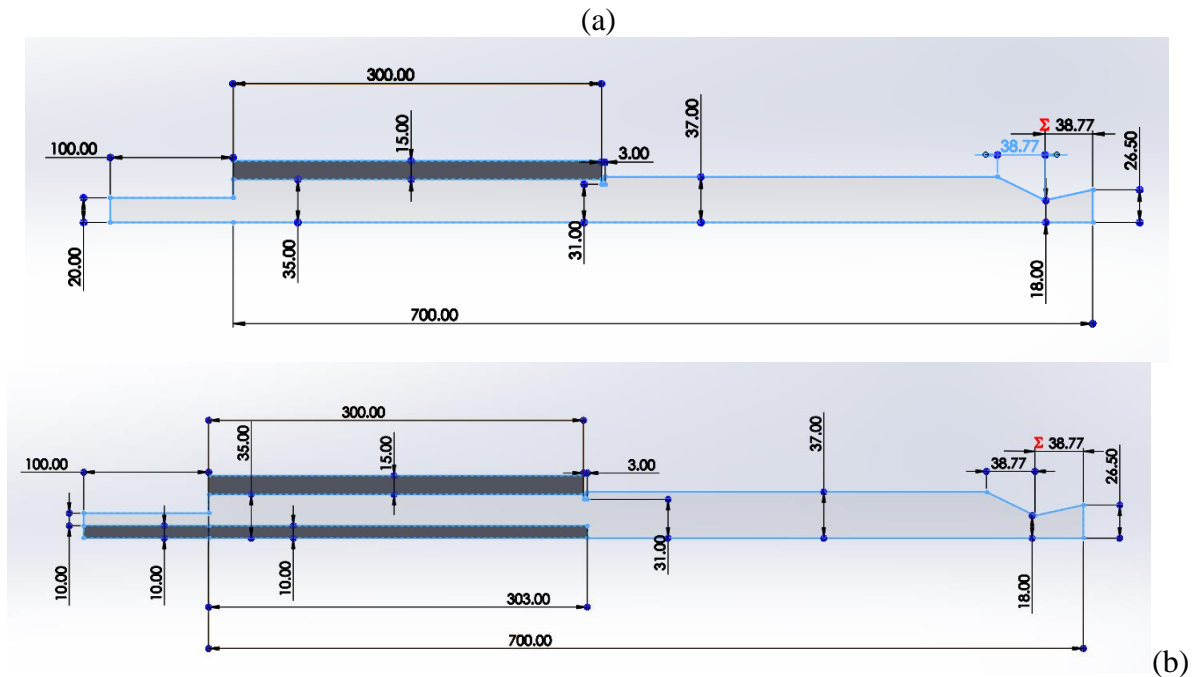


Figure 2- Combustion chamber geometry and dimensions (a) classic and (b) with rod, solid fuel ramjet engine.

شکل ۲- هندسه و ابعاد محفظه احتراق (الف) کلاسیک و (ب) با میله، موتور رم جت سوخت جامد.

## معادلات حاکم

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 مورد نظر باشند. از این‌رو، همواره قبل از انجام یک شبیه‌سازی عددی، باید ماهیت فیزیک مسئله مورد نظر 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، مومنتم و انرژی بیان می‌شوند. حل معادلات پیوستگی و مومنتم، 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 مورد نظر، مخلوطی از چند جزء شیمیایی باشد که در حین جریان با یکدیگر واکنش می‌دهند، معادله اجزاء شیمیایی تعریف می‌شود.

### معادلات متوسط رینولدز ناویر- استوکس<sup>۱</sup>

میدان جریان در نظر گرفته‌شده اساساً سه‌بعدی است که برای آن همه مؤلفه‌های سرعت و تنش رینولدز با توجه به شرایط ساده‌سازی تقارن گنجانده شده‌اند، درحالی‌که جریان همچنان تقارن زاویه‌ای است ( $\partial/\partial\theta = 0$ ). بنابراین، معادلات ۳ بعدی متوسط رینولدز ناویر- استوکس با شرایط تقارن زاویه‌ای به شکل انتگرال که بیانگر بقای جرم، مومنتوم، انرژی و معادلات گونه است، می‌تواند به صورت زیر نوشته شود [۱۷-۱۹]:

<sup>1</sup>. Reynolds-average Navier-Stokes

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

که در آن بردار نرمال واحد در جهت بیرونی سطح مرزی  $s$  است،  $t$  زمان،  $\varepsilon=0$  برای جریان صفحه دوبعدی، 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 صورت زیر می‌آیند:

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

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

$$H_v = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + \omega\tau_{y\theta} + q_y \\ \rho D_i \frac{\partial c_i}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (3)$$

و همچنین داریم:

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

$$\tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} = 2\mu \left( \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{v}{y} \right), \tau_{x\theta} = \mu \left( \frac{\partial \omega}{\partial x} \right), \tau_{y\theta} = \mu \left( \frac{\partial \omega}{\partial y} - \frac{\omega}{y} \right), \quad (4)$$

$$q_x = k \frac{\partial T}{\partial x} + \rho \sum_{i=1}^N D_i h_i \frac{\partial c_i}{\partial x}, q_y = k \frac{\partial T}{\partial y} + \rho \sum_{i=1}^N D_i h_i \frac{\partial c_i}{\partial y}, i = 1 \rightarrow N \quad (5)$$

جایی که  $q, T, u, v, \omega, E$  و  $\rho$  به ترتیب فشار، دما، سرعت محوری، سرعت شعاعی، سرعت مماسی، انرژی کل در واحد جرم و چگالی کل را نشان می‌دهند.  $s_{\rho}, s_{\rho v}, s_{\rho u}, s_{\rho w}, s_{\rho E}, s_{\rho i}$  ترم‌های ویژه‌ای هستند که به ترتیب در اثر تجزیه در اثر سوخت جامد و واکنش شیمیایی در سلول اول در دامنه سیال به ترتیب با سوخت جامد، انرژی، حرکت و اصطلاحات منبع جرم وجود دارد.  $\tau$  تنش برشی است،  $N$  تعداد گونه‌ها است،  $k$  ضریب هدایت حرارتی گازها است که برابر است با مجموع آن در حالت آرام ( $k_i$ ) و حالت آشفته  $Pr_i, k_i = C_p (\mu_i / Pr_i)$  عدد پرانتل در حالت آشفته است  $\omega_i$  میزان تولید جز  $i$  به دلیل واکنش‌های شیمیایی است، و  $\mu$  ویسکوزیته موثر کل است که برابر با مجموع ویسکوزیته در حالت آرام ( $\mu_i$ ) و آشفته ( $\mu_i$ ) است. ویسکوزیته لایه‌ای از مخلوط با استفاده از فرمول زیر محاسبه می‌شود [۱۷-۱۹]:

$$\mu_i = \sum_{i=1}^N \frac{X_i \mu_{ii}}{\phi_i}, \phi_i = \sum_{j=1}^N \frac{A}{B}, A = X_j \left[ 1 + \sqrt{\frac{\mu_{ii}}{\mu_{jj}}} \left( \frac{M_i}{M_j} \right)^{1/4} \right]^2, B = \sqrt{8 \left( 1 + \frac{M_i}{M_j} \right)} \quad (6)$$

که در آن  $X_i$  و  $M_i, \mu_{ii}$  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.

$$\rho D_i = \frac{1 - X_i}{1 - c_i} \left( \frac{\mu_i}{S_c} + \frac{\mu_i}{S_{ct}} \right) \quad (7)$$

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 ۸ تعیین می‌شود و سپس برای محاسبه دما با استفاده از روش تکرار نیوتن استفاده می‌شود.

$$\rho E - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + \omega^2) = \sum_{i=1}^N \rho_i \left( \int_{298}^T C_{pi} dT + h_i^{298} \right) - R_u T \sum_{i=1}^N \frac{\rho_i}{M_i} \quad (8)$$

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:

$$C_{pi} = (a_{1i} + a_{2i}T + a_{3i}T^2 + a_{4i}T^3 + a_{5i}T^4) R_u \quad (9)$$

ضرایب ( $a_{ji}, j=1, \dots, 5$ ) از بسته سینتیک شیمیایی بدست می‌آید و  $R_u$  ثابت گاز جهانی است. برای گازهای گرمایی کامل، معادله حالت به صورت زیر بدست می‌آید [۱۷-۱۹]:

$$P = \sum_{i=1}^N R_u T \left( \frac{\rho_i}{M_i} \right) \quad (10)$$

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.

## 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 رابطه (۱۱) انجام می‌شود.

$$\sum_{i=1}^N v'_{ik} X_i \rightleftharpoons \sum_{i=1}^N v''_{ik} X_i, \quad k=1, \dots, I \quad (11)$$

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

$$\dot{\omega}_i = M_i \sum_{k=1}^I (v''_{ik} - v'_{ik}) [R_f - R_b]$$

$$R_f = \dot{r}_{fk} \prod_{i=1}^N \left( \frac{\rho_i}{M_i} \right)^{v'_{ik}} \cdot \left( \sum_{j=1}^N \frac{\rho_j}{M_j} C_j \right)^{L_M}, \quad R_b = \dot{r}_{bk} \prod_{i=1}^N \left( \frac{\rho_i}{M_i} \right)^{v''_{ik}} \cdot \left( \sum_{j=1}^N \frac{\rho_j}{M_j} C_j \right)^{L_M} \quad (12)$$

جایی که  $\dot{r}_{bk}$  و  $\dot{r}_{fk}$  به ترتیب ثابت‌های نرخ واکنش روبه‌جلو و برگشتی برای هر واکنش هستند. رابطه آرنیوس (معادله ۱۳) برای تعیین ثابت‌های سرعت واکنش استفاده می‌شود.

$$\dot{r}_k = A_k T_w^{n_k} \exp \left[ - (E_a)_k / R_u T_w \right] \quad (13)$$

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:

$$\dot{m}_p = \rho_{sol} \dot{r}_p = \rho_{sol} A_{sol} \exp \left[ - (E_a)_{sol} / R_u T_w \right] \quad (14)$$

زیرنویس sol نشان‌دهنده سوخت جامد است و مشخصات پلی‌اتیلن سنگین به شرح زیر است: رنگ سفید، دانسیته  $940 \text{ kg/m}^3$ ، هدایت حرارتی  $(0.38 \text{ W/(m.K)})$ ،  $A_{sol} = 8750 \text{ m/s}$ ،  $E_a = 130 \text{ KJ/mol}$ . میزان پیرولیز پلی‌اتیلن سنگین به دلیل انتقال حرارت از حوزه سیال به سطح جامد قبل از احتراق (مرحله گازی شدن) و در حین احتراق به‌عنوان یک اصطلاح منبع تأثیرگذار بر معادلات بقایی دامنه سیال مورد بررسی قرار می‌گیرد. سنتیک واکنش‌های شیمیایی فاز گاز پلی‌اتیلن سنگین در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- سینتیک واکنش‌های شیمیایی پلی‌اتیلن سنگین [۱۶].

Table 1- Kinetics of high density polyethylene chemical reactions [16].

Chemical Reaction	Arrhenius relationship projection coefficient ( $\text{cm}^3/\text{mol.s}$ )	n	Activation energy (J/mol)
$\text{C}_2\text{H}_4 + \text{O}_2 \rightarrow 2\text{CO} + 2\text{H}_2$	$2.10 \times 10^{14}$	0	149799.2
$2\text{CO} + \text{O}_2 \rightarrow 2\text{CO}_2$	$3.48 \times 10^{11}$	2	84261.5
$2\text{H}_2 + \text{O}_2 \rightarrow 2\text{H}_2\text{O}$	$3.00 \times 10^{20}$	-1	0

تأثیرپذیری متغیرهای وابسته میدان جریان نظیر نرخ پسرفت گرین سوخت جامد، شکل‌گیری محصول پیرولیز و سپس حجم محصولات گازی احتراق و همچنین کمیت دمای گاز در سطح سوخت بر مبنای محاسبات گوناگونی شکل می‌گیرد. بکارگیری ۱- معادلات تجربی تعیین نرخ پسروری بر پایه دما، دبی و فلاکس هوای ورودی ۲- سینتیک‌های کلی و شبه‌کلی ۳- واکنش‌های کاهش‌یافته متمرکز بر محصول پیرولیز مشتمل بر مدل‌های شیمی دو مرحله‌ای، چهار مرحله‌ای و شش مرحله‌ای

برای سوخت پلیمری HTPB و تشکیل الیگومرهای بوتادین (BDO) به عنوان مدل‌های کلی احتراق برای نشان دادن مشخصات احتراقی محصولات گازی استفاده و سودمندند. در کار حاضر با نگرارش یک کد توسعه یافته (تابع تعریف شده کاربر) بر مبنای سینتیک شبه آرنیوسی، اجزاء و مؤلفه‌های زمانی مربوط به محاسبه تأخیر در اشتعال بدست می‌آید. علی‌رغم بیان سینتیک‌های کلی و شبه‌کلی، سایر مدل‌های ناظر بر تعیین نرخ تولید محصولات پیرولیز و احتراق پیش گفته سابقاً در یک کار عددی مستقل توسط نگارنده و همکاران [۲۰] ارائه شده است.

### مدل آشفستگی انتقال تنش برشی (k- $\omega$ -SST)

مدل انتقال تنش برشی (SST) توسط منتر<sup>۱</sup> توسعه یافت تا به صورت موثری فرمول دقیق و نیرومند مدل k- $\omega$  در نزدیکی ناحیه دیوار، با جریان آزاد مستقل مدل k- $\omega$  در میدان دور از دیوار را باهم ترکیب کند. مدل SST آقای منتر ترکیبی از عناصر مطلوب موجود در مدل‌های دو معادله ای k- $\omega$  و k- $\epsilon$  است. یکی از ویژگی‌های عمده این مدل محدودیت در رشد لزجت گردابی در جریان‌هایی با تغییر شکل سریع می‌باشند. مدل انتقال تنش برشی (SST)، لزجت گردابی را اصلاح می‌کند. این اصلاح، که شبیه به ایده اصلی مدل جانسون-کینگ<sup>۲</sup> است، پیش‌بینی جریان‌هایی با گرادیان فشار معکوس قوی و جداسازی را بهبود می‌بخشد.

برای مخلوط کردن مدل k- $\omega$  و مدل k- $\epsilon$ ، مدل k- $\omega$  به فرمول k- $\omega$  تبدیل می‌شود. تفاوت بین این فرمول و مدل اصلی  $\omega$ -k این است که ترم انتشار عرضی اضافی در معادله  $\omega$  ظاهر می‌شود و اینکه ثابت‌های مدل متفاوت می‌باشند. برخی از پارامترهای ظاهر شده در مدل k- $\omega$  با تابع  $F_1$  و برخی از پارامترهای مدل تبدیل شده k- $\epsilon$  با تابع  $(1 - F_1)$  ضرب می‌شوند و معادلات متناظر هر یک از مدل‌ها باهم جمع می‌شوند. تابع  $F_1$  در منطقه نزدیک به دیوار مقدار واحد (فعالیت مدل اصلی) و دور از دیوار صفر در نظر گرفته شده است.

همچنین مدل SST تابع لزجت گردابی آشفته را به منظور بهبود پیش‌بینی جریان‌های جداسازی اصلاح می‌کند. در مدل SST، عبارت لزجت گردابی به صورت زیر تغییر می‌کند:

$$v_T = \frac{\alpha_1 k}{\max(\alpha_1 \omega, SF_2)} \quad (15)$$

که در آن  $\alpha_1 = 0.31$  و  $S = \sqrt{2S_{ij}S_{ji}}$  است. تابع  $F_2$  به عنوان یک تابع به صورت فاصله از دیوار،  $y$  تعریف است:

$$F_2 = \tanh(\phi_2^2) \quad (16)$$

$$\phi_2 = \max\left(2 \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}; \frac{500v}{y^2\omega}\right) \quad (17)$$

دو معادله انتقال مدل با تابع ترکیب  $F_2$  به صورت زیر تعریف می‌شوند:  
انرژی جنبشی آشفستگی:

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (v + \sigma_k v_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \beta^* \omega k \quad (18)$$

نرخ اتلاف:

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (v + \sigma_\omega v_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - \beta \omega^2 + D_\omega \quad (19)$$

پارامترهای موجود در معادلات:

$$G_k = \min\left(\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}, 10\beta^* \omega k\right) \quad (20)$$

<sup>1</sup> Menter

<sup>2</sup> Johnson-King



$$G_{\omega} = \frac{\alpha}{\rho v_T} G_k \quad (21)$$

$$D_{\omega} = 2(1 - F_1)\sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (22)$$

ترم آخر در معادله (۱۹) نشان دهنده ترم انتشار عرضی ( $D_{\omega}$ ) است. تابع  $F_1$  برای ترکیب ضرایب مدل برای مدل اصلی  $k - \omega$  در مناطق لایه مرزی با مدل تبدیل شده  $k - \varepsilon$  در لایه برشی و مناطق جریان آزاد طراحی شده است. مقدار این تابع در سطوح بدون لغزش واحد و بر روی بخش بزرگی از لایه مرزی نزدیک به واحد، در لبه لایه مرزی صفر است. تابع کمکی  $F_1$  به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (23)$$

$$\arg_1 = \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\nu}{y^2\omega} \right); \frac{4k}{\sigma_{\omega^2} D_{\omega}^+ y^2} \right] \quad (24)$$

که  $D_{\omega}^+$  قسمت مثبت ترم ترم انتشار عرضی معادله (۱۹) است:

$$D_{\omega}^+ = \max \left( 2 \frac{1}{\sigma_{\omega^2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-10} \right) \quad (25)$$

ضرایب مدل  $\beta, \gamma, \sigma_k$  و  $\sigma_{\omega}$ ، با علامت  $\phi$  مشخص می‌شوند که به وسیله ترکیب ضرایب مدل اصلی  $k - \omega$  با علامت  $\phi_1$ ، با مدل  $k - \varepsilon$  تبدیل شده با علامت  $\phi_2$ ، تعریف می‌شود:

$$\phi = F_1\phi_1 + (1 - F_1)\phi_2. \quad \phi = \{\sigma_{\omega}, \sigma_k, \gamma, \beta\} \quad (26)$$

$$\sigma_k = \frac{F_1}{\sigma_{k1}} + \frac{1 - F_1}{\sigma_{k2}}. \quad \sigma_{\omega} = \frac{F_1}{\sigma_{\omega1}} + \frac{1 - F_1}{\sigma_{\omega2}}. \quad \beta = F_1\beta_1 + (1 - F_1)\beta_2 \quad (27)$$

$$\alpha_1 = \frac{\beta_1}{\beta^*} - \frac{k^2}{\sigma_{\omega1}\sqrt{\beta^*}} = 0.553 \quad \alpha_1 = \frac{\beta_2}{\beta^*} - \frac{k^2}{\sigma_{\omega2}\sqrt{\beta^*}} = 0.44 \quad (28)$$

با ضرایب تعریف شده به صورت زیر:

$$\beta^* = 0.09. \quad k = 0.41 \quad (29)$$

ضرایب مدل درونی:

$$\sigma_{k1} = 1.176. \quad \sigma_{\omega1} = 2. \quad \beta_1 = 0.075 \quad (30)$$

## شرایط مرزی

برای حل عددی فرم گسسته معادلات دیفرانسیل پاره‌ای، تعیین شرایط مرزی و اولیه الزامی است. در شبیه‌سازی عددی جریان واکنشی نیز علاوه بر مطرح بودن بحث ریاضی معادلات، نوع و فیزیک جریان نیز در مرزهای محاسباتی به حل‌کننده معرفی شود. 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 استفاده شده با شرط مرزی است. در صورت انتخاب نامناسب شرط مرزی، نه تنها دقت شبیه‌سازی کاهش می‌یابد، بلکه در مواقعی نیز به‌جای اینکه موجب هم‌گرایی کند با واگرایی در روند حل می‌شود، شرایط مرزی، متغیرهای حرارتی و جریان سیال را روی مرزهای دامنه محاسباتی مشخص می‌کند. بنابراین تعیین شرایط مرزی یک موضوع حساس در شبیه‌سازی عددی جریان سیال بوده و تعریف مناسب آن از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است. هم‌چنین شبیه‌سازی حاضر در حالت ناپایا (گذرای) انجام شده است. بر مبنای هندسه دو بعدی و تقارن محوری گزارش شده است. جدول ۲ اشاره به شرایط میدان حل شبیه‌سازی دارد.

جدول ۲- مقادیر کمیت‌ها و شرایط مرزی و شرایط عملیاتی [۱۶]

Table 2- Values of quantities and boundary conditions and operating conditions [16]

Air mass flow (kg/s)	Fuel grain length (mm)	Outlet	wall	Inlet air pressure (MPa)	Inlet air temperature (°C)	solid-fluid interface
0.6	300	outlet pressure	adiabatic	1.7	267	Direct coupling in wall temperature by energy

### استقلال نتایج از شبکه‌بندی

یکی از بهترین راه معتبرسازی نتایج بدست آمده، استفاده از نرم‌افزار و مقایسه نتایج به کمک شبکه‌بندی‌های مختلف و رسیدن به نتایج یکسان بعد از انجام شبیه‌سازی است که نشان‌دهنده عدم وابستگی نتایج به اندازه شبکه است. بنابراین، یکی از راه‌های معتبرسازی نتایج بدست آمده، شبکه‌بندی مجدد حجم کنترل طراحی شده و اجرای شبیه‌سازی در حجم کنترل جدید است. بدین منظور شبکه‌بندی صورت گرفته جهت مستقل نمودن نتایج شبیه‌سازی از حجم کنترل طراحی شده ریزتر می‌شود و تا زمانی که نتایج شبیه‌سازی بر هم منطبق شوند، این رویه تا جایی ادامه خواهد داشت که به نوعی عدم وابستگی نتایج به اندازه شبکه و صحت نتایج شبیه‌سازی را تأیید نماید. به این بررسی استقلال نتایج از شبکه 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 بدست آمده تحت تأثیر کیفیت و حجم شبکه نمی‌باشد. پس از طراحی محفظه و شبیه‌سازی محفظه احتراق و رسیدن به جواب‌های یکسان، جهت اطمینان اندازه سلول محاسباتی شبکه ریزتر تعریف شد که نتایج مشابه موارد قبلی تکرار شد. بنابراین نتیجه گرفته شد که نتایج غیروابسته به شبکه هستند و یا در اصطلاح، به عدم وابستگی نتایج از شبکه رسیده است.

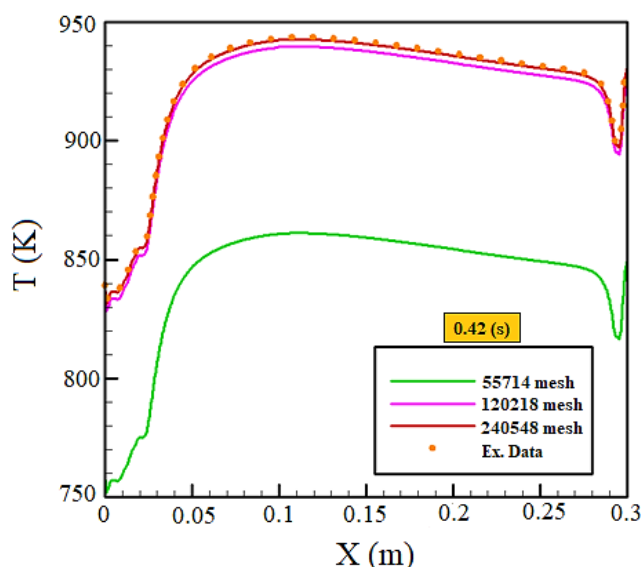


Figure 3- Graph of the independence of the results from the mesh; Temperature distribution in solid fuel ramjet combustion chamber

شکل ۳- نمودار استقلال نتایج از شبکه؛ توزیع دما محفظه احتراق رم‌جت سوخت جامد

جدول ۳- مراحل شبکه‌بندی محفظه احتراق رم‌جت سوخت جامد

Table 3- Meshing stages of solid fuel ramjet combustion chamber

No.	Average chamber temperature	The number of computational meshes	Simulation Time (Day)
1	850 (°K)	55714	23

2	930 (°K)	120218	26
3	940 (°K)	240548	38

در جدول ۳ نتایج شبکه‌بندی محفظه احتراق رم‌جت سوخت جامد با مقایسه دمای شبیه‌سازی آمده است. حالت منتخب پژوهش حاضر تعداد مش ۱۲۰۲۱۸ است. نمودار مقایسه توزیع دما محفظه احتراق در شبکه‌بندی مختلف جهت به نمایش گذاشتن استقلال نتایج از شبکه، در شکل ۳ ارائه شده است. مشاهده می‌شود که پس از مرحله دوم نتایج شبیه‌سازی توزیع دما بر هم منطبق شده است. با این تفاسیر، برای انجام شبیه‌سازی‌ها از تعداد مش ۱۲۰۲۱۸ به دلیل دقت مناسب و نزدیک بودن نتایج به شرایط تعداد شبکه ۲۴۰۵۴۸ سلول و همچنین صرفه‌جویی در زمان استفاده شده است.

### اعتبارسنجی

یکی از اقدامات مهم و اساسی در شبیه‌سازی فرآیندهای شیمیایی، معتبرسازی نتایج و مقایسه آنها با داده‌های تجربی است. بدین منظور می‌بایست مجموعه نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی عددی با داده‌های مرتبط تجربی مقایسه شوند. معتبرسازی، صحت و درستی نتایج مجموعه و شبیه‌سازی را با نتایج تجربی و آزمایشگاهی تأیید می‌نماید. بدلیل کمیابی داده‌ها و فقر اطلاعات قابل تحلیل با تمرکز بر زمان تأخیر در اشتعال در سامانه‌های رم‌جتی، مبنای معتبرسازی نتایج شبیه‌سازی عددی حاضر فعالیت تجربی [۱۶] است که مقایسات تطبیقی در این خصوص بعمل آمده است. شکل ۴ و ۵ مقایسه‌ای بین توزیع محوری دما برای طرح با میله در امتداد سطح لوله‌ای سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف در شبیه‌سازی انجام شده و مقاله مرجع [۱۶] را در زمان‌های مختلف نشان می‌دهند. مطابق این دو شکل نتایج شبیه‌سازی مقاله حاضر مطابقت خوبی با نتایج مقاله مرجع دارند.

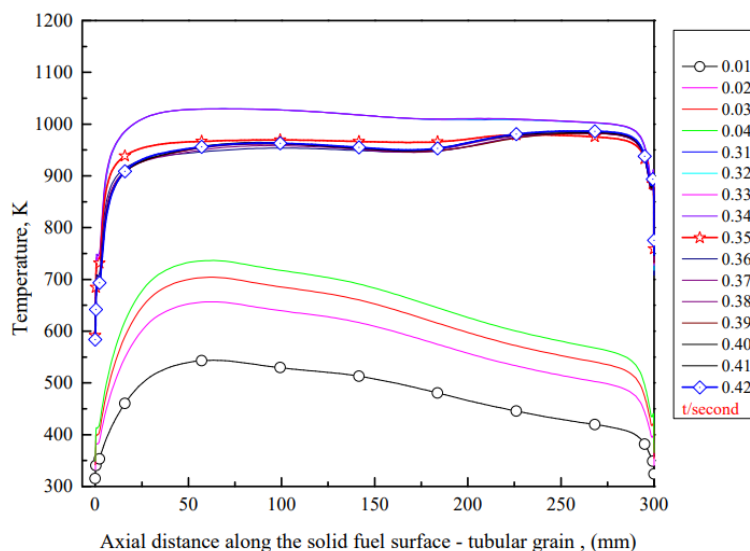


Figure 4 - Axial distribution of temperature for the design with a rod along the tubular surface of solid fuel at different time intervals in the reference article [16].

شکل ۴ - توزیع محوری دما برای طرح با میله در امتداد سطح لوله‌ای سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف در مقاله مرجع [۱۶]. همانطور که در شکل ۵ نشان داده شده است. در این شکل، دمای سطح گرین در بازه‌های زمانی مختلف در طول شبیه‌سازی عددی ارائه شده است. ابتدا سطح گرین گرم می‌شود و با گذشت زمان دمای آن به تدریج افزایش می‌یابد تا زمانی که به دمای گازی شدن پلی اتیلن سنگین برسد که در آن پلی اتیلن سنگین با یک منطقه باریک دمای اوج در نقطه اتصال

مجدد پیرولیز می‌شود. بنابراین، در این حالت، زمان قبل از اشتعال در ۰/۲۵ ثانیه به پایان می‌رسد که در آن نقطه احتراق آغاز می‌شود. در این حالت، پس از شروع اشتعال، گازهای داغ با هوای ورودی همچنان ادامه می‌یابند، پس از توقف گازهای گرم فقط هوای ورودی ادامه می‌یابد. این منطقه زمانی از ۰/۲ ثانیه شروع می‌شود. در این منطقه، غلظت اکسیژن و فرآیندهای دما ثابت هستند و غلظت اتیلن رفتار پایداری را نشان می‌دهد. در نتیجه توقف گازهای احتراق، احتراق در ۰/۴۱ ثانیه نوسان می‌کند و سپس احتراق پایدار با غلظت اکسیژن و درجه حرارت تقریباً ثابت مشاهده می‌شود. همین روند برای غلظت اتیلن مشاهده می‌شود. بر اساس این واقعیت که اگر احتراق پایدار روند احتراق را دنبال کند، اشتعال کامل است، این مورد پس از اشتعال احتراق پایدار را نشان می‌دهد و سپس اشتعال کامل می‌شود. پس از دستیابی به احتراق پایدار، حل کننده پس از چند ثانیه متوقف شد و این دوره زمانی با پایان دادن به گازهای اشتعال شروع می‌شود و در پایان شبیه‌سازی به پایان می‌رسد.

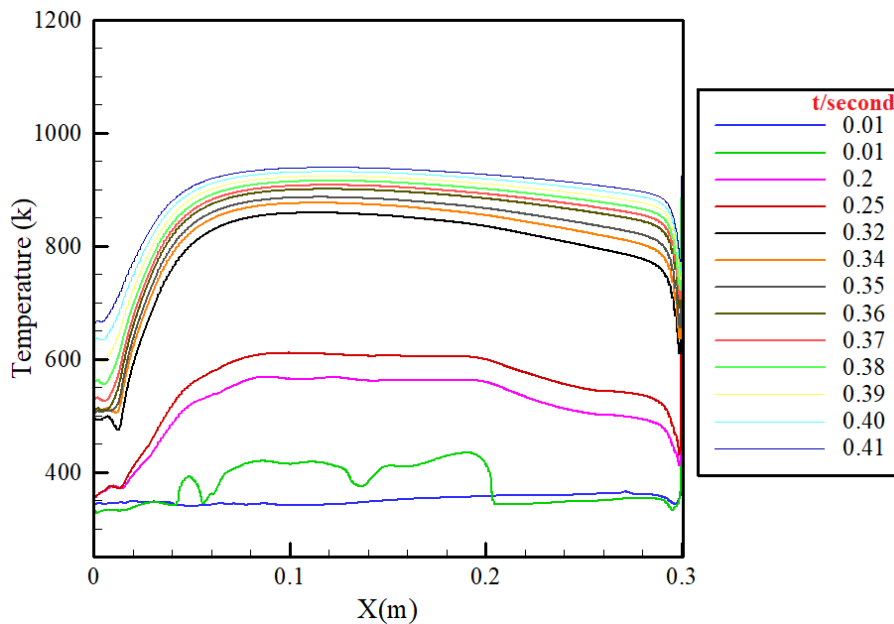


Figure 5- Axial distribution of temperature for the design with a rod along the tubular surface of solid fuel at different time intervals in the present simulation.

شکل ۵- توزیع محوری دما برای طرح با میله در امتداد سطح لوله‌ای سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف در شبیه‌سازی حاضر.

## بحث و نتایج

### زمان تأخیر در اشتعال

زمان تأخیر در اشتعال از زمان صرف شده برای گرم کردن که تجزیه حرارتی در غیاب اکسیژن (پیرولیز) صورت می‌گیرد و زمان صرف شده برای امتزاج مخلوط محصول پیرولیز و هوای ورودی و همینطور در نهایت رخداد فرآیندهای شیمی-احتراق شکل می‌گیرد. مجموع این سه بازه زمانی نشان‌دهنده زمان تأخیر در اشتعال است، به دلیل ناچیز بودن زمان مخلوط شدن دو فاز گازی هوا و محصولات پیرولیز و همچنین ناتوانی محاسباتی در نرم‌افزار به لحاظ دفعتی بودن پدیده اختلاط اغلب نادیده فرض می‌شود. در کار حاضر محاسبات روی مجموع هر دو زمان تأخیر گرمایش سوخت پلیمری (تجزیه حرارتی در غیاب اکسیژن) و واکنش احتراقی با طبیعت شعله نفوذی متمرکز شده است. با قبول این واقعیت که شرایط آغازین مرحله اشتعال مربوط به دو جزء واکنش‌دهنده (محصول پیرولیز) و اکسیدکننده متوقف به محاسبه میزان سوخت پیرولیز شده در محفظه

احتراق است، کمیت کسر جرمی و دمای واکنش دهنده برای تحلیل شرایط اشتعال و احتراق به ویژه در نزدیکی سطح سوخت جامد مورد نظر است. شکل ۶، کسر جرمی واکنش دهنده‌ها شامل اکسیژن و اتیلن گازی (محصول پیرولیز) برای طرح کلاسیک در سطح سوخت جامد را نشان می‌دهد. در اینجا، کل فرآیند احتراق به سه منطقه زمانی قبل از اشتعال، پس از اشتعال و زمان احتراق پایدار تقسیم می‌شود.

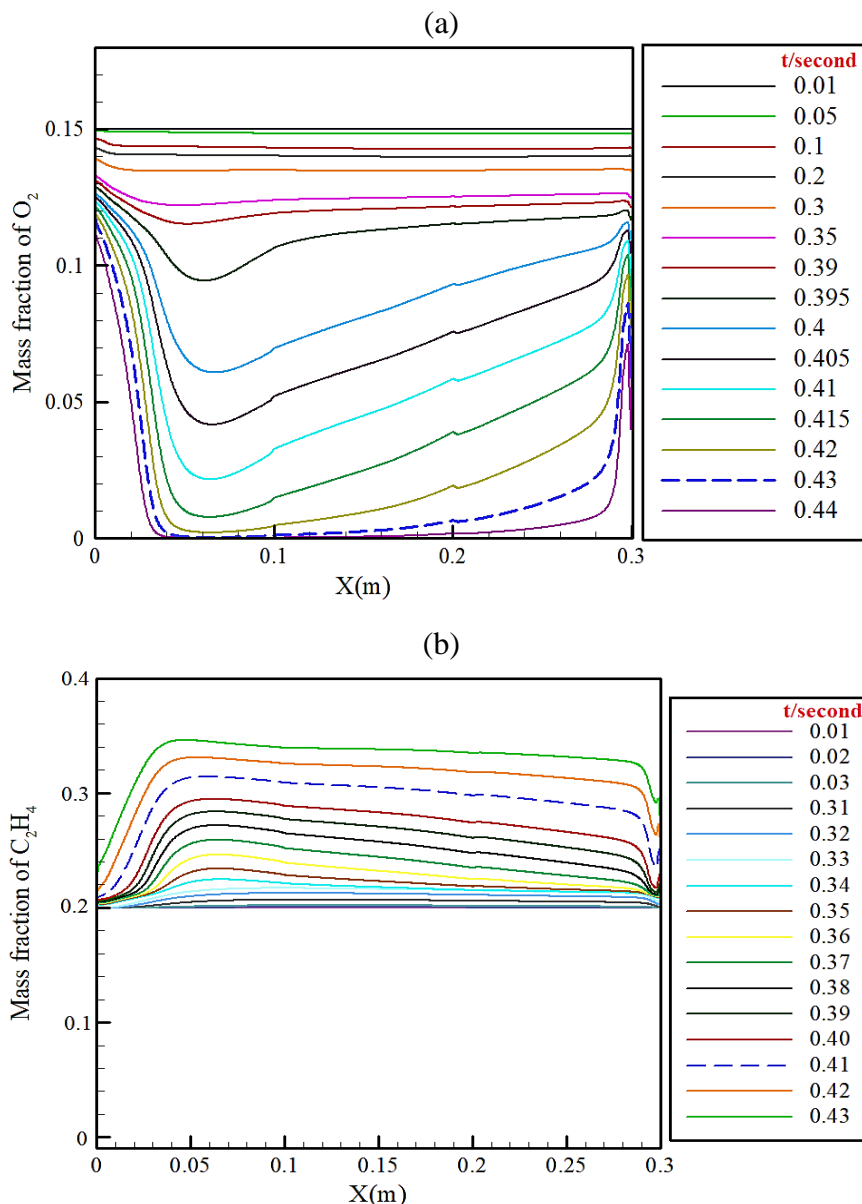


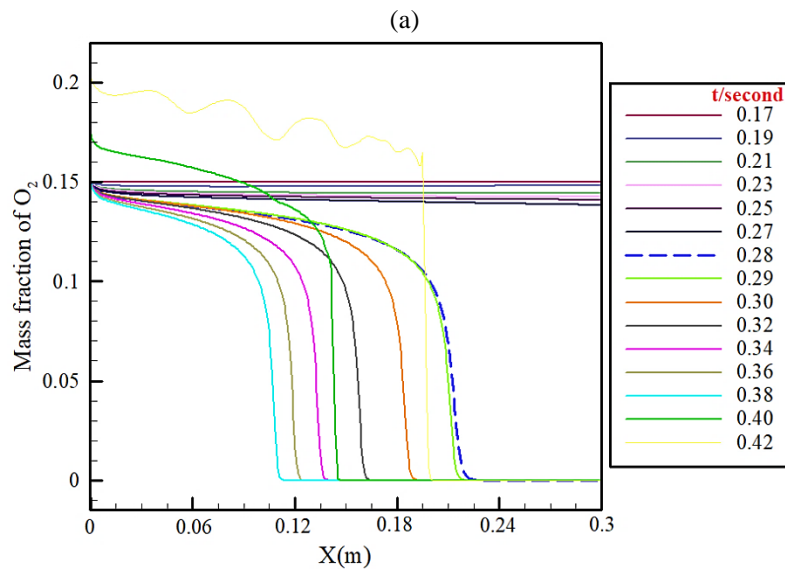
Figure 6- Axial distribution of (a) mass fraction of oxygen and (b)  $C_2H_4$  for the classical design along the cylindrical surface of solid fuel at different time intervals.

شکل ۶- توزیع محوری (الف) کسر جرمی اکسیژن و (ب)  $C_2H_4$  برای طرح کلاسیک در امتداد سطح استوانه‌ای سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف.

به محض اینکه به دلیل وقوع اولین تظاهرات ناشی از پدیده اشتعال (ظهور اولین نقطه نورانی) غلظت اکسیژن محلی به صفر می‌رسد و دمای محلی به نحوی است که از مرحله نقطه روشنی گذر کرده و در نتیجه تبیینی برای بروز مرحله اشتعال است. پس از آن با توجه به محتوای انرژی در دسترس بدلیل وجود گازهای داغ تزریق شده مرحله‌ی احتراق پایدار شکل و

تداوم می‌یابد. بنابراین، بر اساس مندرجات شکل ۶ (الف)، ضمن برقراری و تداوم گرمایش به مرور و به تدریج با گذشت زمان غلظت اکسیژن از ۰/۳۵ ثانیه، ۰/۴۰ ثانیه، ۰/۴۱، ۰/۴۲ و ۰/۴۳ ثانیه کاهش می‌یابد. از طرفی با گذشت زمان محصول پیرولیز سوخت پلیمری (اتیلن گازی) منطقه نزدیک به سطح سوخت را اشباع می‌کند. در این محدوده زمانی مرحله گازی‌سازی شکل گرفته و کمیت غلظت اکسیژن به طور ناگهانی که در ثانیه ۰/۴۳ صفر شده بود به ناگهان به موجب اکسیژن در دسترس و منتقل شده از ناحیه منطقه غنی از اکسیژن کمیت مزبور (غلظت اکسیژن) افزایش می‌یابد. این موضوع نشان‌دهنده وقوع اشتعال در بازه زمانی (۰/۴۳-۰/۴۲ ثانیه) است و سپس با تأمین هر دو واکنشگر و اکسیژن احتراق پایدار تحقق می‌یابد. زیرا غلظت اکسیژن صفر است و منطقه غنی از سوخت در منطقه نزدیک به سطح سوخت جامد از ۰/۴۴ ثانیه تا پایان احتراق به دست می‌آید.

به خوبی شناخته شده است که در چنین تنظیماتی، اشتعال از ناحیه گردش مجدد شروع می‌شود، که در آن گاز سوخت پیرولیز شده و اکسیدان زمان ماندگاری بالاتر و درجه اختلاط خوبی دارند. این از مشاهدات ما در مورد شروع اشتعال بین ۰/۴۲ و ۰/۴۳ ثانیه پشتیبانی می‌کند، کسر جرمی  $O_2$  در ۰/۴۳ ثانیه برابر با صفر در ناحیه گردش مجدد است، همانطور که توسط منحنی خط چین آبی ۰/۴۳ ثانیه نشان داده شده است، این به وضوح تأیید می‌کند که اشتعال قبلاً قبل از ۰/۴۳ ثانیه شروع شده است. توجه داشته باشید که به دلیل شار حرارتی بالاتر در نقطه اتصال مجدد، که در انتهای ناحیه چرخش مجدد قرار دارد، دمای گاز نزدیک به سوخت جامد بیشتر از منطقه چرخش مجدد است، بنابراین نرخ پیرولیز سوخت جامد بالا است. با این حال، برخلاف اکسیژن، غلظت  $C_2H_4$  در ابتدا در سطح گرین ثابت است و بسته به دما افزایش می‌یابد، زیرا محصول تجزیه سوخت جامد است (شکل ۶ (ب)). روند مشابهی با اکسیژن مشاهده می‌شود: در ابتدا،  $C_2H_4$  به تدریج از ابتدا تا ۰/۳۶ ثانیه به تدریج افزایش یافت و سپس به طور ناگهانی در ۰/۳۷ ثانیه افزایش یافت. این به دلیل افزایش بیشتر دما در نزدیکی سطح به دلیل شروع احتراق است.



(b)

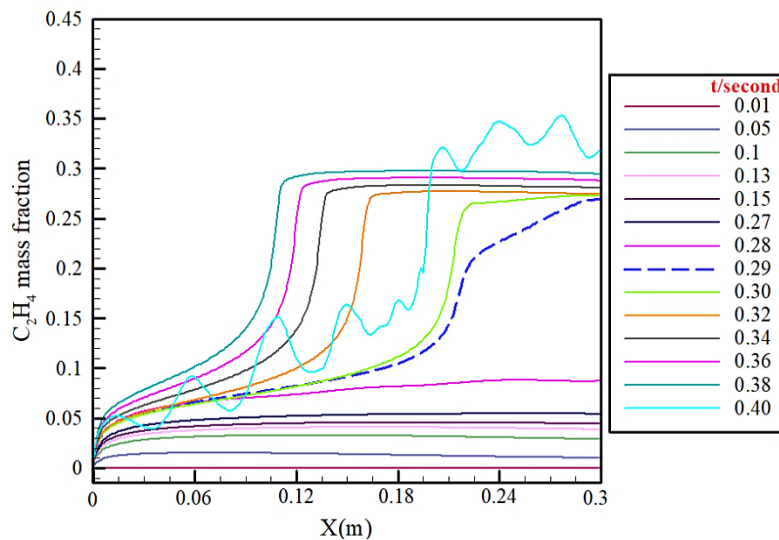


Figure 7- Axial distribution of (a) mass fraction of oxygen and (b) C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> for the rod design along the solid fuel rod surface at different time intervals.

شکل ۷- توزیع محوری (الف) کسر جرمی اکسیژن و (ب) C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> برای طرح با میله در امتداد سطح میله‌ای سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف.

شکل ۷ (الف) کسر جرمی اکسیژن را در امتداد سطح گرین میله‌ای در طول کل فرآیند شبیه‌سازی نشان می‌دهد. در اولین بازه زمانی (۰/۱۷ ثانیه)، کسر جرمی حدود ۰/۱۵ درصد است که کمتر از کسر جرمی اکسیژن در هوا است. این به دلیل گازهای اشتعال است که باعث کاهش غلظت اکسیژن در این ناحیه می‌شود. سپس، کسر جرمی اکسیژن به تدریج با پیشرفت زمان تا ۰/۲۳ ثانیه در انتهای سوخت جامد میله ای (>۳۰۰ میلی متر) کاهش می‌یابد. غلظت به‌طور ناگهانی بین ۰/۲۳ و ۰/۲۵ ثانیه کاهش می‌یابد، به خصوص در ۲۰ میلی‌متر از ورودی، که به این معنی است که احتراق ایجاد شده در ناحیه چرخش که در بالا ذکر شد، با افزودن شار حرارتی بالا به سوخت جامد میله‌ای، به فرآیند اشتعال در نزدیکی سوخت جامد میله همانطور که در شکل ۸ ارائه شده کمک کرده است. این شکل به وضوح افزایش دما را بین ۰/۰۳ و ۰/۰۴ ثانیه نشان می‌دهد، و پس از آن، دما به‌طور ناگهانی به حداکثر در ۰/۳۲ ثانیه و نزدیک به انتهای سوخت (>۳۰۰ میلی‌متر) افزایش می‌یابد. این نشان می‌دهد که احتراق از انتهای سوخت جامد میله شروع می‌شود و ناحیه آسیب دیده به سمت ورودی افزایش می‌یابد.

همانطور که در شکل ۷ (الف) نشان داده شده است که در آن کسر جرمی اکسیژن در ۰/۲۷ ثانیه بین ۲۸۰-۳۰۰ میلی متر، ۰/۲۸ ثانیه صفر است، بین ۱۸۰-۳۰۰ میلی متر و به همین ترتیب تا زمانی که به ۱۰ میلی‌متر برسد. کسر جرمی C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> رفتار مشابهی را نشان می‌دهد که در شک ۷ (ب) نشان داده شده است، که در آن پیرولیز سوخت جامد میله‌ای از انتهای محفظه احتراق شروع می‌شود و با گذشت زمان به سمت ورودی رشد می‌کند. این به دلیل منطقه چرخش تشکیل شده در انتهای سوخت جامد میله‌ای است. پس از توقف گازهای اشتعال، منطقه ای با سوخت غنی ایجاد می‌شود و احتراق پایدار حاصل می‌شود.

### نرخ پسروی سوخت جامد

نرخ‌های پسروی لحظه‌ای سوخت جامد برای طرح با میله و کلاسیک رمجت در مناطق زمانی مختلف به ترتیب در شکل‌های ۹ و ۱۰ نشان داده شده است. برای توصیف تأثیر طرح با میله، رفتار احتراق پایدار و اشتعال مورد بحث قرار می‌گیرد. نگرانی

اصلی این است که آیا طرح با میله می‌تواند بر اشتعال و احتراق رم‌جت سوخت تأثیر مثبت بگذارد. برای همه موارد ارائه شده در شکل‌های ۹ و ۱۰، نرخ پسرفت کوچک بود اما بعداً به تدریج افزایش یافت و مقدار سوخت آزاد شده به بخار سوخت پیرولیز شده تبدیل می‌شود. این دوره گرمایش منطقه A نامیده می‌شود که در آن بسته به نوع جریان، رفتار از هر مورد متفاوت است.

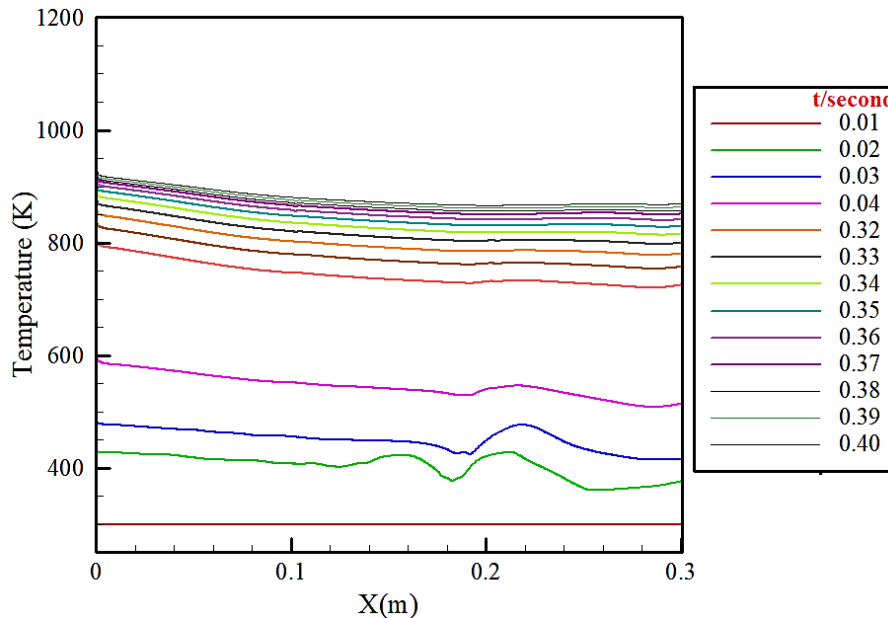


Figure 8- Axial distribution of temperature for the rod design along the solid fuel rod surface at different time intervals.

شکل ۸- توزیع محوری دما برای طرح با میله در امتداد سطح میله‌ای سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف.

برای منطقه زمانی B، گازهای داغ مشتعل شده پس از شروع و تکمیل احتراق ادامه می‌یابد تا از خاموش شدن شعله احتراق جلوگیری شود. دوره زمانی برای موارد طراحی کلاسیک ۱/۰۲ ثانیه و برای طرح با میله ۰/۳۷ ثانیه است. همه موارد تمایل ثابت نرخ پسرفت در منطقه B را با نرخ بالاتری برای طرح با میله در شکل ۱۰ نشان داده شده است. به محض متوقف شدن گازهای احتراق، نرخ پسرفت به طور ناگهانی کاهش یافت و سپس به دلیل دادن نرخ جریان جرم ورودی، پروفایل ثابتی به دست آمد. بنابراین، از این نقاط به بعد، احتراق ثابت است و این منطقه را منطقه زمانی نامیده‌اند، همانطور که در شکل‌های ۹ و ۱۰، مشاهده می‌شود. با این حال، حداکثر اوج اضافی نرخ پسرفت نزدیک به انتهای احتراق برای حالت طرح با میله مشاهده می‌شود (شکل ۱۰، منطقه C). این به دلیل ظهور لایه دوم در این ناحیه و سپس سرعت بالای انتقال حرارت به سطح سوخت جامد لوله‌ای است. علاوه بر این، تثبیت احتراق را می‌توان از این تصویر با توجه به افزایش نرخ پسرفت در زمان توقف گازهای احتراق مشاهده کرد. سوخت آزاد شده از گرین میله‌ای، شعله نفوذی دوم را در نزدیکی سطح آن ایجاد کرد، که شعله اول را به گرین استوانه‌ای نزدیک می‌کند.

علاوه بر این، از آنجایی که سطح مقطع ورودی و پورت در طرح با میله کاهش یافته است، شار جرم افزایش می‌یابد؛ سپس، طول گرداب پشت پله کاهش می‌یابد و نرخ پسرفت محلی افزایش می‌یابد. اگر شکل ۹ را با شکل ۱۰ مقایسه کنیم، می‌توان متوجه این موضوع شد. از این رو، طرح با میله شار جرم بیشتری می‌دهد و سپس نرخ پسرفت را برای همان پیکربندی رم‌جت کلاسیک بهبود می‌بخشد. در نهایت، می‌توان نتیجه گرفت که طرح با میله نرخ پسرفت بالاتری را نسبت به طرح کلاسیک نشان می‌دهد. علاوه بر این، در نزدیکی سطح خارجی سوخت جامد میله‌ای، نرخ پسرفت نیز مورد بررسی قرار



می‌گیرد. از شکل ۱۱ مشاهده می‌شود که سوخت جامد فرآیند پیرولیز را در نزدیکی انتهای احتراق (بین ۰-۰/۱ متر) آغاز می‌شود. و نرخ پسرفت در طرح با میله در هر دو هندسه سوخت از طرح کلاسیک بیشتر است.

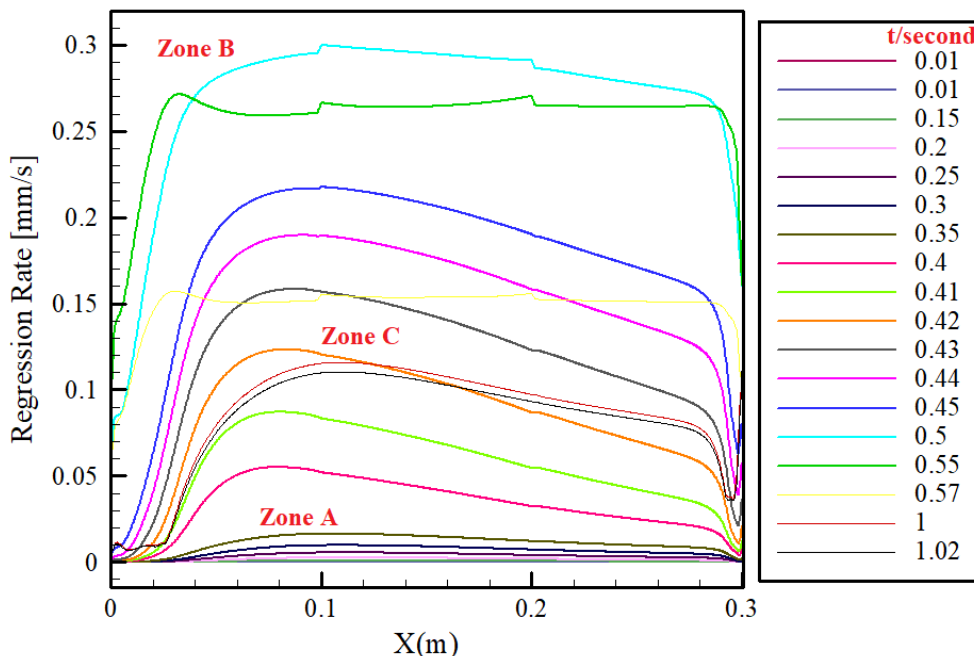


Figure 9 - Axial distribution of the local regression rate for the classic design along the solid fuel surface at different time intervals.

شکل ۹- توزیع محوری نرخ پسرفت محلی برای طرح کلاسیک در امتداد سطح سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف.

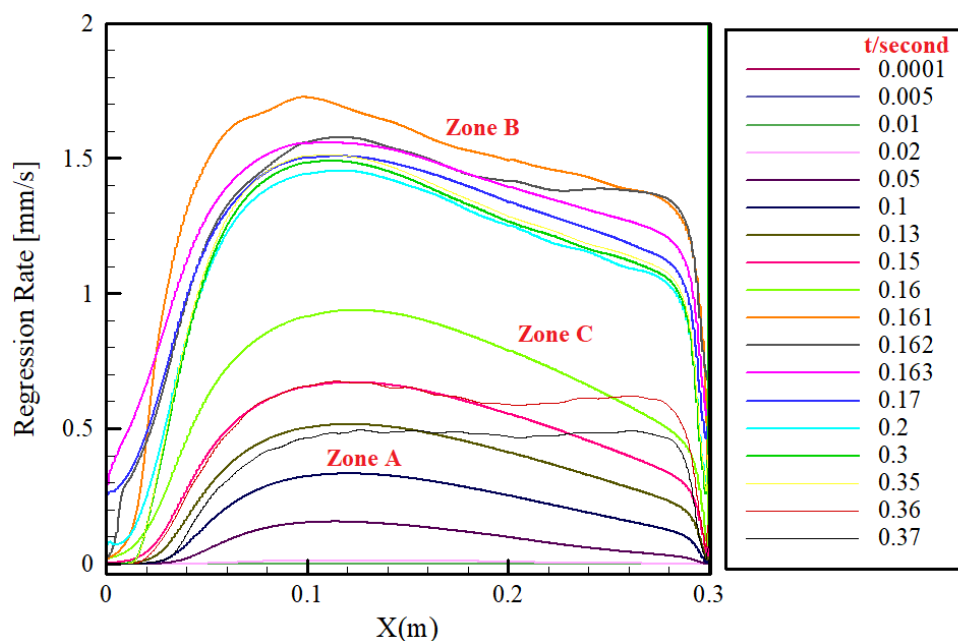


Figure 10 - Axial distribution of the local regression rate for the rod design along the solid fuel surface at different time intervals.

شکل ۱۰- توزیع محوری نرخ پسرفت محلی برای طرح با میله در امتداد سطح سوخت جامد در فواصل زمانی مختلف.

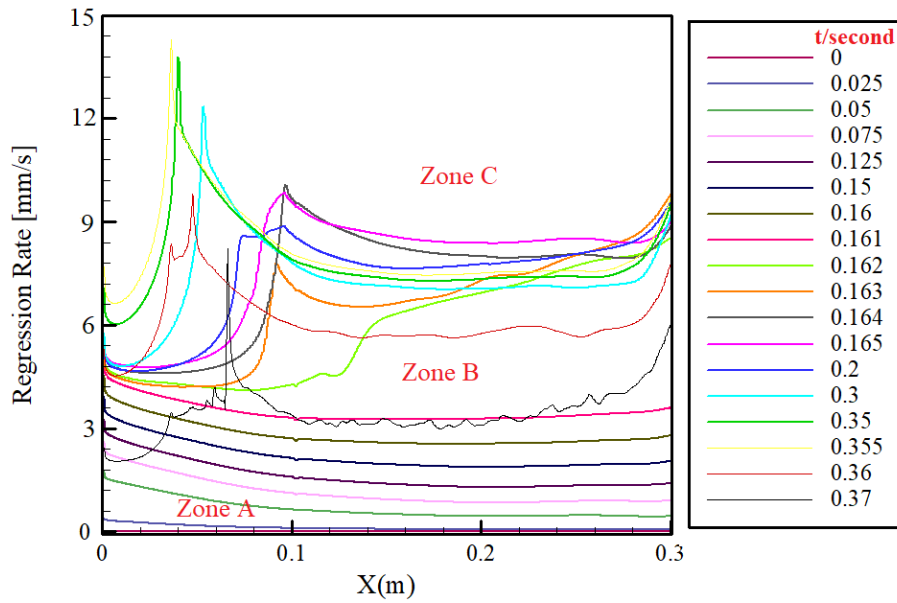
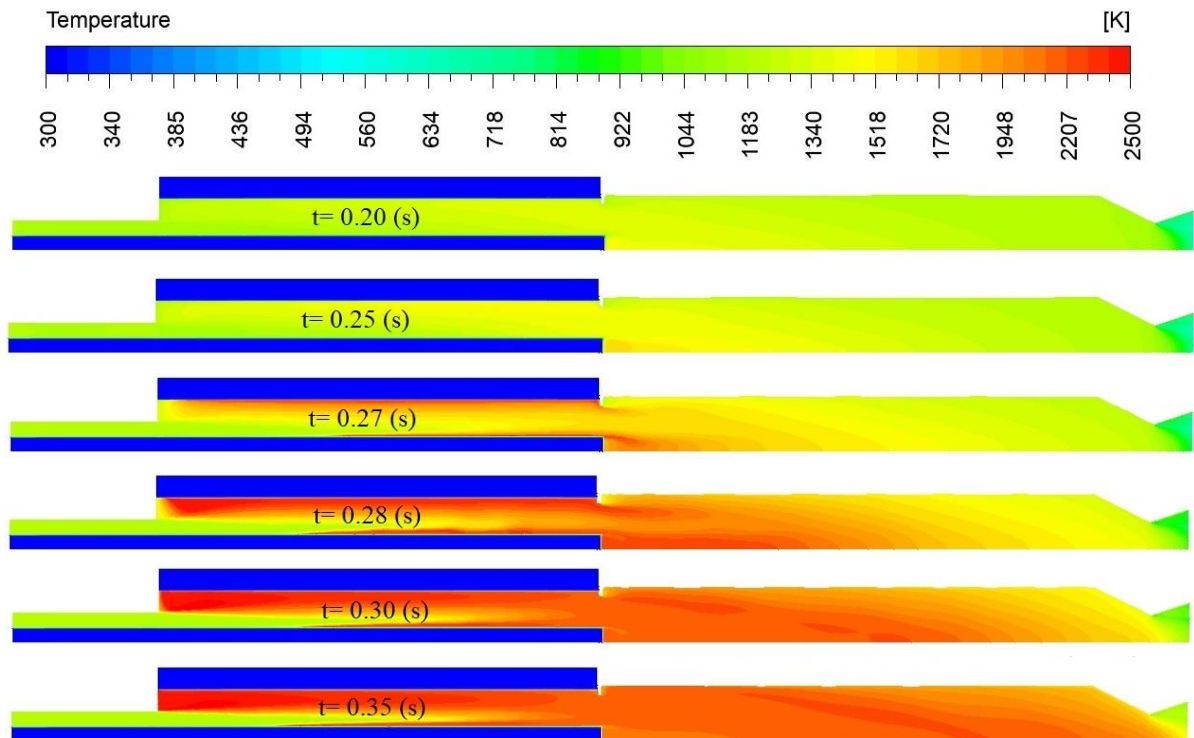


Figure 11- Axial distribution of the local regression rate for the plan with a rod along the surface of solid rod fuel at different time intervals.

شکل ۱۱- توزیع محوری نرخ پسرفت محلی برای طرح با میله در امتداد سطح سوخت جامد میله‌ای در فواصل زمانی مختلف.

علاوه بر این، تجسم طرح با میله دما در شکل ۱۲ نشان داده شده است، که در آن واکنش، آشفته، ناپایدار و گرداب در محفظه احتراق در یک فرآیند شبیه‌سازی کلی نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که اشتعال بین ۰/۲۷ ثانیه تا ۰/۲۸ ثانیه شروع می‌شود، احتراق پایدار با استفاده از گازهای احتراق در ۰/۲۹-۰/۶۰ ثانیه اتفاق می‌افتد و در نهایت احتراق پایدار در انتهای شبیه‌سازی به دست می‌آید.



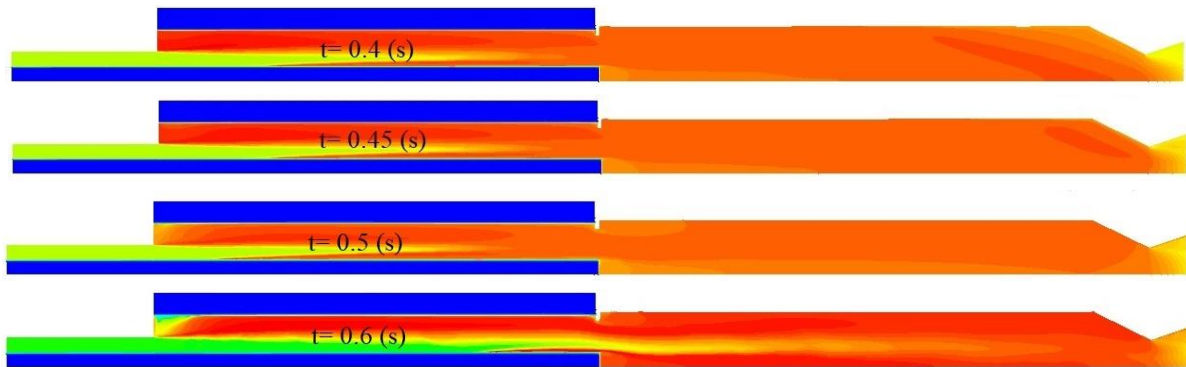


Figure 12- Temperature cloud distribution in the combustion chamber of the ramjet rod design  
 شکل ۱۲- توزیع ابری دما در محفظه احتراق طرح با میله رمجت

همچنین، توزیع ابری دما در محفظه احتراق برای طرح کلاسیک رمجت در شکل ۱۳ نشان داده شده است، که در آن واکنش، آشفته، ناپایدار و گرداب در محفظه احتراق در یک فرآیند شبیه‌سازی کلی نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که اشتعال بین ۰/۴۲ ثانیه تا ۰/۴۳ ثانیه شروع می‌شود، احتراق پایدار با استفاده از گازهای احتراق در ۰/۶۰-۰/۴۴ ثانیه اتفاق می‌افتد و در نهایت احتراق پایدار در انتهای شبیه‌سازی به دست می‌آید.

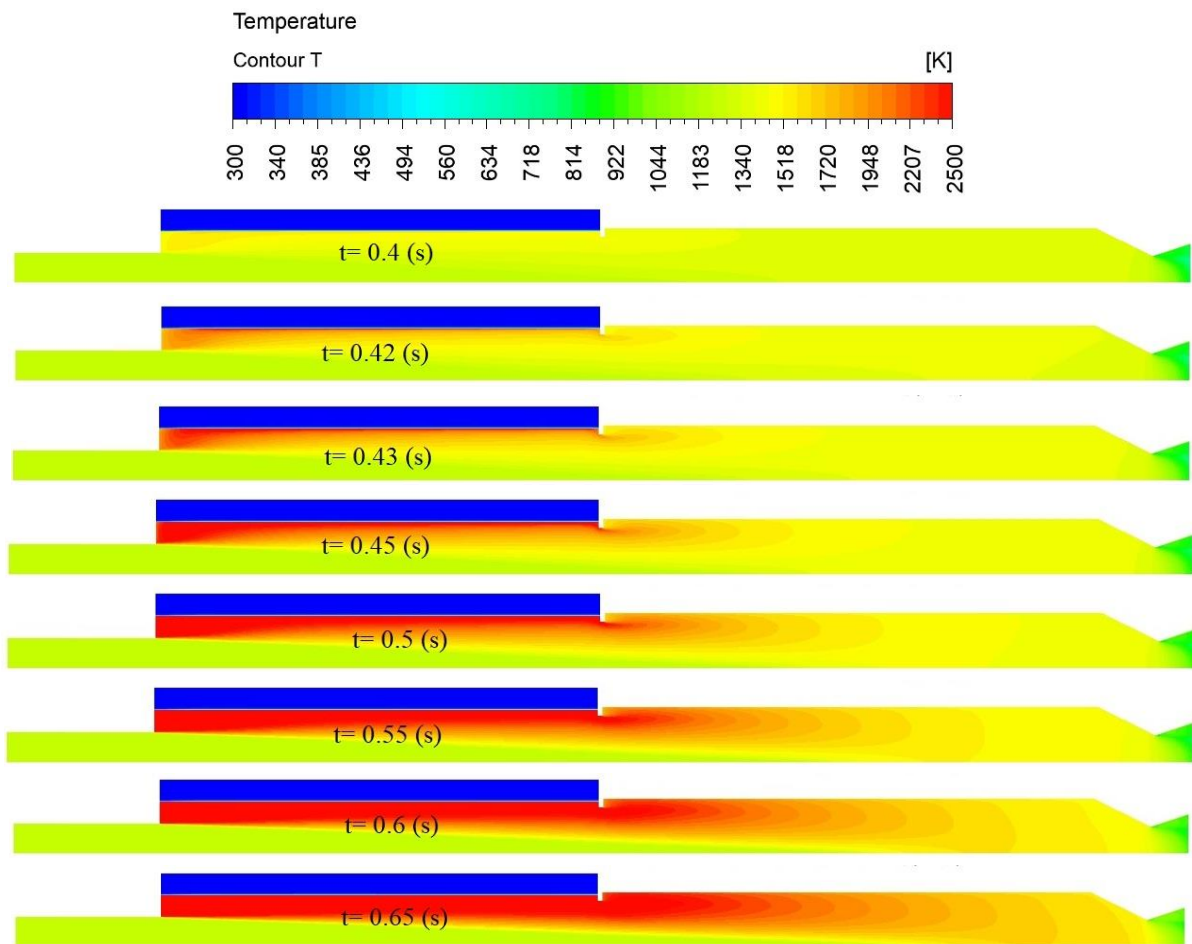


Figure 13- Temperature cloud distribution in the combustion chamber of the classic ramjet design  
 شکل ۱۳- توزیع ابری دما در محفظه احتراق طرح کلاسیک رمجت

## نتیجه گیری

هدف از انجام این مقاله، مدل سازی محفظه احتراق رم جت سوخت جامد به منظور پیش بینی عملکرد پیشراندهای غنی از سوخت بر پایه پلی اتیلن سنگین و توسعه شبیه سازی عددی به موجب حل همزمان مدل های سینتیکی با مدل آشفستگی  $(k - \omega)$  بوده است. همچنین، بررسی مدل و شبیه سازی محفظه احتراق موتور رم جت سوخت جامد و ارزیابی نتایج حاصل از تحلیل های عددی با تمرکز بر زمان تأخیر در اشتعال با در نظر گرفتن ترکیب گرین های استوانه ای برونسوز - درونسوز (میله - پوسته) و تأثیر آن روی زمان تأخیر در اشتعال پیشراندهای جامد غنی از سوخت سامانه های هوا تنفسی رم جتی بر پایه پلی اتیلن سنگین مورد بررسی قرار گرفته و اعتبارسنجی های لازم و مرتبط صورت پذیرفته است. بر این اساس، از نرم افزار انسیس فلونت برای انجام تحلیل عددی میدان جریان دو بعدی در محفظه احتراق رم جتی با هندسه ورودی هوا و سوخت مختلف و همچنین برای تحلیل زمان تأخیر در اشتعال در دو هندسه کلاسیک و با میله انجام شده است. در این پژوهش به منظور اعتبارسنجی حل عددی، نتایج حاصل از مدل سازی های آشفستگی و اشتعال و احتراق مختلف در شبیه سازی عددی بر روی مدل یک رم جت سوخت جامد آزمایشگاهی بر پایه پلی اتیلن سنگین و تقارن محوری، تحلیل و بررسی شده است. پیش بینی هر کدام از حالات محفظه احتراق، در فشار، دما، عدد ماخ مقایسه شده است.

نتایج تحقیق اصلی به دست آمده در این مقاله به شرح زیر است:

- ۱- تحلیل شبیه سازی میدان جریان احتراقی در محفظه کلاسیک و با میله انجام شده و ساختار میدان جریان و مشخصات در هر دو حالت به دست می آید. که برای محفظه احتراق با میله، کاهش زمان تأخیر در اشتعال ملاحظه شد.
- ۲- زمان تأخیر در اشتعال برای هندسه با میله  $0/28$  ثانیه و برای هندسه کلاسیک  $0/43$  ثانیه بدست آمده است.
- ۳- طرح با میله درجه اختلاط، زمان اقامت واکنش دهنده، جرم و نرخ رگرسیون را افزایش داده است.
- ۴- در طرح با میله، یک شعله جدید در نزدیکی سطح سوخت جامد میله تولید شد و با اولین شعله درون محفظه احتراق در انتهای سوخت استوانه ای ادغام شد.

## منابع

1. W. Jung, S. Jung, T. Kwon, J. Park and S. Kwon, "Ignition delay in solid-fuel ramjet combustor," J. Propuls. Power, vol. 34, pp. 1519-1528, Nov 2018.
2. C. A. Stevenson, and D. W. Netzer, "Primitive-variable model applications to solid-fuel ramjet combustion," J Spacecr Rockets, vol. 18, pp. 89-94, Jan 1981.
3. M. E. Metochianakis and D. W. Netzer, "Modeling solid-fuel ramjet combustion, including radiation to the fuel surface," Spacecr Rockets, vol. 20, pp. 405-406, Dec 1983.
4. 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>.
5. H. Kadosh and B. Natan, "Internal Ballistics of a Boron-Containing Solid Fuel Ramjet," Combust. Sci. Technol, vol. 193, pp. 2672-2691, Nov 2021.
6. T. M. Liou, W. Y. Lien and P. W. Hwang, "Large-eddy simulations of turbulent reacting flows in a chamber with gaseous ethylene injecting through the porous wall," Combust, vol. 99, pp. 591-600, Dec 1994.
7. A. M. Tahsini and M. Farschi, "Numerical study of solid fuel evaporation and auto-ignition in a dump combustor," Acta Astronaut., vol. 67, pp. 774-783, Oct 2010.
8. L. B. Li, X. Chen, C. S. Zhou, M. Zhu, and O. Musa, "Experimental investigation on laser ignition and combustion characteristics of NEPE propellant," PEP, vol. 42, pp. 1095-1103, Sep 2017.
9. J. T. Yang, C. Y. Y. Wu and S. J. Din, "Ignition transient of a polymethylmethacrylate slab in a sudden-expansion combustor," Combust, vol. 98, pp. 300-308, Aug 1994.
10. T. Kashiwagi, C. H. Waldman, R. B. Rothman and M. Summerfield, "Ignition of Polymers in a Hot Oxidizing Gas," Combust. Sci. Technol, vol. 8, pp. 121-131, Jan 1973.
11. G. R. S. Thangapai, B. S. Chandran, V. Babu and T. Sundararajan, "Numerical investigation of the intake flow characteristics for a ramjet engine with and without heat addition in the combustion chamber," Def. Sci. J., vol. 54, 3, 2004.

12. G. R. S. Thangadurai, B. S. Chandran, V. Babu, and T. Sundararajan, "Numerical Analysis of Integrated Liquid Ramjet Engine," *Def. Sci. J.*, vol. 58, p. 327, May 2008.
13. T. Niioka, M. Takahashi and M. Izumikawa, "Gas-phase ignition of a solid fuel in a hot stagnation-point flow," *Symp. Combust. Proc.*, Vol. 18, pp. 741-747, Jan 1981.
14. J. T. Yang and C. Y. Wu, "Controlling mechanisms of ignition of solid fuel in a sudden-expansion combustor," *J. Propuls. Power.*, vol. 11(3), pp. 483-488, May 1995.
15. 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]
16. O. Musa, X. Chen, Y. Li, W. Li and W. Liao, "Unsteady simulation of ignition of turbulent reactive swirling flow of Novel design of solid-fuel Ramjet motor," *Energies*, vol. 12, p. 2513, Jun 2019.
17. J. Blazek, "Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications," Butterworth-Heinemann: San Diego, CA, USA, 2015.
18. K.K. Kuo, "Principles of Combustion," John Wiley & Sons, Inc.: New York, NY, USA, Chapter 3, 2005.
19. T. Poinsot and D. Veynante, "Theoretical and Numerical Combustion," R.T. Edwards, Inc.: Philadelphia, PA, USA, 2005.
20. A. Yazdani, and A.A. Jamali, " Numerical investigation of the effect of combustion and turbulence models in estimating the combustion characteristics of a fuel-rich propellant -case study: ramjet," *Combust Flame.*, vol. 15, pp. 108-135, Nov 2022.
21. U. D. F. Manual, "ANSYS FLUENT," 12.0. *Theory Guide*, 67, 2009.

## English Abstract

# Numerical investigation of the effect of grain fuel composition in ramjet combustion chamber on ignition delay time and solid fuel regression rate

Morteza Sarbaz Karajabad<sup>1</sup>, Ali Akbar Jamali<sup>2\*</sup>

1- Department of Engineering, Imam Hussein University, Tehran, Iran, morteza.sarbaz1998@gmail.com

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

\*Corresponding author

(Received: 2023/09/25, Received in revised form: 2023/12/16, Accepted: 2023/12/24)

**Abstract:** This study investigated the effect of grain fuel composition in the ramjet combustion chamber on the ignition delay time and solid fuel regression rate. In this article, a numerical investigation of ignition and stabilization of combustion of a new design of an engine equipped with solid fuel is done. The rod design consists of two solid fuels, maintaining the simple design of the classic ramjet. Numerical simulations of unsteady, turbulent, reactive and disintegration due to solid fuel by simultaneously solving combustion and turbulence models, applying numerical methods in the analysis of the governing equations that are the basis for obtaining some results including the effect of variables, functional characteristics and characteristics Combustion and finally access to the ignition delay time of fuel-rich propellant in solid fuel ramjet systems. In examining the chemical reactions of the combustion chamber, heavy polyethylene is taken into consideration and finally the ignition and combustion process continues. In line with the diagnosis for the correct prediction of the ignition delay time in the two mentioned geometries, the simulation results were in good agreement with the experimental data of the comparison and the selected model. The ignition delay time for the rod geometry was 0.28 seconds, for the classic geometry it was 0.43 seconds. And the design with the rod has increased the fuel regression rate.

**Keywords:** Ignition delay time, solid fuel ramjet, high density polyethylene, fuel grain compound, combustion chamber, regression rate