

مطالعه عددی تأثیر دبی جرمی و نسبت سوخت به اکسیدکننده بر تراست، ایمپالس ویژه و فشار محفظه راکت هیبریدی مبتنی بر احتراق سوخت پارافین

محمد رضا پالیزوانی^۱، علی اکبر جمالی^{۲*}

۱- کارشناسی ارشد، مهندسی شیمی، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، تهران، palizvani@ihu.ac.ir

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

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۰۴، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۳/۰۸/۲۶، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۹/۱۷)

چکیده: پژوهش حاضر به مطالعه‌ی تأثیر دبی جرمی ورودی سوخت پارافین و اکسیدکننده دی نیتروژن اکسید، نسبت O/F در محفظه احتراق راکت هیبریدی روی کمیت‌های فشار محفظه، تراست و ایمپالس ویژه پرداخته است. محفظه احتراق به انضمام یک منطقه محیطی در حوزه محاسبات گنجانده شده است. یک شبیه‌سازی دو بعدی حالت پایدار با رویکرد ناویراستوکس با میانگین رینولدز (RANS) و بهره‌گیری از مدل آشفتگی $k-\epsilon$ استاندارد همراه با مدل اتلاف گردابی (EDM) برای برهم‌کنش شیمی-آشفتگی (TCI) استفاده می‌شود. اکسیدکننده و سوخت در فاز گازی وارد حوزه می‌شوند. شبکه‌بندی از نوع منظم و ثابت است. نتایج شبیه‌سازی با داده‌های تجربی مقاله اعتبارسنجی مقایسه شده و در شبیه‌سازی بیشترین مقدار میانگین انحراف ۶/۶۵ درصد است. با افزایش ۲۷/۷۶ درصد نسبت O/F در شبیه‌سازی دو بعدی میانگین فشار محفظه احتراق ۳۸/۲۲ درصد افزایش، میانگین تراست ۵۲/۲۹ درصد افزایش و میانگین ایمپالس ویژه ۱۸/۲۸ درصد افزایش یافته است. با افزایش ۳۸/۴۳ درصد نسبت O/F میانگین فشار محفظه احتراق ۳۷/۶۴ درصد افزایش، میانگین تراست ۵۳/۳۱ درصد افزایش و میانگین ایمپالس ویژه ۱۹/۲۸ درصد افزایش داشته است.

کلیدواژگان: شبیه‌سازی و مدل‌سازی، موتور راکت هیبریدی، پارافین، دی نیتروژن اکسید، تراست

مقدمه

راکت‌ها از انواع سامانه‌های هوافضایی هستند که معمولاً برای پرتاب محموله‌های فضایی یا نظامی و حتی به‌عنوان موتور اصلی برخی هوابیماهای جنگنده در طول تاریخ صنعت هوانوردی و فضاوردی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. یکی از مهم‌ترین تأثیرگذارترین اجزاء راکت‌ها، سامانه پیشران آن‌هاست؛ چرا که هرچه سامانه مزبور قوی‌تر، سبک‌تر، کوچک‌تر و ارزان‌تر باشد، با قابلیت و توانمندتر است و قدرت حمل محموله فضایی یا فضاپیما و هوابیما بزرگ با وزن بالاتری را دارد. موتور راکت هیبریدی یک پیشران شیمیایی مهم هوافضا به کمک پیشران سوخت جامد و اکسیدکننده سیال کار می‌کند [۱، ۲]. از مزایای موتورهای راکت هیبریدی می‌توان به کم هزینه بودن، غیرحساس بودن به ترک‌گریزهای سوخت، رانش قابل کنترل، احتراق مجدد، پیشران‌های غیرسمی و غیرخطرناک اشاره کرد. معایب آن‌ها شامل نرخ پسرقت سوخت پایین، راندمان احتراق پایین می‌شود. مطابق تلاش علمی- پژوهشی جمالی و همکاران؛ با توجه به مقادیر بدست آمده برای نیروی پیشران، ضربه کل و ضربه ویژه پیشران‌های ترکیبی و مقایسه آن با مقادیر مربوط به پیشران‌های جامد و مایع مستقل، می‌توان مزایا و معایب سامانه پیشران ترکیبی را نسبت به هرکدام از پیشران‌های مستقل مایع و جامد در جدول ۱ بیان نمود [۳، ۴]. فرمول‌های مبتنی بر پارافین می‌تواند سوختی ارزان، ایمن و کارآمد برای مأموریت‌های فضایی خاص مانند خارج کردن فضاپیماها از کارافتاده، فرود ایمن و آرام مأموریت‌های اکتشاف سیاره‌ای و جابه‌جایی مدار به موتورهای راکت هیبریدی آینده اختصاص داده شود. سوخت‌های

پارافین خالص در حالی که از نظر عملکرد پیشرانه جذاب هستند؛ اما دارای خواص مکانیکی پایینی هستند که نیاز به ترکیب گرین موم جامد با عوامل تقویت کننده به عنوان پلیمرهای ترموپلاستیک و ترموست دارند [۵].

جدول ۱- مزایا و معایب پیشران هیبریدی [۴].

Table 1- Advantages and Disadvantages of hybrid Propellant [4].

	Advantages	Disadvantages
Comparison with liquid propellant	Higher overall impulse	Larger dimensions
	Maximum thrust more	More complex design
	Achieve maximum thrust faster	Less specific impulse
Comparison with solid propellant	Higher specific impulse	Larger dimensions
	Maximum thrust more	More complex design
	Achieve maximum thrust faster	Less total impulse

در شکل ۱؛ طرح کلی یک موتور راکت هیبریدی کلاسیک با تمرکز ویژه بر رفتار سوخت‌های مبتنی بر پارافین نشان داده شده است. در این پیکربندی، یک سوخت جامد با یک اکسیدکننده گازی یا مایع جفت می‌شود. این ساختار در مقایسه با سیستم‌های محرکه رقیب خود، یعنی موتورهای راکت جامد، که در آن گرین سوخت جامد حاوی سوخت و اکسیدکننده است و موتورهای مایع که در آن هر دو ماده در فاز مایع ذخیره می‌شوند، مزایای مهم فناوری هیبریدی را به همراه دارد [۶].

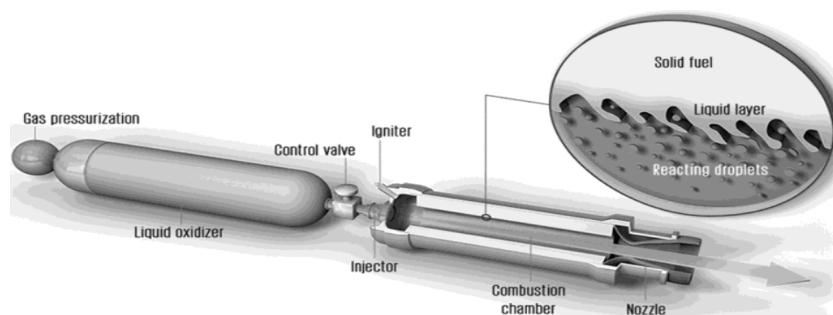


Figure 1- Sketch of a hybrid rocket engine using a paraffin-based fuel [6].

شکل ۱- طرحواره یک موتور راکت هیبریدی با استفاده از سوخت بر پایه پارافین [۶].

در موتورهای راکت هیبریدی نرخ پسرقت سوخت‌های مبتنی بر پارافین تقریباً چهار برابر سوخت‌های کلاسیک مانند پلی‌بوتادین با پایانه هیدروکسیل است و این سوخت‌ها در حین پسرقت، یک لایه مایع در سطح سوخت تشکیل می‌دهند که می‌تواند منجر به تشکیل امواج رول شود که قطرات سوخت از آن خارج می‌شوند که در شکل ۲ نمایش داده شده است. طبق مطالعات، مواد با کشش سطحی کم و گران‌روی لایه مذاب کم، مانند سوخت‌های مبتنی بر پارافین، حباب بیشتری تولید می‌کنند و نرخ پسرقت را افزایش می‌دهند [۷، ۸].

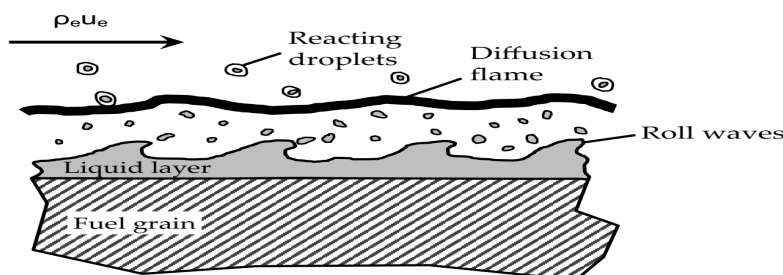


Figure 2- Schematic of the entrainment mechanism and reacting droplets, as presented in [7].

شکل ۲- نمایش طرحی از سازوکار حباب‌های همراه‌بری شده و قطرات واکنش‌دهنده [۷].

شبیه‌سازی جریان‌های واکنشی در سامانه‌های احتراقی یکی از ابزارهای کارآمد جهت بهینه‌سازی طراحی این نوع سامانه‌ها است [۹]. در جدول ۲ خلاصه‌ای از پیشینه مطالعات شبیه‌سازی در مورد راکت‌های هیبریدی مبتنی بر ترکیبات پارافین به عنوان سوخت و اکسیژن‌گازی و دی‌نیتروژن اکسید به عنوان اکسیدکننده به انضمام اطلاعاتی نظیر تنوع مدل‌های آشفستگی، ملاحظه مدل تشعشع حرارتی، مدل احتراقی به همراه تعداد واکنش‌ها، تعدادگونه‌ها و برهم‌کنش شیمی آشفستگی آمده است. در اینجا مطابق مدل احتراقی مخلوط سوخته دی‌مارتینو و همکاران با رویکرد دخالت کسر مخلوط، تعادل شیمیایی و کاربرد تابع چگالی احتمال کسر مخلوط برای محاسبه برهم‌کنش شیمی آشفستگی استفاده شده است.

جدول ۲- پیشینه مطالعات عددی و شبیه‌سازی راکت‌های هیبریدی مبتنی بر سوخت پارافین [۱۸-۱۰].

Table 2- Background of numerical studies and simulation of paraffin-based hybrid rockets [10-18].

References	fuel	oxidizer	Turbulence model	radiation	Chemistry model	reactions	species	TCI
Bellomo et al. [10, 11]	Paraffin wax	N ₂ O	k-ε	NO	eddy dissipation	1	12	YES
Paccagnella et al. [12]	sorbitol and paraffin wax	N ₂ O	k-ω	NO	eddy dissipation	1	12	YES
Ranuzzi et al. [13]	Paraffin wax	N ₂ O	k- and k-ε ω	NO	eddy dissipation	1	10	YES
Bianchi et al. [14, 15]	HTPB and paraffin wax	GOX	Spalart-Allmaras	NO	Finite-rate	2	5	NO
Leccese et al. [16, 17]	HTPB and paraffin wax	GOX	Spalart-Allmaras	YES	Finite-rate	7	10	NO
Di Martino et al. [18]	Paraffin wax	GOX	k-ω	NO	mixed is burnt	-	-	YES

در مطالعه لازارین و همکاران؛ یک کد شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) تجاری برای شبیه‌سازی پیکربندی‌های مختلف موتور راکت هیبریدی با استفاده از نیتروژن اکسید مایع به‌عنوان اکسیدکننده و موم پارافین به‌عنوان سوخت استفاده شد. شبیه‌سازی انجام شده در شرایط پایدار، با واکنش‌های شیمیایی ساده، تزریق اکسیدکننده مایع و بدون حباب پارافین است [۱۹]. در کار بعدی توسط لازارین و همکاران؛ شبیه‌سازی عددی تزریق مایع به داخل محفظه احتراق راکت‌های هیبریدی و مقایسه با آزمایش‌های تجربی انجام شده است. در این کار با توسعه مدل عددی مناسب برای توصیف تزریق اکسیدکننده در راکت‌های هیبریدی نتایج مورد بحث قرار گرفته است. نتایج شبیه‌سازی‌های آن‌ها نشان می‌دهد که مدل‌هایی که قبلاً در کدهای CFD تجاری پیاده‌سازی شده‌اند، می‌توانند برای شبیه‌سازی تزریق مایع در راکت‌های هیبریدی استفاده شوند، به‌طوری که هدف تعیین پارامترهای مشخص و مؤثر بر راندمان احتراق در موتور باشد [۲۰]. در بررسی مارتینز و همکاران، تجزیه و تحلیل جریان در داخل محفظه احتراق و نازل یک موتور راکت هیبریدی مورد بررسی قرار گرفت. برای این کار، برخی از روش‌های نظری و عددی برای انجام تجزیه و تحلیل جریان جرم و انرژی در محفظه احتراق و نازل توسعه داده شد. بر اساس نتایج روش نظری آن‌ها، تحلیل عددی رفتار سیال شامل فرآیند احتراق در بازه‌های زمانی مختلف انجام شد [۲۱]. در کار رانوزی و

همکاران بررسی عددی میدان جریان احتراق موتور هیبریدی راکت دی نیتروژن اکسید - موم پارافین مورد بررسی قرار گرفت. یک مدل عددی جامع با ویژگی‌های سیال واقعی و اثرات متقابل آشفنگی - شیمی به منظور پیش‌بینی میدان جریان احتراق ایجاد شده است که به منظور اعتبارسنجی شبیه‌سازی، از یک راکت در مقیاس آزمایشگاهی با گرین استوانه‌ای استفاده شده است [۱۳]. در کار دی کلمنت و همکاران یک پیش‌رانه راکت هیبریدی در دست توسعه است که هدف اصلی آن اعتبارسنجی فناوری‌های توانمند، روش‌شناسی طراحی و فرآیندهای تولید گرین است. وضعیت طراحی، بر اساس روش‌های مهندسی و پشتیبانی شده توسط شبیه‌سازی عددی دقیق برای تجزیه و تحلیل دینامیک سیالات و ترمودینامیک گزارش شده است. به موازات آن، توسعه یک مدل عددی قادر به شبیه‌سازی فیزیک مسئله در یک محفظه احتراق یک موتور راکت هیبریدی نیز است. مدل‌های عددی برای پیاده‌سازی با در نظر گرفتن مسائل دقت طراحی و زمان‌های محاسبات انتخاب شده‌اند. کد عددی از طریق داده‌های آزمایشی بدست آمده در چارچوب پروژه ایشان تأیید می‌شود [۲۲]. در کار تحقیقاتی بوزاین و همکاران یک موتور راکت هیبریدی مبتنی بر پارافین و اکسیدکننده دی نیتروژن اکسید که دارای رانش 1 KN است ساخته شد و آزمایش‌های مختلفی روی آن صورت گرفت که طرح سه بعدی آن در شکل ۳ نمایش داده شده که محفظه احتراق شامل اجزاء ورودی محفظه احتراق با ورود اکسیدکننده دی نیتروژن اکسید، صفحه پاشنده، محفظه اشتعال (پیش‌محفظه)، محفظه احتراق (محفظه تکمیلی)، لوله پی‌وی‌سی، گرین سوخت، حسگر، آداپتور، فشار نمونه کیستلر و دو بخش همگرا و واگرای از جنس گرافیت نازل (شیپوره) است. در سال ۲۰۲۰ شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی این موتور توسط دیک و همکاران بررسی شد. یک شبیه‌سازی ناپیر استوکس با میانگین رینولدز حالت پایدار است که از مدل تلاطم استاندارد k-ε همراه با مدل اتلاف گردابی برای برهمکنش شیمی-آشفنگی استفاده می‌کند. اکسیدکننده و سوخت در فاز گازی وارد حوزه می‌شوند. یک منطقه محیطی نیز در حوزه محاسباتی گنجانده شده است. این از تحمیل یک شرایط مرزی در قسمت خروجی نازل جلوگیری می‌کند و بنابراین می‌توان یک پروفایل فشار صحیح تری تشکیل داد. نتایج با داده‌های شلیک آزمایشی مقایسه شده و میانگین انحراف کمتر از ۱۰ درصد را نشان می‌دهد [۲۳، ۲۴].

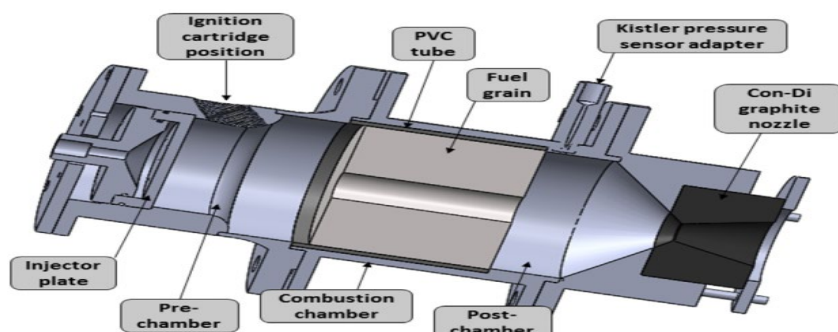


Figure 3- 3D design of the experimental hybrid rocket [23].

شکل ۳- طرح سه بعدی از راکت هیبریدی آزمایشی [۲۳].

با توجه به جایگاه راکت‌های هیبریدی و استفاده ناگزیر از آن در مقاصد ویژه و با تمرکز بر احصاء مشخصات عملکردی مورد نیاز سازمان‌های نظامی به نحوی که استفاده از نتایج شبیه‌سازی در روند ساخت نمونه یا نمونه‌هایی از موتور راکت سودمند است. طرح چنین پژوهشی برای سازمان‌های راهبر تحقیق با اهمیت است. هدف از انجام این مطالعه، اعتباردهی به مدل ارائه شده در [۲۴] و اعتبارسنجی مجدد با کار تجربی محققان [۲۳] است. در فرایند ساخت نمونه آزمایشگاهی و تست‌های مربوطه بررسی عددی اثر درصد جرمی سوخت و نسبت O/F، روی کمیت فشار محفظه و تراست یک راکت هیبریدی مبتنی بر تجزیه گرمایی سوخت پارافین در غیاب اکسیژن و احتراق متعاقب آن با تأکید بر بررسی پارامترهای مختلف مورد توجه بوده است. مقایسه میانگین درصد خطا در شبیه‌سازی دوبعدی و سه‌بعدی نیز در فرایند این پژوهش سودمند است.

مدل سازی مسئله

شبیه سازی ها به منظور تخمین اولیه و استخراج مفاهیم اصلی می توانند مفید باشند. در واقع به خاطر هزینه و زمان بر بودن آزمایش های تجربی، ابتدا باید با روش های عددی در حد طراحی یک دید کلی از احتراق موتور یک راکت هیبریدی مبتنی بر سوخت پارافین داشت و یک پیش بینی انجام داد. برای مدل سازی مطالعه حاضر از مرجع [۲۴] استفاده شده است. شکل ۴ هندسه و ابعاد موتور راکت هیبریدی شبیه سازی شده را نمایش می دهد.

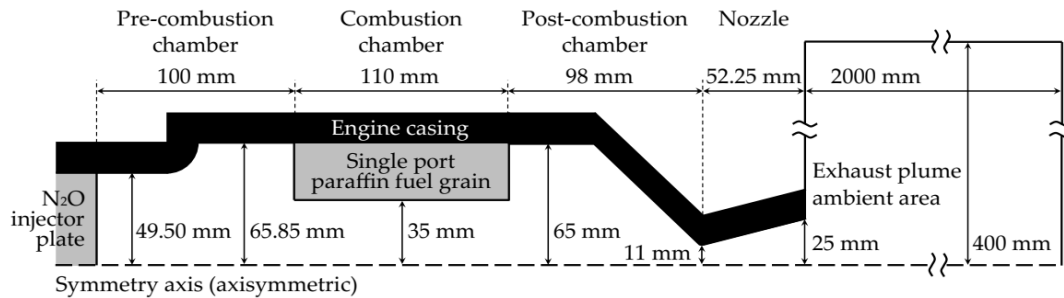


Figure 4- Geometry and dimensions of combustion chamber of solid fuel hybrid rocket engine [18].

شکل ۴- هندسه و ابعاد محفظه احتراق موتور راکت هیبریدی سوخت جامد [۱۸].

معادلات حاکم

هدف نهایی از یک شبیه سازی عددی برای یک سیستم خاص، رسیدن به توانایی پیش بینی رفتار آن سیستم است. به گونه ای که نتایج حاصل از حل عددی به نتایج واقعی نزدیک باشد. برای این منظور شایسته است کلیه فرض ها، شرایط مرزی و مدل های مورد استفاده، تا حد امکان، نزدیک به شرایط واقعی مسئله مورد نظر باشند. از این رو، همواره قبل از انجام یک شبیه سازی عددی، باید ماهیت فیزیک مسئله مورد نظر و پدیده های دخیل در آن شناسایی و تعریف شوند. در این بخش به معرفی معادلات حاکم بر این مسئله و نیز مدل های لازم برای انجام این شبیه سازی پرداخته می شود. سه قانون مهم بقا جرم، اندازه حرکت و انرژی به ترتیب توسط معادلات پیوستگی، تکانه و انرژی بیان می شوند. حل معادلات پیوستگی و تکانه، برای شبیه سازی انواع جریان سیالات الزامی است. برای جریان هایی که در آن ها تولید و انتقال حرارت (نظیر جریان های احتراقی) وجود دارد؛ معادله انرژی نیز اهمیت ویژه ای پیدا می کند. هنگامی که سیال مورد نظر، مخلوطی از چند جزء شیمیایی باشد که در حین جریان با یکدیگر واکنش دهند، معادله اجزاء شیمیایی تعریف می شود.

بقای جرم

معادله بقای جرم [۲۴] یا معادله پیوستگی را می توان به صورت معادله (۱) نوشت:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (1)$$

معادله (۱) به فرم کلی معادله بقای جرم و برای جریان های تراکم پذیر و تراکم ناپذیر اعتبار دارد. جملات این معادله از سمت چپ عبارتند از: آهنگ افزایش جرم در واحد حجم، تغییرات اضافه شدن جرم به ازای واحد حجم از طریق همرفت و ترم انرژی. منبع (S_m) که جرم اضافه شده به فاز پیوسته، از فاز پراکنده دوم (به عنوان مثال پیرولیز ناشی از سوخت جامد) و هرگونه منابع توسط کاربر تعریف شده است.

بقایای تکانه

معادله بقاء [۲۴] تکانه به صورت معادله (۲) تعریف می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + F \quad (2)$$

جملات معادله (۲) به ترتیب از سمت چپ عبارتند از: آهنگ تغییرات اندازه تکانه در واحد زمان، تغییرات اندازه حرکت از طریق همرفت در واحد حجم، جمله سوم و چهارم برابر تغییرات اندازه حرکت از طریق انتقال مولکولی در واحد حجم و جمله پنجم نیروی وزن و جمله ششم مربوط به نیروی خارجی وارد بر سیال در واحد حجم است. تانسور تنش ($\bar{\tau}$) به صورت معادله (۳) است:

$$\bar{\tau} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right] \quad (3)$$

μ گرانروی مولکولی، I تانسور واحد و دومین عبارت در سمت راست اثر اتساع حجمی را نشان می‌دهد. برای هندسه دوبعدی متقارن در جهت x و y معادله بقای تکانه به صورت روابط (۴) و (۵) است.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x v_x) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v_x v_y) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial v_x}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v_x}{\partial y} \right) \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_y) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho v_y v_x) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v_y v_y) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial v_y}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v_y}{\partial y} \right) \quad (5)$$

با توجه به وجود سرعت‌های نوسانی و تأثیرات آن در کمیت اندازه حرکت فاز، بدین وسیله معادله تکمیل شده تکانه با وجود ترم‌های سرعت‌های نوسانی در دو جهت مطابق رابطه (۶) آمده است:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i u_j}) \quad (6)$$

بقایای انرژی

معادله انرژی به صورت رابطه (۷) است که به ترتیب از چپ به راست از چهار ترم زمانی، جابه جایی، نفوذی و منبع تشکیل شده است.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_j h_j \vec{j}_j + (\bar{\tau}_{\text{eff}} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \quad (7)$$

با بسط معادله (۷) داریم:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x}(u(\rho E + P)) + \frac{\partial}{\partial y}(v(\rho E + P)) = \\ \frac{\partial}{\partial x} \left(k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x} - \sum_i h_i j_i + u(\tau_{xx})_{\text{eff}} + u(\tau_{xy})_{\text{eff}} \right) \\ + \left(k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial y} - \sum_i h_i j_i + u(\tau_{yx})_{\text{eff}} + u(\tau_{yy})_{\text{eff}} \right) + S_h \end{aligned} \quad (8)$$

معادله تکمیل شده انرژی با وجود ترم‌های سرعت‌های نوسانی در دو جهت مطابق رابطه (۹) آمده است:

$$\frac{\partial(\rho c_p \bar{T})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho c_p \bar{T} \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_j} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(k \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} - \rho c_p \bar{T} \bar{u}_j \right) \quad (9)$$

که در آن $k_{\text{eff}} = (k_t + k)$ ضریب هدایت مؤثر است و k_t ضریب هدایت حرارتی اغتشاش، تعریف شده مطابق مدل اغتشاش مورد استفاده است. \bar{A} ، نفوذ شار جزء z -ام است. سه جمله اول در سمت راست معادله (۹) به ترتیب، نشان‌دهنده انتقال

انرژی از طریق هدایت، نفوذ اجزاء و تلفات ویسکوز است. S_h شامل تشعشع و هم‌چنین دیگر چشمه‌های حرارتی حجمی است. در معادله (۹)، ترم h آنتالپی محسوس است و برای گازهای ایده‌آل به صورت معادله (۱۰) حل شده است.

$$h = \sum_j Y_j h_j \quad (10)$$

در معادله (۱۰) Y_j کسر جرمی جزء زام است.

$$h = \int_{T_{ref}}^T C_{p,j} dt \quad (11)$$

مقدار مورد استفاده برای T_{ref} در محاسبه آنتالپی محسوس بستگی به حل و مدل استفاده شده دارد. برای حل مبتنی بر فشار، T_{ref} برابر با ۲۹۸/۱۵ درجه کلون است، جزء مدل‌های PDF که در این صورت T_{ref} یک ورودی کاربر برای این اجزاء است. برای حل‌کننده بر پایه جرم مخصوص T_{ref} برابر با صفر درجه کلون است. مگر زمانی که مدل‌سازی انتقال اجزا با واکنش باشد به طوری که دمای ورودی کاربر برای این اجزاء است. E انرژی سیستم است که به صورت معادله (۱۲) ارائه می‌شود:

$$E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{u^2}{2} + \frac{v^2}{2} \quad (12)$$

معادله حالت گاز ایده‌آل به صورت رابطه (۱۳) بیان می‌شود:

$$P = \rho RT \quad (13)$$

معادلات آنتروپی در جریان آشفته

تولید آنتروپی در جریان‌های برشی آشفته با انتقال حرارت به صورت محلی محاسبه می‌شود و پس از آن در کل حوزه جریان یک‌پارچه می‌شود. این کمیت می‌تواند به‌عنوان پارامتری برای تعیین کارایی فرآیندهای انتقال حرارت متلاطم عمل کند برای دسترسی به اطلاعات بیشتر می‌توانید به کار پژوهشی فابیان [۲۵] مراجعه کنید. بر اساس معادله تعادل آنتروپی میانگین زمانی، چهار مکانیسم مختلف تولید آنتروپی را می‌توان شناسایی کرد که به ترتیب در معادلات (۱۵) و (۱۸) نمایش داده شده‌اند. برای استخراج سیستماتیک یک مدل برای تولید آنتروپی در جریان‌های آشفته با انتقال حرارت، به معادله انتقال آنتروپی (۱۴) مراجعه می‌کنیم [۲۵]:

$$\rho \left(\frac{\partial s}{\partial t} + u \frac{\partial s}{\partial x} + v \frac{\partial s}{\partial y} + \omega \frac{\partial s}{\partial z} \right) = \nabla \cdot \left(\frac{\bar{q}}{\bar{T}} \right) + \frac{\Phi}{\bar{T}} + \frac{\Phi_\theta}{\bar{T}^2} \quad (14)$$

با میانگین‌گیری از معادله (۱۴)؛ بخش تولید آنتروپی از طریق اتلاف مطابق معادله (۱۵) توسط دو گروه ظاهر می‌شود، یکی با میانگین زمانی و دیگری با مقادیر نوسانی [۲۵].

$$\overline{\Phi/\bar{T}} = S_{PROD} + S_{PROD'} \quad (15)$$

$$S_{PROD} = \frac{\mu}{\bar{T}} \left[2 \left\{ \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{\omega}}{\partial z} \right)^2 \right\} + \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial z} + \frac{\partial \bar{\omega}}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial z} + \frac{\partial \bar{\omega}}{\partial y} \right)^2 \right] \quad (16)$$

$$S_{PROD'} = \frac{\mu}{\bar{T}} \left[2 \left\{ \left(\frac{\partial u'}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v'}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial \omega'}{\partial z} \right)^2 \right\} + \left(\frac{\partial u'}{\partial y} + \frac{\partial v'}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial u'}{\partial z} + \frac{\partial \omega'}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v'}{\partial z} + \frac{\partial \omega'}{\partial y} \right)^2 \right] \quad (17)$$

با میانگین‌گیری از معادله (۱۴)؛ بخش تولید آنتروپی از طریق انتقال حرارت طبق معادله (۱۸) با ملاحظه دو گروه شامل میانگین زمانی و مقادیر نوسان متعلق به کمیت آنتروپی ظاهر می‌شوند [۲۵].

$$\overline{\Phi_\theta/\bar{T}^2} = S_{PRO\bar{C}} + S_{PRO\bar{C}'} \quad (18)$$

$$S_{PRO\bar{C}} = \frac{\lambda}{\bar{T}^2} \left[\left(\frac{\partial \bar{T}}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{T}}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{T}}{\partial z} \right)^2 \right] \quad (19)$$

$$S_{PRO\bar{C}'} = \frac{\lambda}{\bar{T}^2} \left[\left(\frac{\partial T'}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial T'}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial T'}{\partial z} \right)^2 \right] \quad (20)$$

معادلات انتقال اجزاء شیمیایی

معادله انتقال اجزاء شیمیایی به صورت معادله (۲۱) نوشته می شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \bar{u} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (21)$$

که در این معادله R_i نرخ خالص تولید اجزای i از طریق واکنش شیمیایی و S_i نرخ تولید از طریق افزودن از فاز پخش شده است. J_i شار نفوذ مربوط به جزء i است که با گرادیان غلظت و حرارت تولید می شود. در جریان آرام شار نفوذی به صورت (۲۲) در جریان آشفته به صورت (۲۳) محاسبه می شود که D_i ضریب نفوذ ملکولی ذرات i در مخلوط، D_T ضریب نفوذ حرارتی و S_{C_i} عدد اشمیت است. به طور پیش فرض عدد اشمیت 0.7 است.

$$\vec{J}_i = -\rho D_i \nabla Y_i - D_T \frac{\nabla T_i}{T} \quad (22)$$

$$\vec{J}_i = -\left(\rho D_i + \frac{\mu_i}{S_{C_i}}\right) \nabla Y_i - D_T \frac{\nabla Y_i}{T} \quad (23)$$

مدل آشفتهگی $\epsilon - k$ استاندارد

اساس مدل آشفتهگی $\epsilon - k$ استاندارد، مدل پیشنهادی لاندن - اسپالدینگ است. پایداری، سرعت همگرایی مناسب و برخورداری از دقت حداقلی برای گستره وسیعی از کاربردهای صنعتی، دلایل اصلی محبوبیت این مدل است. این مدل یک مدل نیمه تجربی بوده و تکانه مشتقات معادلات مدل بر پایه ملاحظات پدیده شناسی و تجربیات اکتسابی استخراج شده است. در این مدل معادله انتقالی k از یک معادله دقیق ریاضی استخراج شده است در حالی که ϵ از طریق تجربی معادله دقیق پایه مرتبط بدست آمده است. مدل $\epsilon - k$ استاندارد با فرض جریان کاملاً آشفته توسعه یافته است. به همین خاطر شبیه سازی ناحیه انتقالی آرام به آشفته در این مدل جایگاهی ندارد. مطلب دیگر اینکه از اثرات لزجت مولکولی در توسعه این مدل صرف نظر شده است؛ بنابراین اولین نکته در استفاده از این مدل بهره گیری از آن صرفاً برای حل جریان کاملاً آشفته است که البته فرض بسیار متداولی در اکثر مسائل مهندسی سیالات به شمار می رود و نکته دیگر اینکه این مدل برای جریان های با عدد رینولدز بالا مناسب است که در در معادله (۲۴) نمایش داده شده است.

$$\mu_i = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (24)$$

در معادلات مدل مذکور μ_i گرانروی آشفتهگی، C_μ ثابت و هم چنین سایر ثابت ها بر اساس نتایج آزمایشگاهی متنوع و متعددی برای جریان های مختلف نظیر جریان در لایه مرزی، لایه های مختلط جریان جت ها و غیره بدست آمده است. برای تعیین انرژی سنیتیکی آشفته از معادله انتقالی k معادله (۲۵) استفاده می شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_i}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k \quad (25)$$

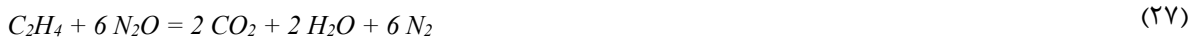
که در آن k انرژی سنیتیکی آشفته، σ_k عدد پرانتل آشفته، G_k تولید انرژی جنبشی آشفتهگی به واسطه گرادیان سرعت متوسط، G_b تولید انرژی جنبشی آشفتهگی به واسطه خاصیت شناوری، Y_m سهم رشد نوسان در اغتشاش و S_k ترم چشمه است. هم چنین برای بدست آوردن نرخ اضمحلال آشفتهگی (ϵ) نیز از رابطه معادله انتقالی نرخ اضمحلال انرژی جنبشی (۲۶) استفاده می شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_i}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_{1\epsilon} C_2 - \rho C_{2\epsilon} \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} G_b + S_\epsilon \quad (26)$$

که در رابطه (۲۰) ϵ نرخ اضمحلال، σ_ϵ عدد پرانتل آشفتهگی برای k ، G_b تولید انرژی جنبشی آشفتهگی به واسطه خاصیت شناوری است. و C_1 ، C_2 ، $C_{1\epsilon}$ ، $C_{2\epsilon}$ ، $C_{3\epsilon}$ و S_ϵ مقادیر ثابت هستند و S_ϵ ترم چشمه است.

ترکیب واکنش شیمیایی

در کار حاضر از پیرولیز سوخت جامد استفاده شده است. ترکیب واکنش شیمیایی مورد استفاده آمده است. واکنش شیمیایی احتراق محصول پیرولیز در محفظه احتراق برابر معادله (۲۷) است [۲۴].



پیشرفت واکنش

در اینجا، در معادله (۲۸) D_{im} ضریب نفوذ مولکولی و α_{Ti} ضریب انتشار حرارتی برای گونه i در مخلوط است. R_i نرخ خالص تولید گونه توسط واکنش شیمیایی است. معادلات حاکم و مرتبط به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = \nabla \cdot (\rho D_{im} \nabla Y_i + \alpha_{Ti} \frac{\nabla T}{T}) + R_i \quad (28)$$

پیشرفت واکنش به طور کامل بر اساس غلظت گونه‌ها در میدان آشفستگی نمایش داده می‌شود [۱۳].

$$R_i = (v_i'' - v_i') M_i \times A \cdot \rho \cdot \frac{\varepsilon}{k} \min\left(\frac{Y_R}{v_i' M_R}\right) \quad (29)$$

$$R_i = (v_i'' - v_i') M_i \times (A \cdot B) \rho \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\sum_P Y_P}{\sum_j v_j'' M_j}\right) \quad (30)$$

در معادله (۲۹ و ۳۰)، به ترتیب v_i' و v_i'' ضرایب واکنش برای واکنش‌دهنده i و محصول i هستند. M وزن مولکولی Y_P کسر جرمی هر واکنش‌دهنده و Y_P کسر جرمی محصول است. A و B ثابت‌های مدل به ترتیب برابر با ۴ و ۰/۵ هستند.

مشخصات عملکردی سامانه

تراست (F)

نیروی عکس‌العمل (F) اعمال شده در اثر خارج شدن گازهای احتراق از نازل راکت هیبریدی، تراست نامیده می‌شود و با معادله (۳۱) بیان می‌شود [۲۴].

$$F = (\dot{m}v)_{\text{exit}} + (P_{\text{exit}} - P_{\text{ambient}})A_{\text{exit}} \quad (31)$$

ایمپالس ویژه (I_{sp})

ایمپالس ویژه مهم‌ترین خاصیت بالستیکی پیشرانه‌های راکتی است که مقدار آن برای تعیین جرم موردنیاز جهت رسیدن به الزامات بالستیکی حداکثر اهمیت را دارد. ایمپالس ویژه به عنوان تراست بر نرخ جریان وزنی واحد پیشرانه طبق معادله (۳۲) بیان می‌شود [۲۴].

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} \quad (32)$$

$$\dot{m} = \dot{m}_{\text{oxidiser}} + \dot{m}_{\text{fuel}}$$

شرایط مرزی

برای حل عددی فرم گسسته معادلات دیفرانسیل پاره‌ای، تعیین شرایط مرزی 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 شود باعث 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. شبیه‌سازی حاضر در حالت پایا انجام شده است. بر مبنای هندسه دو بعدی و تقارن محوری گزارش شده است. شکل ۵ اشاره به شرایط میدان حل شبیه‌سازی دارد.

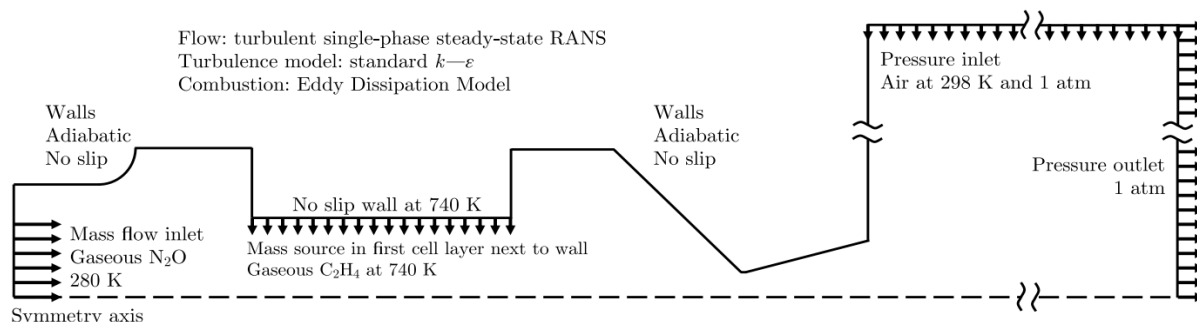


Figure 5- Computational domain with an overview of its boundaries. [24].

شکل ۵- حوزه محاسباتی و نمای کلی از شرایط مرزهای آن [۲۴].

شبیه‌سازی فلوئنت

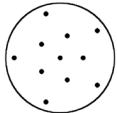
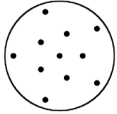
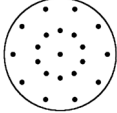
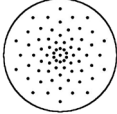
برای حل معادلات تکانه به دلیل تراکم‌پذیر بودن جریان از روش حل‌کننده بر اساس فشار و حالت پایا استفاده شد. یک شبیه‌سازی ناویراستوکس با میانگین رینولدز حالت پایدار است که از مدل تلاطم استاندارد $k-\epsilon$ همراه با مدل احتراقی غیرپیش‌آمیخته اتلاف گردابی برای برهم‌کنش شیمی - آشفستگی استفاده می‌کند و فرمول‌بندی سرعت از نوع مطلق است. اکسیدکننده و سوخت در فاز گازی وارد حوزه می‌شوند. در شبیه‌سازی دو بعدی از طرح پاشنده‌های متفاوت صرف‌نظر شده است و برای ورود اکسیدکننده از مجموع مساحت‌های اریفیس به قطر نهایی ۷۰ mm استفاده شده است [۲۳]. طبق فرض شبیه‌سازی عددی [۲۴] بیشترین تطبیق را با یک پاشنده از نوع سر دوشی داراست. یک منطقه محیطی نیز در حوزه محاسباتی گنجانده شده است که از تحمیل یک شرایط مرزی در قسمت خروجی نازل جلوگیری می‌کند و بنابراین می‌توان یک پروفایل فشار صحیح‌تری تشکیل داد. جفت‌شدگی سرعت - فشار از نوع SIMPLEC، گسسته‌سازی فشار، تکانه، انرژی، نرخ اتلاف ویژه، انرژی جنبشی توربولانس، میانگین کسر مخلوط و واریانس کسر مخلوط روش مرتبه دوم بالادستی بوده و به دلیل تراکم‌پذیری، معادلات جرم و حرارت هم‌زمان حل می‌شوند، لذا معادله انرژی فعال می‌شود. سپس محصولات تولیدی وارد می‌شود. برای محاسبه جرم‌مخصوص، گاز در حالت ایده‌آل فرض می‌شود. با این انتخاب فلوئنت از معادله حالت گاز ایده‌آل، فشار، دما و جرم‌مخصوص را محاسبه می‌کند. با سروکار داشتن فشارهای مطلق برای تحلیل جریان مافوق صوت مقدار فشار عملیاتی برابر صفر و سایر فشارها نسبت به آن سنجش می‌شود. بقیه موارد ورودی از جمله شرایط مرزی و فرمولاسیون سوخت مطابق مقادیر پیش‌گفته در نظر گرفته می‌شود.

پاشنده

در کار تجربی انجام شده از چهار نوع پاشنده سردوشی استفاده شده است که مشخصات آن‌ها مانند تعداد، قطر، طول و نحوه قرارگیری روزنه‌ها در جدول ۳ گزارش شده است.

جدول ۳- مشخصات چهار نوع پاشنده سردوشی [۲۳].

Table 3- Properties of the 4 types of SH injectors [23].

Injector Name	Orifices Layout	Number of Orifices	Orifice Diameter (mm)	Orifice Length (mm)
1		11	1.4	7.0
2		11	1.9	7.0
3		21	1.4	7.0
4		71	0.8	7.0

استقلال نتایج از کیفیت مش

ارزیابی عدم وابستگی نتایج از کیفیت و تعداد مش، یکی از مراحل ضروری در هر شبیه‌سازی عددی است. با اطمینان از استقلال نتایج، می‌توان به دقت نتایج بدست آمده اعتماد کرد و از بهینه‌سازی منابع محاسباتی اطمینان حاصل کرد. در شبیه‌سازی‌های عددی، به خصوص در حوزه دینامیک سیالات محاسباتی، مفهوم استقلال نتایج از کیفیت و تعداد مش به این معناست که نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی، به کیفیت و تعداد المان‌های مدل‌سازی در دامنه حل، وابسته نباشد. به عبارت دیگر، با افزایش کیفیت و تعداد مش‌ها، نتایج شبیه‌سازی به یک مقدار نهایی همگرا شده و تغییرات قابل توجهی در نتایج مشاهده نشود. کیفیت مش به نحوه تقسیم‌بندی دامنه مسئله به المان‌های کوچک‌تر گفته می‌شود. یک مش با کیفیت خوب، المان‌هایی با اندازه و شکل مناسب دارد و از توزیع یکنواخت برخوردار است. با بررسی استقلال نتایج، می‌توان به تعداد و کیفیت بهینه مش‌ها برای رسیدن به نتایج دقیق دست یافت. استفاده از مش‌های بیش از حد ریز، منجر به افزایش زمان محاسبات و مصرف منابع محاسباتی می‌شود، در حالی که استفاده از مش‌های خیلی درشت ممکن است به نتایج نادرست منجر شود. نوع المان‌های استفاده شده در مش نیز روی دقت و کارایی شبیه‌سازی تأثیرگذار است. با تغییر اندازه مش‌ها و مقایسه نتایج، می‌توان به استقلال نتایج پی برد. رعایت پالایش مش در نواحی بحرانی نیز با اهمیت است؛ به طوری که در برخی نواحی از دامنه مسئله نظیر نواحی مرزی یا نواحی با تغییرات شدید جریان که گرادیان متغیرهای وابسته زیاد است از مش‌های ریزتر بهره گرفته می‌شود.

با افزایش تدریجی چگالی مش، نتایج پارامترهای کلیدی نظیر فشار مورد بررسی قرار می‌گیرند. اگر تغییرات در نتایج به یک مقدار ناچیز کاهش یابد، آن‌گاه شبیه‌سازی به استقلال نتایج از کیفیت مش رسیده است. اهمیت این مفهوم در کاهش هزینه‌های محاسباتی و افزایش دقت نتایج شبیه‌سازی است. استقلال از مش اطمینان می‌دهد که نتایج به‌دست آمده بازتابی دقیق از پدیده فیزیکی هستند و تأثیر خطاهای عددی ناشی از گسسته‌سازی به حداقل رسیده است. شبیه‌سازی‌ها بر پایه تنوعی از شبکه‌بندی‌ها با اختلاف در تعداد سلول مطابق شکل ۶ صورت گرفته است. برای استقلال نتایج از کیفیت شبکه از کمیت فشار برای نمونه شبیه‌سازی ۱-۱ نسبت به محور محفظه احتراق، برای پنج نوع شبکه‌بندی با تعداد سلول‌های متفاوت استفاده شد. برای انجام شبیه‌سازی با توجه به زمان دستیابی به مقادیر باقی‌مانده کمتر از 10^{-6} ، صرفه‌جویی ۹۰ دقیقه‌ای در زمان، اختلاف فشار کمتر از ۰/۲ bar و نزدیکی مقادیر فشار بدست آمده از شبیه‌سازی نسبت به کار آزمایشگاهی [۲۳]؛ با اختیار ۱۹۲۶۶ سلول استفاده شده است. برای شبیه‌سازی از یک رایانه رومیزی با CPU هفت هسته‌ای اینتل نسل دوازدهم مدل ۱۲۷۰۰ استفاده شده است.

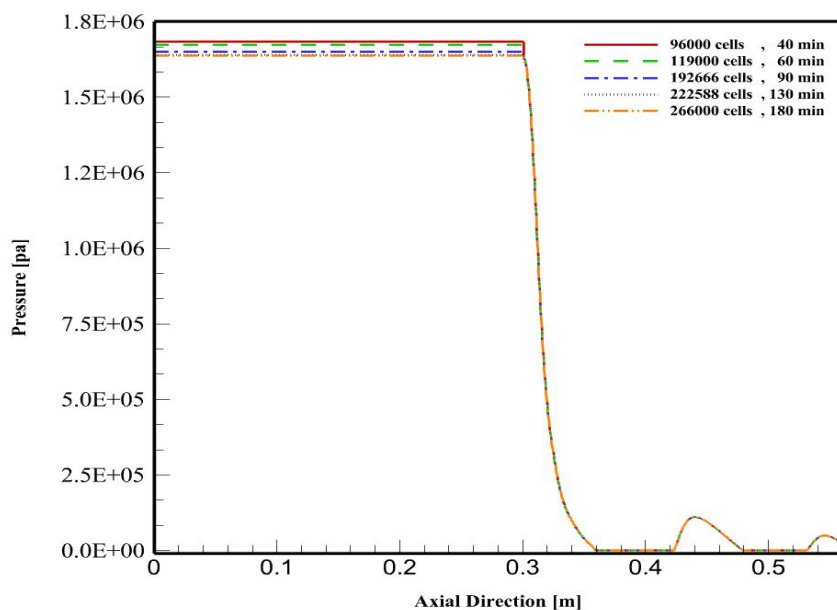


Figure 6- The independence diagram of the results from the mesh pressure distribution in hybrid rocket engine combustion.

شکل ۶- نمودار استقلال نتایج از مش توزیع فشار در محفظه احتراق موتور

اعتبارسنجی

یکی از اقدامات مهم و اساسی در شبیه‌سازی فرآیندهای شیمیایی، معترسازی نتایج و مقایسه آن‌ها با داده‌های تجربی است. مبنای معترسازی نتایج شبیه‌سازی عددی حاضر فعالیت پژوهشی دکیک و همکاران [۲۴] است که اعتبارسنجی فعالیت آن‌ها توسط فعالیت تجربی بوزاین و همکاران [۲۳] که بررسی هندسه پاشنده‌های اکسیدکننده محوری بر روی یک موتور راکت هیبریدی با سوخت پارافین و اکسیدکننده دی نیتروژن اکسید بود صورت گرفته است. مقایسه‌های تطبیقی در این خصوص به عمل آمده است. نتایج حاصل از مقادیر تجربی و نتایج حاصل از شبیه‌سازی دوبعدی در جدول ۴ آورده شده است و درصد خطاهای کمیت‌های فشار محفظه، تراست و ایمپالس ویژه نمایش داده شده است. در انتهای جدول میانگین درصد خطا مشخص شده است. طبق فرض شبیه‌سازی عددی [۲۴] بیشترین تطبیق با یک پاشنده از نوع سردوشی است و میانگین اختلاف حاصل از نتایج شبیه‌سازی دو بعدی نسبت به مقادیر بدست آمده از آزمایشات کمتر از ۷ درصد است.

جدول ۴- خلاصه نتایج تجربی و شبیه‌سازی با چهار انژکتور سردوشی مختلف صورت گرفته [۲۴].

Table 4- Summary of experimental and simulation results with 4 different showerhead injectors [24].

cases	\overline{m}_{ox} [g/s]	\overline{m}_{fuel} [g/s]	$\overline{O/F}$	$P_{chamber}$ [bar]		F [N]		I_{sp} [s]		Errors		
				exp	sim	ex	sim	exp	sim	$P_{chamber}$	F	I_{sp}
1-1	386.4	148.6	2.6	17.9	16.5	879	796	167.5	151.5	7.82	9.49	9.51
1-2	380.3	152.1	2.5	17	16.8	768	808	147.1	154.8	1.18	-5.31	-5.27
1-3	386.9	161.2	2.4	17.2	17	835	818	155.3	152.1	1.16	2.01	2.01
1-4	393.8	145.9	2.7	17.7	17.8	862	851	162.9	160.7	-0.56	1.24	1.29
2-1	529.2	147	3.6	24.1	23.8	1142	1232	172.2	185.8	1.24	-7.64	-7.91
2-2	542.5	150.7	3.6	24.4	24.1	1100	1247	161.8	182.2	1.22	-13.36	-12.59
2-3	528.9	155.6	3.4	23.1	22.7	1082	1218	161.2	181.4	1.73	-12.61	-12.56
3-1	538.3	153.8	3.5	22.8	22.7	1100	1247	162	183.7	0.42	-13.42	-13.43
3-2	543.2	150.9	3.6	23.8	23.5	1168	1252	171.5	184.1	1.26	-7.23	-7.25
3-3	537.6	153.6	3.5	24.4	24.1	1183	1264	174.5	186.4	1.22	-6.86	-6.84
4-1	550	157.1	3.5	24.1	23.8	1172	1280	169	184.6	1.24	-9.26	-9.24
4-2	537.5	153.6	3.5	23.3	23	1131	1263	166.8	182.4	1.28	-11.72	-9.36
4-3	544.5	155.6	3.5	24.3	23.7	1137	1268	165.6	184.7	2.46	-11.58	-11.55
Average										1.67	-6.65	-6.40

بحث و نتایج

سرعت محوری

شکل ۷ بیانگر تغییرات سرعت محوری نسبت به محور محفظه احتراق در ناحیه تقارن محوری برای چهار نوع پاشنده شامل سیزده نمونه شبیه‌سازی است. به طور کلی سرعت جریان در گلوگاه نازل به علت کاهش سطح مقطع دچار افزایش نمایی شده است. در پاشنده نوع اول، نمونه مربوط به ۱-۱ در مقایسه با دیگر نمونه‌ها عملکردی مطلوبی نداشته و جریان سرعت کمتری به خود گرفته است و نمونه ۱-۴ بهترین عملکرد را نشان داده و بیشینه سرعتی معادل با ۲۳۱۳ متر بر ثانیه را ثبت کرده است.

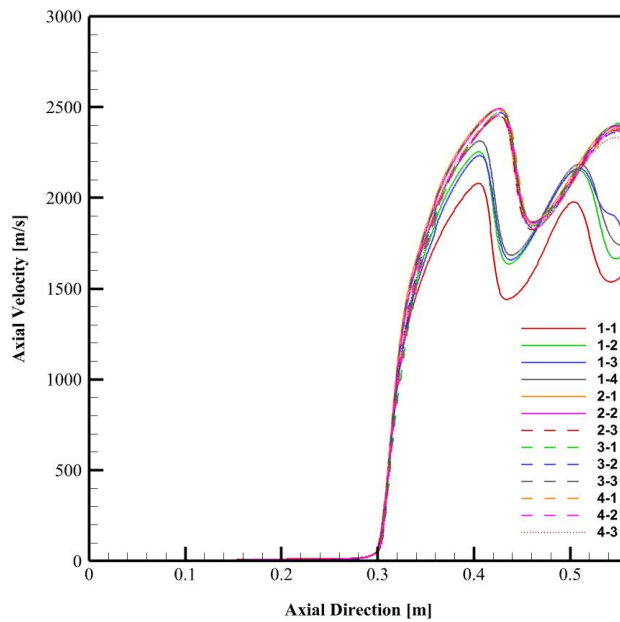


Figure 7- Showing changes in axial velocity relative to the length of the combustion chamber on the axis of symmetry.

شکل ۷- نمایش تغییرات سرعت محوری نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن.

در پاشنده نوع دوم تمامی سه نمونه مورد بررسی روندی منطبق بر یکدیگر داشته و نمونه ۲-۲ دارای بیشینه سرعتی معادل با ۲۴۹۲ m/s را در گلوگاه است. پاشنده نوع سوم و چهارم نیز مشابه با نمونه دوم برای تمامی نمونه‌ها رفتاری مشابه و منطبق را نشان می‌دهد و بیشینه سرعت محوری مربوط به نمونه ۳-۳ معادل با ۲۴۹۴ m/s است. به طور کلی در میان چهار نوع پاشنده آزمایش شده، نمونه آزمایشی دوم عملکردی مطلوب‌تر را از خود نشان داده و میانگین بالاتر از بیشینه سرعتی را ثبت کرده است.

سرعت شعاعی

در شکل ۸ تغییرات سرعت شعاعی نسبت به طول محفظه احتراق و ناحیه محاسباتی خروجی از نازل که برابر با ۰/۵۶۰۲۵ m است. به همانند نمودارهای سرعت محوری برای نمونه ۱-۱ عملکردی ضعیف از خود نشان داده و سرعت شعاعی توزیعی نامناسب را داراست. نمونه ۱-۴ بیشینه سرعت شعاعی معادل با ۱۰ m/s و کمینه ۱۳ m/s را ثبت کرده است. در پاشنده نوع دوم شبیه‌سازی که برای سه نمونه مختلف اعمال شده است. در ابتدا و قسمت گلوگاه نازل مشخص است که نمونه شبیه‌سازی ۲-۱ عملکردی بهتر داشته و با کمی اختلاف بیشینه سرعت شعاعی معادل با ۱۱ m/s را ثبت کرده است. در ادامه تمامی خطوط نمودارها بر یکدیگر منطبق بوده و اختلافی با یکدیگر ندارند. در پاشنده نوع سوم، نمونه ۳-۳ در قسمت گلوگاه عملکردی بهتر

از خود نشان داده و بیشینه سرعتی معادل با ۱۱ m/s را ثبت نموده که نشان دهنده احتراق بهتر و تولید گازهای داغ بیشتر است. در پاشنده نوع چهارم تمامی نمونه‌های بررسی شده بسیار منطبق بر هم بوده و اختلاف چشمگیری وجود ندارد. از این میان در این نمونه آزمایشی نمونه ۲-۴ در قسمت گلوگاه خود دارای کمی واگرایی سرعت است. عملکرد سرعت شعاعی بیشترین مقدار مربوط به نمونه ۲-۱ و ۳-۳ و کمترین مقدار مربوط به نمونه ۲-۴ معادل با ۱۵ m/s- است.

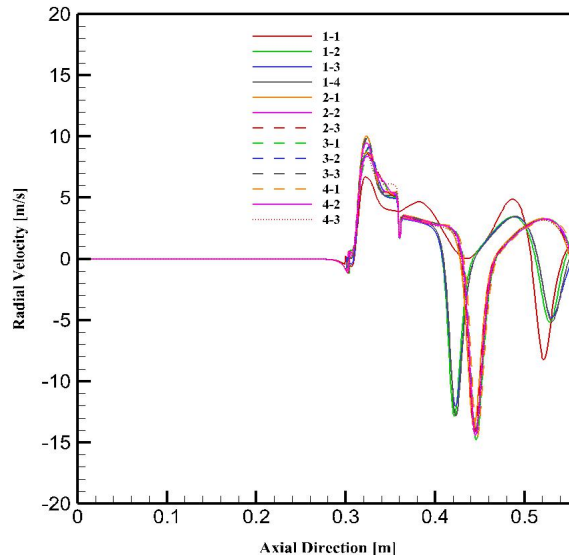


Figure 8- Representation of changes in radial velocity relative to the length of the combustion chamber on the axis of symmetry.

شکل ۸- نمایش تغییرات سرعت شعاعی نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن.

تغییرات فشار

در شکل ۹ تغییرات فشار نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن مورد بررسی قرار گرفته است. در هر چهار نوع پاشنده شبیه‌سازی شده، فشار ورودی متفاوت که به علت شرایط مرزی شبیه‌سازی؛ قابل ملاحظه است.

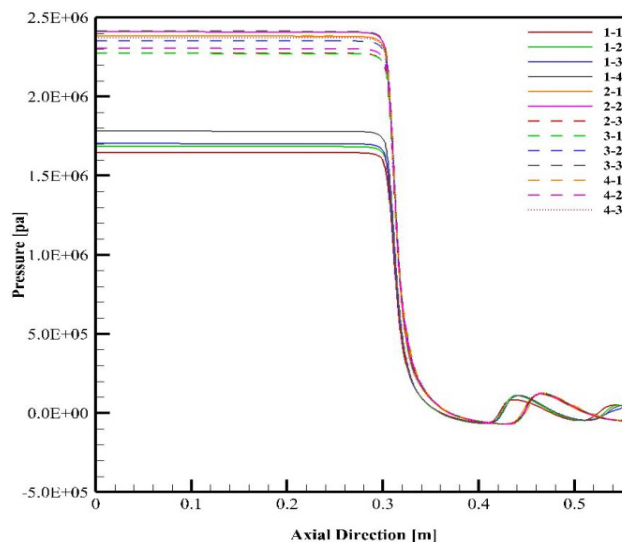


Figure 9- Display of pressure changes relative to the length of the combustion chamber on the axis of symmetry.

شکل ۹- نمایش تغییرات فشار نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن

در نمونه‌های شبیه‌سازی، مقدار افت فشار پس از گلوگاه و ترمیم آن در خروجی نازل قابل مشاهده است و با توجه به نمودارهای پیشین سرعت میزان اختلاف در فشار نمونه‌ها با یکدیگر قابل انتظار است. تفاوت اصلی پاشنده نوع اول با دیگر پاشنده‌ها در میزان افزایش فشار در خروجی است که در پاشنده‌های دیگر این مقدار فشار صفر به معنی تخلیه در فشار اتمسفریک بوده و اختلاف فشار و در نتیجه گسترش بیش از حد سیال وجود ندارد اما در نمونه آزمایشی اول میزان فشار، حالتی صعودی داشته که حاکی از شرایط فرا-انبساطی در خروجی است و باعث کاهش کارایی نازل می‌شود. در مابقی نمونه‌های آزمایشی، تمامی نمونه‌ها از یک روند تقریباً مشابه پیروی کرده‌اند و بیشترین فشار مربوط به نمونه‌های ۳-۳ و ۲-۲ معادل با ۲۴/۱ bar و کمترین مقدار مربوط به نمونه ۱-۱ برابر ۱۶/۵ bar است.

تغییرات دما

در شکل ۱۰ با توجه به نمونه‌های پاشنده اول شبیه‌سازی و نمونه ۱-۱ ناهمگونی همچون نمونه‌های مشاهده شده در نمودارهای سرعت و فشار قابل مشاهده است. در پاشنده نوع دوم نمونه ۲-۱ شبیه‌سازی دارای بیشینه دما ۲۹۲۰ K است که با توجه به داشتن سرعت بالاتر از بقیه این مقدار بیشتر بودن دما نیز قابل انتظار بوده است. در شبیه‌سازی پاشنده نوع دوم تمامی نمونه‌ها رفتاری مشابه داشته و نمودارها از درصد مطابقت بالایی برخوردار است. در پاشنده نوع سوم، نمونه ۳-۱ با ۲۸۷۳ K به ثبت رسیده است. در پاشنده نوع چهارم شبیه‌سازی اختلاف فاحشی میان نمونه ۳-۳ و مابقی نمونه‌ها وجود دارد و افت دما چشمگیر است که می‌تواند ناشی از پیشرفت کمتر واکنش احتراق در داخل دامنه باشد. در این نمونه شبیه‌سازی بیشینه سرعت برای نمونه ۴-۲ بوده و بیشینه دما ۲۹۰۲ K را ثبت کرده است. مشاهده می‌شود که در ناحیه خروجی نازل دما به بیشترین مقدار خود می‌رسد و مطابق شکل ۱۷-۴ در این ناحیه CO_2 که محصول اصلی واکنش احتراق و نشان‌دهنده پیشرفت و انجام واکنش است، روند کاملاً مشابهی با نمودار دما دارد.

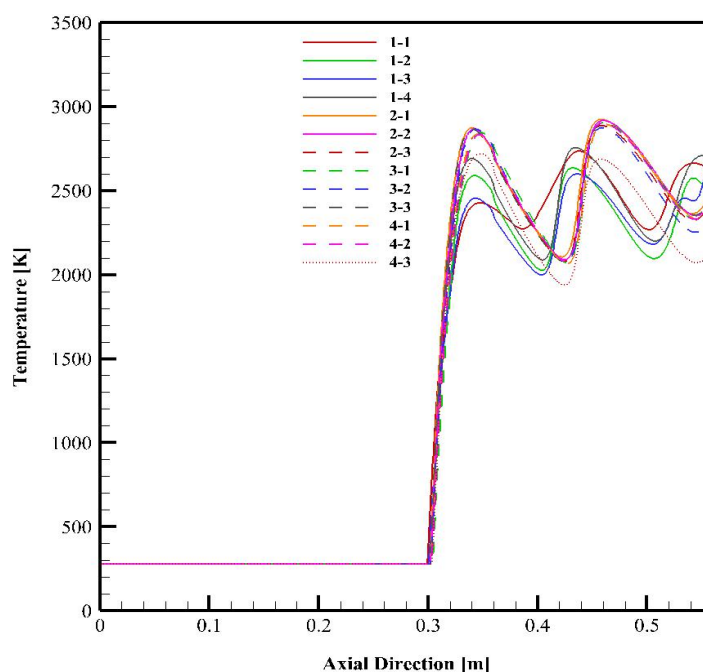


Figure 10- Display of temperature changes basis of the length of the combustion chamber on the axis of symmetry.

شکل ۱۰- نمایش تغییرات دما نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن.

تغییرات دانسیته واکنش دهنده‌ها

در شکل ۱۱ تغییرات دانسیته در دامنه شبیه‌سازی نشان داده شده است. در واکنش تک مرحله‌ای کمیت دانسیته مربوط به سیال واکنش دهنده (گاز اتیلن و گاز دی نیتروژن اکسید) است. مقدار متفاوت دانسیته در محفظه احتراق ناشی از ترکیبات متفاوت سوخت و اکسیدکننده است. در تمامی نمونه‌ها نیز مشخص است که با ورود سیال به گلوگاه و نازل همگرا-واگرا، شرایط بر اثر تراکم‌پذیری تغییر پیدا کرده‌اند و بنا به وقوع واکنش و کاهش مقدار واکنشگرها در قسمت نازل مقادیر دانسیته به فرم نمایی کاهش پیدا کرده است. در پاشنده نوع اول چهار نمونه رفتار مشابهی بهم دارند و بیشترین مقدار دانسیته مربوط به نمونه ۱-۴ است که طبق دبی جرمی ورودی بالاتر اکسیدکننده و فشار محفظه بیشتر نسبت به سایرین منطقی بوده و 36 kg/m^3 است. در پاشنده نوع دوم بیشترین مقدار دانسیته مربوط به نمونه ۲-۲ است که طبق دبی جرمی بالاتر شرایط مرزی ورودی و فشار محفظه بیشتر (48 kg/m^3) منطقی است. در پاشنده نوع سوم بیشترین مقدار دانسیته مربوط به نمونه ۳-۳ است که دارای بیشینه فشار محفظه است. به موجب قابلیت تراکم و دبی جرمی متوسط بالاتر واکنش دهنده‌ها (49 kg/m^3) قابل اطمینان است در پاشنده نوع چهارم بیشترین مقدار دانسیته مربوط به نمونه ۴-۱ است که دارای بیشینه فشار محفظه نسبت به سایر نمونه‌های پاشنده چهارم است، به دلیل تراکم‌پذیری و دبی جرمی متوسط بالاتر واکنش دهنده‌ها کمیت (48 kg/m^3) قابل اعتماد است.

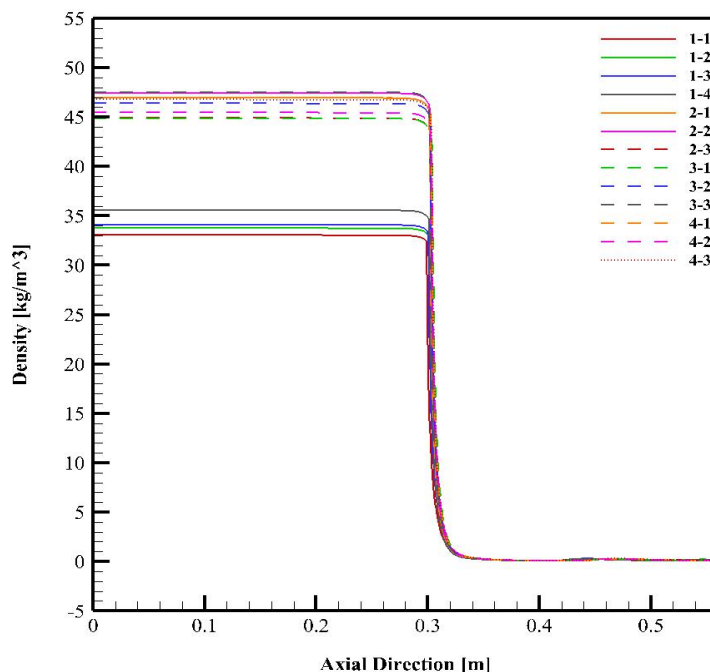


Figure 11- Representation of changes in density relative to the length of the combustion chamber on the axis of symmetry.

شکل ۱۱- نمایش تغییرات دانسیته نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن.

تغییرات آنتالپی

در شکل ۱۲ تغییرات آنتالپی نسبت به طول محفظه احتراق و ناحیه محاسباتی نمایش داده شده است. در پیشراجه به انرژی جنبشی گازهای خروجی مرتبط است. همچنین از موارد تأثیرگذار دیگر بر تغییرات آنتالپی می‌توان به تغییرات فشار و سرعت اشاره کرد. در این نمودارها نیز میزان تغییرات آنتالپی منطبق بر تغییرات بررسی شده پیشین سرعت و فشار و دما است. در قسمت گلوگاه نازل به علت پیشرفت واکنش و تولید فرآورده، افزایش دما، کاهش فشار و افزایش سرعت جریان سیال، تغییرات آنتالپی به صورت نمایی در این قسمت رخ می‌دهد.

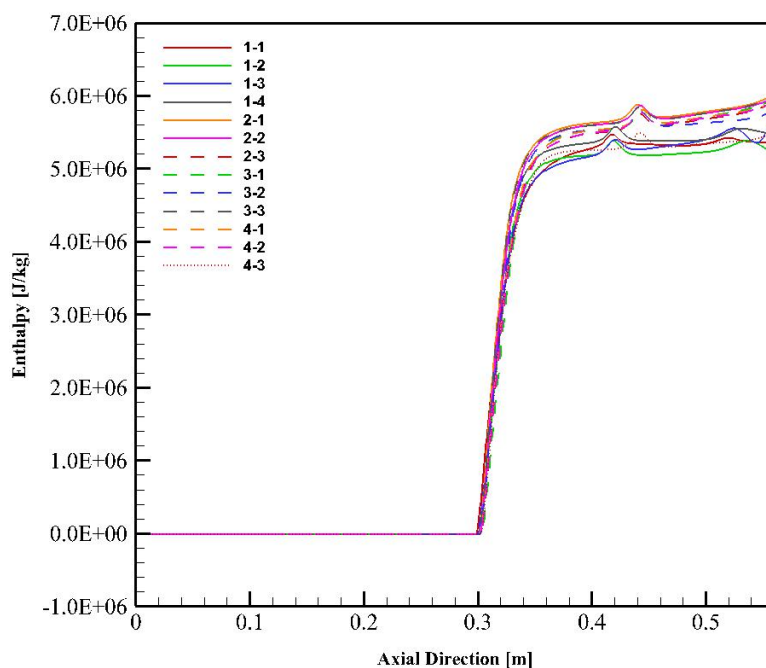


Figure 12- Representation of enthalpy changes relative to the length of the combustion chamber on the axis of symmetry.

شکل ۱۲- نمایش تغییرات آنتالپی نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن.

در پاشنده نوع اول نمونه‌ها دارای رفتار متفاوتی به ویژه در ناحیه محاسباتی پس از نازل می‌باشند و در سایر پاشنده‌ها و نسبت‌های مختلف O/F تمامی نمونه‌ها رفتاری مشابه دارند. در پاشنده نوع دوم، نمونه شبیه‌سازی ۲-۳ کمترین میزان تغییرات آنتالپی را داشته در پاشنده نوع سوم، نمونه شبیه‌سازی ۳-۲ کمترین میزان تغییرات آنتالپی را داشته و در پاشنده نوع چهارم، نمونه ۴-۱ بیشترین مقدار تغییرات مربوط به آنتالپی را نشان می‌دهد.

تغییرات آنتروپی

شکل ۱۳ مربوط به تغییرات آنتروپی نسبت به طول محفظه احتراق و ناحیه محاسباتی خروجی است. در شبیه‌سازی صورت گرفته تغییر در آنتروپی تحت تأثیر عوامل متعددی مرتبط با انبساط و شتاب گازها از طریق نازل است. آنتروپی معیاری از بی‌نظمی یا تصادفی بودن یک سیستم است. از زمره عوامل کلیدی در تغییر آنتروپی در شبیه‌سازی نازل راکت برگشت‌پذیری فرآیندهاست. انبساط گازها در نازل راکت معمولاً بسیار غیرقابل برگشت است. فرآیندهای برگشت‌ناپذیر تمایل به افزایش آنتروپی دارند. در نازل، تبدیل انرژی حرارتی به انرژی جنبشی با اتلاف انرژی به محیط اطراف همراه است که منجر به افزایش آنتروپی می‌شود. در مورد امواج ضربه‌ای نیز، با شتاب گرفتن گازها از طریق نازل و رسیدن به سرعت مافوق صوت، امواج ضربه‌ای ایجاد می‌شود که تشکیل آن با افزایش آنتروپی به دلیل تغییرات ناگهانی در فشار، دما و خواص جریان همراه است. با تمرکز بر تأثیر اصطکاک، اغلب فعل و انفعالاتی بین گازهای پرسرعت و دیواره‌های نازل در درون نازل موجود است. این فعل و انفعالات می‌تواند منجر به اثرات اصطکاکی و اتلاف انرژی و افزایش آنتروپی شود. انبساط گازها از فشار و دمای بالا در محفظه احتراق به فشار و دمای پایین در نازل به افزایش کمیت آنتروپی کمک می‌کند.

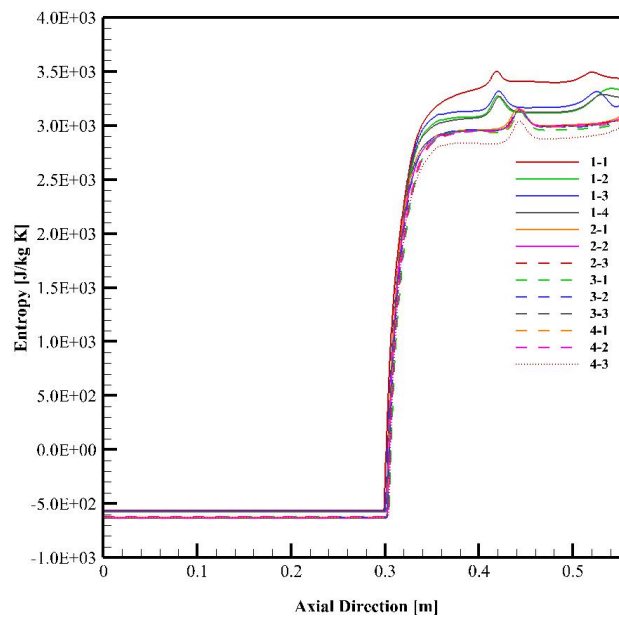


Figure 13- Representation of entropy changes relative to the length of the combustion chamber on the axis of symmetry.

شکل ۱۳- نمایش تغییرات آنترپوی نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن.

تغییرات انرژی جنبشی آشفته

در شکل ۱۴ تغییرات انرژی جنبشی آشفته نسبت به طول محفظه احتراق و ناحیه محاسباتی است. انرژی جنبشی آشفته اندازه گیری انرژی جنبشی مرتبط با حرکت آشفته در یک جریان سیال است. آشفته به حرکت آشفته و نامنظم عناصر سیال اشاره دارد که با نوسانات سرعت، فشار و دانسیته مشخص می شود.

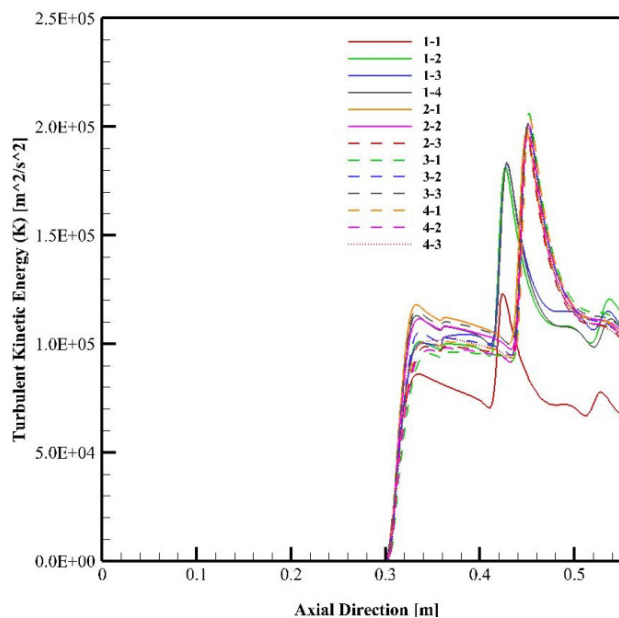


Figure 14- Representation of Turbulence Kinetic Energy changes relative to the length of the combustion chamber on the axis of symmetry.

شکل ۱۴- نمایش تغییرات انرژی جنبشی آشفته نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن.

با توجه به این موارد، نمودار انرژی جنبشی آشفته برای پاشنده نوع اول شبیه‌سازی، همانند تغییرات فشار، دانسیته و سرعت نشان از عملکرد نامطلوب نمونه ۱-۱ دارد و آشفته‌گی بسیار کم به وجود آمده حکایت می‌کند. در این نمونه شبیه‌سازی بیشترین میزان آشفته‌گی مشاهده شده برای نمونه ۱-۴ است که مقداری برابر با $1/83e+5$ را نشان می‌دهد که در گلوگاه ایجاد می‌شود. در نمودار پاشنده نوع دوم شبیه‌سازی نیز، بیشترین مقدار آشفته‌گی مربوط به نمونه ۲-۲ برابر با $2/00e+5$ است. در پاشنده نوع سوم شبیه‌سازی، تمامی نمونه‌ها رفتاری مشابه را نشان داده‌اند و بیشینه مقداری که ثبت شده مربوط به نمونه ۳-۱ برابر با $2/06e+5$ است. پاشنده نوع چهارم شبیه‌سازی، تمامی نمونه‌ها رفتاری مشابه را نشان داده‌اند و بیشینه مقداری که ثبت شده مربوط به نمونه ۴-۱ برابر با $2/03e+5$ است.

تغییرات نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفته‌گی

نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفته‌گی یک پارامتر کلیدی در مطالعه جریان‌های آشفته است که بینش‌هایی را در مورد نرخ تبدیل انرژی جنبشی آشفته به انرژی داخلی از طریق فرآیندهای ویسکوز ارائه می‌دهد. همان‌طور که حرکت آشفته در یک سیال رخ می‌دهد، با نوسانات نامنظم در سرعت، فشار و دانسیته مشخص می‌شود. نرخ اتلاف اغتشاش میزان تبدیل این انرژی جنبشی آشفته به گرما را به دلیل اثرات چسبناک درون سیال تعیین می‌کند. در شکل ۱۵ این مقدار برای نمونه‌های شبیه‌سازی و نمونه‌های متناظر رسم شده است. آنچه مشخص است در پاشنده نوع اول شبیه‌سازی، نمونه ۱-۱ کمترین میزان آشفته‌گی را در بر دارد. میزان اتلاف اغتشاش نیز کمینه است در نمونه ۱-۴ نیز که بیشترین میزان معادل با $3/03e+9$ را در بر دارد، نرخ اتلاف اغتشاش بیشینه است. در پاشنده نوع دوم شبیه‌سازی، نمونه ۲-۲ بیشترین مقدار اتلاف اغتشاش را در مقایسه با دیگر پارامترها معادل با $3/37e+9$ نشان می‌دهد. پاشنده نوع سوم شبیه‌سازی این مقدار بیشینه مربوط به نمونه ۳-۳ معادل با $3/48e+9$ است. پاشنده نوع چهارم شبیه‌سازی این مقدار بیشینه مربوط به نمونه ۴-۱ معادل با $3/43e+9$ است.

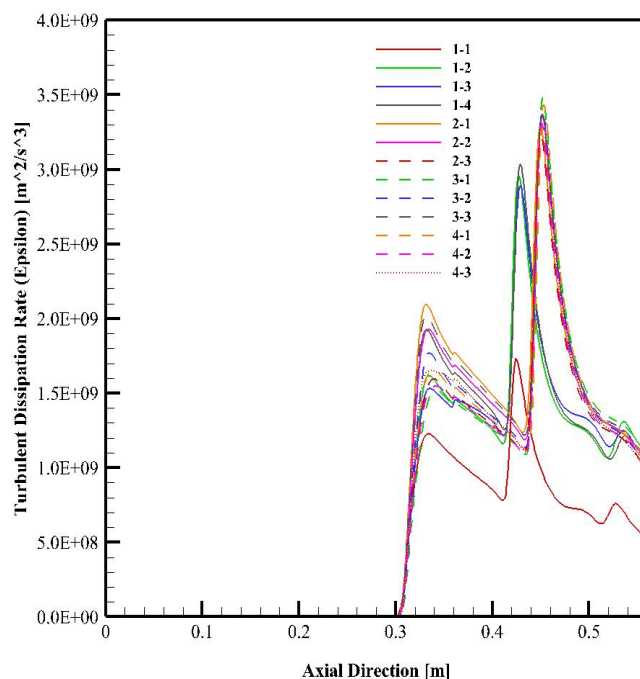


Figure 15- Representation of turbulent dissipation rate changes relative to the length of the combustion chamber on the axis of symmetry.

شکل ۱۵ - نمایش تغییرات نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفته‌گی نسبت به طول محفظه احتراق روی محور تقارن.

توزیع دمای موتور راکت هیبریدی

از ملاحظه نمودار ابری توزیع دما در شکل ۱۶ دیده می‌شود یک پایداری قابل توجه در لایه موج (شوک) و الگوی توزیع دما فراگیر وجود دارد. با این حال، یک تمایز مشخص در حداکثر مقادیر دما در این نمودارها به وجود می‌آید، که نشان‌دهنده تغییر حرارتی قابل توجهی است. به عنوان مثال، دما در نمودار الف به ۲۷۵۹ K می‌رسد که دارای اختلاف زیاد با ۳۱۴۲ K در نمودار سی است. نکته قابل توجه، لایه‌های شوک حرارتی نابرابری‌های ظریف را بین نمودار الف نشان می‌دهند، نمودار ب که لایه‌های کمی قوی‌تر را نشان می‌دهد که باعث ایجاد الماس شوک می‌شود که پدیده فیزیکی است که در شرایط تغییرات بالای فشار، دما و دانسیته مانند ناحیه خروجی از نازل رخ می‌دهد. الماس شوک به دلیل شباهت ساختاری آن با الماس شناخته می‌شود. متمایزتر می‌شود. دما، فشار و سرعت سیال افزایش یافته در این حالت به اثرات شدید شوک حرارتی کمک می‌کند و در شکل‌گیری الماس‌های شوک تعریف شده در نمودارهای بی، سی و دی تأثیر بسزایی را دارد. در طول این نمودارهای ابری توزیع، یک الگوی قابل تشخیص پدیدار می‌شود، که نشانگر وجود یک نازل متوسط است. تأثیر نازل به طور مداوم در نمودارهای متنوع آشکار است و به طور ظریف بر توزیع دما تأثیر می‌گذارد. این مشاهدات بر اهمیت در نظر گرفتن نقش نازل در شکل دادن به چشم انداز حرارتی تأکید می‌کند.

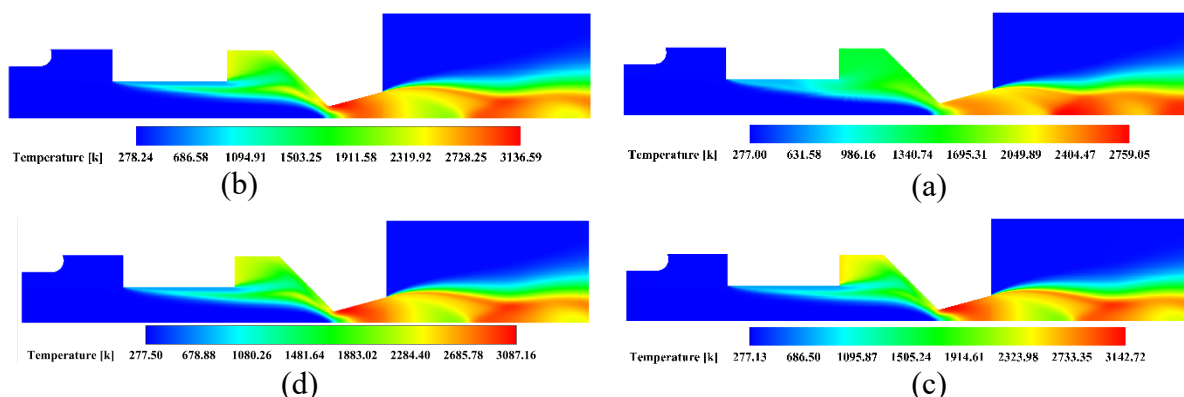


Figure 16- temperature cloud distribution in the chamber and computational area after the nozzle; a) For the simulation case 1-1. b) For simulation case 1-2. c) For simulation case 1-3. d) for simulation case 1-4.

شکل ۱۶ - توزیع ابری دما در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل؛ الف) برای حالت ۱-۱ شبیه‌سازی. ب) برای حالت ۱-۲ شبیه‌سازی. ج) برای حالت ۱-۳ شبیه‌سازی. د) برای حالت ۱-۴ شبیه‌سازی.

توزیع دانسیته موتور راکت هیبریدی

نمودار توزیع ابری دانسیته برای نمونه‌های اول هر پاشنده شبیه‌سازی شده در شکل ۱۷ نمایش داده شده‌اند. با توجه به این نمودار می‌توان شکل‌گیری مناطق متراکم شده در داخل هندسه و دامنه محاسباتی را مشاهده نمود، همان‌طور که در بررسی شکل ۱۱ اشاره شد دانسیته نشان‌دهنده مقادیر واکنش دهنده بوده و در ناحیه پاشش اکسیدکننده و پیش‌محفظه احتراق که سوخت و اکسیدکننده با هم به طور کامل ترکیب نشده و واکنش کامل رخ نداده است به مقدار بیشینه و رنگ قرمز نمایش داده شده است. مقادیر دانسیته به شرایط مرزی شار جرمی ورودی سوخت، اکسیدکننده و فشار محفظه احتراق بستگی دارد. در این نمودارهای ابری به جهت کمتر بودن فشار و شار جرمی، در نمودار آ نیز جریان کمتر متراکم شده است. مقدار بیشینه مشاهده شده در نمودار بی و دی هم به علت تفاوت در فشار و همچنین مقادیر سوخت و اکسیدکننده است.

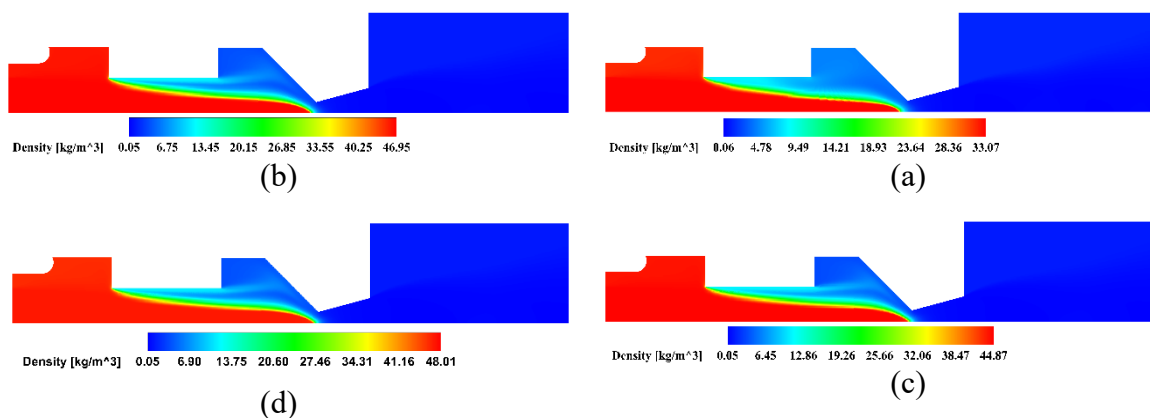


Figure 17- cloud density distribution in the chamber and computational area after the nozzle; a) For the simulation case 1-1. b) For simulation case 1-2. c) For simulation case 1-3. d) for simulation case 1-4.

شکل ۱۷ - توزیع ابری دانسیته در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل؛ الف) برای حالت ۱-۱ شبیه‌سازی. ب) برای حالت ۱-۲ شبیه‌سازی. ج) برای حالت ۱-۳ شبیه‌سازی. د) برای حالت ۱-۴ شبیه‌سازی.

توزیع ابری کمیت کسر مولی اجزای شرکت‌کننده در واکنش تجزیه گرمایی

با توجه به روابط واکنش‌های شیمیایی و همچنین شرایط مرزی ورودی، در نمونه ۱-۱ برای شبیه‌سازی اول، نمودارهای ابری توزیع کسر جرمی فراورده‌ها به شکل ۱۸ است.

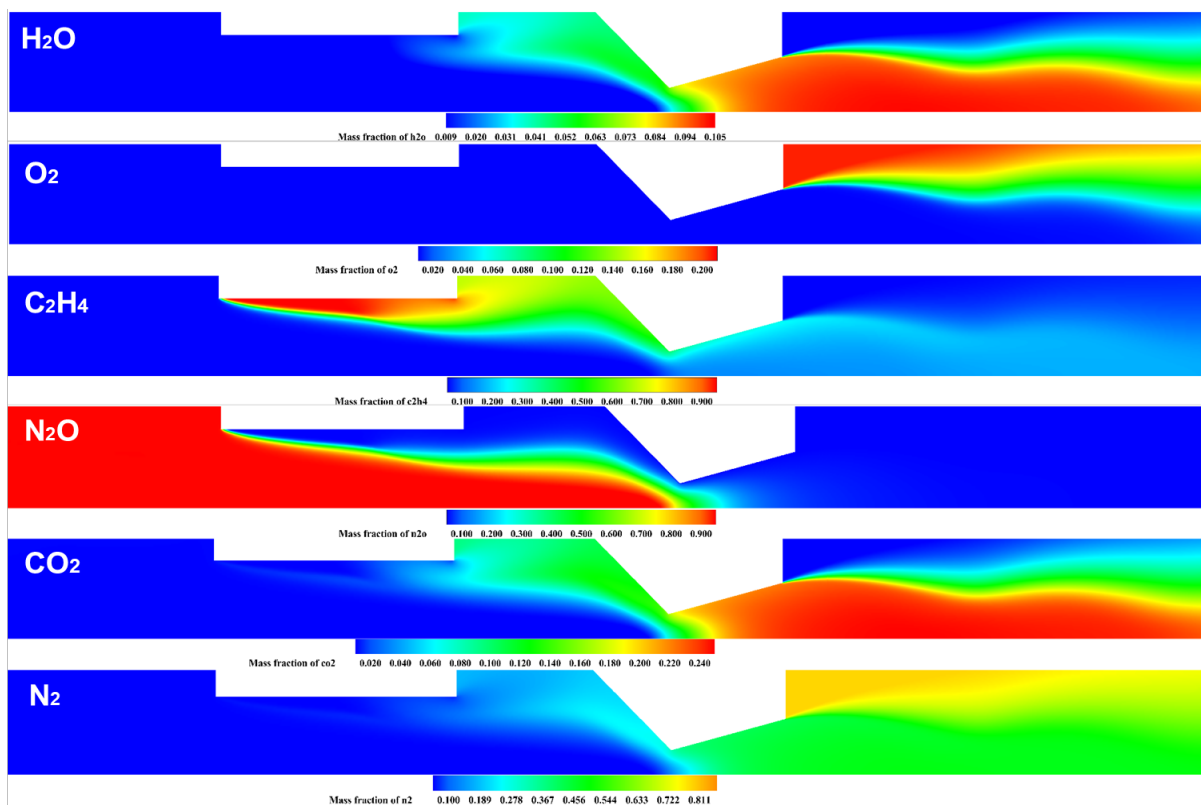


Figure 18- Cloud distribution of the mole fraction of components participating in the reaction of case 1-1.

شکل ۱۸ - توزیع ابری کسر مولی اجزای شرکت‌کننده در واکنش نمونه ۱-۱.

در نمایش توزیع ابری واضح است که چگونه واکنش دهنده‌ها (C_2H_4 و N_2O) طبق شرایط مرزی از قسمت پاشنده و محل تزریق سوخت با مقادیر بالای کسر جرمی وارد محفظه احتراق شده و طی تماس با یک دیگر واکنش داده و همراه با کسر جرمی به سمت نازل و خروجی راکت روانه و کمیت شان کاهش می‌یابد. فرآورده‌ها شامل N_2 ، CO_2 و H_2O ؛ داخل فضای محاسباتی پخش شده‌اند. مقادیر O_2 و N_2 در ناحیه محاسباتی (خروج از نازل) با شرایط مرزی ورود هوا معادل یک اتمسفر، دارای بیشترین مقدار کسر جرمی می‌باشند. از موارد قابل اشاره می‌توان به تغییرات N_2O پرداخت که مصرف دیر هنگام داشته و عملاً در واکنش احتراقی با تأخیر زمانی در نزدیکی گلوگاه مشارکت داشته است. مطابق توزیع ابری کسر مولی اجزای شرکت کننده، مازاد N_2O در خروج به عنوان یک آلاینده با مقداری کمتر از ۱۰ درصد مطرح است. همچنین افزایش فرآورده‌های احتراقی نظیر CO_2 و N_2 در نازل دارای کمیت‌های مقداری ویژه‌ای است در این میان پس از گلوگاه و در امتداد قسمت واگرای نازل، بخار آب به عنوان فرآورده جانبی احتراق با افزایش میزان کسر جرمی همراه است.

مقایسه تطبیقی پارامترهای عملکردی محفظه احتراق شبیه‌سازی

مقایسه تطبیقی میانگین فشار و سایر پارامترهای عملکردی محفظه احتراق موتور هیبریدی بر پایه تغییرات مشخصات پاشنده و شرایط مرزی آن‌ها در شبیه‌سازی صورت گرفته در دوبعد و سه بعد انجام شده است. به علت ازدیاد تعداد نمونه‌های شبیه‌سازی، پارامترهای مستقل، پارامترهای وابسته؛ اختصار در کلام، صرفه‌جویی در زمان و دستیابی به یک مقایسه آنی بین نمونه‌های شبیه‌سازی شده، ابتدا میانگین تمامی داده‌های شبیه‌سازی شده برای هر نوع پاشنده محاسبه شد و درصد تغییرات پارامترهای مختلف میانگین‌گیری شده پاشنده‌ها، نسبت به یکدیگر به صورت دوبعدی در جدول ۴ ارائه شده است.

جدول ۵- میانگین درصد تغییرات پاشنده‌ها در شبیه‌سازی حاضر.

Table 5- Average percent changes of injector in the present simulation.

	\dot{m}_{ox} [g/s]	\dot{m}_{fuel} [g/s]	O/F	P_{ch} [bar]	F [N]	I_{sp} [s]
Average percentage change from second type injector to first injector	37.92	-0.56	38.43	38.23	50.62	18.28
Average percentage change from third type injector to first injector	39.51	0.54	38.43	37.64	53.31	19.29
Average percentage change from fourth type injector to first injector	40.62	2.29	37.25	38.03	55.30	18.78
Average percentage change from third type injector to second injector	1.16	1.10	0.00	-0.42	1.79	0.85
Average percentage change from fourth type injector to second injector	1.96	2.87	-0.94	-0.14	3.10	0.42
Average percentage change from fourth type injector to third injector	0.8	1.75	-0.94	0.28	1.29	-0.43

مقایسه شبیه‌سازی دوبعدی و سه‌بعدی

شبیه‌سازی سه بعدی حالت پایدار با رویکرد ناویراستوکس با میانگین رینولدز و بهره‌گیری از مدل آشفتگی $k-\epsilon$ استاندارد همراه با مدل اتلاف گردابی به منظور اندرکنش شیمی-آشفتگی برای چهار نوع پاشنده نام برده شده در جدول ۳ انجام شده است. شبکه‌بندی از نوع منظم و ثابت به تعداد ۲۸۱۸۰۰۰ سلول برای جریان اکسیدکننده و سوخت در فاز گازی در نظر گرفته می‌شود که هندسه موتور و بخش محاسباتی خروجی شبیه‌سازی سه‌بعدی برای یک نمونه پاشنده (نوع چهارم) در شکل ۱۹ نمایش داده شده است.

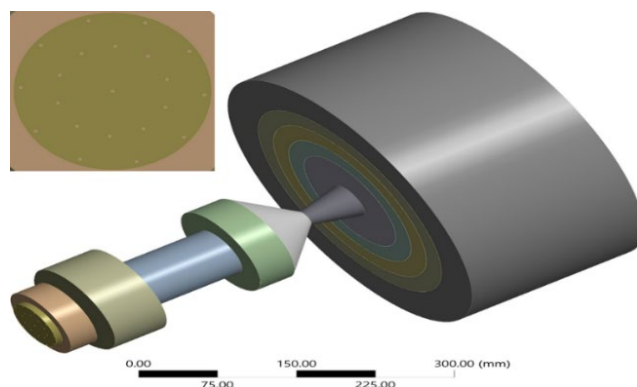


Figure 19- Engine geometry and 3D model display for an injector sample (4th type).

شکل ۱۹ - هندسه موتور و نمایش مدل سه بعدی برای یک نمونه پاشنده (نوع چهارم).

در جدول ۶ میانگین درصد خطای کمیت‌های فشار محفظه، تراست و ایمپالس ویژه برای هر نوع پاشنده در شبیه‌سازی حالت دوبعدی و سه بعدی نسبت به نتایج آزمایشگاهی [۲۳] ارائه شده است که بیشترین میانگین اختلاف حدود ۷ درصد است که با توجه به هزینه‌ی محاسباتی دوازده برابری حالت سه بعدی و صرفه‌جویی در زمان استفاده از مدل دو بعدی برای بررسی عددی تأثیر دبی جرمی و نسبت سوخت به اکسیدکننده بر تراست، ایمپالس ویژه و فشار محفظه راکت هیبریدی مبتنی بر احتراق سوخت پارافین پیشنهاد می‌شود.

جدول ۶- میانگین درصد خطای کمیت‌های فشار محفظه، تراست و ایمپالس ویژه برای هر نوع پاشنده در شبیه‌سازی حالت دوبعدی و سه بعدی نسبت به نتایج آزمایشگاهی.

Table 6- The average error percentage of chamber pressure, thrust and special impulse measurements for each type of sprinkler in two-dimensional and three-dimensional mode simulation compared to laboratory results.

Injector Type	Average Error $P_{chamber}$		Average Error F		Average Error I_{sp}	
	2D	3D	2D	3D	2D	3D
1	2.40	1.85	1.86	7.07	1.89	7.46
2	1.40	1.26	-11.31	-6.09	-11.03	-5.80
3	0.98	2.54	-9.17	-2.12	-9.18	-2.11
4	1.67	1.53	-10.86	-4.06	-10.05	-4.04

نتیجه‌گیری

در این شبیه‌سازی چهار نوع پاشنده مجزا مورد استفاده قرار گرفت. یک بررسی موازی با چهار مدل تزریق انجام شد که هر کدام مربوط به یک نمونه آزمایشی منفرد بود. هدف اصلی پاسخ به سؤالات مربوط به تأثیر روزه‌های ورودی اکسیدکننده، قطر روزه‌ها اکسیدکننده، آرایش آن‌ها برای تزریق اکسیدکننده در محفظه احتراق و نسبت اکسیدکننده به سوخت (O/F) بر فشار محفظه، تولید تراست، و ایمپالس ویژه موتور راکت هیبریدی که از دی‌نیتروژن اکسید به عنوان اکسیدکننده و سوخت پارافین استفاده می‌کند. این بررسی به جنبه‌های پیچیده مربوط به تعداد روزه‌های ورودی اکسیدکننده پرداخته و نقش این پارامتر را در دینامیک احتراق بررسی می‌کند. قطر روزه‌های ورودی اکسیدکننده به طور سیستماتیک تغییر کرده تا اثرات آن بر فرآیند احتراق مشخص شود. آرایش فضایی روزه‌ها در داخل محفظه احتراق با هدف تشخیص پیکربندی بهینه آن برای تسهیل تزریق کارآمد سوخت و اکسیدکننده مورد بررسی قرار گرفت.

پارافین سوختی ارزان، ایمن و پاک است که دارای بازه نقطه ذوب پایین (46°C تا 68°C) است و به علت ایجاد پدیده حباب، با موفقیت نقطه ضعف راکت هیبریدی که نرخ پسرفت پایین است را حل می‌کند. با کاهش درصد جرمی سوخت نسبت به اکسیدکننده و افزایش نسبت O/F تا مقدار $3/6$ ؛ فشار محفظه احتراق، تراست و ایمپالس ویژه افزایش می‌یابد. تفاوت میان پاشنده اول و دوم میانگین نسبت O/F از $2/55$ به $3/53$ افزایش یافته است که برابر با $38/43$ درصد است. با مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی دوبعدی در پاشنده دوم نسبت به اول میانگین فشار محفظه احتراق $38/22$ درصد افزایش، میانگین تراست $52/29$ درصد افزایش و میانگین ایمپالس ویژه $18/28$ درصد افزایش یافته است. پاشنده اول و سوم نسبت O/F از $2/55$ در پاشنده اول به $3/53$ در پاشنده سوم افزایش یافته که برابر با $38/43$ درصد است. با مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی دوبعدی در پاشنده سوم نسبت به پاشنده اول میانگین فشار محفظه احتراق $37/64$ درصد افزایش، میانگین تراست $53/31$ درصد افزایش و میانگین ایمپالس ویژه $19/28$ درصد افزایش یافته است. بیشترین مقدار میانگین اختلاف درصد خطا در کمیت‌های فشار محفظه، تراست و ایمپالس ویژه برای هر نوع پاشنده در شبیه‌سازی حالت دوبعدی و سه‌بعدی 7 درصد است.

منابع

- [1] Website: www.astronautix.com/s/solid.html, Accessed 30 December 2018.
- [2] L. L. Liu, X. He, Y. Wang, Z. Chen and Q. Guo, "Regression rate of paraffin-based fuels in hybrid rocket motor," *Aerospace Science and Technology* . Comp., vol. 107, pp. 106269, December 2020.
- [3] k. Araki, Y. Hirata, S. Oyama, K. Ohe, S. Aso, Y. Tani and T. Shimada, "A study on performance improvement of paraffin fueled hybrid rocket engines with multi-section swirl injection method," 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. pp. 3634, 2013.
- [4] R. Zamani, and A. A. Jamali, "Dynamic Analysis of Simultaneous Combustion for Solid and Liquid Propellants in Combined Propulsion System," . *Fuel and Combustion.*, vol. 14, pp. 61-84, March 2022. (in persian)
- [5] M. Boiocchi, L. Merotto and L. Galfetti, "Paraffin-Based Fuels Filled with Lithium-Based Additives Characterization," 63rd International Astronautical Congress (IAC), Naples, Italy, October 1-5, 2012.
- [6] A. Mazzetti, L. Merotto and G. Pinarello, "Paraffin-based hybrid rocket engines applications: A review and a market perspective," *Elsevier.*, vol. 126, pp. 286-297, September–October 2016.
- [7] B. Dequick, M. Lefebvre and P. Hendrick, "Sensitivity analysis of a two-phase CFD simulation of a 1 kN paraffin-fueled hybrid rocket motor," *Energies.*, vol. 14, pp. 6794, October 2021.
- [8] I. Nakagawa and H. Hikone, "Study on the regression rate of paraffin-based hybrid rocket fuels," *Journal of Propulsion and Power.*, vol. 27, pp. 1276-1279, November 2011.
- [9] H. Atayizadeh. " Assessment of the progress variable variance modelling on large-eddy simulation of turbulent premixed flames using flamelet-generated manifold model," . *Fuel and Combustion.*, vol. 14, pp. 124-145, March 2022. (in persian)
- [10] N. Bellomo, F. Barato, M. Faenza, M. Lazzarin and D. Pavarin, "Numerical and experimental investigation of unidirectional vortex injection in hybrid rocket engines," *Journal of Propulsion and Power.*, vol. 29, pp. 1097-1113, September 2013.
- [11] M. Lazzarin, M. Faenza, F. Barato, N. Bellomo, A. Bettella and D. Pavarin, "Computational Fluid Dynamics Simulation of Hybrid Rockets of Different Scales," *Journal of Propulsion and Power.*, vol. 31, pp.1458-1469, September 2015.
- [12] E. Paccagnella, R. Gelain, F. Barato, D. Pavarin, P. ., Van Den Berg and F. Barreiro, "CFD Simulations of Self-Pressurized Nitrous Oxide Hybrid Rocket Motors," 54th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, march 2018.
- [13] G. Ranuzzi, D. Daniele and I. Marco, Eds., "Numerical investigation of a N₂O-paraffin hybrid rocket engine combusting flowfield," in 6th european conference for aeronautics and space sciences (EUCASS, Rhode-St-Genese, Belgium: EUCASS, 2015.
- [14] D. Bianchi and D. Delfini, "Modeling of Gas-Surface Interface for Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels in CFD Simulations," 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Krakow, Poland, 2015.
- [15] D. Bianchi and D. Delfini, "Modeling of Gas{Surface Interface for Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels in CFD Simulations," *Progress in Propulsion Physics*. EDP Sciences., vol. 11, pp. 3-24, February 2019.
- [16] G. Leccese, "Gas-Surface Interaction, Radiative Heat Transfer and Thermochemistry Modeling in the Simulation of Paraffin-Based Hybrid Rocket Engines," Ph.D. dissertation, in Aeronautics and Space Engineering, Sapienza University of Rome, 2018.
- [17] G. Leccese, F. Nasuti and D. Bianchi, "Modeling and Simulation of Paraffin-Based Hybrid Rocket Internal Ballistics," in 54th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cincinnati, OH, USA, July 9-11, 2018, pp. 4533.
- [18] G.D. Martino, S. Mungiguerra, C. Carmicino and R. Savino, "Computational Fluid-Dynamic Simulations of the Internal Ballistics of Hybrid Rocket Burning Paraffin-Based Fuel," in 54th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cincinnati, OH, USA, July 9-11, 2018, pp. 4532.

- [19] L. Lazzarin and M. Marta, "Cfd simulation of a hybrid rocket motor with liquid injection," in 47th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, San Diego, California, USA, pp. 5537. 2011.
- [20] M. Lazzarin, "Numerical simulation of hybrid rockets liquid injection and comparison with experiments," Journal of Propulsion and Power. vol. 31, pp. 352-364, January 2015.
- [21] P. Martins and O. y Shynkarenko, "COBEM-2017-0990 Flow analysis inside the combustion chamber and the nozzle of a hybrid rocket motor" ABCM International Congress of Mechanical Engineering., vol. 24, December 2017.
- [22] M. Di Clemente, R. Votta, G. Ranuzzi and F. Ferrigno, " Hybrid rocket technology in the frame of the italian HYPROB program," ESA 8th European Symposium on ATD for Space Vehicles, Lisbon, Portugal, March, 2015.
- [23] M. Bouziane, A.E.D.M. Bertoldi, P. Hendrick, and M. Lefebvre, "Experimental investigation of the axial oxidizer injectors geometry on a 1-kN paraffin-fueled hybrid rocket motor," Journal of FirePhysChem., vol. 1, pp. 231-243, December 2021.
- [24] B. Dequick, M. Lefebvre and P. Hendrick, "CFD Simulation of a 1kN Paraffin-Fueled Hybrid Rocket Engine," in AIAA Propulsion and Energy Conference, Online meeting, August 24-26, 2020, pp. 3763.
- [25] F. Kock and H. Heinz, "Entropy production calculation for turbulent shear flows and their implementation in CFD codes," International Journal of Heat and Fluid Flow. vol. 26, pp. 672-680, December 2005.

English Abstract

Numerical study of the effect of mass flow rate and ratio of fuel to oxidizer on thrust, specific impulse and chamber pressure of a hybrid rocket based on paraffin fuel combustion

Mohammad Reza Palizvani¹, Ali Akbar Jamali^{2*}

1- Department of Engineering, Imam Hussein University, Tehran, Iran, m.r.palizvani1996@gmail.com

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

*Corresponding author

(Received: 2024/05/24, Received in revised form: 2024/11/16, Accepted: 2024/12/07)

The current research has studied the effect of the input mass flow rate of paraffin fuel and dinitrogen oxide oxidizer, O/F ratio in the combustion chamber of a hybrid rocket on the quantities of chamber such as its pressure, thrust and specific impulse. The combustion chamber as well as a peripheral area are included in the calculation area. A two-dimensional steady-state simulation with a Reynolds-Averaged Navier–Stokes (RANS) approach using the standard κ - ϵ turbulence model together with the Eddy Dissipation Model (EDM) is used for the chemistry-turbulence interaction (TCI). Oxidizer and fuel enter the field in gas phase. The grids are structured. The simulation results are compared with the experimental data of the validation article and in the simulation, the highest average deviation value is 6.65%. By increasing the O/F ratio by 27.76% in the two-dimensional simulation, the average pressure of the combustion chamber has increased by 38.22%, the average thrust has increased by 52.29%, and the average specific impulse has increased by 18.28%. With the increase of O/F ratio by 38.43%, the average pressure of the combustion chamber has increased by 37.64%, the average thrust has increased by 53.31%, and the average specific impulse has increased by 19.28%.

Keywords: Simulation and modeling, Hybrid rocket engine, Paraffin, Dinitrogen oxide, Thrust