

Numerical investigation of the effect of the injector characteristics on the specific impulse, thrust, and chamber pressure of a hybrid rocket motor

M. R. Palizvani^{*1}

A. A. Jamali²

Imam Hossein University

(Received: 2024/05/28, Revised: 2024/10/01, Accepted: 2024/11/12, Published: 2024/12/01)

DOR: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1403.13.2.10.8>

ABSTRACT

To address the low regression rate issue of hybrid propulsion systems utilizing fuel-rich (solid) paraffin combustion, dinitrogen oxide is employed as an oxidizer. This study focuses on a computational domain that includes a combustion chamber coupled with a peripheral exit region. A three-dimensional steady-state simulation is conducted using the Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) approach, incorporating the standard k-ε turbulence model along with the Eddy Dissipation Model (EDM) to account for turbulence-chemistry interaction (TCI). A structured and uniform mesh is utilized for the oxidizer and gaseous fuel flow. The simulation results are validated against experimental data. The findings indicate that by increasing the injector diameter by 35.71% and the O/F ratio by 27.76%, the average combustion chamber pressure rises by 37.61%, the average thrust increases by 51.46%, and the specific impulse improves by 19.41% in the three-dimensional simulation. Additional simulation results demonstrate promising outcomes, and a numerical analysis is conducted to compare the effects of injector orifice diameter, oxidizer (dinitrogen oxide) injection arrangement, fuel mass fraction, and O/F ratio on the combustion chamber pressure and hybrid rocket thrust.

Keywords: Simulation and modeling, Hybrid rocket engine, paraffin, Injector effects, thrust

بررسی عددی تأثیر مشخصات پاشنده‌های گازی بر ایمپالس ویژه، تراست و

فشار محفظه یک راکت هیبریدی

علی اکبر جمالی^۲

محمد رضا پالیزوانی^{۱*}

دانشگاه جامع امام حسین (ع).

(دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۰۸، بازنگری: ۱۴۰۳/۰۷/۱۰، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۲۲، انتشار: ۱۴۰۳/۰۹/۱۱)

چکیده

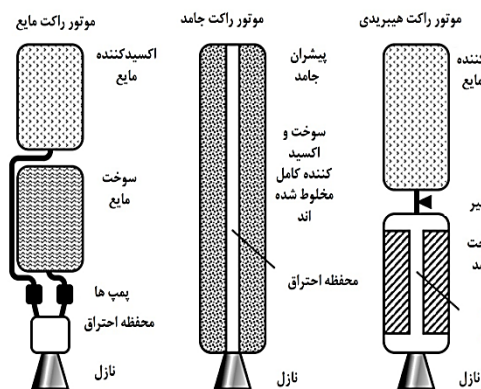
برای پوشش ضعف سامانه‌های هیبریدی در پایین بودن نرخ پسرقت ناشی از احتراق پیش‌رانه غنی از سوخت (جامد) پارافینی از اکسیدکننده دی نیتروژن اکسید استفاده می‌شود. در این پژوهش میدان حل متمرکز بر یک محفظه احتراق منضم به یک ناحیه محیطی در انتها گنجانده شده است. یک شبیه‌سازی سه‌بعدی حالت پایدار با رویکرد نایر استوکس با میانگین رینولدز (RANS) و بهره‌گیری از مدل آشفتگی k-ε استاندارد همراه با مدل اتلاف گردابی (EDM) به منظور اندرکنش شیمی-آشفتگی (TCI) استفاده می‌شود. شبکه‌بندی از نوع منظم و ثابت برای جریان اکسیدکننده و سوخت در فاز گازی در نظر گرفته می‌شود. نتایج شبیه‌سازی با داده‌های تجربی اعتبارسنجی شده است. نتایج نشان می‌دهد با افزایش ۳۵/۷۱ درصد قطر پاشنده‌ها و افزایش ۲۷/۷۶ درصد نسبت O/F در شبیه‌سازی سه‌بعدی میانگین فشار محفظه احتراق ۳۷/۶۱ درصد، میانگین تراست ۵۱/۴۶ درصد و میانگین ایمپالس ویژه ۱۹/۴۱ درصد افزایش یافته است. سایر نتایج حاصل از شبیه‌سازی موتور مزبور امیدوارکننده بوده و بررسی عددی اثر تعداد آرایش قرارگیری و قطر روزه در پاشنده اکسیدکننده (دی نیتروژن اکسید)، درصد جرمی سوخت و نسبت O/F، روی کمیت فشار محفظه و تراست راکت هیبریدی مقایسه شده است.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌سازی و مدل‌سازی، موتور راکت هیبریدی، پارافین، دی نیتروژن اکسید، اثرات پاشنده، تراست

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: palizvani@ihu.ac.ir

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): ajamali@ihu.ac.ir

جامد و مایع، استفاده از سامانه‌های هیبریدی در صنعت هوافضا امیدوارکننده است [۷-۵].



شکل (۱): انواع موتور راکت شیمیایی [۳].

جدول (۱): مزایا و معایب راکت هیبریدی [۷-۵].

معایب	مزایا
نرخ پسرقت پایین	سادگی
بارگذاری حجمی پایین	بی‌اثر بودن سوخت
راندمان احتراق پایین	پایداری
گذرایی آهسته‌تر	غیرحساس به ترک‌های سوخت
تغییر O/F در حین عملکرد	قابلیت تنظیم تراست
تخمین نرخ پسرقت	امکان اشتعال مجدد
توده سوخت باقیمانده	تطبيق پذیری پیشرانه

نرخ پسرقت پایین (معمولاً در حد ۱ mm/s) برای سوخت جامد یکی از نقاط ضعف موتورهای راکت هیبریدی است. برای درک دلیل نرخ پسرقت پایین موتور راکت هیبریدی، مطالعه عملکردهای احتراق موتور ضروری است. بر خلاف پیشرانۀ جامد مرکب (که در آن سوخت و اکسیدکننده از قبل مخلوط شده‌اند) و پیشرانۀ مایع که سوخت و اکسیدکننده به طور جداگانه ذخیره می‌شوند. همان‌طور که در شکل ۲ نشان داده شده است، احتراق متعاقباً بالای یک لایه مرزی متلاطم در یک قسمت نازک موسوم به ناحیۀ شعله نفوذی در حدود ۱۰ تا ۲۰٪ ارتفاع لایه مرزی تشکیل می‌شود [۸-۱۰]. انتقال حرارت جابه‌جایی، هدایتی و تابشی انرژی کافی را در سطح سوخت برای پشتیبانی از فرآیند پیرولیز ایجاد می‌کند که دوباره سوخت کافی برای حفظ احتراق فراهم می‌شود. نرخی که در آن سوخت جامد پسرقت می‌کند، نرخ پسرقت [۱۰] نامیده می‌شود.

C_p ظرفیت حرارتی در فشار ثابت، J/mol.K

C_v ظرفیت حرارتی در حجم ثابت، J/mol.K

h آنتالپی، J/kg

k انرژی جنبشی آشفتگی متوسط‌گیری شده، m^2/S^2

k_{eff} ضریب هدایتی موثر، w/m.k

p فشار استاتیک موضعی، pa

Pr_t عدد پرانتل آشفته

R ثابت گازی، J/mol.k

Sc_t عدد اشمیت آشفته

T دمای استاتیک موضعی، k

علائم یونانی

μ ویسکوزیته مولکولی، pa.s

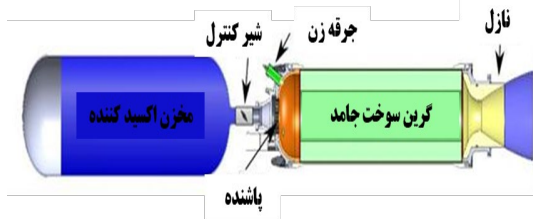
μ_t ویسکوزیته آشفتگی، pa.s

ρ چگالی، kg/m^3

۱- مقدمه

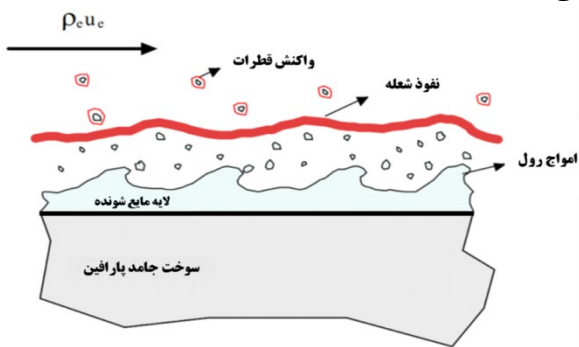
در حوزه سامانه‌های هوا فضائی، کارکرد محفظه احتراق نقش پراهمیتی را در کیفیت نیروی محرکه در موتور هیبریدی^۱ در بر دارد. در سال‌های متمادی، به‌موجب تحقیق و پژوهش‌های زیاد فرآیند احتراق بازتاب گسترده و فرصت قابل تأملی را برای تحقیق و پژوهش فراهم کرده است [۱]. محفظه موتور راکت هیبریدی یک واکنشگاه شیمیایی است که عملاً با واکنش سوخت هیدروکربنی و یک اکسیدکننده در آن مشخصات عمومی موتور مشخص می‌شود. بسته به نحوه ذخیره سوخت و اکسیدکننده تاکنون سه نوع موتور راکت مایع، جامد و هیبریدی شیمیایی عرضه شده است. در پیشرانۀ‌های جامد، سوخت و اکسیدکننده با هم مخلوط شده و در فاز جامد در یک محفظه قرار می‌گیرند. در پیشرانۀ مایع سوخت و اکسیدکننده هر دو دارای فاز مایع هستند و به‌صورت جداگانه نگهداری می‌شوند. تحلیل محفظه احتراق به‌عنوان یکی از مهم‌ترین اجزای موتور که پیوسته در معرض جریان سیال با دمای بسیار بالاست، حائز اهمیت می‌باشد. در پیشرانۀ هیبریدی سوخت به‌صورت جامد و اکسیدکننده در فاز سیال (مایع یا گاز) می‌باشد. شکل ۱ نمایی از هر یک از سه نوع موتور راکتی را نشان می‌دهد [۲-۴]. جدول ۱، مزایا و معایب راکت‌های هیبریدی را نمایش داده و باتوجه‌به مزیت‌های ایمنی و هزینه کمتر در مقایسه با راکت‌های

¹ Hybrid Rocket Motor (HRM)



شکل (۳): طرحی از یک موتور راکت هیبریدی [۱۳].

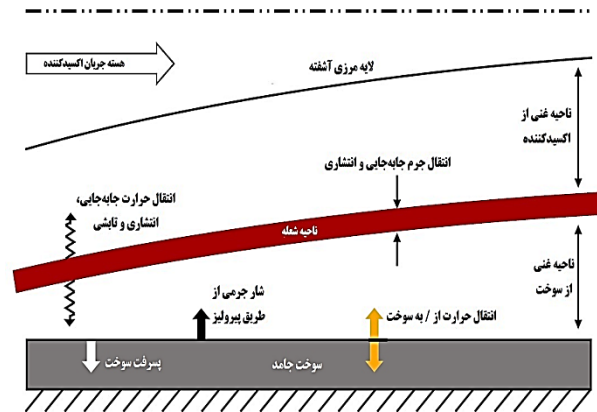
طبق مطالعات، مواد با کشش سطحی و لزجت لایه مذاب کم، مانند سوخت‌های مبتنی بر پارافین، حباب بیشتری تولید می‌کنند، فلذا؛ نرخ پسرقت را افزایش می‌دهند [۳، ۱۵-۱۶].



شکل (۴): نمایی از لایه مایع شونده، امواج رولی شکل و

عملکرد تشکیل حباب در بروز شعله نفوذی [۳].

شبیه‌سازی جریان‌های واکنشی در سامانه‌های احتراقی یکی از ابزارهای کارآمد جهت بهینه‌سازی طراحی این نوع سامانه‌ها است [۱۷]. خلاصه‌ای از پیشینه مطالعات شبیه‌سازی در مورد راکت‌های هیبریدی مبتنی بر پارافین در جدول ۲ آورده شده است که از ترکیبات پارافین به‌عنوان سوخت و اکسیژن گازی و دی‌نیتروژن اکسید به‌عنوان اکسیدکننده استفاده شده است و مدل‌های آشفته‌گی مورد استفاده، فعال بودن تشعشع حرارتی، مدل احتراقی بکار رفته به همراه تعداد واکنش‌ها، تعداد گونه‌ها، تعداد فازها و برهم‌کنش شیمی-آشفته‌گی مورد بررسی قرار گرفته که در مورد پژوهش دی‌مارتینو و همکاران از مدل احتراقی مخلوط سوخته استفاده شده که این رویکرد به‌موجب حفظ کسر مخلوط ترکیبی و محاسبه تعادل شیمیایی و بر اساس تابع چگالی احتمال کسر مخلوط برای محاسبه برهم‌کنش شیمی آشفته‌گی استفاده شده است. یکی از مدل‌های آشفته‌گی به کار گرفته شده مدل اسپالارت-آلماراس است که یک مدل تک معادله‌ای برای جریان‌های آشفته‌گی آئرو‌دینامیکی است. مدل مزبور به‌طور اساسی دارای یک معادله جابه‌جایی برای لزجت گردابه‌ای می‌باشد [۱۸].



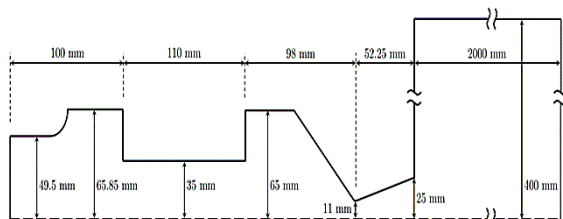
شکل (۲): نمایی از احتراق موتور راکت هیبریدی [۸].

علاوه بر این، احتراق در موتور راکت هیبریدی کلاسیک را می‌توان تا حدی خودتنظیم فرض کرد. افزایش جریان جرمی اکسیدکننده، انتقال حرارت را بر روی سطح سوخت افزایش می‌دهد و گازی شدن سوخت را تسریع می‌کند. از طرف دیگر، افزایش شار جرمی سوخت از سطح، به‌اصطلاح اثر مهارسازی ایجاد می‌کند، زیرا مانع گرمای ورودی می‌شود؛ بنابراین پس از مدتی حالت احتراق تا حدودی پایدار حاصل می‌شود [۱۰، ۱۱]. با دانستن فیزیک پشت احتراق موتور راکت هیبریدی، می‌توان مشاهده کرد که عمدتاً دو اثر انتقال حرارت به سطح سوخت و پیرولیز سوخت غالب است. این قسمتی است که بیشتر ایده‌های افزایش نرخ پسرقت از آن سرچشمه می‌گیرند. پارافین؛ سوختی اقتصادی، پاک و کارآمد در موتورهای راکت هیبریدی می‌باشد [۱۲]. شکل ۳ طرح کلی یک موتور راکت هیبریدی کلاسیک را نشان می‌دهد که از مخزن اکسیدکننده، شیر کنترل، جرقه‌زن، گرین سوخت جامد و نازل تشکیل شده است [۱۳]. موتورهای راکت هیبریدی مبتنی بر پارافین در مقایسه موتورهای راکت جامد که حاوی سوخت و اکسیدکننده در فاز جامد است و موتورهای مایع که در آن هر دو ماده در فاز مایع ذخیره می‌شوند، مزیت‌های فناوری هیبریدی را به همراه دارد [۱۴]. در موتور راکت هیبریدی نرخ پسرقت سوخت‌های مبتنی بر پارافین تقریباً چهار برابر سوخت‌های کلاسیک مانند پلی‌بوتادین با پایانه هیدروکسیل است [۱۵]. این سوخت‌ها در حین پسرقت، یک لایه مایع در سطح سوخت تشکیل می‌دهند که می‌تواند منجر به تشکیل امواج رولی شکل شود که قطرات سوخت از آن خارج می‌شوند که در شکل ۴ نمایش داده شده است.

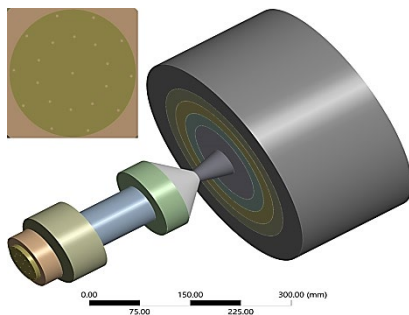
متعاقب آن با تأکید بر بررسی پارامترهای مختلف مورد توجه بوده است. نوآوری این پژوهش شبیه‌سازی سه‌بعدی و مقایسه میانگین درصد خطا در شبیه‌سازی دوبعدی و سه‌بعدی می‌باشد.

۲- مدل‌سازی مسئله

به‌منظور تخمین اولیه و استخراج مفاهیم اصلی از نتایج شبیه‌سازی‌های ناشی از مدل‌سازی‌های عددی بهره‌برده می‌شود. در واقع به‌خاطر هزینه و زمان‌بر بودن آزمایش‌های تجربی، ابتدا با روش‌های عددی احتراق موتور راکت هیبریدی مبتنی بر احتراق محصول پیرولیز سوخت پارافینی پیش‌بینی و تحلیل می‌شود. شماتیک شکل ۵ ابعاد موتور راکت هیبریدی و نمای شکل ۶، هندسه شبیه‌سازی شده را برای یک نمونه موتور راکت هیبریدی مجهز به پاشنده نوع چهارم (با توضیح تکمیلی متعاقب) نمایش می‌دهد.



شکل (۵): ابعاد محفظه احتراق موتور راکت هیبریدی سوخت جامد [۲۸].



شکل (۶): هندسه موتور و نمایش خروجی شبیه‌سازی سه‌بعدی برای یک نمونه پاشنده (نوع چهارم) [۲۸].

۳- معادلات حاکم

هدف نهایی از یک شبیه‌سازی عددی برای یک سیستم خاص، رسیدن به توانایی پیش‌بینی رفتار آن سیستم است. به‌گونه‌ای که نتایج حاصل از حل عددی به نتایج واقعی نزدیک باشد. برای این منظور کلیه فرض‌ها، شرایط مرزی و مدل‌های مورد استفاده، تا حد امکان، نزدیک به شرایط واقعی

جدول (۲): پیشینه مطالعات عددی و شبیه‌سازی راکت‌های هیبریدی مبتنی بر پارافین [۱۹-۲۷].

محقق	بلومو و همکاران [۱۹,۲۰]	ژلین و همکاران [۳۱]	رانووی و همکاران [۳۲]	بیانچی و همکاران [۳۳, ۳۴]	لگسسی و همکاران [۲۵, ۲۶]	دی مارتینو و همکاران [۳۷]
سوخت	موم پارافین	سوربتول و موم پارافین	موم پارافین	موم پارافین و HTPB	موم پارافین و HTPB	موم پارافین
اکسیدکننده	N ₂ O	N ₂ O	N ₂ O	GOX	GOX	GOX
مدل آشفتگی	k-ε	k-ω	k-ω و k-ε	Spalart-Allmaras	Allmaras-Spalart	k-ω
تشریح حرارتی	ندارد	ندارد	ندارد	ندارد	دارد	ندارد
مدل احتراقی	EDM	EDM	EDM	Finite-rate	Finite-rate	mixed is burnt
تعداد واکنش	۱	۱	۱	۲	۷	-
تعداد گونه‌ها	۱۲	۱۲	۱۰	۵	۱۰	-
برهم‌کنش شیمی	دارد	دارد	دارد	ندارد	ندارد	دارد
آشفتگی (TCD)	دارد	دارد	دارد	ندارد	ندارد	دارد
تعداد فاز	۲	۲	۱	۱	۱	۲

باتوجه به جایگاه راکت‌های هیبریدی و استفاده ناگزیر از آن در مقاصد ویژه و با تمرکز بر احصاء مشخصات عملکردی مورد نیاز سازمان‌های نظامی به‌نحوی که استفاده از نتایج شبیه‌سازی در روند ساخت نمونه یا نمونه‌هایی از موتور راکت سودمند می‌باشد طرح چنین پژوهشی برای سازمان‌های راهبر تحقیق با اهمیت است. هدف از انجام این مطالعه، اعتباردهی به مدل CFD ارائه شده در [۲۸] و اعتبارسنجی مجدد با کار تجربی محققان [۲۹] می‌باشد. 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

μ ویسکوزیته 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 مؤنتم به صورت روابط (۴) و (۵) می‌باشد.

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

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

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

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho u'_i u'_j) \quad (6)$$

۳-۳- بقای انرژی

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

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

با بسط معادله (۷) داریم:

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

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

مسئله مورد نظر هستند. از این رو، همواره قبل از انجام یک شبیه‌سازی عددی، باید ماهیت فیزیکی 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. بقای‌ها شامل معادلات پیوستگی، مؤنتم و انرژی در نظر گرفته می‌شوند. حل معادلات پیوستگی و مؤنتم، برای شبیه‌سازی انواع جریان سیالات به همراه تحلیل معادله انرژی در صورت جریان‌های احتراقی الزامی است. در حین احتراق هنگامی که سیال مورد نظر، مخلوطی از چند جزء شیمیایی باشد که در حین جریان با یکدیگر واکنش می‌دهند، معادله اجزاء شیمیایی تعریف می‌شود.

۳-۱- بقای جرم

معادله بقای جرم [۲۸] یا معادله پیوستگی را می‌توان به صورت معادله (۱) نوشت:

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

معادله (۱) به فرم کلی معادله بقای جرم و برای جریان‌های تراکم‌پذیر و تراکم‌ناپذیر اعتبار دارد. جملات این معادله از سمت چپ عبارت‌اند از: آهنگ افزایش جرم در واحد حجم، تغییرات اضافه‌شدن جرم به‌ازای واحد حجم از طریق همرفت و ترم انرژی. منبع (S_m) که جرم اضافه شده به فاز پیوسته، از فاز پراکنده دوم (به‌عنوان مثال پیرولیز ناشی از سوخت جامد) و هرگونه منابع توسط کاربر تعریف شده است.

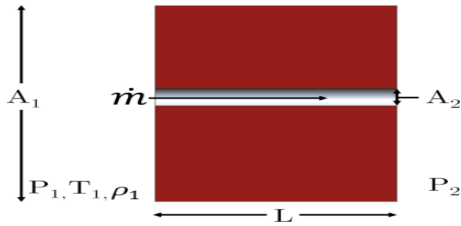
۳-۲- بقای مؤنتم

معادله بقای [۲۸] مؤنتم به صورت معادله (۲) تعریف می‌شود:

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

جملات معادله (۲) به ترتیب از سمت چپ عبارت‌اند از: آهنگ تغییرات اندازه مؤنتم 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) می‌باشد:

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



شکل (۷): روزنه تزریق کننده اکسیدکننده به عنوان هندسه تزریق کننده در شبیه سازی صورت گرفته [۳۰].

تحلیل با معادله پیوستگی و معادله انرژی آغاز می شود که به طور ساده شده برای گازهای حرارتی کامل به صورت معادله (۱۵) و معادله (۱۵) نشان داده شده است [۳۰].

$$\dot{m} = \rho_2 + u_2 + A_2 = C \quad (14)$$

$$C_p T_1 = C_p T_2 + 1/2 u_2^2 \quad (15)$$

معادله (۱۴) نشان دهنده حفظ جریان جرمی است که در آن \dot{m} نمایانگر نرخ جریان جرمی، ρ نمایانگر دانسیته، u نمایانگر سرعت، و A نمایانگر مساحت متقاطع جریان است. زیرنویس ۱ برای مقادیر بالادست از تزریق کننده و زیرنویس ۲ برای مقادیر در خروجی تزریق کننده استفاده شده است، به همان شکلی که در بخش های قبلی این کار به کار رفته است. معادله (۱۵) می تواند به صورت معادله (۱۶) بازنویسی شود تا عبارتی برای u_2 به دست آید [۳۰].

$$u_2 = \sqrt{2C_p T_1 (1 - T_2/T_1)} \quad (16)$$

با استفاده از معادله گاز ایده آل در معادله (۱۳)، رابطه فشار-چگالی ایزنتروپیک که در معادله (۱۷) نشان داده شده است. فرم معادله انرژی که در معادله (۱۶) نشان داده شده است و همه با هم ترکیب شده با معادله پیوستگی، منجر به معادله نرخ جریان جرمی تحت فرض گاز کامل شده است که در معادله (۱۹) نشان داده شده است [۳۰].

$$P_2/P_1 = (\rho_2/\rho_1)^\gamma \quad (17)$$

$$\gamma = C_p/C_T \quad (18)$$

$$\dot{m}_{PG} = C_d A_2 \rho_1 \sqrt{2C_p T_1 \left[\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]} \quad (19)$$

گاما به صورت نسبت گرمای ویژه در معادله (۱۸) نمایش داده شده و C_d ضریب تخلیه مربوط به تلفات اصطکاک در معادله (۱۹) می باشد در این معادله تنها چیزی که برای تعیین میزان جریان جرمی نیاز است، شرایط ترمودینامیکی از مبدأ و نسبت فشار پایین دست به بالا دست است.

۳-۵- معادلات انتقال اجزاء شیمیایی

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

$$\bar{u}_j \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_j} + \bar{u}'_j \frac{\partial \bar{P}'}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(k \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} - \rho c_p \bar{T} u'_j \right)$$

که در آن $k_{eff} = (k_t + k)$ ضریب هدایت مؤثر است و k_t ضریب هدایت حرارتی اغتشاشی، تعریف شده مطابق مدل اغتشاش مورد استفاده است. \bar{T} نفوذ شار جزء z -ام است. سه جمله اول در سمت راست معادله (۹) به ترتیب، نشان دهنده انتقال انرژی از طریق هدایت، نفوذ اجزاء و تلفات ویسکوز می باشد. S_h شامل تشعشع و هم چنین دیگر چشمه های حرارتی حجمی می باشد. در معادله (۹)، ترم h آنتالپی محسوس است و برای گازهای ایده آل به صورت معادله (۱۰) حل شده است.

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

در معادله (۱۰)، Y_j کسر جرمی جزء z ام 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 $298/15$ درجه کلوین است، جزء مدل های PDF که در این صورت T_{ref} یک ورودی کاربر برای این اجزاء می باشد. برای حل کننده بر پایه جرم مخصوص T_{ref} برابر با صفر درجه کلوین است. مگر زمانی که مدل سازی انتقال اجزاء با واکنش باشد به طوری که دمای ورودی کاربر برای این اجزاء می باشد. E ، انرژی سیستم است که به صورت معادله (۱۲) ارائه می شود:

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

معادله حالت گاز ایده آل به صورت رابطه (۱۳) بیان می شود:

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

۳-۴- معادلات پاشنده

در طراحی هر سیستم پیشرانش هیبریدی، کنترل دقیق نرخ جریان جرمی مواد سوختی به داخل اتاق احتراق بسیار حیاتی است. مدل سازی و پیش بینی نرخ جریان جرمی برای اکسیدکننده دی نیتروژن اکسید به صورت گاز ایده آل صورت گرفته است و روزه های پاشنده به صورت اریفیس ساده در پاشنده نوع سردوشی در نظر گرفته شده که در شکل ۷ نمایش داده شده است.

حل جریان کاملاً آشفته می‌باشد که البته فرض بسیار متداولی در اکثر مسائل مهندسی سیالات به شمار می‌رود و نکته دیگر اینکه این مدل برای جریان‌های با عدد رینولدز بالا مناسب می‌باشد که در معادله (۲۳) نمایش داده شده است.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (23)$$

در معادلات مدل مذکور μ_t ویسکوزیته آشفتگی، C_μ ثابت و همچنین سایر ثابت‌ها بر اساس نتایج آزمایشگاهی متنوع و متعددی برای جریان‌های مختلف نظیر جریان در لایه مرزی، لایه‌های مختلط جریان جت‌ها و غیره به دست آمده است. برای تعیین انرژی سینتیکی آشفته از معادله انتقالی k (۲۴) استفاده می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_m + S_k \quad (24)$$

که در آن k انرژی سینتیکی آشفته، σ_k عدد پراکتل آشفته، G_k تولید انرژی جنبشی آشفته به واسطه گرادیان سرعت متوسط، G_b تولید انرژی جنبشی آشفته به واسطه خاصیت شناوری، Y_m سهم رشد نوسان در اغتشاش و S_k ترم چشمه می‌باشد. هم‌چنین برای بدست آوردن نرخ اضمحلال آشفته ε نیز از رابطه معادله انتقالی نرخ اضمحلال انرژی جنبشی (۲۵) استفاده می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 C_2 - \rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (25)$$

$$\rho C_{2\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon$$

$$\sigma_\varepsilon = 1.3 \quad \sigma_k = 1 \quad C_\mu = 0.09$$

$$C_{2\varepsilon} = 1.92 \quad C_{1\varepsilon} = 1.44$$

که در رابطه (۲۵) ε نرخ اضمحلال، σ_ε عدد پراکتل آشفته برای k ، G_b تولید انرژی جنبشی آشفته به واسطه خاصیت شناوری می‌باشد. $C_{1\varepsilon}$ ، $C_{2\varepsilon}$ ، $C_{3\varepsilon}$ و C_2 و C_1 مقادیر ثابت هستند و S_ε ترم چشمه می‌باشد.

۳-۷- ترکیب واکنش شیمیایی

در کار حاضر از پیرولیز سوخت جامد استفاده شده است. ترکیب واکنش شیمیایی مورد استفاده آمده است. واکنش

معادله انتقال اجزاء شیمیایی به صورت معادله (۲۰) نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \bar{u} Y_i) = -\nabla \cdot \bar{J}_i + R_i + S_i \quad (20)$$

که در این معادله R_i نرخ خالص تولید اجزای i از طریق واکنش شیمیایی (بعداً توصیف خواهد شد) و S_i نرخ تولید از طریق افزودن از فاز پخش شده می‌باشد، یک معادله به این شکل برای $N-1$ جزء حل خواهد شد. که N تعداد کل فاز سیال اجزای شیمیایی حاضر در سیستم می‌باشد. از آنجایی که مجموع کسر جرمی اجزا عدد یک شود، کسر جرمی N ام به صورت یک منهای مجموع کسر جرمی $N-1$ جز تعیین می‌شود. برای حداقل رساندن خطا جز N ام می‌بایستی جزء با بزرگ‌ترین کسر جرمی انتخاب شود. مثلاً N_2 هنگامی که اکسیدکننده در هوا است. J شار نفوذ مربوط به جزء i است که با گرادیان غلظت و حرارت تولید می‌شود. در جریان آرام شار نفوذی به صورت (۲۱) در جریان آشفته به صورت (۲۲) محاسبه می‌شود. که D_i ضریب نفوذ ذرات i در مخلوط، D_T ضریب نفوذ حرارتی و S_{Ci} عدد اشمیت می‌باشد. به طور پیش فرض عدد اشمیت 0.7 است.

$$\bar{J}_i = -\rho D_i \nabla Y_i - D_T \frac{\nabla T_i}{T} \quad (21)$$

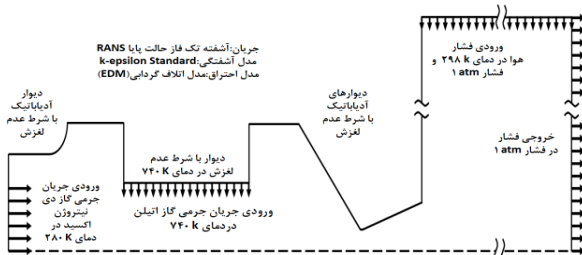
$$\bar{J}_i = -\left(\rho D_i + \frac{\mu_t}{S_{Ci}} \right) \nabla Y_i - D_T \frac{\nabla Y_i}{T} \quad (22)$$

۳-۶- مدل آشفته $k-\varepsilon$ استاندارد

اساس مدل آشفته $k-\varepsilon$ استاندارد، مدل پیشنهادی لاندلر - اسپالدینگ می‌باشد. پایداری، اقتصادی و برخورداری از دقت حداقلی برای گستره وسیعی از کاربردهای صنعتی، دلایل اصلی محبوبیت این مدل است [۳۱]. این مدل یک مدل نیمه تجربی بوده و مؤنتم مشتقات معادلات مدل بر پایه ملاحظات پدیده‌شناسی 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 به دست آمده است. مدل $k-\varepsilon$ استاندارد با فرض جریان کاملاً آشفته توسعه یافته است. به همین خاطر شبیه‌سازی 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 بهره‌گیری از آن صرفاً برای

۴- 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 چهارچوب 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 سه‌بعدی گزارش شده است. شکل ۸ اشاره به شرایط میدان حل شبیه‌سازی دارد.

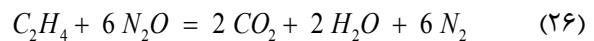


شکل (۸): شرایط مرزی میدان حل [۲۸].

۵- شبیه‌سازی عددی

شبیه‌سازی عملکرد موتور احتراق داخلی یکی از راه‌هایی است که برای شناخت بهتر پدیده‌های فیزیکی مؤثر در عملکرد موتور و بهبود شرایط کاری آن بکار می‌رود [۳۲]. ابتدا مدل شبکه‌بندی شده در نرم‌افزار انسیس مشینگ را وارد نرم‌افزار فلونت کرده و صحت تولید آن با دستور بررسی شبکه مورد بررسی قرار می‌گیرد. گزینه‌های انتخاب‌شده برای حلگر و الگوریتم حل در نرم‌افزار شبیه‌سازی در جدول ۳ نمایش داده شده است.

شیمیایی احتراق محصول پیرولیز در محفظه احتراق برابر معادله (۲۶) می‌باشد [۲۸].



۳-۸- پیشرفت واکنش

در اینجا، در معادله (۲۷) ضریب نفوذ مولکولی و $\alpha_{T,i}$ 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 می‌باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} Y_i) = \nabla \cdot \left(\rho D_{i,m} \nabla Y_i + \alpha_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \right) + R_i \quad (27)$$

پیشرفت واکنش به طور کامل بر اساس غلظت گونه‌ها در میدان آشفستگی نمایش داده می‌شود [۲۸].

$$R_i = (v_i'' - v_i') M_i * A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\frac{Y_R}{v_i M_R} \right) \quad (28)$$

$$R_i = (v_i'' - v_i') M_i * (AB) \rho \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\sum_P Y_P}{\sum_j v_j'' M_j} \right) \quad (29)$$

در معادله (۲۸ و ۲۹)، به ترتیب v_i' و v_i'' ضرایب واکنش برای واکنش‌دهنده i و محصول i هستند. M وزن مولکولی Y_R 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.

۳-۹- مشخصات عملکردی سامانه

۳-۹-۱- تراست (F)

نیروی عکس‌العمل (F) اعمال شده در اثر خارج شدن گازهای احتراق از نازل راکت هیبریدی، تراست نامیده می‌شود و با معادله (۳۰) بیان می‌شود [۲۸].

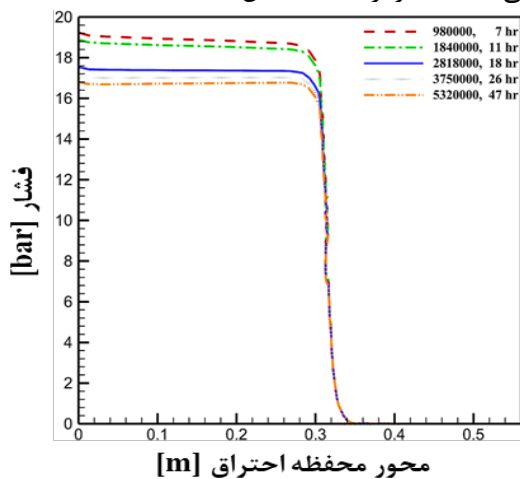
$$F = (\dot{m} v)_{exit} + (P_{exit} - P_{ambient}) A_{exit} \quad (30)$$

۲-۹-۳- ایمپالس ویژه (I_{sp})

ایمپالس ویژه مهم‌ترین خاصیت بالستیکی پیش‌ران‌های راکتی است که مقدار آن برای تعیین جرم موردنیاز جهت رسیدن به الزامات بالستیکی حداکثر اهمیت را دارد. ایمپالس ویژه به‌عنوان تراست بر نرخ جریان وزنی واحد پیش‌ران طبق معادله (۳۱) بیان می‌شود [۲۸].

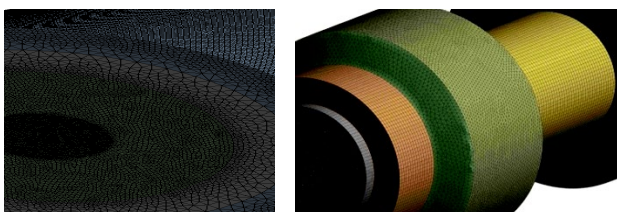
$$F = (\dot{m} v)_{exit} + (P_{exit} - P_{ambient}) A_{exit} \quad (31)$$

مسئله در نظر گرفته می‌شود. در فضای سه‌بعدی از شبکه‌های شش‌وجهی استفاده می‌شود. شیوه انتخاب شبکه‌بندی در این پژوهش به صورتی بوده که در مناطقی که مقدار پارامترهای مورد سنجش نظیر سرعت و غلظت حساس‌تر و نیازمند دقت بالاتری به‌عنوان لایه‌مرزی است، از شبکه‌بندی ریزتر استفاده شود. بدین منظور پس از اعمال حجم کنترل روی محفظه احتراق شبکه‌بندی‌های مختلفی در اندازه‌های متفاوت سلول در نظر گرفته می‌شود و پس از تکرارهای متوالی مشخص می‌شود که نتایج به‌دست‌آمده تحت تأثیر کیفیت و حجم شبکه نمی‌باشد. پس از انتخاب طرح محفظه و مرور نتایج شبیه‌سازی با تمرکز بر فشار محفظه و نیل به جواب‌های یکسان و قابل‌قبول، اندازه سلول محاسباتی شبکه ریزتر معادل تعداد ۲۸۱۸۰۰۰ سلول با میانگین اندازه سلول ۲ mm تعریف گردید. با توجه به شکل ۹ که نمایش مقادیر فشار نسبت به طول محفظه احتراق می‌باشد، از پنج نوع شبکه‌بندی ثابت با تعداد و اندازه‌های متفاوت سلولی استفاده شد که تعداد سلول‌ها و زمان دستیابی به مقادیر باقی‌مانده کمتر از 10^{-6} نمایش داده شده است.



شکل (۹): استقلال نتایج شبیه‌سازی از کیفیت مش با تمرکز بر نمونه ۱-۱

شکل ۱۰ نمایشی از شبکه‌بندی سه‌بعدی شبیه‌سازی شده را نشان می‌دهد.



جدول (۳): گزینه‌های انتخاب‌شده برای حلگر و الگوریتم

حل در نرم‌افزار شبیه‌ساز

نوع حلگر	فشار مینا، روش مجزا
فرمول‌بندی سرعت	Absolute
هندسه	سه‌بعدی
شبیه‌سازی	حالت پایا
مدل آشفتگی	$k-\epsilon$ Standard
مدل احتراقی	غیر می‌آمیخته EDM
دانسیته	تابع گاز ایده‌آل
مدل گونه‌ها	Species Transport Volumetric
رفتار نزدیک به دیواره‌ها	Menter-lechner
جفت‌شدگی سرعت - فشار	SIMPLEC
گسسته‌سازی گرادیان (*)	Least-Squares Cell Based

(*) گسسته‌سازی فشار، مؤنتم، انرژی، نرخ اتلاف ویژه، انرژی جنبشی توربولانس، میانگین کسر مخلوط و واریانس کسر مخلوط مطابق روش مرتبه دوم بالادستی عمل شده است.

۶- پاشنده

در کار انجام شده از چهار نوع پاشنده سردوشی استفاده شده است که مشخصات آن‌ها مانند تعداد، قطر، طول و نحوه قرارگیری روزنه‌ها در جدول ۴ گزارش شده است.

جدول (۴): مشخصات چهار نوع پاشنده سردوشی [۳].

نام پاشنده	تعداد شبیه‌سازی	هندسه پاشنده	تعداد روزنه‌ها	قطر روزنه‌ها [mm]	ضخامت پاشنده [mm]
نمونه یک	۴		۱۱	۱/۴	۷
نمونه دو	۳		۱۱	۱/۹	۷
نمونه سه	۳		۲۱	۱/۴	۷
نمونه چهار	۳		۷۱	۰/۸	۷

۷- استقلال نتایج از شبکه‌بندی

بررسی استقلال از شبکه در مسائل محاسبه‌های عددی، یکی از بخش‌های مهم برای دقت حل، کاهش زمان و هزینه محاسباتی می‌باشد؛ بنابراین شبکه بهینه باید برای شبیه‌سازی در نظر گرفته شود. شبکه‌ها در واقع جزءهایی هستند که در روش تفاضل‌های محدود برای حل دقیق‌تر

الف
ب
شکل (۱۰): نمای شبکه‌بندی سه‌بعدی. الف) موتور راکت هیبریدی. ب) ناحیه محاسباتی

۸- اعتبارسنجی

یکی از اقدامات مهم و اساسی در شبیه‌سازی فرآیندهای شیمیایی، معتبرسازی نتایج و مقایسه آن‌ها با داده‌های تجربی است. مبنای اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی عددی حاضر فعالیت‌های پژوهشی تجربی دکیک و همکاران [۲۸] و بوزاین و همکاران [۲۹] می‌باشد. هندسه و مسیر پاشش توسط انژکتورهای مربوط به تخلیه اکسیدکننده در راستای محور موتور راکت هیبریدی هم‌زمان با احتراق محصول پیرولیز سوخت جامد پارافین و اکسیدکننده دی نیتروژن اکسید در فاز گازی صورت می‌پذیرد. در روند این راستی‌آزمایی مقایسه‌های تطبیقی به‌عمل‌آمده است. داده‌های تجربی و نتایج حاصل از شبیه‌سازی سه‌بعدی در جدول ۵ آمده است.

جدول (۵): مقادیر بدست آمده از شبیه‌سازی سه‌بعدی و

مقایسه آن‌ها با نتایج تجربی [۲۸].

نمونه	\dot{m}_{ox} [g/s]	\dot{m}_{fuel} [g/s]	درصد جرمی F/O	O/F	P_{ch} [bar]		F [N]		I_{sp} [s]		درصد خطا	درصد خطا	درصد خطا
					شبه سازی	تجربی	شبه سازی	تجربی	شبه سازی	تجربی			
۱-۱	۲۸۶۴	۱۴۸۶	۲۸/۴۶	۲/۶	۱۷/۹	۱۷/۴	۸۷۹	۷۸۹/۲۳	۱۶۷/۵	۱۴۷/۹۰	۲/۷۹	۱۰/۲۱	۱۱/۷۰
۱-۲	۳۸۰۳	۱۹۰۱	۳۹/۹۹	۲/۵	۱۷	۱۶/۷	۷۶۸	۷۴۵۰/۸	۱۴۷/۱	۱۴۲/۶۸	۱/۷۶	۲/۹۸	۳/۰۱
۱-۳	۳۸۶۹	۱۹۱۲	۴۱/۶۶	۲/۴	۱۷/۲	۱۷	۸۳۵	۷۷۲/۵۳	۱۵۵/۳	۱۴۲/۶۷	۱/۱۶	۷/۴۸	۷/۴۸
۱-۴	۳۹۳۸	۱۹۵۹	۳۷/۰۵	۲/۷	۱۷/۷	۱۷/۴	۸۶۲	۷۹۶/۳۹	۱۶۲/۹	۱۵۰/۴۲	۱/۶۹	۷/۶۱	۷/۶۶
۲-۱	۵۲۹۲	۱۴۷	۲۷/۷۷	۳/۶	۲۴/۱	۲۳/۸	۱۱۲۲	۱۱۷۳/۶۰	۱۷۲/۳	۱۷۶/۹۲	۱/۲۴	-۲/۷۶	-۲/۷۴
۲-۲	۵۲۳۵	۱۵۰/۷	۲۷/۷۸	۳/۶	۲۴/۴	۲۴/۱	۱۱۰۰	۱۲۰۰/۱۵	۱۶۱/۸	۱۷۶/۴۱	۱/۲۲	-۹/۸۳	-۹/۰۲
۲-۳	۵۲۸۹	۱۵۵/۶	۲۹/۴۲	۳/۴	۲۳/۱	۲۲/۸	۱۰۰۲	۱۱۲۳/۴۸	۱۶۱/۳	۱۷۰/۳۹	۱/۲۹	-۵/۶۸	-۵/۶۲
۳-۱	۵۲۸۳	۱۵۳/۸	۲۸/۵۷	۳/۵	۲۲/۸	۲۲/۲	۱۱۰۰	۱۱۳۹/۷۲	۱۶۲	۱۶۷/۱۶	۲/۶۳	-۳/۶۱	-۳/۶۱
۳-۲	۵۳۳۲	۱۵۰/۹	۲۷/۷۸	۳/۶	۲۳/۸	۲۳/۱	۱۱۶۸	۱۱۸۲/۴۸	۱۷۱/۵	۱۷۳/۶۶	۲/۹۴	-۱/۲۴	-۱/۲۵
۳-۳	۵۳۷۶	۱۵۳/۶	۲۸/۵۷	۳/۵	۲۴/۴	۲۳/۹	۱۱۸۳	۱۲۰۰/۹۰	۱۷۴/۵	۱۷۷/۱۱	۲/۰۴	-۱/۵۱	-۱/۴۸
۴-۱	۵۵۰	۱۵۷/۱	۲۸/۵۶	۳/۵	۲۴/۱	۲۳/۵	۱۱۶۹/۷۲	۱۱۷۲	۱۶۹	۱۶۸/۶۳	۲/۴۸	-۱/۹	-۱/۲۱
۴-۲	۵۳۷/۵	۱۵۳/۶	۲۸/۵۸	۳/۵	۲۳/۱	۲۳/۳	۱۱۲۱	۱۱۷۶/۴۴	۱۶۶/۸	۱۷۳/۵۲	-۶/۰۲	-۶/۰۲	-۶/۰۲
۴-۳	۵۴۴/۵	۱۵۵/۶	۲۸/۵۸	۳/۵	۲۴/۳	۲۴	۱۱۳۷	۱۲۳۱/۹۴	۱۶۵/۶	۱۷۹/۳۷	۱/۲۳	-۸/۳۵	-۸/۳۱

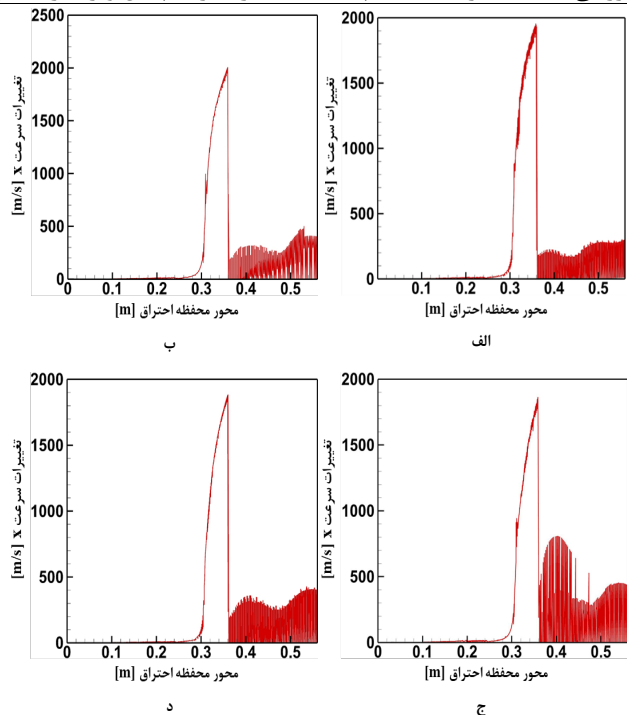
۹- بحث و نتایج

۹-۱- نمایش تغییرات سرعت در جهت x جریان

در شکل ۱۱ نمایش تغییرات سرعت در جهت X در طول محفظه احتراق برای چهار نمونه اول هر پاشنده نشان‌دهنده شده است. تمامی نمودارها در فاصله حدود ۰/۳۰ m که ناحیه گلوگاه نازل می‌باشد؛ سرعت به‌صورت ناگهانی افزایش پیدا کرده در این ناحیه، به‌موجب کاهش مقطع عرضی نازل سرعت

جریان افزایش و به‌سرعت صوت می‌رسد. در ناحیه گلوگاه، فشار کاهش یافته فلذا سرعت به‌سرعت صوت افزایش می‌یابد. در فاصله حدود ۰/۳۵ m که ابتدای ناحیه‌ی واگرایی نازل می‌باشد به مقدار بیشینه خود می‌رسند در این ناحیه، مقطع عرضی نازل افزایش می‌یابد و جریان از حالت مافوق صوت عبور می‌کند. طبق معادلات جریان مافوق صوت، افزایش مقطع باعث افزایش بیشتر سرعت و کاهش فشار و دما می‌شود. پس از ناحیه واگرایی نازل، جریان وارد محیط آزاد (جایگزین محیط متداول در خروجی موتور به‌منظور محاسبات لازم) می‌شود. در اینجا، رفتار سرعت به ناگهان کاهش می‌یابد و نوسان‌ها شبه سینوسی مشاهده می‌شود. دلایل اصلی این رفتار عبارت‌اند از: تداخل جریان با محیط آزاد: در ناحیه خروجی، جریان مافوق صوت با هوای محیط برخورد می‌کند که باعث ایجاد شوک‌ها و انبساط‌های مختلف می‌شود. این تداخل می‌تواند نوسان‌ها فشار و سرعت را ایجاد کند. پدیده انعکاس موج‌های شوک و انبساط نیز مورد دیگری است که ضمن ایجاد در نازل به محیط آزاد برخورد کرده و بازتاب می‌شوند. این بازتاب‌ها موجب نوسان‌ها مزبور می‌شود و حاصل این عمل تولید یک حلقه صوتی است. یک رابطه ساده و کاربردی بر اساس درک فیزیکی نوسان‌ها فشار موجود است که با بیان مدل برگشتی صوتی تحلیل‌های مناسبی را با خود در بر دارد. گردابه‌های تولیدی ناشی از نوسان‌ها فشار به سطح جداره‌ی محیط آزاد برخورد کرده و با ایجاد مجموعه‌ای از پالس‌های صوتی به‌واسطه برخورد گردابه‌های تولیدی به سمت پایین‌دست جریان، انتقال می‌یابد. پالس صوتی در حوضچه آرامش میدان الحاقی جریان (به‌عنوان ناحیه‌ی محاسباتی) را دچار اختلال نموده تا نتیجتاً گردابه‌های ثانویه شکل می‌گیرند. گردابه‌های جدید ایجاد شده با وجود چرخش، موجب حلقه‌های برگشتی است.

نمودارهای مطرح در شکل ۱۲ مربوط به سرعت در جهت Y می‌باشد. تمام نمودارها در فاصله حدود 0.30 m که ناحیه گلوگاه نازل می‌باشد؛ تغییرات قابل توجه سرعت می‌باشند. نمودار الف تغییرات سرعت در محدوده 150 تا 200 m/s - (تغییر جهت) قرار دارد. نمودار ب دارای بیشترین تغییرات سرعت در محدوده 250 تا 250 m/s - می‌باشد. نمودار ج دارای سرعت نامتقارن و بیشترین مقادیر در نرخ بوده و در محدوده 100 تا 150 m/s - قرار دارد. تغییرات سرعت در نمودار د در بازه 100 تا 250 m/s - می‌باشد. در هر چهار نمودار، تغییرات شدید در محدوده 0.2 تا 0.3 m از محور محفظه احتراق مشاهده می‌شود. نمودارهای ب و د نشان‌دهنده توزیع سرعت نسبتاً متقارن می‌باشند که حاکی از عملکرد مطلوب پاشنده در این مورد می‌باشد. علل نرخ‌های بیشتر در سرعت شعاعی، ناشی از چندین عامل مختلف باشد. بروز موج‌های فشاری و انبساطی شالوده این تفاوت در نرخ سرعت می‌باشد. موج‌های فشاری و انبساطی تولیدی به صورت متناوب از یک نقطه به نقطه دیگر منتقل می‌شوند. این موج‌ها تغییرات شدیدی در سرعت جریان ایجاد می‌کنند. در نواحی نزدیک به گلوگاه، این موج‌ها به دلیل تغییرات ناگهانی در مقطع عرضی و فشار تقویت می‌شوند. شوک‌های داخلی ناشی از برخورد جریان با دیواره‌های محفظه و تغییرات ناگهانی در مقطع باعث نوسان‌ها شدید سرعت شود. در جریان مافوق صوت، شوک‌ها به طور خاص تغییرات شدیدی در سرعت ایجاد می‌کنند. جریان آشفته در داخل محفظه احتراق باعث ایجاد نوسان‌ها شدید در سرعت نامنظم جریان شده و با افزایش رینولدز شدت آشفتگی افزایش یافته و تغییرات ناگهانی سرعت را دامن می‌زند. تغییرات دمایی سریع در داخل محفظه احتراق باعث انبساط و انقباض حرارتی شده که به نوبه خود نیز تغییرات واضحی را در سرعت جریان ایجاد می‌کند. در ناحیه نزدیک به گلوگاه که دما و فشار به شدت تغییر می‌کند، منجر به افزایش شدت تغییرات سرعت محلی می‌شود. احتراق غیریکنواخت و تغییرات در نرخ واکنش‌های شیمیایی نیز باعث نوسان‌ها در تولید گازهای احتراقی و در نتیجه تغییرات در سرعت می‌شود. برخورد جریان با دیواره‌ها و بازتاب موج، نرخ تغییرات سرعت را تشدید می‌کند. در نواحی نزدیک به گلوگاه و دیواره‌های واگرا، این اثرات واضح‌تر می‌شود.

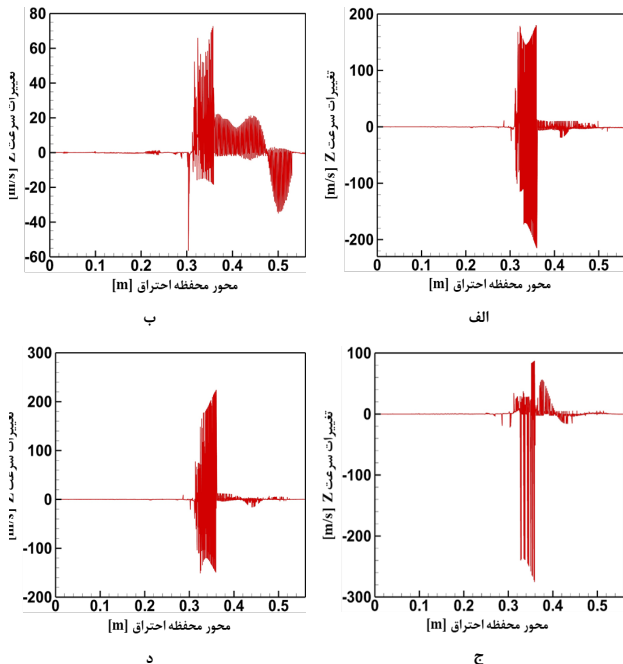


شکل (۱۱): نمایش تغییرات سرعت X در طول محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل برای چهار نمونه شبیه‌سازی شده در سه بعدی؛ الف) حالت ۱ - ۱ شبیه‌سازی. ب) حالت ۱ - ۲ شبیه‌سازی. ج) حالت ۱ - ۳ شبیه‌سازی. د) حالت ۱ - ۴ شبیه‌سازی.

در اینجا؛ عواملی نظیر مجموع زمان تناوب تولید گردابه‌ها، فاصله گردابه تا نقطه برخورد با جداره، سرعت صوت و سرعت جریان آزاد داخل محفظه، تعداد گردابه‌های تولید شده و نسبت انتقال سرعت گردابه‌ها به سرعت جریان آزاد در شکل‌گیری نوسان‌ها شبه سینوسی سرعت مؤثرند. نابسامانی‌های توربولانسی دلیل دیگری است به طوری که جریان در ناحیه خروجی نازل به دلیل اختلاف زیاد سرعت و فشار، به سمت آشفتگی رفته که خود باعث ایجاد نوسان‌ها سرعت می‌شود. واگرایی نازل و تغییرات ناگهانی در مقطع عرضی می‌تواند باعث ایجاد جدایی جریان و نوسان‌ها متناوب شود. نمودار ج و د نمایانگر نرخ بالاتر تغییرات سرعت هستند که نشان‌دهنده ناپایداری جریان می‌باشد. نمودار ب با نمایش بیشترین سرعت در جهت X دارای روند یکنواخت‌تر و نرخ تغییرات کمتر نشان‌دهنده پایداری نسبی در جریان است. نمودار د در مقایسه با نمودار ج دارای نوسان‌ها کمتر فلذا پایداری بیشتری در ناحیه تماس با محیط آزاد می‌باشد.

۹-۲- نمایش تغییرات سرعت در جهت Y جریان

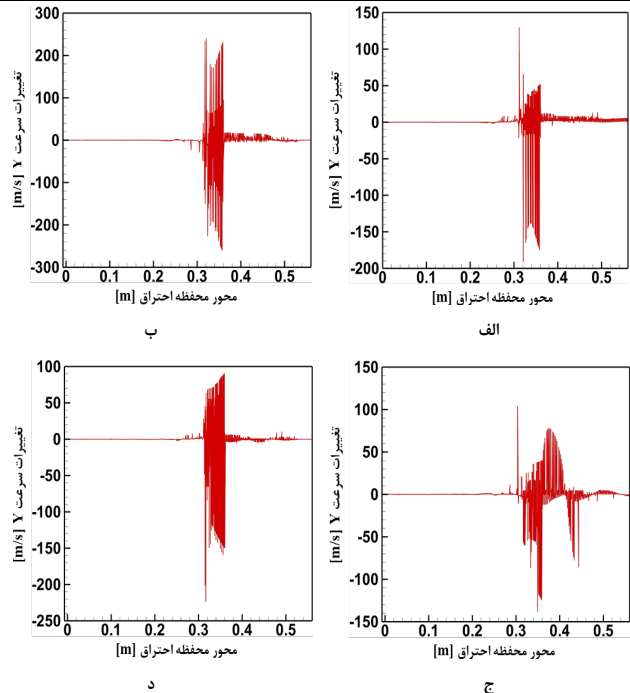
نیز مشابه با نمودار قبلی همچنان توزیع سرعت نامتقارن را به نمایش می گذارد.



شکل (۱۳): نمایش تغییرات سرعت Z در طول محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل برای چهار نمونه شبیه سازی شده در سه بعدی؛ الف) حالت ۱-۱ شبیه سازی. ب) حالت ۱-۲ شبیه سازی. ج) حالت ۱-۳ شبیه سازی. د) حالت ۱-۴ شبیه سازی.

۴-۹- تغییرات فشار در طول محفظه

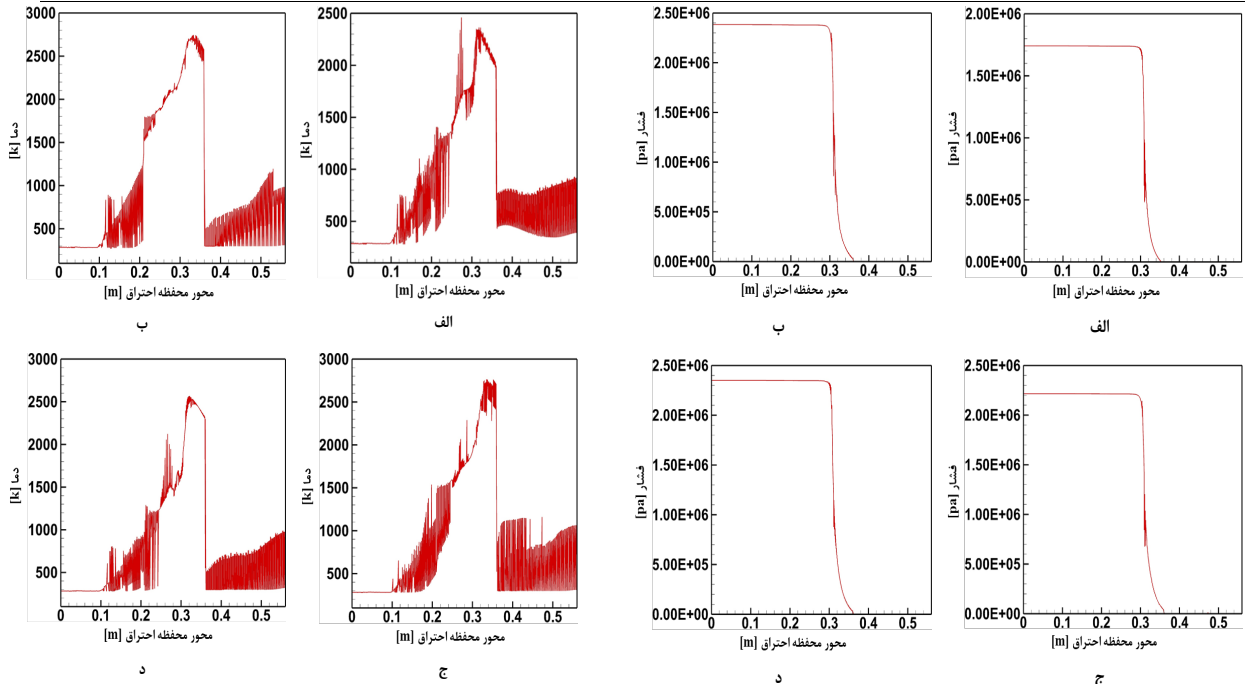
در شکل ۱۴ نمایش تغییرات فشار در طول محفظه احتراق برای چهار نمونه اول هر پاشنده نشان داده شده است در این نمودارها تغییرات فشار در امتداد طول نازل مورد بررسی قرار گرفته است. پایداری فشار در داخل محفظه احتراق مناسب و تقریباً ثابت بوده و در قسمت گلوگاه نازل به علت انجام شدن کامل واکنش احتراق و تغییرات سرعت جریان شروع به کاهش به صورت نمایی می کند. در هر چهار نمونه شبیه سازی، به علت متفاوت بودن مقادیر دبی جرمی ورودی سوخت و اکسیدکننده، هم چنین تفاوت در تعداد، قطر، آرایش و نحوه قرارگیری روزه‌ها در چهار نوع پاشنده فشار محفظه احتراق دارای مقادیر مختلفی است که کمترین آن مربوط به نمودار الف برابر با $17/4$ bar و بیشترین مقدار آن مربوط به نمودار ب برابر با $23/8$ bar است.



شکل (۱۲): نمایش تغییرات سرعت Y در طول محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل برای چهار نمونه شبیه سازی شده در سه بعدی؛ الف) حالت ۱-۱ شبیه سازی. ب) حالت ۱-۲ شبیه سازی. ج) حالت ۱-۳ شبیه سازی. د) حالت ۱-۴ شبیه سازی.

۳-۹- نمایش تغییرات سرعت در جهت Z جریان

در شکل ۱۳ نمایش تغییرات سرعت Z در طول محفظه احتراق برای چهار نمونه اول هر پاشنده نشان داده شده است. تمام نمودارها در فاصله حدود $0/30$ m که ناحیه گلوگاه نازل می باشد نوسانها زیاد سرعت آغاز شده است. نمودار الف تغییرات سرعت در محدوده $200 +$ تا $200 -$ m/s قرار دارد. نمودار ب دارای تغییرات سرعت در محدوده $70 +$ تا $70 -$ m/s می باشد. نمودار ج دارای بیشترین مقادیر نوسانها نامتقارن بوده و تغییرات سرعت در محدوده $90 +$ تا $290 -$ m/s قرار دارد. نمودار د تغییرات سرعت در محدوده $140 +$ تا $250 -$ m/s می باشد. علل تغییرات شدید در سرعت Z مانند سرعت Y می باشد. در این شکل همچنان نمودار د عملکرد مطلوب خود در توزیع متقارن سرعت را حفظ نموده است. نمودار الف نیز در این راستا عملکرد مطلوب را نشان داده است. اما نمودار ب برخلاف سرعت در محور Y بسیار نامتقارن عمل کرده است که نشان دهنده چرخش جریان در این راستا می باشد. نمودار ج



شکل (۱۴): نمایش تغییرات فشار در طول محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل برای چهار نمونه شبیه‌سازی شده در سه بعد؛ (الف) حالت ۱-۱ شبیه‌سازی. (ب) حالت ۲-۱ شبیه‌سازی. (ج) حالت ۳-۱ شبیه‌سازی. (د) حالت ۴-۱ شبیه‌سازی.

شکل (۱۵): نمایش تغییرات دما در طول محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل برای چهار نمونه شبیه‌سازی شده در سه بعد؛ (الف) حالت ۱-۱ شبیه‌سازی. (ب) حالت ۲-۱ شبیه‌سازی. (ج) حالت ۳-۱ شبیه‌سازی. (د) حالت ۴-۱ شبیه‌سازی.

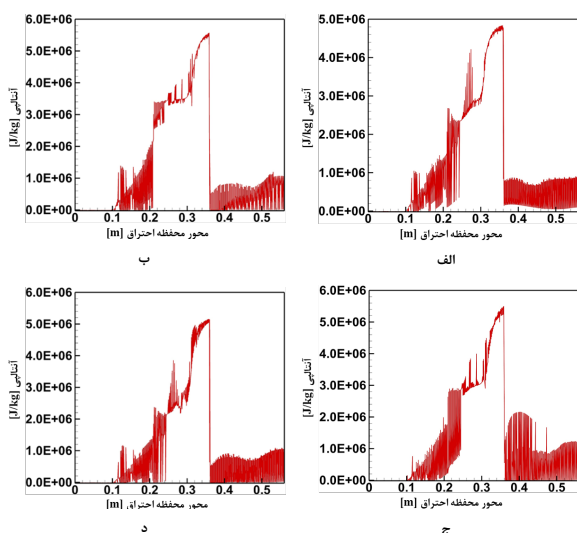
۵-۹- تغییرات دما در طول محفظه

آنچه در پی می‌آید ناظر بر نمایش مجموعه نمودارهای شکل ۱۵ (تغییرات دما برحسب کلونین نسبت به طول محفظه موتور) می‌باشد. در تمامی نمودارها در نقطه‌ای به مختصات محوری $0/1$ m (موقعیت شروع تزریق پیرولیز سوخت) به علت اختلاط سوخت و اکسیدکننده و آغاز واکنش احتراقی گرمازا تغییرات افزایشی دما نمایان است. در این نمودارها با توجه به سرعت بیشتر و پارامترهای مرتبط با سیال، بیشترین دما نیز به نمودار ب تعلق دارد هم‌چنین به‌مانند نمودارهای سرعت، تغییرات مربوط به موج‌های شوک قابل مشاهده است. در این میان نمودار الف نشان‌دهنده یک جهش در دما پیش از گلوگاه می‌باشد که می‌توان آن را با واکنش‌های شیمیایی مرتبط دانست و طبق انتظار به علت شرایط مرزی ورودی و سرعت پایین‌تر نسبت به سایر نمونه‌ها دارای کمترین مقدار بیشینه دما می‌باشد. در این میان نمودار ج و د یک روند نسبتاً مشابه با نمودار الف را نشان می‌دهد.

۶-۹- تغییرات دانسیته در طول محفظه

نمودارهای دانسیته در شکل ۱۶ نیز نشان‌دهنده تغییرات و توزیع دانسیته واکنش‌دهنده‌ها در دامنه سه‌بعدی می‌باشد. مقادیر اولیه متفاوت در نمودارها مربوط به شرایط مرزی ورودی متفاوت که شامل دبی جرمی ورودی سوخت، اکسیدکننده و به علت گازی و تراکم پذیر بودن سیال مربوط به فشار محفظه نیز می‌شود. در ادامه تغییرات نوسانی و کاهشی نمودارهای مربوط به دانسیته بستگی به شرایط پاشش اکسیدکننده شامل تعداد روزنه‌ها، قطر آن‌ها، محل و آرایش قرارگیری روزنه‌ها و دبی خروجی از آن‌ها و هم‌چنین تغییرات سوخت و اکسیدکننده حاصل از احتراق و تبدیل واکنش‌دهنده به فرآورده دارد. نمودار الف طبق شرایط دبی‌های جرمی ورودی کمتر و فشار محفظه پایین‌تر نسبت به سایر نمودارها دارای مقادیر دانسیته کمتر می‌باشد. سایر نمودارها نشان‌دهنده یک الگوی نسبتاً مشابه هستند که در ابتدا چگالی بالا بوده و در ناحیه تزریق سوخت ($x=0/1-0/2$ m) به علت انجام واکنش احتراق و تبدیل واکنش‌دهنده به فرآورده روندی کاهشی را شروع

خود گرفته اند و در قسمت گلوگاه و واگرای نازل به علت تغییرات دما، سرعت، فشار و واکنش شیمیایی افزایش آنتالپی مشاهده می‌شود. در نمودار ب در قسمت همگرا تا گلوگاه واکنش‌های شیمیایی با نرخ تقریباً یکنواخت پیش رفته اند و در قسمت واگرای نازل افزایش پیدا کرده است. رفتار نمودار ج در قسمت همگرا، گلوگاه و واگرای نازل نیز مشابه با نمودار ب بوده است. در نمودار د پیش از گلوگاه و ناحیه همگرا نازل آنتالپی به یک باره شدت گرفته و با رسیدن به نازل کاهش پیدا کرده است و مجدداً در قسمت واگرا افزایش پیدا کرده است. بیشترین مقدار آنتالپی مربوط به نمودار ج می‌باشد که در قسمت واگرای نازل به مقدار $5/53e+6$ J/kg رسیده است.

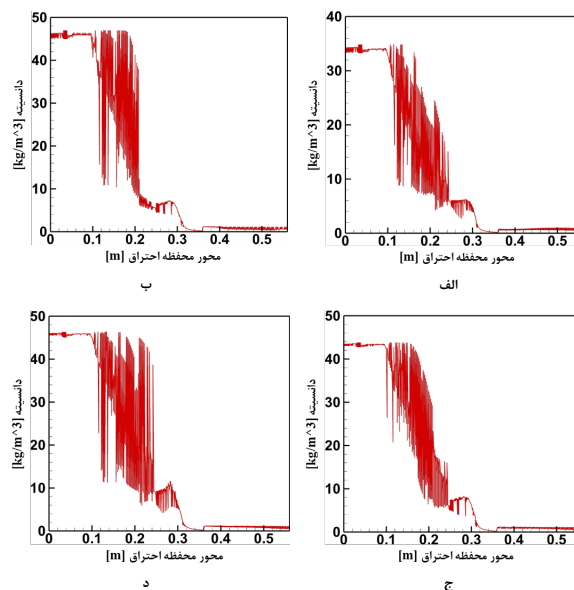


شکل (۱۷): نمایش تغییرات آنتالپی در طول محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل برای چهار نمونه شبیه‌سازی شده در سه بعد (الف) حالت ۱-۱ (شبیه‌سازی. ب) حالت ۱-۲ (شبیه‌سازی. ج) حالت ۱-۳ (شبیه‌سازی. د) حالت ۱-۴ (شبیه‌سازی).

۸-۹- تغییرات انرژی جنبشی آشفته در طول محفظه

در شکل ۱۸ نمایش تغییرات انرژی جنبشی آشفته در طول محفظه احتراق مشهود است که تطبیق این نمودارها با نمودار توزیع ابری سه‌بعدی شکل ۲۱ می‌باشد. تغییرات افزایشی انرژی جنبشی آشفته تمام نمودارها در نقطه‌ای به مختصات محوری $0/3$ m که ناحیه گلوگاه نازل می‌باشد به علت کاهش مقطع عرضی و ایجاد موج‌های شوک و فشار رخ داده است. در ناحیه خروجی از نازل به علت تغییرات زیاد سرعت، انرژی جنبشی، بیشینه دما و آنتالپی، امواج

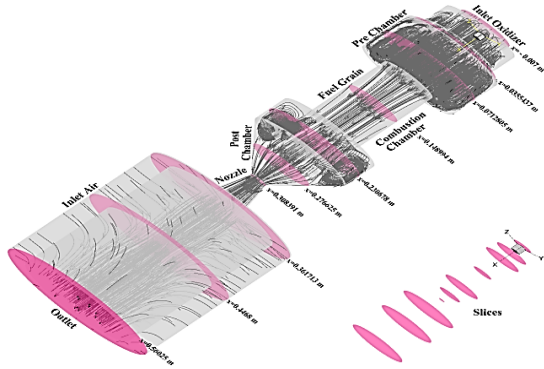
کرده و در ناحیه بعد از نازل با افزایش پیشرفت واکنش احتراق به حداقل مقادیر خود رسیده است.



شکل (۱۶): نمایش تغییرات دانسیته در طول محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل برای چهار نمونه شبیه‌سازی شده در سه بعد (الف) حالت ۱-۱ (شبیه‌سازی. ب) حالت ۱-۲ (شبیه‌سازی. ج) حالت ۱-۳ (شبیه‌سازی. د) حالت ۱-۴ (شبیه‌سازی).

۷-۹- تغییرات آنتالپی در طول محفظه

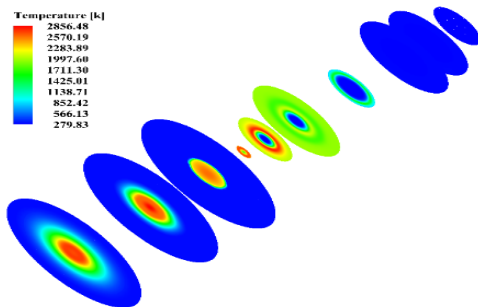
شکل ۱۷ نشان‌دهنده تغییرات آنتالپی در طول محفظه احتراق می‌باشد. از این نمودار می‌توان ارتباطی میان نوع پاشش و شدت واکنش‌های شیمیایی برقرار نمود. مانند نمودارهای دما، تمام نمودارها افزایش مقادیر آنتالپی در نقطه‌ای به مختصات محوری $0/1$ m که شروع تزریق پیرولیز سوخت می‌باشد به علت اختلاط سوخت و اکسیدکننده و آغاز واکنش احتراقی گرمازا رخ داده است. در ناحیه واگرای نازل به علت پیشرفت زیاد واکنش احتراق، وجود دیواره‌های آدیاباتیک که مانع از تبادل حرارت بین جریان داخل محفظه و محیط خارجی می‌شوند و باعث حفظ انرژی حرارتی داخل محفظه می‌شود؛ آنتالپی به مقادیر بیشینه خود رسیده است. در ناحیه پس از نازل و تماس با محیط بیرونی به علت تلفات حرارتی، محدودیت‌های اختلاط سوخت و اکسیدکننده و پدیده‌های موجی و شوک‌های داخلی مقادیر آنتالپی دارای روندی نزولی می‌باشد. در نمودار الف ابتدا قسمت همگرا نازل مشخص است که واکنش‌های شیمیایی شدت بیشتری به



شکل (۱۹): توزیع ابری نمای سه‌بعدی، برش‌های مربوطه و نمایش خطوط جریان در راستای محور X

۱-۱-۱۰- توزیع دمای موتور راکت هیبریدی

در شکل ۲۰ نمودار ابری توزیع دما برای نمونه ۱-۲ نمایش داده شده است. بررسی متمرکز از نمودار ابری دما در نمونه ۱-۲ نشان می‌دهد پراکندگی مناسب دما و حرارت در موتور راکت وجود دارد و مانع تمرکز انرژی حرارتی به سمت مرکز نازل و ایجاد نقاط داغ در داخل موتور می‌شوند.



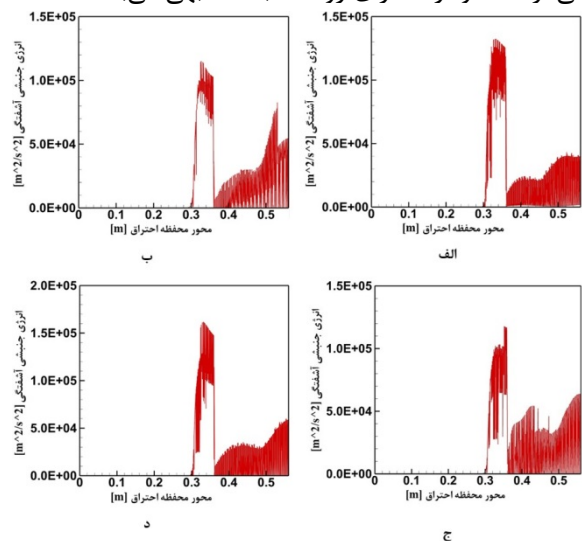
شکل (۲۰): نمایش توزیع ابری دما در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل به صورت ده برش زده شده برای نمونه ۱-۲.

در ناحیه تزریق سوخت که اختلاط سوخت و اکسیدکننده رخ می‌دهد واکنش تک‌مرحله‌ای پیرولیز آغاز شده و در حاشیه برش مقطع چهارم دما شروع به افزایش می‌کند، با حرکت سیال به سمت نازل مقدار پیشرفت واکنش احتراق افزایش یافته و مطابق با آن دما افزایش می‌یابد که در ناحیه خروجی از نازل و داخل فضای محاسباتی دما به بیشترین مقدار خود رسیده است.

۱-۲-۱۰- توزیع فشار راکت هیبریدی

شکل ۲۱ نشان‌دهنده توزیع فشار در دامنه محاسباتی برای نمونه ۱-۲ شبیه‌سازی است.

شوک و منعکس شده از لبه خروجی نازل انرژی جنبشی آشفته‌گی به بیشترین مقدار خود می‌رسد. در ناحیه بعد از نازل و تماس با هوای آزاد به علت گسترش جریان و انبساط به هوای آزاد: باعث کاهش سرعت و در نتیجه کاهش انرژی جنبشی آشفته‌گی می‌شود. کاهش فشار: فشار جریان پس از خروج از نازل به شدت کاهش می‌یابد. این کاهش فشار منجر به کاهش نیروهای آشفته‌گی در جریان و در نتیجه کاهش انرژی جنبشی آشفته‌گی می‌شود. واکنش با هوای محیط: جریان خروجی با هوای محیط اطراف مخلوط می‌شود که به دلیل اختلاف دما و سرعت، منجر به انتقال انرژی از جریان خروجی به هوای محیط می‌گردد. این تبادل انرژی باعث کاهش انرژی جنبشی آشفته‌گی در جریان اصلی می‌شود. اتلاف انرژی: بخشی از انرژی جنبشی آشفته‌گی به صورت گرما و صوت اتلاف می‌شود. این اتلاف در هوای آزاد بیشتر شده و منجر به کاهش انرژی جنبشی آشفته‌گی می‌گردد. نمودارها دارای روند نسبتاً مشابهی می‌باشند.



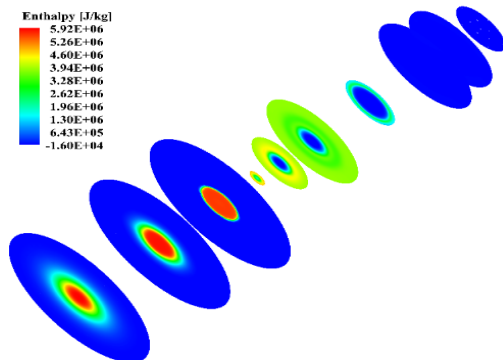
شکل (۱۸): نمایش تغییرات انرژی جنبشی آشفته‌گی در طول محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل برای چهار نمونه شبیه‌سازی شده در سه بعد؛ الف) حالت ۱-۱ شبیه‌سازی. ب) حالت ۱-۲ شبیه‌سازی. ج) حالت ۱-۳ شبیه‌سازی. د) حالت ۱-۴ شبیه‌سازی.

۱۰- توزیع ابری

برای نمایش بهتر اطلاعات پارامترهای مختلف در نمودار ابری‌های سه‌بعدی، از ده برش در طول‌های متفاوتی از محفظه احتراق استفاده شد که در شکل ۱۹ به همراه مختصات موقعیت محوری نشان داده شده است.

۱۰-۴- توزیع آنتالپی

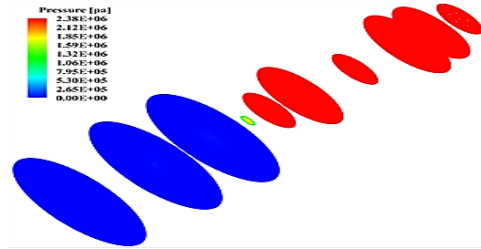
شکل ۲۳ نمایش دهنده نمودار توزیع ابری توزیع آنتالپی در دامنه محاسباتی برای نمونه ۱-۲ می باشد. در ناحیه گرین سوخت در اثر تماس اولیه بین سوخت و اکسیدکننده که به صورت یک حلقه بیرونی در برش شماره چهار نمایش داده شده است بر اثر انجام واکنش و تولید گرما مقدار آنتالپی شروع به افزایش کرده و از نکات قابل توجه در این نمودارها می توان به برش قبل و بعد از گلوگاه که به ترتیب بخش همگرا و بخش واگرای نازل می باشد اشاره کرد. پیش از گلوگاه یک حلقه بسیار بی نظم با مقادیر آنتالپی بالا وجود دارد که می تواند حاصل از نوع پاشنده باشد، هم چنین در خروجی این نمونه نیز هسته بی نظمی کوچک تر بوده و سریع تر از میان می رود. مهم ترین عوامل تأثیرگذار بر آنتالپی که شامل دما، فشار، شرایط مرزی ورودی که شامل دبی جرمی سوخت و اکسیدکننده و نحوه ترکیب آن ها به یکدیگر می باشد.



شکل (۲۳): نمایش توزیع ابری آنتالپی در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل به صورت ده برش زده شده برای نمونه ۱-۲.

۱۰-۵- نمایش کانتوری کمیت انرژی جنبشی آشفستگی

نمایش توزیع ابری انرژی جنبشی آشفستگی در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل به صورت ده برش زده شده برای نمونه شبیه سازی شده ۱-۲ در سه بعد مطابق نمایش شکل ۲۴ آمده است. به طور کلی عوامل تأثیرگذار بر کمیت انرژی جنبشی آشفستگی در راکت هیبریدی شامل شرایط مرزی ورودی و خروجی، شرایط حرارتی (دما)، خصوصیات سوخت و اکسیدکننده، نوع و شرایط پاشش و ساختار داخلی راکت به ویژه نازل بستگی دارد. در قسمت گلوگاه نازل به علت تغییرات دما، سرعت و فشار سیال افزایش انرژی جنبشی آشفستگی رخ داده است و از موارد قابل اشاره

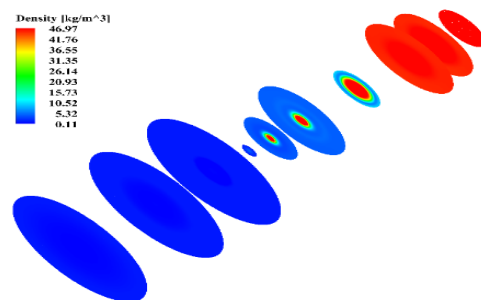


شکل (۲۱): نمایش توزیع ابری فشار در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل به صورت ده برش زده شده برای نمونه ۱-۲.

عوامل تأثیرگذار بر فشار شامل دما، حجم مواد ورودی (سوخت و اکسیدکننده)، واکنش شیمیایی احتراق، ساختار و مشخصات طراحی محفظه احتراق و نازل می باشد. در این شکل یک تمرکز فشار در داخل محفظه احتراق وجود داشته و در مورد افت فشار و ترمیم آن در مقاطع مختلف عملکرد مطلوبی را نشان داده است. افت فشار در داخل گلوگاه نازل آغاز شده است و در انتهای فضای محاسباتی به فشار اتمسفریک رسیده است.

۱۰-۳- توزیع دانسیته

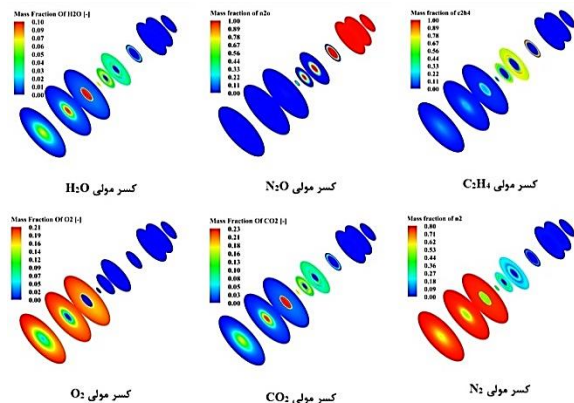
توزیع ابری سه بعدی دانسیته در شکل ۲۲ نشان دهنده تغییرات و توزیع دانسیته مربوط به واکنش دهنده ها در دامنه سه بعدی می باشد. مقدار اولیه متفاوت حاصل از ترکیب سوخت و اکسیدکننده متفاوت در ورودی بوده و تغییرات آن ها حاصل از احتراق و تبدیل سوخت به فرآورده و هم چنین اثرات فشار محفظه و تراکم پذیری بر روی سیال می باشد. بیشترین مقدار دانسیته مربوط به سه برش اول می باشد که در ناحیه نزدیک به پاشنده و محل تزریق اکسیدکننده بوده و از حلقه چهارم که قسمتی از ناحیه گرین سوخت می باشد به علت انجام واکنش و تبدیل واکنش دهنده ها به فرآورده؛ کمیت دانسیته شروع به کاهش کرده و در نواحی بعد از گلوگاه تقریباً دیگر واکنش به مقدار کامل انجام شده و مقدار کمی از واکنش دهنده باقی مانده است که کمیت دانسیته به حداقل مقدار خود رسیده است.



شکل (۲۲): نمایش توزیع ابری دانسیته در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل به صورت ده برش زده شده برای نمونه ۱-۲.

۱۰-۷- نمایش کانتوری کسر مولی اجزای شرکت کننده در واکنش

باتوجه به روابط واکنش‌های شیمیایی و همچنین شرایط مرزی ورودی، در نمونه ۱-۱ برای شبیه‌سازی اول، نمودارهای توزیع ابری توزیع کسر جرمی واکنش‌دهنده‌ها و فراورده‌ها به شکل ۲۶ می‌باشد.



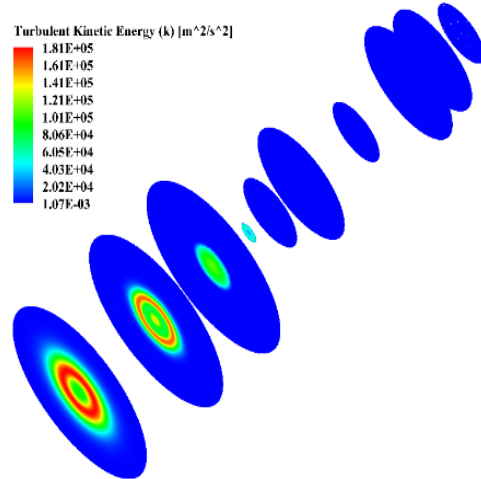
شکل (۲۶): نمایش توزیع ابری کسر مولی اجزای

شرکت کننده در واکنش نمونه ۱-۱ که در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل به صورت ده برش زده شده در سه بعد. در این نمودار مشخصاً واضح است که چگونه فراورده‌ها تولید شده و در دامنه پخش شده‌اند. از موارد قابل اشاره می‌توان به تغییرات واکنش‌دهنده C_2H_4 و N_2O پرداخت که نسبتاً دیر واکنش داده و در نزدیکی گلوگاه مصرف می‌شود و در خروجی به‌عنوان یک آلاینده مقداری کمتر از ۱۰٪ را دارا می‌باشد همچنین از موارد دیگر افزایش فراورده‌های احتراقی همچون CO_2 و گاز آلاینده N_2 در نازل همگرا - واگرا می‌باشد که قسمت عمده‌ای از گازهای خروجی را شکل می‌دهند. در این میان نیز بخار آب نیز به‌عنوان فراورده‌های جانبی احتراق پس از گلوگاه و در امتداد قسمت واگرا نازل با افزایش کسر جرمی روبرو است.

۱۰-۸- مقایسه شبیه‌سازی دوبعدی و سه‌بعدی

شبیه‌سازی دوبعدی حالت پایدار با رویکرد ناوراستوکس با میانگین رینولدز و بهره‌گیری از مدل آشفتگی $k-\epsilon$ استاندارد همراه با مدل اتلاف گردابی به‌منظور اندرکنش شیمی-آشفتگی برای چهار نوع پاشنده نام‌برده شده در جدول ۴ انجام شده است. شبکه‌بندی از نوع منظم و ثابت به تعداد ۱۹۲۶۶۶ سلول با اندازه ۱ mm، برای جریان اکسیدکننده و سوخت در فاز گازی در نظر گرفته می‌شود که شبکه‌بندی

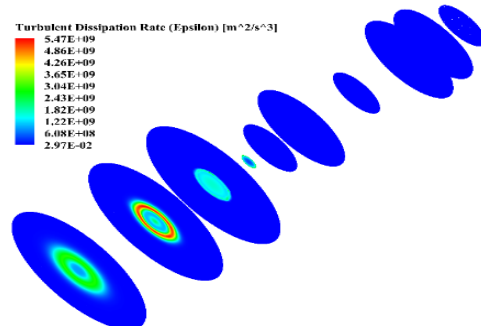
در نمودارهای توزیع ابری، افزایش میزان آشفتگی در لبه موج‌های انعکاسی می‌باشد که در ناحیه محاسباتی بعد از نازل رخ می‌دهد.



شکل (۲۴): نمایش توزیع ابری انرژی جنبشی آشفتگی در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل به صورت ده برش زده شده برای نمونه ۱-۲.

۱۰-۶- نمایش کانتوری کمیت نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفتگی

شکل ۲۵ نمودار توزیع ابری نرخ اضمحلال انرژی جنبشی برای نمونه ۱-۲ می‌باشد. کمیت اضمحلال انرژی جنبشی پارامتر مفیدی در راکت‌های هیبریدی نمی‌باشد و برای دستیابی به تراست و خواص بالستیکی مناسب باید این کمیت به مقادیر کمتر بهینه شود. با توجه به شکل ۲۴ در نواحی که تغییرات انرژی جنبشی بیشتر بوده است مانند گلوگاه و بخش خروجی از نازل، اضمحلال انرژی جنبشی نیز بیشتر رخ داده و لبه امواج انعکاسی خروجی از نازل به بیشترین مقدار خود رسیده است.



شکل (۲۵): نمایش توزیع ابری نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفتگی در محفظه و ناحیه محاسباتی بعد از نازل به صورت ده برش زده شده برای نمونه ۱-۲.

بررسی به جنبه‌های پیچیده مربوط به تعداد روزنه‌های ورودی اکسیدکننده پرداخته و نقش این پارامتر را در دینامیک احتراق بررسی می‌کند. قطر روزنه‌های ورودی اکسیدکننده به طور سیستماتیک تغییر کرده تا اثرات آن بر فرآیند احتراق مشخص شود. آرایش فضایی روزنه‌ها در داخل محفظه احتراق باهدف تشخیص پیکربندی بهینه آن برای تسهیل تزریق کارآمد سوخت و اکسیدکننده مورد بررسی قرار گرفت.

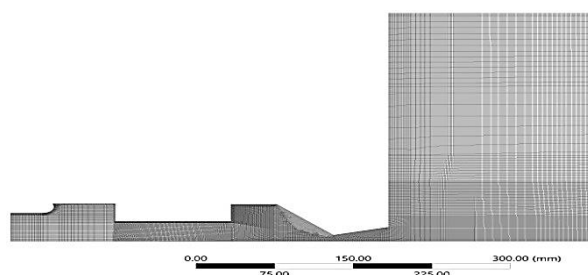
(۱) با کاهش درصد جرمی سوخت نسبت به اکسیدکننده و افزایش نسبت O/F تا مقدار بهینه ۳/۶؛ فشار محفظه احتراق، تراست و ایمپالس ویژه افزایش می‌یابد.
(۲) پاشنده اول و دوم هر دو دارای یازده روزنه می‌باشد. تفاوت میان پاشنده اول و دوم در قطر روزنه‌ها می‌باشد که از ۱/۴ میلی‌متر به ۱/۹ میلی‌متر به میزان ۳۵/۷۱ درصد افزایش یافته و به همین علت میانگین نسبت O/F از ۲/۵۵ به ۳/۵۳ افزایش یافته است که برابر با ۲۷/۷۶ درصد می‌باشد. با مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی دوبعدی در پاشنده دوم نسبت به اول میانگین فشار محفظه احتراق ۳۸/۲۲ درصد افزایش، میانگین تراست ۵۲/۲۹ درصد افزایش و میانگین ایمپالس ویژه ۱۸/۲۸ درصد افزایش یافته است.

(۳) پاشنده اول و سوم هر دو دارای قطر روزنه یکسان می‌باشد و تفاوت آن‌ها در تعداد و آرایش قرارگیری روزنه‌ها می‌باشد که پاشنده اول دارای یازده روزنه و پاشنده سوم دارای بیست و یک روزنه می‌باشد که در حالت دوم ۹۰/۹۱ درصد تعداد روزنه‌ها افزایش یافته و میانگین نسبت O/F از ۲/۵۵ در پاشنده اول به ۳/۵۳ در پاشنده سوم افزایش یافته که برابر با ۳۸/۴۳ درصد است. در حالت شبیه‌سازی سه‌بعدی نیز میانگین فشار محفظه احتراق ۳۴/۶۹ درصد افزایش، میانگین تراست ۵۱/۳۷ درصد افزایش و میانگین ایمپالس ویژه ۱۸/۲۷ درصد افزایش یافته است. پس با افزایش تعداد روزنه‌ها فشار محفظه، تراست و ایمپالس ویژه افزایش می‌یابد.

۱۲- مراجع

[1] Doustdar M, Ghayoumi M. An Investigation of Applied Techniques to Improve Grid Generation in ICEs Simulations by KIVA. Fluid Mechanics & Aerodynamics. 2022;10(2):195-202. (In Persian) <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1400.10.2.11.8>

هندسه موتور و بخش محاسباتی خروجی شبیه‌سازی دوبعدی در شکل ۲۷ نمایش داده شده است.



شکل (۲۷): نمای شبکه‌بندی دوبعدی.

در جدول ۶ میانگین درصد خطای کمیت‌های فشار محفظه، تراست و ایمپالس ویژه برای هر نوع پاشنده در شبیه‌سازی حالت دوبعدی و سه‌بعدی نسبت به نتایج آزمایشگاهی [۲۹] ارائه شده است.

جدول (۶): میانگین درصد خطای کمیت‌های فشار محفظه، تراست و ایمپالس ویژه برای هر نوع پاشنده در شبیه‌سازی حالت دوبعدی [۳۳] و سه‌بعدی نسبت به نتایج آزمایشگاهی.

نمونه پاشنده	میانگین درصد خطای فشار محفظه		میانگین درصد خطای تراست		میانگین درصد خطای ایمپالس ویژه	
	دوبعدی	سه‌بعدی	دوبعدی	سه‌بعدی	دوبعدی	سه‌بعدی
۱	۲/۴۰	۱/۸۵	۱/۸۶	۷/۰۷	۱/۸۹	۷/۴۶
۲	۱/۴۰	۱/۲۶	-۱۱/۳۱	-۶/۰۹	-۱۱/۰۳	-۵/۸۰
۳	۰/۹۸	۲/۵۴	-۹/۱۷	-۲/۱۲	-۹/۱۸	-۲/۱۱
۴	۱/۶۷	۱/۵۳	-۱۰/۸۶	-۴/۰۶	-۱۰/۰۵	-۴/۰۴

باتوجه به جدول ۶ مقادیر به دست آمده از شبیه‌سازی سه‌بعدی دارای خطای کمتری بوده و به مقادیر تجربی نزدیک‌تر می‌باشد.

۱۱- 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 روزنه‌های ورودی اکسیدکننده، قطر روزنه‌ها 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 دی نیتروژن اکسید به عنوان اکسیدکننده و سوخت پارافین استفاده می‌کند. این

- [15] Nakagawa I, Hikone S. Study on the regression rate of paraffin based hybrid rocket fuels. *Journal of Propulsion and Power*. 2011;27(6):1276-1279. DOI 10.2514/1.B34206
- [16] Kara O, Karabeyoglu A. Ignition Capability of CO₂ in Hybrid Rockets for Mars Ascent Vehicles. Koc University Graduate School of Sciences and Engineering . PhD Dissertation. 2021.
- [17] Atayizadeh H. Assessment of the progress variable variance modelling on large eddy simulation of turbulent premixed flames using flamelet generated manifold model .*Fuel and Combustion*. 2022;14(4):124-145. DOI 10.22034/JFNC.2022.334445.1311 (In Persian)
- [18] PandidehFard M, Mohammadi A. Investigation and Modification of Spalart-allmaras Turbulence Model and Its Application to Flow Over a NACA 0012 Airfoil. *Fluid Mechanics & Aerodynamics*. 2017;5(2):71-81. (In Persian)<https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1395.5.2.6.8>
- [19] Bellomo N, Barato F, Faenza M, Lazzarin M, Bettella A, Pavarin D. Numerical and experimental investigation of unidirectional vortex injection in hybrid rocket engines. *Journal of Propulsion and Power*. 2013;29(5):1097-1113. DOI 10.2514/1.B34506
- [20] Lazzarin M, Faenza M, Barato F, Bellomo N, Bettella A, Pavarin D. Computational fluid dynamics simulation of hybrid rockets of different scales. *Journal of Propulsion and Power*. 2015;31(5):1458-1469. DOI 10.2514/1.B35528
- [21] Gelain R. CFD Simulations of Self-Pressurized Nitrous Oxide Hybrid Rocket Motors. University of Padua DEPARTMENT OF INDUSTRIAL ENGINEERING . Master's Degree in Aerospace Engineering. 2017.
- [22] Ranuzzi G, Cardillo D, Invigorito M. Numerical investigation of a N₂O-paraffin hybrid rocket engine combusting flowfield, In 6th EUCASS. 2015.
- [23] Bianchi D, Nasuti F, Delfini D. Modeling of gas-surface interface for paraffin-based hybrid rocket fuels in computational fluid dynamics simulations. *Progress in Propulsion Physics*. 2019;11(11):3-24. DOI 10.1051/eucass/201911003
- [24] Bianchi D, Nasuti F, Delfini D. Modeling of Gas-Surface Interface for Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels in CFD Simulations. 6th EUCASS. 2015.
- [25] Leccese G, Bianchi D, Nasuti F. Modeling and simulation of paraffin based hybrid rocket internal ballistics. In 2018 Joint Propulsion Conference, Cincinnati. 2018:4533. DOI 10.2514/6.2018-4533
- [2] Sutton GP, Biblarz O. Rocket propulsion elements. John Wiley & Sons. 1976;80(1):579-608. DOI 10.1017/S000192400003431X
- [3] Dequick B, Lefebvre M, Hendrick P. Sensitivity analysis of a two phase CFD simulation of a 1 kN paraffin-fueled hybrid rocket motor. *Energies*. 2021;14(1):6794. DOI 10.3390/en14206794
- [4] MAZIDI SHARAFABADI M, Vaezi S.M, Norouzi E. Performance and Emission Analysis of Combustion Chamber of a Turboprop Engine at Different Operation Regimes. *Fluid mechanics and aerodynamics*. 2015;4(1):65-75. Vol. (In Persian)
- [5] Altman D, Holzman A. Overview and history of hybrid rocket propulsion. *American Institute of Aeronautics*. 2007;218(1):1 DOI 10.2514/5.9781600866876.0001.0036
- [6] Boardman T.A. Hybrid propellant rockets. *Rocket Propulsion Elements*. 2001;7(1):597-607.
- [7] Barato F, Grosse M, Bettella A. Hybrid rocket fuel residuals an overlooked topic. In 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2014:3753. DOI 10.2514/6.2014-3753
- [8] Glaser C, Hijlkema J, Anthoine J. Review of regression rate enhancement techniques for hybrid rocket engines. *AIDAA 2021-XXVI International Congress*. 2021; 1(1)
- [9] Marxman G, Gilbert M. Turbulent boundary layer combustion in the hybrid rocket. In *Symposium International on Combustion*. 1963;9(1):371-383. DOI 10.1016/S0082-0784(63)80046-6
- [10] Chiaverini M. Review of solid fuel regression rate behavior in classical and nonclassical hybrid rocket motors. *Progress in Astronautics and Aeronautics*. 2007;218(1):37. DOI 10.2514/5.9781600866876.0037.0126
- [11] Marquardt T, Majdalani J. Review of classical diffusion limited regression rate models in hybrid rockets. *Aerospace*. 2019;6(1):75. DOI 10.3390/aerospace6060075
- [12] Boiocchi M, Merotto L, Galfetti L . Paraffin Based Fuels Filled with Lithium Based Additives Characterization, In 63rd IAC. 2012;63(1):
- [13] MILOVA P. Entrainment effects on combustion processes in paraffin-based hybrid rocket motors. Politecnico di Milano. PhD Dissertation. 2015.
- [14] Mazzetti A, Merotto L, Pinarello G. Paraffin based hybrid rocket engines applications: A review and a market perspective. *Acta Astronautica*. 2016;126(1):286-297. DOI 10.1016/j.actaastro.2016.04.036

- [30] Waxman B.S. An investigation of injectors for use with high vapor pressure propellants with applications to hybrid rockets. Stanford University. PhD Dissertation. 2014.
- [31] Saniinejad M. A comprehensive investigation and sensitivity assessment of the capability of $k-\epsilon$ and $k-\omega$ turbulence models in capturing the flow physics in the turbulent ultrasonic boundary layer formed on smooth and rough flat plates at very high Reynolds numbers. *Fluid mechanics and aerodynamics*. 2009;1(2):55-72. (In Persian).
- [32] Doustdar M, Gharezi S. Investigating the effects of secondary and dilution air holes and chamber diameter on the performance of ramjet engine combustion chamber. *Fluid Mechanics & Aerodynamics*. 2023;12(1):129-137. (In Persian). <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1402.12.1.10.9>
- [33] Palizvani M.R, Jamali A.A. 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. *JFNC*. 2024;17(3):97-122. DOR <https://doi.org/10.22034/jfnc.2025.459143.1395> (In Persian).
- [26] Leccese G. Gas-Surface interaction radiative heat transfer and thermochemistry modeling in the simulation of paraffin-based hybrid rocket engines. Sapienza University DIMA Mechanical and Aerospace Engineering Department. PhD Dissertation. 2018.
- [27] Di Martino G.D, Mungiguerra S, Carmicino C, Savino R. Computational Fluid Dynamic Simulations of the Internal Ballistics of Hybrid Rocket Burning Paraffin based Fuel. In 2018 Joint Propulsion Conference. 2018:4532. DOI 10.2514/6.20184532
- [28] Dequick B, Lefebvre M, Hendrick P. CFD Simulation of a 1kN Paraffin Fueled Hybrid Rocket Engine. In AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. 2020:3763. DOI 10.2514/6.2020-3763
- [29] Bouziane M, Bertoldi A.E.D.M, Hendrick P, Lefebvre M. Experimental investigation of the axial oxidizer injectors geometry on a 1-kN paraffin-fueled hybrid rocket motor. *FirePhysChem*. 2021;1(4).231-243. DOI 10.1016/j.fpc.2021.11.012