



Increase the Accuracy of Two-Phase Combustion Numerical Simulation in Combustion Chamber of Ducted Rocket Engine

Mahdi Dehghan^۱, Jalal Mohammadi^{*۲}

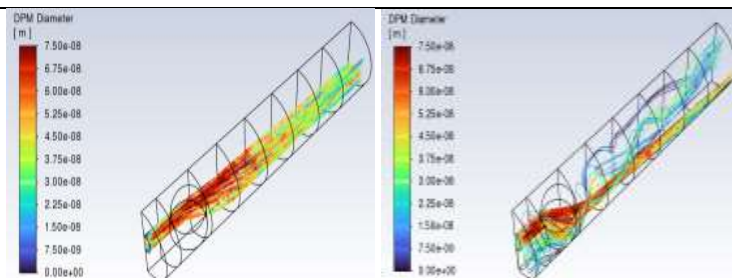
^۱ Master's degree, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. Email: mdehghan.mech.phys@gmail.com

^۲ Associate Professor, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. (*Correspondence: mohammadijalal@mut.ac.ir)

HIGHLIGHTS

- Numerical simulation of solid carbon particles with gas phase flow.
- Using the turbulent dispersion model and its subdivisions in modeling solid carbon particles.
- Numerical solution results approaching experimental results.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: ۰۸ May ۲۰۲۶

Received in revised form: ۱۹

April ۲۰۲۶

Accepted: ۰۸ May ۲۰۲۶

Available online: ۲۲ May ۲۰۲۶

*Correspondence:

mohammadijalal@mut.ac.ir

Keywords:

Ramjet

Ducted Rocket

Combustion Chamber

Solid Carbon Particles

Combustion Efficiency

ABSTRACT

In the present study, the increase in the accuracy of numerical simulation of two-phase combustion in the combustion chamber of a ducted rocket engine has been investigated. The present problem includes two fuel flows with gas and solid phases. For the numerical simulation of two-phase combustion in a ducted rocket engine, ANSYS Fluent software has been used. For the modeling of turbulence, the two-equation model of k-ε RNG has been intended. Also, for the modeling of combustion and solid carbon particles, the non-premixed combustion model and the DPM model have been used, respectively. Using an unorganized grid cell, examining the sensitivity of the numerical solution results to the number of grid cells, the value of the flammability limit of the solid fuel flow, and using the turbulent dispersion model and its sub-parts in discrete phase modeling are the applied differences in the present CFD research. In fact, the use of the turbulent dispersion model and its sub-parts has had a major impact on improving the numerical simulations performed. The difference between the two-phase combustion efficiencies obtained from CFD in the present work and the two-phase combustion efficiencies obtained from the experimental work in configurations ۱, ۲, ۳, ۴, and ۵ has decreased by ۲۲%, ۶%, ۰.۴%, ۴% and ۵%, respectively, which means an increase in the accuracy of the numerical simulation of two-phase combustion in the present work.

Cite this article: Dehghan M[©], Mohammadi J. Increase the Accuracy of Two-Phase Combustion Numerical Simulation in Combustion Chamber of Ducted Rocket Engine. Journal of Aerospace Mechanics. ۲۰۲۵; ۲۲ (۱): ۱۵-۲۹. DOI: <https://doi.org/10.4۷۱۷۶/MAJ.۲۰۲۶.۱۵۲۴>

© Author(s) retain the copyright and full publishing rights

Publisher: Imam Hossein Comprehensive University.





افزایش دقت شبیه‌سازی عددی احتراق دوفازی در محفظه احتراق موتور راکت مجرای

مهدی دهقان^۱، جلال محمدی^{۲*}

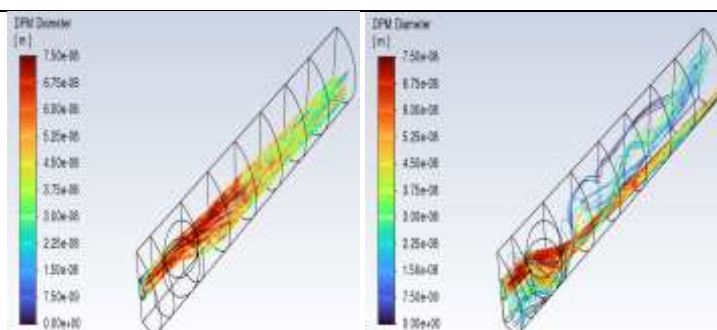
^۱ کارشناسی‌ارشد، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران. (mdehghan.mech.phys@gmail.com)

^۲ دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران. (نویسنده مسئول: mahjoubmoghadass@ihu.ac.ir)

برجسته‌ها

- شبیه‌سازی عددی ذرات کربن جامد به همراه جریان فاز گاز.
- استفاده از مدل توربو لنت دیسپرژن و زیربخش‌های آن در مدل‌سازی ذرات کربن جامد.
- نزدیک‌شدن نتایج حل عددی به نتایج تجربی.

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۶ بهمن ۱۴۰۴

بازنگری: ۳۰ فروردین ۱۴۰۵

پذیرش: ۱۸ اردیبهشت ۱۴۰۵

ارائه آنلاین: ۰۱ خرداد ۱۴۰۵

*نویسنده مسئول:

mohammadijalal@mut.ac.ir

کلید واژه‌ها:

رم جت
راکت مجرای
محفظة احتراق
ذرات کربن جامد
راندمان احتراق

چکیده

در پژوهش حاضر، به بررسی افزایش دقت شبیه‌سازی عددی احتراق دوفازی در محفظه احتراق موتور راکت مجرای پرداخته شده است. مسئله حاضر شامل دو جریان سوخت با فاز گاز و جامد است. برای شبیه‌سازی عددی احتراق دوفازی در موتور راکت مجرای، از نرم‌افزار انسیس فلونت استفاده شده است. برای مدل‌سازی آشفته‌گی، مدل دو معادله‌ای کا اسیلون آران‌جی در نظر گرفته شده است. همچنین، برای مدل‌سازی احتراق و ذرات کربن جامد به ترتیب از مدل احتراقی غیر پیش‌آمیخته و مدل دی‌پی‌ام استفاده شده است. استفاده از سلول شبکه‌بندی بی‌سازمان، بررسی حساسیت نتایج حل عددی به تعداد سلول شبکه‌بندی، مقدار حد اشتعال‌پذیری جریان سوخت جامد و استفاده از مدل توربو لنت دیسپرژن و زیربخش‌های آن در مدل‌سازی فاز گسسته، تفاوت‌های اعمالی در پژوهش سی‌اف‌دی حاضر است. در واقع، استفاده از مدل توربو لنت دیسپرژن و زیربخش‌های آن، تأثیر عمده‌ای بر بهترشدن شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده، داشته است. اختلاف بین راندمان‌های احتراق دوفازی سی‌اف‌دی به‌دست‌آمده در کار حاضر و راندمان‌های احتراق دوفازی حاصل از کار تجربی، در پیکربندی‌های ۱، ۲، ۳، ۴ و ۵ به ترتیب به میزان ۲۲٪، ۶٪، ۴٪، ۴٪ و ۵٪ کاهش‌یافته که به معنای افزایش دقت شبیه‌سازی عددی احتراق دوفازی در کار حاضر است.

استناد: دهقان، مهدی^۱، محمدی، جلال. افزایش دقت شبیه‌سازی عددی احتراق دوفازی در محفظه احتراق موتور راکت مجرای. مکانیک هوا/فضا. (۱۴۰۵)؛ ۲۲ (۱): ۲۹-۱۵.

<https://doi.org/10.47176/MAJ.2026.1524>

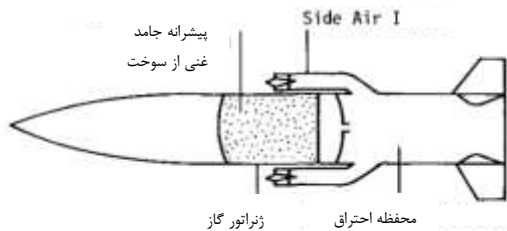
© نویسنده(گان) حق نشر و حقوق کامل انتشار را برای خود محفوظ می‌دارند.

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین (ع).

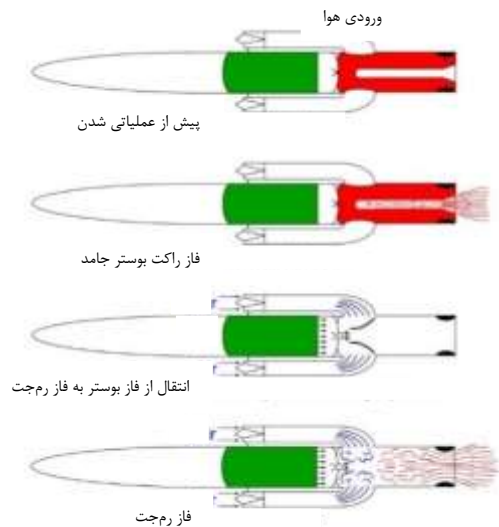


۱- مقدمه

سیستم‌های پیشران استفاده‌کننده از موتور رم جت راکت مجرای که دارای جریان غنی از سوخت در خروجی مولد گاز هستند، امروزه دارای کاربردهای بسیاری در عرصه‌های دفاعی و غیردفاعی هستند. موتور رم جت^۱، ساده‌ترین موتور هوا تنفسی است. موتورهای هوا تنفسی کارآمدتر از راکت‌ها هستند؛ زیرا از هوای محیط به عنوان اکسیدکننده برای احتراق موتور استفاده می‌کنند که باعث کوچک‌شدن حجم پیشران می‌شود [۱]. موتورهای رم جت را می‌توان به سه نوع؛ رم جت سوخت مایع، رم جت سوخت جامد و رم جت راکت مجرای تقسیم‌بندی کرد. سیستم راکت مجرای نسبت به دو نوع دیگر موتور رم جت به دلیل نیروی رانش بالاتر ترجیح داده می‌شود [۲]. موتور رم جت راکت مجرای از دهانه ورودی هوا، مولد گاز، محفظه احتراق و نازل تشکیل شده است (شکل ۱). موتورهای رم جت راکت مجرای^۲ با سادگی نسبی خود دارای مقادیر ضربه ویژه بالایی در دامنه وسیعی از ارتفاعات و سرعت‌های پرواز مختلف هستند که ضمن قابلیت اطمینان عملکردی بالا، قابلیت تنظیم تراست با تغییر جرم خروجی از مولد گاز و امکان افزایش برد پروازی ۱/۵ تا ۲ برابر بیش‌تر را در مقایسه با موتورهای راکت سوخت جامد فراهم می‌کند [۳]. در موتور راکت مجرای یک پارچه، به‌جز پیشرانه جامد مربوط به خود بوستر، یک پیشرانه دیگر نیز وجود دارد که درون بخش مولد گاز (محفظة احتراق اولیه) قرار گرفته است [۴]. پس از عملیاتی‌شدن، سرعت موشک راکت مجرای به‌وسیله راکت بوستر ادغام شده در محفظه احتراق رم جت (محفظة احتراق ثانویه) تا مقادیر مافوق صوت افزایش می‌یابد. پس از سوختن کامل پیشرانه بوستر، یک محفظه احتراق رم جت خالی باقی می‌ماند، سپس درپوش‌های پورت که ورودی‌های هوا به محفظه احتراق رم جت را بسته بودند، باز می‌شوند و به‌طور هم‌زمان ژنراتور گاز مشتعل می‌شود [۳]. فرایند باز شدن پورت تا شروع احتراق رم به‌عنوان فاز انتقال تعریف می‌شود، خاتمه سریع فاز انتقال برای راکت مجرای به‌منظور به حداقل رساندن تلفات در طول این مرحله، مورد نیاز است. احتراق رم پایدار، نیاز به خودسوزی سریع مخلوط سوخت و هوا دارد [۵]. توالی عملیات موتور راکت مجرای در شکل ۲ نشان داده شده است. راکت مجرای با قابلیت تنظیم و کنترل جریان غنی از سوخت در ورودی محفظه احتراق رم جت، قادر است به ارائه یک موشک هوا به هوا با برد متوسط، سرعت بالا، حداقل زمان برای هدف قراردادن، بهینه‌سازی مداوم مسیر رهگیری با کنترل رانش و قابلیت مانور با سرعت بالا است [۵].



شکل (۱): نمای شماتیک از موتور رم جت با مولد گاز [۶]



شکل (۲): فازهای عملیاتی راکت مجرای [۷]

در سال‌های گذشته تحقیقات زیادی در رابطه با تحلیل عددی و تجربی احتراق در محفظه احتراق موتور رم جت به‌ویژه نوع راکت مجرای آن انجام شده است. کیم و ناتان [۸] آزمایش‌های لوله متصل^۳ محفظه احتراق را انجام داده‌اند. همچنین، آن‌ها تحلیل عددی واکنش‌های داخلی احتراق دوفازی در یک محفظه احتراق راکت مجرای در نسبت‌های هم‌ارزی مختلف، با بررسی اثر هندسه ورودی هوا را انجام داده‌اند. آن‌ها از سه نوع محفظه احتراق برای بررسی هندسه ورودی هوا استفاده کرده‌اند؛ محفظه احتراق با دو ورودی هوا با زاویه ۹۰ درجه، دو ورودی هوا با زاویه ۱۸۰ درجه و چهار ورودی هوا با زاویه ۹۰ درجه. محفظه احتراق با چهار ورودی هوا، بهترین راندمان احتراق را نشان داده است. در تحقیق ژونگ‌کین و همکاران [۹] که از انژکتور سوخت ورودی به محفظه احتراق رم جت با چند سوراخ مادون صوت استفاده شده است، راندمان احتراق موتور راکت مجرای حدود ۳۰٪ بیش‌تر از راندمان به‌دست آمده از انژکتور با یک نازل مادون صوت یا مافوق صوت است. استوو و همکاران [۱۰]، احتراق جریان تک‌فازی و دوفازی را بررسی کرده‌اند. پژوهش آن‌ها نشان داد که شبیه‌سازی عددی احتراق دوفازی (فاز گاز و جامد) نسبت به شبیه‌سازی عددی احتراق تک‌فازی (لحاظ نکردن ذرات جامد در حل عددی علی‌رغم موجود بودن آن‌ها در کار تجربی)، به نتایج

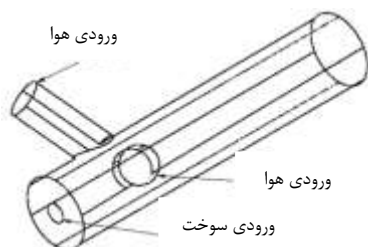
^۳ Connected-Pipe^۱ Ramjet^۲ Ducted Rocket

استفاده از مدل توربو لنت دیسپرژن از تعداد تلاش‌های^۷ معادل ۱۰ و ثابت بُعد زمانی^۸ برابر ۱ استفاده شده است درحالی‌که در کارهای مشابه [۴ و ۸-۱۳]، از این مدل با مقادیر مشابه برای پارامترهای مذکور استفاده نشده است. استفاده از مقادیر مذکور برای دو پارامتر فوق در مدل توربو لنت دیسپرژن به ترتیب باعث پراکندگی بیش‌تر ذرات جامد و ردیابی بهتر آن‌ها می‌شود. باوجود استفاده از مقدار ۱۰ برای پارامتر تعداد تلاش، مقدار حد اشتعال‌پذیری جریان سوخت ثانویه (ذرات کربن جامد) در کار حاضر، به میزان محدودی کم‌تر از مقدار تعیین شده توسط استوو [۷] است. جریان اولیه سوخت شامل فاز گاز است. در کار حاضر، نتایج کار سی‌افدی^۹ با نتایج کار تجربی [۷] مقایسه شده‌اند برخلاف کارهای مشابه [۱۱-۱۳]. در کارهای مشابه [۴ و ۱۲] از مدل آشفستگی کا‌پسیلین استاندارد استفاده شده که برای مسائل پیچیده احتراقی به‌ویژه دوفازی (فاز گاز و جامد) مناسب نمی‌باشد درحالی‌که در کار حاضر، از مدل آشفستگی کا‌پسیلین آران‌جی استفاده شده است که برای مدل کردن جریان‌های چرخشی و تغییرات جریان در مقیاس خیلی کوچک، بسیار مناسب است [۸ و ۱۰]. در کار حاضر برخلاف کارهای مشابه [۴ و ۸-۱۳]، مقدار نیروی تراست و ضربه ویژه محاسبه شده است.

در ادامه؛ پیکربندی‌های مورد بررسی، شبیه‌سازی احتراق با نرم‌افزار سی‌ای‌ای^{۱۰}، صحنه‌سنجی شبیه‌سازی عددی حاضر با کار سی‌افدی استوو [۷]، استقلال از شبکه و مقایسه نتایج کار سی‌افدی حاضر و استوو با نتایج کار تجربی [۷]، آورده شده است.

۲- پیکربندی محفظه‌های احتراق مورد بررسی

هندسه موتور راکت مجرای مورد بررسی، در شکل ۳ نشان داده شده است. این موتور دارای دو ورودی هوا بافاصله ۹۰ درجه از یکدیگر و یک انژکتور سوخت است. طول و قطر محفظه احتراق به ترتیب برابر ۴۵۸ و ۱۰۰ میلی‌متر است. ارتفاع منطقه قبه نیز ۵۷ میلی‌متر لحاظ شده است. شماتیک موتور راکت مجرای و انژکتور سوخت مورد بررسی، در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل (۳): هندسه موتور راکت مجرای مورد بررسی [۷]

تجربی نزدیک‌تر است. ژانگ و همکاران [۱۱]، اثر تعداد سوراخ انژکتور سوخت ورودی به محفظه احتراق رم جت از مولد گاز، بر روی احتراق دوفازی را بررسی کرده‌اند. با افزایش تعداد سوراخ انژکتور، میزان پراکندگی تزریق محصولات ژنراتور گاز، افزایش یافته و دبی جرمی هر سوراخ، کاهش می‌یابد که این تغییرات باعث بهبود اختلاط گونه‌ها و راندمان احتراق می‌شود. لیو و همکاران [۱۲]، اثر سه هندسه مختلف برای سر محفظه احتراق موتور راکت مجرای، بر روی احتراق دوفازی را مطالعه کرده‌اند. سر محفظه احتراق با شکل مخروطی نسبت به استوانه‌ای و گرد، دارای اختلاط گونه‌ها و راندمان احتراق بهتری بوده است. سالوا و همکاران [۱۳]، به میزان تأثیر تشعشع ذرات جامد موجود در سوخت بر راندمان احتراق در حالت احتراق دوفازی پرداخته‌اند. راندمان احتراق به دلیل تشعشع، کم‌تر از ۲٪ کاهش می‌یابد و انتشار تشعشع توسط کربن جامد، بیشترین اثر را در افت راندمان احتراق داشته است. همچنین، می‌توان به شبیه‌سازی صورت گرفته توسط چن و همکاران [۶]، چرنگ و همکاران [۲] و وانگ و همکاران [۱۵] اشاره کرد که به بررسی تأثیر انژکتور با چند سوراخ بر میزان اختلاط سوخت و هوا در محفظه احتراق موتورهای راکت مجرای، پرداخته‌اند. در تحقیق دیگری می‌توان به کار تست موتور راکت مجرای جریان متغیر با استفاده از مولد گاز با سوخت گپ^۱ که توسط ناکایاما و همکاران [۵] انجام شده، اشاره کرد که نتایج کار آن‌ها از آزمایش‌ها و مطالعات عددی بر روی میدان جریان در محفظه احتراق، نشان داده که خود اشتعالی به طور قابل توجهی تحت تأثیر میزان نسبت هوا به سوخت جریان چرخشی در داخل منطقه جلوی محفظه احتراق (قبه^۲)، قرار دارد. هویت [۴] نیز با در نظر گرفتن جریان دوفازی به بررسی اثر سه نوع انژکتور سوخت پرداخته است.

در کار حاضر، از پیکربندی‌ها با مشخصات فنی مربوطه در کار استوو [۷]، استفاده شده است. برخلاف کارهای مشابه [۷ و ۱۳]، حساسیت نتایج حل عددی به شبکه‌بندی، در کار حاضر بررسی شده است؛ لذا شبکه مناسب از نظر؛ تعداد سلول مرتبط با هزینه محاسبات و کیفیت شبکه مرتبط با دقت انجام محاسبات، به دست آمده و شبیه‌سازی‌های عددی در کار حاضر با شبکه مناسب انجام شده است. در شبکه‌بندی میدان حل عددی حاضر از سلول‌های با شکل تتراهدرن^۳ استفاده شده است درحالی‌که در کار استوو [۷]، سلول‌های با شکل هگزاهدرال^۴ به کار برده شده است. در کار حاضر برخلاف استوو [۷]، در مدل‌سازی فاز گسسته^۵ (ذرات کربن جامد با قطر ۷۵ نانومتر)، از بخش توربو لنت دیسپرژن^۶ استفاده شده است. همچنین، در کار حاضر در

^۷ Number of tries

^۸ Time Scale Constant

^۹ CFD:Computational Fluid Dynamics

^{۱۰} CEA:Chemical Equilibrium Applications

^۱ GAP:Glycidyl Azide Polymer

^۲ Dome Height

^۳ Tetrahedron

^۴ Hexahedral

^۵ Discrete Phase

^۶ Turbulent Dispersion

Figure 1 consists of two schematic diagrams of a combustor. Diagram (a) is a side view showing the air inlet, fuel port, combustor, and air outlet. Diagram (b) is a top view showing the combustor and air outlet. The diagrams are labeled with Persian text and dimensions.

جدول (۳): کسر مولی گونه‌های سوخت در خروجی ژنراتور گاز [۷]

گونه	کسر مولی	گونه	کسر مولی
CH ₄	۰/۰۲۵۲	H ₂ CN	۰/۰۰۰۰۱
CO	۰/۱۰۰۳۱	H ₂	۰/۳۵۸۱۹
H ₂ O	۰/۰۱۶۸۵	NH ₃	۰/۰۰۰۱۸
N ₂	۰/۲۰۲۵۱	C _(s)	۰/۲۹۲۲۶
CO ₂	۰/۰۰۴۴۹		

مشخصات ورودی‌های هوای مورد بررسی در جدول ۱ نشان داده شده است. در کار حاضر، از پیکربندی‌ها با مشخصات فنی مربوطه در کار استوو [۷] استفاده شده که در جدول ۲ قابل مشاهده است.

مدل	زاویه هوای ورودی (degree)	قطر ورودی هوا (mm)
A ₂	۶۰	۳۸/۱
A ₄	۶۰	۵۰/۸

شماره مورد	ورودی هوا	نسبت جریان جرمی هوا به سوخت	فشار محفظه احتراق (kPa)	سرعت سوخت (m/s)	سرعت هوا (m/s)
۱	A _f	۷/۷۹	۳۹۶	۴۱۶	۱۴۰
۲	A _f	۱۵/۷۳	۴۰۳	۳۲۸	۲۴۵
۳	A _f	۱۳/۸۴	۸۷۵	۲۸۲	۱۸۱
۴	A _r	۱۵/۷۶	۴۲۶	۳۱۱	۳۸۴
۵	A _r	۱۴/۹۶	۹۴۴	۲۳۹	۲۸۷

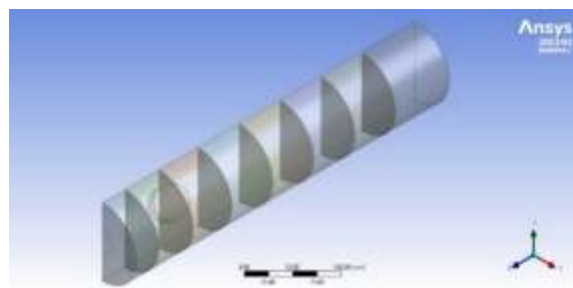
شماره	دمای نظریه (K)	راندمان احتراق تجربی	شماره	دمای نظریه (K)	راندمان احتراق تجربی
۱	۲۲۳۳	۰/۶۱	۴	۱۵۰۰	۰/۶۴
۲	۱۵۱۰	۰/۴۸	۵	۱۵۲۳	۰/۷
۳	۱۶۲۱	۰/۴			

۳- شبیه‌سازی احتراق با نرم‌افزار سی‌ای‌ای

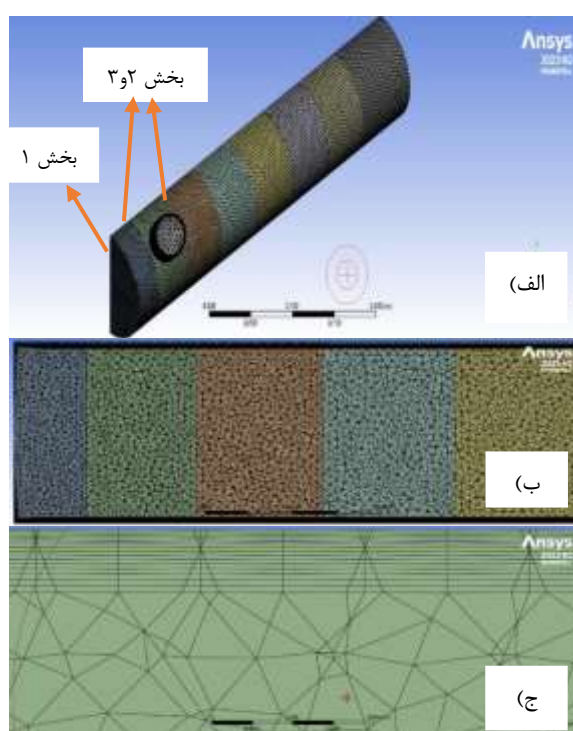
برای به دست آوردن دمای نظریه ($T_{t,Theory}$)، از نرم افزار سی ای ای استفاده شده است. در نرم افزار سی ای ای، راندمان احتراق ۱۰۰٪ به دست می آید؛ یعنی با فرض شیمی تعادلی در نظر می گیرد که گونه های سوخت و اکسیدکننده، به خوبی با یکدیگر میکس شده و همچنین گونه ها دارای ماندگاری کافی در محفظه احتراق برای احتراق کامل هستند؛ بنابراین دما در خروجی محفظه احتراق ($T_{t,Theory}$)، بالاترین دمای ممکن از احتراق کامل گونه های مدنظر است. سوخت جامد شامل ۹۰٪ پلیمر گلیسیدیل آزید و ۱۰٪ کربن است که در مولد گاز دچار احتراق می شود. محصولات احتراق مولد گاز، در ورودی محفظه احتراق رم جت به همراه میزان کسر مولی آن ها در جدول ۳ نشان داده شده است. محصولات احتراق مولد گاز با استفاده از

۱/۲ هئده موءور راءء مءراءى موءر بررسى؁ به ءلئل ءقارن هئده و ءريان؁ مءل و شلشه ساءى شءه اسء. با ائن ءار ءءءاء سلول هائ شبكه بنءى اءءاءى؁ نصف شءه و زمان ءل ءءءى ءاهش مء اءء. مءل ساءى ءر ءالء سه بعءى اءءام شءه اسء.

۱/۰۷ و فاصله اولین سلول شبکه لایه‌مرزی تولید شده از دیواره موتور برابر ۰/۰۰۰۱ متر ایجاد شده است. در مجموع، ۴۸۵۶۷۹ سلول در میدان حل عددی، ایجاد شده است. استوو [۷] از شبکه هگزاهدال با تعداد ۵۰۰۰ سلول، استفاده کرده است.



شکل (۶): اساس‌بندی میدان حل عددی

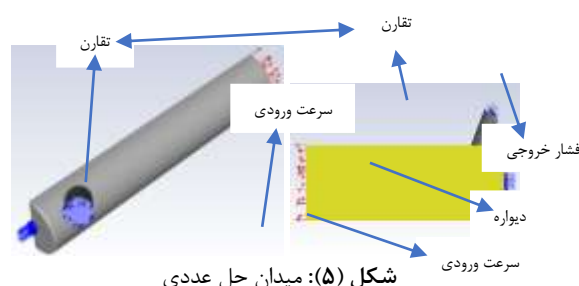


شکل (۷): شبکه‌بندی: الف از نمای ایزومتریک باز نمای برش خورده در قسمت‌های جلویی محفظه احتراق لایه‌مرزی ایجاد شده

۴-۳- مدل‌های استفاده شده در حل عددی

در نرم‌افزار فلوئنت، برای حل معادلات ناویراستوکس از حلگر فشار مبنا به دلیل آنکه ماخ جریان در محفظه احتراق موتور راکت مجرای در محدوده ۰/۳-۰/۲ (جریان تراکم‌ناپذیر) است، استفاده شده است. برای شبیه‌سازی احتراق، از آنجایی که در راکت مجرای سوخت و اکسیدکننده از پیش مخلوط نمی‌شوند و به طور مجزا وارد منطقه واکنش می‌شوند از مدل احتراقی غیر پیش‌آمیخته - بتا که کارایی آن در مراجع مختلف هوافضایی [۱۶-۱۸] تأیید شده، استفاده شده است. در این مدل، محاسبات ترموشیمی از قبل در انسیس فلوئنت جدول‌بندی شده‌اند. همچنین، برهم‌کنش توربولانس - شیمی با شکل فرضی تابع

شبیه‌سازی عددی مسئله حاضر به صورت دوبعدی منجر به خطای غیرقابل چشم‌پوشی می‌شود؛ زیرا مجرای ورودی هوا در فضای سه‌بعدی، مایل بر جریان ورودی سوخت است؛ اما در فضای دوبعدی، عمود بر آن است که این امر منجر به تفاوت غیر قابل صرف‌نظر در پراکندگی گونه‌ها، پارامترهای مختلف جریان و مقدار مشخصات عملکردی سیستم پیش‌رانش راکت مجرای نسبت به حالت سه‌بعدی آن می‌شود. همچنین، به دلیل تمرکز کار حاضر بر افزایش دقت شبیه‌سازی عددی (نزدیک‌شدن به نتایج تجربی)، نمی‌توان مسئله حاضر را در حالت دوبعدی که دارای اختلاف نسبت به حالت سه‌بعدی است، بررسی کرد. هندسه میدان حل در شکل ۵ نمایش داده شده است.



شکل (۵): میدان حل عددی

شرایط مرزی استفاده شده در پژوهش حاضر، در شکل ۵ قابل مشاهده است. برای قسمت ورودی سوخت و هوا از شرط مرزی سرعت ورودی با درج مقدار سرعت ورودی به همراه پارامترهای آشفستگی، استفاده شده است. برای هر دو ورودی سوخت و هوا؛ میزان شدت آشفستگی برابر ۱۰٪ و طول مشخصه آشفستگی برابر ۲۵٪ قطر مجرای ورودی هوا و سوخت است. همچنین، دمای ورودی سوخت و هوا به ترتیب برابر ۱۱۱۲ و ۵۱۶ کلوین در نظر گرفته شده است [۱۷]. باتوجه به موجود بودن فشار مطلق در خروجی محفظه احتراق، استفاده از رابطه (۱) و فشار کاری معادل یک‌بار، فشار نسبی در شرط مرزی خروجی محفظه احتراق درج می‌شود و تعیین فشار در خروجی باعث می‌شود به طور خودکار فشار در ورودی‌ها تنظیم شود.

$$\text{فشار کاری} + \text{فشار نسبی} = \text{فشار مطلق} \quad (۱)$$

۴-۲- شبکه‌بندی

برای شبکه‌بندی میدان حل، از نرم‌افزار انسیس مشینگ استفاده شده است. شبکه بی‌سازمان سه‌بعدی تتراهدرون ایجاد شده است. قبل از ایجاد شبکه، اسلایس‌هایی در طول محفظه احتراق موتور ایجاد شده جهت افزایش کیفیت شبکه و ریز کردن شبکه در بخش‌هایی از میدان حل که در آن، تغییرات جریان و پارامترهای آن بسیار است (شکل ۶).

در بخش اول، شبکه با اندازه المان ۰/۰۳ متر، در بخش دوم و سوم ۰/۰۳۵ متر و در بقیه بخش‌ها ۰/۰۴ متر ایجاد شده است. همچنین، شبکه لایه‌مرزی حول دیواره‌ها به تعداد ۱۵، نرخ رشد

جهت انجام محاسبات ردیابی ذرات جامد). باوجود استفاده از مقدار ۱۰ برای پارامتر تعداد تلاش، مقدار حد اشتعال‌پذیری جریان سوخت ثانویه (ذرات کربن جامد) در کار حاضر، به میزان محدودی کمتر از مقدار تعیین شده توسط استوو است. در هر ۱۰ تکرار حل عددی، ۲۵۰ ذره (به دلیل تقارن هندسه) در محفظه احتراق تزریق شده است که در نتایج کار سی‌اف‌دی حاضر، تنها وضعیت ۳۰ ذره در قالب خطوط مسیر نمایش داده شده است. تعداد جریان تزریق شونده ذرات جامد باتوجه به مقدار تعداد تلاش و تعداد ذره تزریق شونده، برابر ۲۵ تعیین شده به این معنا که در هر جریان تزریق شونده، ۱۰ ذره جامد تزریق می‌شود.

در کار حاضر، از مدل آشفتنی کا‌ایسپیلن آران‌جی (k-ε RNG) استفاده شده است. مدل کا‌ایسپیلن آران‌جی دارای عملکرد خوبی در شبیه‌سازی جریان تحت گرادیان‌های فشار معکوس شدید، جدایش و جریان چرخشی دارد. در این مدل، اثر چرخش جریان روی لزجت آشفتنی لحاظ شده است. در نتیجه، افزایش دقت شبیه‌سازی جریان‌های چرخشی مشاهده می‌شود [۱۹ و ۲۸]. همچنین، مدل آشفتنی مذکور با استفاده از روش نرمال‌سازی مجدد (RNG)^۶ معادلات ناویراستوکس، برای مدل کردن اثرات مقیاس‌های حرکتی کوچک‌تر، توسعه یافته است [۲۹].

در کار حاضر، از مدل احتراق سطحی نرخ محدود شده با سینتیک/انتشار^۷ استفاده شده است؛ زیرا با فیزیک مسئله حاضر و همچنین با تحقیقاتی انجام شده مشابه [۴ و ۷]، مطابقت دارد. قبل از شروع احتراق ذرات کربن، ابتدا گونه‌های گازی موجود روی سطح ذرات جامد دچار واکنش شده و کاملاً از سطح ذرات جدا می‌شوند (فشارزدایی). سپس، واکنش سطحی ذرات جامد شروع می‌شود. در گسسته‌سازی معادلات ناویراستوکس، از دقت با مرتبه دوم استفاده شده است. در کار حاضر، اثر تشعشع ذرات جامد در نظر گرفته نشده است؛ زیرا باتوجه به مطالعه انجام شده [۱۳]، کمتر از ۲٪ بر راندمان احتراق تأثیر دارد.

۴-۴- صحنه‌سنجی شبیه‌سازی عددی کار حاضر با استوو

برای صحنه‌سنجی شبیه‌سازی عددی کار حاضر، مورد شماره ۸ تحقیقات استوو (مورد شماره ۵ کار حاضر) به همراه تنظیمات سی‌اف‌دی در نظر گرفته شده توسط استوو، شبیه‌سازی عددی شده است. برای محاسبه راندمان احتراق از رابطه (۲) استفاده می‌شود. میزان اختلاف راندمان‌ها از رابطه (۳) به دست می‌آید.

$$\eta_{\Delta T} = \frac{T_{t,C,CFD} - T_{t,air}}{T_{t,C,theory} - T_{t,air}} \quad (2)$$

$$\%Change = \left| \frac{\eta_{\Delta T,new} - \eta_{\Delta T,baseline}}{\eta_{\Delta T,baseline}} \right| \cdot 100 \quad (3)$$

چگالی احتمال محاسبه شده است [۱۸]. جدول‌بندی نوع بتا در حل عددی دارای دقت بیش‌تری نسبت به نوع دابل دلتا است [۲۱]. برای استفاده از این مدل احتراقی، نوع حلگر باید فشار مبنا باشد [۱۹]. همچنین، از مدل شیمی تعادلی استفاده شده به این معنا که واکنش‌های شیمیایی تا رسیدن دما و فشار به شرایط تعادل نهایی ادامه می‌یابد. با استفاده از این مدل، اثرات گونه‌های میانی و واکنش‌های تفکیک در نظر گرفته می‌شود که منجر به پیش‌بینی واقعی‌تر دما می‌شود [۲۱ و ۳۰]. در بخش تنظیمات مدل احتراقی غیر پیش‌آمیخته، قسمتی به نام محدودیت اشتعال جریان غنی از سوخت (RFL)^۱ وجود دارد که به معنای بالاترین مقدار غلظت ماده (بیش‌ترین درصد ماده در هوا) است که می‌تواند دچار اشتعال شود. مقدار این پارامتر برای فاز گاز معمولاً دوبرابر نسبت استوکیومتریک فاز گاز تعیین می‌شود [۲۰ و ۲۱]. نسبت استوکیومتریک جریان فاز گاز (جریان اولیه) برابر ۰/۱۹۶ و برای جریان فاز جامد (جریان ثانویه) برابر ۰/۰۸ است. نسبت استوکیومتریک در واقع نسبت هوا به سوختی است که سوخت به طور کامل، بدون هوای اضافی می‌سوزد [۲۲]. مقدار حد اشتعال‌پذیری برای فاز جامد در بررسی‌های تجربی انجام شده [۲۳ و ۲۴]، برابر و یا تقریباً برابر مقدار حد پایین اشتعال‌پذیری (LFL)^۲ سوخت جامد در نظر گرفته شده، به دست آمده و مشاهده شده است که با نرخ سوزش^۳ ذرات جامد که مقدار بسیار کمی (کمتر از ۱/۵ میلی‌متر بر ثانیه) [۲۵] است، هم‌خوانی دارد. نرخ سوزش عبارت است از نرخ سوختن محلی پیش‌رانه، ناشی از شار گاز بر روی سطح سوخت [۲۶]. در بررسی تجربی انجام شده [۲۷] در موتور رم جت، مقدار حد اشتعال‌پذیری سوخت جامد برابر ۰/۱۵-۰/۰۳ به دست آمده است. همچنین در کار تجربی دیگر [۲۴]، مقدار آراف‌ال برای گوگرد^۴ که دارای چگالی تقریباً یکسان با کربن (کربن، گونه جامد مدنظر در کار حاضر) است، برابر ۰/۱۶ تعیین شده است. در کار حاضر، مقدار حد اشتعال‌پذیری جریان دوم سوخت (فاز جامد) برای اعتبارسنجی با مرجع مدنظر [۷]، باتوجه به کارهای تجربی انجام شده ذکر شده در فوق، ۰/۱۶ تعیین شده است.

برای مدل‌سازی ذرات کربن جامد از مدل دی‌پی‌ام^۵ استفاده شده است. در این مدل، از آپشن توربو لنت دیسپرژن با تعداد تلاش‌های معادل ۱۰ و ثابت بُعد زمانی برابر ۱ (بیش‌ترین مقدار ممکن) استفاده شده است در حالی که در کارهای مشابه [۴ و ۸-۱۳] از این مدل با مقادیر مشابه برای پارامترهای مذکور استفاده نشده است. هرچه تعداد تلاش‌ها بیش‌تر باشد، ذرات جامد بیش‌تر پراکنده شده و هرچه ثابت بُعد زمانی بیش‌تر باشد، منتج به ردیابی بهتر ذرات جامد می‌شود (به دلیل صرف زمان بیش‌تر

^۱ Re-Normalized Group

^۷ Kinetics/Diffusion-Limited Rate

^۱ Rich Flammability Limit

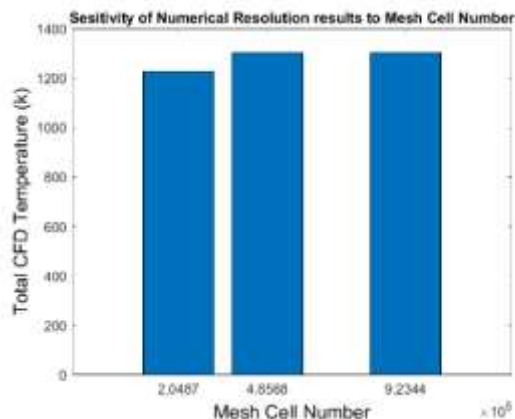
^۲ Lower Flammability Limit

^۳ Regression Rate

^۴ Sulfur

^۵ DPM: Discrete Phase Model

هزینه محاسبات و کیفیت شبکه مرتبط با دقت انجام محاسبات برای انجام شبیه‌سازی‌های عددی در ادامه پژوهش است.



شکل (۸): نمودار تغییرات دمای توتال متوسط جرمی سی‌اف‌دی در خروجی محفظه احتراق نسبت به تعداد سلول شبکه‌بندی برای مورد ۵

۴-۶- نتایج شبیه‌سازی عددی

در این بخش، با استفاده از شبکه‌بندی مناسب و با لحاظ کردن تنظیمات متفاوت از کار سی‌اف‌دی استوو در نرم‌افزار فلوئنت که شامل مقدار حد اشتعال‌پذیری جریان سوخت جامد، استفاده از مدل توربو لنت دیسپرژن و زیربخش‌های آن در مدل‌سازی فاز گسسته است، شبیه‌سازی عددی در کار حاضر برای پیکربندی‌های مورد بررسی (جدول ۲)، انجام شده و به مقایسه نتایج کار سی‌اف‌دی حاضر با نتایج کار سی‌اف‌دی استوو و نتایج تجربی، پرداخته شده است.

۴-۶-۱- مقایسه کار سی‌اف‌دی حاضر با استوو در مورد شماره ۱

مورد شماره ۱ (جدول ۲)، مورد شبیه‌سازی عددی و بررسی قرار گرفته است. دمای توتال متوسط جرمی به‌دست‌آمده در خروجی محفظه احتراق برابر ۱۳۵۴ کلوین است. با استفاده از دمای مذکور، دمای نظریه مورد حاضر در جدول ۴ و رابطه (۲) راندمان احتراق دوفازی محاسبه شده که برابر ۴۸/۶٪ به‌دست‌آمده و میزان اختلاف آن با راندمان احتراق تجربی مورد شماره ۱ (جدول ۴)، با استفاده از رابطه (۳) برابر ۲۰٪ حاصل شده است درحالی‌که کار سی‌اف‌دی دوفازی استوو در مورد حاضر، دارای ۴۲٪ خطا بوده است. کانتور دمای توتال، کسر جرمی گونه‌های کربن‌دی‌اکسید و قطر ذرات کربن جامد در قالب خطوط مسیر در محفظه احتراق موتور راکت مجرای، در ادامه آورده شده است.

باتوجه به شکل ۹، در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، دمای توتال به طور متوسط به ترتیب برابر ۱۹۴۰ و ۱۲۳۲ کلوین است. بیش‌تر بودن دما در بالای جت سوخت ورودی نسبت به

دمای توتال متوسط جرمی به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی عددی در خروجی محفظه احتراق و $T_{t,air}$ دمای توتال اکسیدکننده ورودی از مجرای ورودی هوا است. دمای توتال متوسط جرمی در خروجی محفظه احتراق، ۱۳۰۵ کلوین به‌دست‌آمده که با استفاده از رابطه (۲) و دمای نظریه مورد ۵ در جدول ۴، راندمان احتراق برابر ۷۸/۲٪ می‌شود و همچنین، با استفاده از رابطه (۳) و راندمان احتراق سی‌اف‌دی استوو برای مورد ۵ (جدول ۵)، میزان اختلاف بین راندمان احتراق کار سی‌اف‌دی حاضر و استوو برابر ۱٪ می‌شود. نرخ حرارت آزاد شده در صخه‌سنجی حاضر و استوو به ترتیب برابر ۶۹۲۱۲۷۲۷ و ۷۰۱۰۳۱۲۳ وات بر مترمکعب است که میزان اختلاف آن‌ها با استفاده از رابطه (۳)، معادل ۱/۲٪ می‌شود. میزان اختلاف ناچیز بین کار عددی حاضر و استوو در پارامترهای مورد بررسی در فوق جهت صخه‌سنجی، بیانگر تطابق خوب شبیه‌سازی عددی انجام شده در کار حاضر با شبیه‌سازی عددی استوو است.

جدول (۵): راندمان احتراق دوفازی سی‌اف‌دی استوو

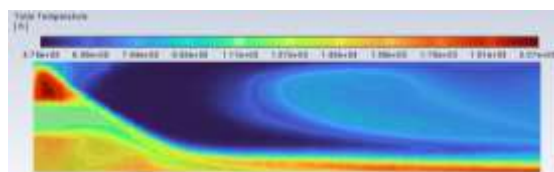
شماره مورد	راندمان احتراق (%)	شماره مورد	راندمان احتراق (%)
۱	۳۶	۴	۵۵
۲	۵۱	۵	۷۹
۳	۴۰		

۴-۵- بررسی حساسیت نتایج حل عددی به تعداد سلول شبکه‌بندی

در این بخش، موضوع استقلال از شبکه بر روی مورد انتخابی شماره ۵ (جدول ۲)، بررسی شده است. سه نوع شبکه با تعداد سلول مختلف، مورد بررسی قرار گرفته است. شبکه نوع ۱ مورد بررسی، همان شبکه ایجاد شده در قسمت (۲-۴) است که دمای توتال متوسط جرمی سی‌اف‌دی در خروجی محفظه احتراق، ۱۳۰۵ کلوین به‌دست‌آمده است. در شبکه‌بندی نوع ۲، تعداد سلول‌ها دوبرابر شده و به تعداد ۹۲۳۴۴۴ سلول رسیده است. در این نوع نیز دمای توتال متوسط جرمی سی‌اف‌دی مانند پارامتر مشابه در شبکه‌بندی نوع ۱، برابر ۱۳۰۵ کلوین به‌دست‌آمده است؛ لذا نتیجه گرفته می‌شود که با افزایش شبکه، نتایج حل عددی تغییر نمی‌کنند. در شبکه‌بندی نوع ۳، تعداد سلول‌ها به ۲۰۴۸۶۶ سلول کاهش یافته است. در این نوع شبکه‌بندی، دمای توتال متوسط جرمی سی‌اف‌دی برابر ۱۲۲۸ کلوین حاصل شده و منتج به آن می‌شود که با کاهش تعداد سلول شبکه‌بندی، نتایج حل عددی تغییر می‌کنند. باتوجه به نتایج سی‌اف‌دی به‌دست‌آمده در این بخش، می‌توان نتیجه گرفت که شبکه‌بندی نوع ۱ با تعداد ۴۸۵۶۷۹ سلول، شبکه‌ی مناسب از نظر؛ تعداد سلول مرتبط با

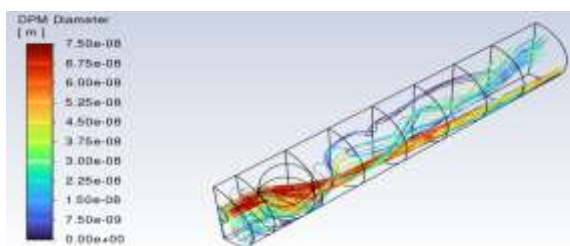
محفظه احتراق برابر ۱۰۰۱ کلوین است. با استفاده از دمای مذکور، دمای نظریه مورد حاضر در جدول ۴ و رابطه (۲) راندمان احتراق دوفازی محاسبه شده که برابر ۴/۴۸٪ به‌دست‌آمده و میزان اختلاف آن با راندمان احتراق تجربی مورد شماره ۲ (جدول ۴)، با استفاده از رابطه (۳) برابر ۸/۰٪ به‌دست‌آمده است درحالی‌که کار سی‌اف‌دی دوفازی استوو در مورد حاضر، دارای ۷٪ خطا بوده است.

باتوجه‌به شکل ۱۲، در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، دمای توتال به طور متوسط به ترتیب برابر ۲۰۰۴ و ۱۵۴۲ کلوین است. در مناطق مذکور، گونه‌های مختلف با اکسیژن واکنش داده و انرژی بیش‌تری نسبت به مورد شماره ۱، آزاد شده است. بیش‌تر بودن دما در بالای جت سوخت ورودی نسبت به پایین آن، به دلیل بیش‌تر بودن مقدار اکسیژن در بالای جت سوخت نسبت به پایین آن است. جت سوخت ورودی در اثر برخورد با جت هوای ورودی، به میزان زیادی منحرف شده است. عدد ماخ جریان به طور متوسط در طول محفظه احتراق معادل ۰/۳۲ است.



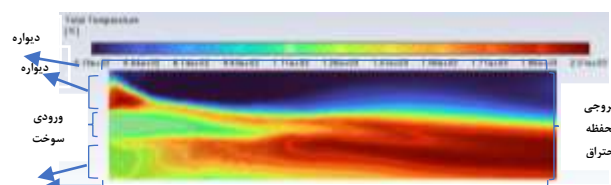
شکل (۱۲): کانتور دمای توتال در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۲

باتوجه‌به شکل ۱۳، به دلیل انحراف، زمان ماندگاری ذرات جامد در محفظه احتراق بیش‌تر شده که منجر به واکنش و مصرف بیش‌تر جرم ذرات کربن می‌شود. در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، جریان چرخشی ناشی از تنش و فشار به وجود آمده است [۳۲] که این دو عامل نیز در اثر برخورد جت هوا و سوخت ورودی، به وجود آمده‌اند. جریان چرخشی در مناطق مذکور باعث می‌شود گونه‌های سوخت به طور ویژه ذرات جامد در این مناطق، مدت‌زمان بیش‌تری بمانند. جریان چرخشی باعث اختلاط و احتراق بیش‌تر می‌شود [۳۳]. همچنین، جریان چرخشی به وجود آمده باعث کاهش فشار توتال در مناطق مذکور می‌شود. تعداد و کسر جرمی بیش‌تری از ذرات کربن جامد نسبت به مورد شماره ۱، دچار واکنش شیمیایی می‌شوند.



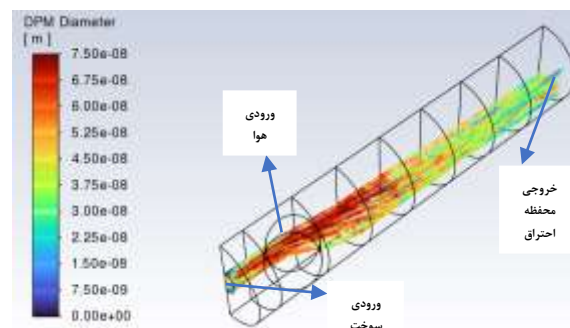
شکل (۱۳): قطر ذرات کربن جامد در قالب خطوط مسیر در محفظه احتراق موتور راکت مجرای برای مورد ۲

پایین آن، به دلیل بیش‌تر بودن مقدار اکسیژن در بالای جت سوخت نسبت به پایین آن است. در واقع، اکسیژن به‌اندازه کافی در منطقه پایین جت سوخت برای انجام واکنش شیمیایی قابل توجه وجود ندارد. از آنجایی‌که جت سوخت، سرعت بسیار بالایی دارد، جت هوای ورودی فقط می‌تواند جت سوخت ورودی را کمی منحرف کند. عدد ماخ جریان به طور متوسط در طول محفظه احتراق معادل ۰/۱۹ است.

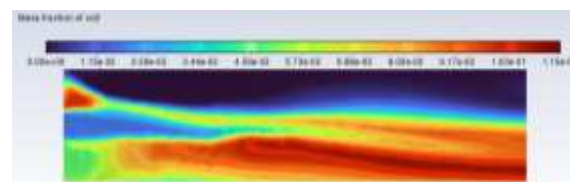


شکل (۹): کانتور دمای توتال در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۱

باتوجه‌به شکل‌های ۹-۱۱، در قسمت ۱/۲ انتهایی محفظه احتراق به دلیل واکنش کربن با اکسیژن، میزان زیادی گونه کربن‌دی‌اکسید تولید شده و دما بسیار بالا است. همچنین، به دلیل واکنش کربن با اکسیژن، قطر ذرات جامد کاهش‌یافته به این معنی که بخشی از جرم ذرات جامد مصرف شده است [۳۱]. تعداد زیادی از ذرات کربن جامد بدون آنکه واکنش بدهند و یا قبل از آنکه به طور کامل مصرف شوند، محفظه احتراق را ترک کرده‌اند.



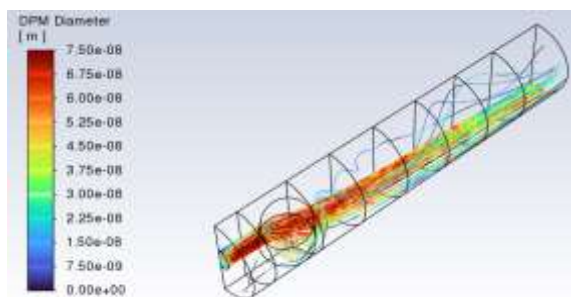
شکل (۱۰): قطر ذرات کربن جامد در قالب خطوط مسیر در محفظه احتراق موتور راکت مجرای برای مورد ۱



شکل (۱۱): کانتور کسر جرمی گونه گاز کربن‌دی‌اکسید در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۱

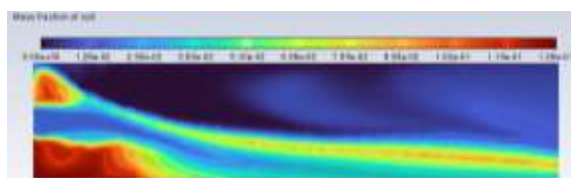
۴-۶-۲- مقایسه کار سی‌اف‌دی حاضر با استوو در مورد شماره ۲

مورد شماره ۲ (جدول ۲)، مورد شبیه‌سازی عددی و بررسی قرار گرفته است. دمای توتال متوسط جرمی به‌دست‌آمده در خروجی



شکل (۱۶): قطر ذرات کربن جامد در قالب خطوط مسیر در محفظه احتراق موتور راکت مجرای برای مورد ۳

همان‌طور که در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود، در منطقه پایین جت سوخت ورودی به دلیل مناسب بودن نسبت جرمی اکسیژن به کربن برای انجام واکنش شیمیایی، احتراق بهتری نسبت به مورد شماره ۲، در این منطقه انجام می‌شود و گاز کربن‌دی‌اکسید بیش‌تری تولید می‌شود.



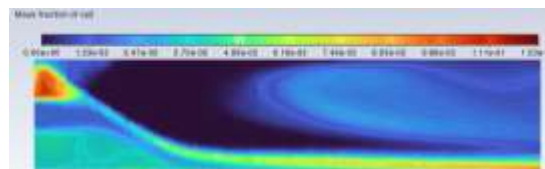
شکل (۱۷): کانتور کسر جرمی گونه گاز کربن‌دی‌اکسید در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۳

۴-۶-۴- مقایسه کار سی‌اف‌دی حاضر با استتو در مورد شماره ۴

مورد شماره ۴، مورد شبیه‌سازی عددی و بررسی قرار گرفته است. دمای توتال متوسط جرمی به‌دست‌آمده در خروجی محفظه احتراق برابر ۱۲۱۱ کلوین است. با استفاده از دمای مذکور، دمای نظریه مورد حاضر در جدول ۴ و رابطه (۲) راندمان احتراق دوفازی محاسبه شده که برابر ۷۰٪ به‌دست‌آمده و میزان اختلاف آن با راندمان احتراق تجربی مورد شماره ۴ (جدول ۴)، با استفاده از رابطه (۳) برابر ۹٪ حاصل شده است درحالی‌که کار سی‌اف‌دی دوفازی استتو در مورد حاضر، دارای ۱۳٪ خطا بوده است.

باتوجه‌به شکل ۱۸، در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، دمای توتال به طور متوسط به ترتیب برابر ۲۰۱۰ و ۲۰۲۵ کلوین است. دمای توتال بالاتری در مناطق مذکور در این مورد نسبت به موردهای قبل مشاهده می‌شود که ناشی از احتراق قابل‌توجه گونه‌های مختلف به دلیل خوب میکس شدن گونه‌های سوخت و اکسیدکننده است. به دلیل بیش‌تر بودن سرعت جت هوای ورودی نسبت به سرعت جت سوخت ورودی، پس از برخورد دو جت، جت سوخت قطع می‌شود و بسیاری از گونه‌های مختلف سوخت در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی منحرف می‌شوند. عدد ماخ جریان به طور متوسط در طول محفظه احتراق معادل ۰/۴۴ است.

در منطقه پایین جت سوخت ورودی، مقدار اکسیژن بسیار کم است. همان‌طور که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود، ذرات کربن منحرف شده در این منطقه، به دلیل مناسب نبودن نسبت جرمی اکسیژن به کربن برای انجام واکنش شیمیایی، واکنش کمی می‌دهند و گاز کربن‌دی‌اکسید به مقدار کمی تولید می‌شود.

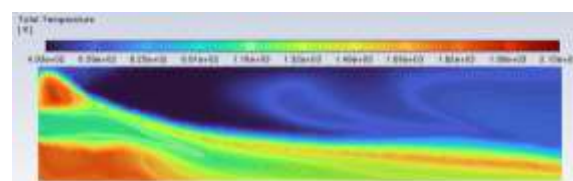


شکل (۱۴): کانتور کسر جرمی گونه گاز کربن‌دی‌اکسید در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۲

۴-۶-۳- مقایسه کار سی‌اف‌دی حاضر با استتو در مورد شماره ۳

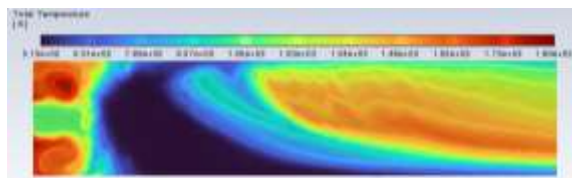
مورد شماره ۳ (جدول ۲)، مورد شبیه‌سازی عددی و بررسی قرار گرفته است. دمای توتال متوسط جرمی به‌دست‌آمده در خروجی محفظه احتراق برابر ۹۶۲ کلوین است. با استفاده از دمای مذکور، دمای نظریه مورد حاضر در جدول ۴ و رابطه (۲) راندمان احتراق دوفازی محاسبه شده که برابر ۴۰٪ حاصل شده و میزان اختلاف آن با راندمان احتراق تجربی مورد شماره ۳ (جدول ۴)، با استفاده از رابطه (۳) برابر صفر به‌دست‌آمده است (پس از اتمام حل عددی در مورد حاضر مانند بقیه موارد، مجموع مقدار دبی جرمی در ورودی هوا و سوخت برابر مقدار پارامتر مذکور در خروجی محفظه احتراق در طی گذراندن حداقل ۱۰۰۰ تکرار حل عددی شده است (حل عددی، همگرا شده است)) درحالی‌که کار سی‌اف‌دی دوفازی استتو در مورد حاضر، دارای ۴٪ خطا بوده است.

باتوجه‌به شکل ۱۵، در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، دمای توتال به طور متوسط به ترتیب برابر ۱۹۰۴ و ۱۸۰۴ کلوین است. انرژی بیش‌تری نسبت به مورد شماره ۲ در منطقه پایین جت سوخت ورودی آزاد شده است. جت سوخت ورودی در اثر برخورد با جت هوای ورودی، به میزان زیادی منحرف می‌شود. عدد ماخ جریان به طور متوسط در طول محفظه احتراق معادل ۰/۲۳ است. در منطقه پایین جت سوخت ورودی، جریان چرخشی ناشی از تنش و فشار، به وجود آمده است. تعداد و کسر جرمی بیش‌تری از ذرات کربن جامد نسبت به مورد شماره ۲، دچار واکنش شیمیایی می‌شوند.



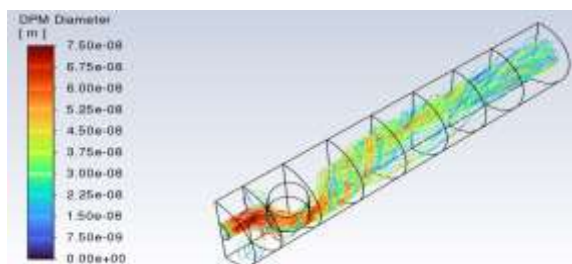
شکل (۱۵): کانتور دمای توتال در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۳

باتوجه به شکل ۲۱، در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، دمای توتال به طور متوسط به ترتیب ۱۷۹۴ و ۱۷۳۱ کلوین است. دمای توتال کم‌تری در مناطق مذکور در این مورد نسبت به مورد قبل مشاهده می‌شود.



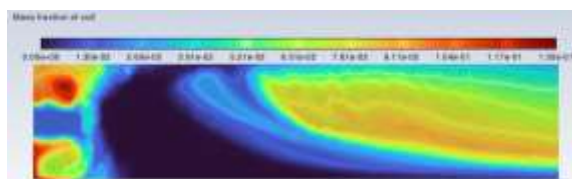
شکل (۲۱): کانتور دمای توتال در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۵

به دلیل بیش‌تر بودن سرعت جت هوای ورودی نسبت به سرعت جت سوخت ورودی، پس از برخورد دو جت، جت سوخت قطع می‌شود و بسیاری از گونه‌های مختلف سوخت در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی منحرف می‌شوند. عدد ماخ جریان به طور متوسط در طول محفظه احتراق معادل ۰/۳۲ است. باتوجه به شکل ۲۲، به دلیل بالاتر بودن فشار جت سوخت نسبت به مورد ۴، میزان پراکندگی ذرات جامد در اثر برخورد جت سوخت با جت هوا، کم‌تر از مورد ۴ است. واکنش شیمیایی ذرات کربن جامد نسبت به مورد ۴، کم‌تر بوده است. در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، جریان چرخشی ناشی از تنش و فشار به وجود آمده که باعث کاهش فشار توتال در مناطق مذکور می‌شود.

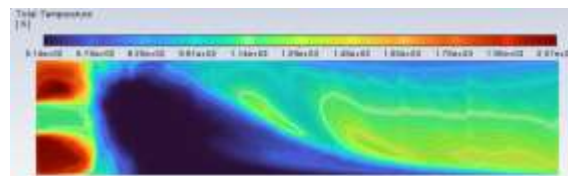


شکل (۲۲): قطر ذرات کربن جامد در قالب خطوط مسیر در محفظه احتراق موتور راکت مجرای برای مورد ۵

لازم به ذکر است نسبت مقدار اکسیژن به کربن در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، برای انجام واکنش شیمیایی، دارای تناسب کم‌تری نسبت به مورد ۴ است؛ لذا باتوجه به شکل ۲۳، گاز کربن‌دی‌اکسید کم‌تری نسبت به مورد ۴ در مناطق مذکور، تولید شده است.

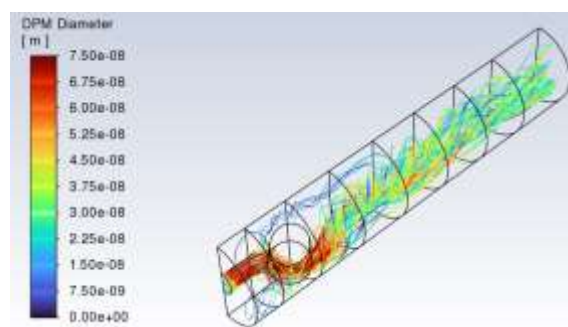


شکل (۲۳): کانتور کسر جرمی گونه گاز کربن‌دی‌اکسید در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۵



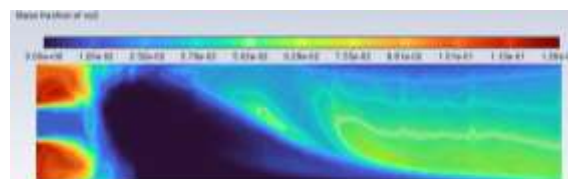
شکل (۱۸): کانتور دمای توتال در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۴

باتوجه به شکل ۱۹، به دلیل انحراف قابل‌توجه ذرات جامد در برخورد با جت هوا و پراکندگی بیش‌تر آن‌ها، تعداد بیش‌تری از ذرات جامد نسبت به مورد های قبلی دچار واکنش شده‌اند. در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، جریان چرخشی به وجود آمده است.



شکل (۱۹): قطر ذرات کربن جامد در قالب خطوط مسیر در محفظه احتراق موتور راکت مجرای برای مورد ۴

همان‌طور که در شکل زیر مشاهده می‌شود، گاز کربن‌دی‌اکسید قابل‌توجهی در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی به دلیل خوب میکس شدن گونه‌ها تولید شده است.



شکل (۲۰): کانتور کسر جرمی گونه گاز کربن‌دی‌اکسید در صفحه‌ی دارای شرط مرزی تقارن در میدان حل عددی، برای مورد ۴

۴-۶-۵- مقایسه کار سی‌اف‌دی حاضر با استتوو در مورد شماره ۵

مورد شماره ۵، مورد شبیه‌سازی عددی و بررسی قرار گرفته است. دمای توتال متوسط جرمی به‌دست‌آمده در خروجی محفظه احتراق برابر ۱۱۶۳ کلوین است. با استفاده از دمای مذکور، دمای نظریه مورد حاضر در جدول ۴ و رابطه (۲) راندمان احتراق دوفازی محاسبه شده که برابر ۶۴٪ حاصل شده و میزان اختلاف آن با راندمان احتراق تجربی مورد شماره ۵ (جدول ۴)، با استفاده از رابطه (۳) برابر ۸٪ به‌دست‌آمده است درحالی‌که کار سی‌اف‌دی دوفازی استتوو در مورد حاضر، دارای ۱۳٪ خطا بوده است.

فشار در خروجی نازل و محیط، برای پیکربندی‌های مورد بررسی، به‌دست‌آمده که در جدول ۷ قابل مشاهده است.

جدول (۷): نسبت سطح مقاطع نازل به یکدیگر

شماره مورد	نسبت سطح مقطع خروجی نازل به گلوگاه	نسبت سطح مقطع ابتدای نازل همگرا به گلوگاه
۱	۱/۹۲	۳/۸۱
۲	۱/۸۸	۳/۷۴
۳	۳/۰۵	۶/۰۹
۴	۱/۹۵	۳/۸۸
۵	۳/۱۵	۶/۲۵

مقدار تراست و ضربه ویژه برای پیکربندی‌های مورد بررسی، طبق روابط زیر محاسبه می‌شود.

$$V_{e,CFD} = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{R}{M} T_{t,C,CFD} \left[1 - \left(\frac{p_{e,CFD}}{p_{1,CFD}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (4)$$

$$V_{air\ inlet} = M_{air\ inlet} \sqrt{\gamma_{air} R_{air} T_{air\ inlet}} \quad (5)$$

$$T = -\dot{m}_{air} v_{air\ inlet} + \dot{m}_c v_{e,CFD} + (p_{e,CFD} - p_a) A_e \quad (6)$$

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_{fuel} g} \quad (7)$$

در روابط فوق؛ T تراست، $v_{air\ inlet}$ و $\dot{m}_{air}$ به ترتیب سرعت و دبی جرمی کل هوای ورودی (با فرض هندسه کامل موتور راکت مجرای، شکل ۳) به دو مجرای ورودی هوا، $\dot{m}_c$ دبی جرمی همه گونه‌ها در محفظه احتراق شامل مجموع هوا و سوخت، $v_{e,CFD}$ و $p_{e,CFD}$ به ترتیب سرعت و فشار سی‌افدی در خروجی نازل، $p_{1,CFD}$ فشار سی‌افدی در ابتدای بخش همگرای نازل، p_a فشار محیط و A_e سطح مقطع انتهای نازل است. همچنین در رابطه (۷)، I_{sp} ضربه ویژه، $\dot{m}_{fuel}$ دبی جرمی کل سوخت (با فرض هندسه کامل موتور راکت مجرای، شکل ۳) و g شتاب ناشی از جاذبه است. در رابطه (۶) باتوجه به برابر شدن فشار در خروجی نازل و محیط، ترم تراست ناشی از فشار از محاسبه مقدار تراست حذف می‌شود و تنها ترم تراست ناشی از ممنوم باقی می‌ماند. باتوجه به جدول ۸، مواردی که در آن‌ها دما و فشار در خروجی محفظه احتراق بالاتر بوده، دارای سرعت بیش‌تری در خروجی نازل هستند و همچنین، ضربه ویژه بیش‌تری نیز دارند.

جدول (۸): مقدار تراست و ضربه ویژه ناشی از کار سی‌افدی حاضر

برای پیکربندی‌های مورد بررسی

شماره مورد	$T_{t,C,CFD}$ (K)	$p_{1,CFD}$ (bar)	$v_{e,CFD}$ (m/s)	T (N)	I_{sp} (s)
۱	۱۳۵۴	۳	۱۳۴۵	۴۴۲	۲۳۰
۲	۱۰۰۱	۳/۱۴	۱۱۴۷	-۴۴	-۲۸/۵
۳	۹۶۲	۷/۸	۱۳۰۵	۷۲۱	۲۵۰
۴	۱۲۱۱	۳/۴۲	۱۲۹۷	۳۸۱	۲۴۶
۵	۱۱۶۳	۸/۵۲	۱۴۴۷	۱۳۰۶	۴۹۵

۴-۶-۶- بررسی حساسیت نتایج حل عددی کار حاضر به پارامترهای جریانی مسئله

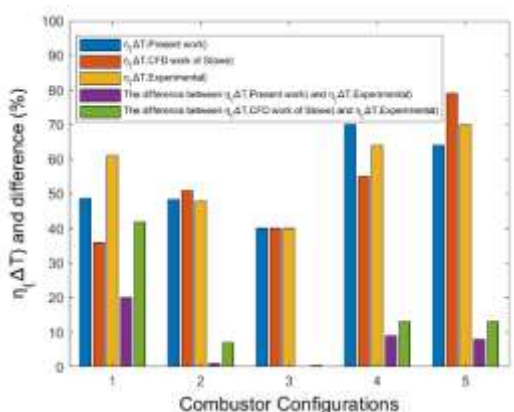
در این بخش، حساسیت نتایج حل عددی کار حاضر نسبت به افزایش ده‌درصدی پارامترهای حد اشتعال‌پذیری جریان غنی از سوخت (RFL) برای جریان فاز گاز و جامد، مقدار سرعت سوخت ورودی به محفظه احتراق رم جت و مقدار فشار خروجی محفظه احتراق رم جت، بر روی مورد انتخابی شماره ۴ (جدول ۲)، مورد بررسی قرار گرفته است. همان‌طور که در جدول ۶ مشاهده می‌شود، افزایش ۱۰٪ مقدار فشار خروجی محفظه احتراق و آرافال برای هر دو جریان فاز گاز و جامد، تأثیر بسیار ناچیزی بر نتیجه حل عددی (راندمان احتراق دوفازی سی‌افدی) داشته است. اما افزایش ده‌درصدی مقدار سرعت سوخت ورودی به محفظه احتراق، تأثیر ۴/۲٪ بر نتیجه حل عددی (راندمان احتراق دوفازی سی‌افدی) داشته است.

جدول (۶): آنالیز حساسیت نتایج حل عددی کار حاضر نسبت به پارامترهای جریانی مسئله

پارامتر مورد بررسی	دمای توتال متوسط جرمی در خروجی محفظه احتراق (K)	راندمان احتراق (%)	درصد تغییر راندمان احتراق (%)
RFL _{gas phase stream} + ۱۰٪	۱۲۱۳	۷۰/۶	+۰/۸
RFL _{solid phase stream} + ۱۰٪	۱۲۱۵	۷۰/۸	+۱/۱
velocity _{fuel inlet} + ۱۰٪	۱۲۳۶	۷۳	+۴/۲
pressure _{outlet,c} + ۱۰٪	۱۲۱۲	۷۰/۵	+۰/۷

در ادامه، مقدار تراست و ضربه ویژه برای پیکربندی‌های مورد بررسی، با ارتفاع پروازی ۶۰۰ متر از سطح دریا، دمای توتال جریان آزاد هوای ۶۰۰ کلوین و عدد ماخ معادل ۲/۵، محاسبه شده که در جدول ۸ قابل مشاهده است. با کاهش ارتفاع پروازی؛ چگالی هوای ورودی، نسبت جرمی هوا به سوخت و دبی جرمی سوخت ورودی به محفظه احتراق (از طریق انژکتور مولد گاز) افزایش می‌یابد که منجر به افزایش فشار جریان خروجی نازل شده و به تبع، میزان تراست و ضربه ویژه افزایش می‌یابد [۳۴] و [۳۵]. یک نازل همگرا - واگرای فرضی بر اساس یکسان‌شدن فشار خروجی نازل با فشار محیط برای پیکربندی‌های مورد بررسی در نظر گرفته شده است که در این حالت، نیروی پیش‌ران بیشینه خواهد بود. بر اساس سعی و خطا؛ نسبت سطح مقطع خروجی نازل به گلوگاه و نسبت سطح مقطع ابتدای نازل همگرا (خروجی محفظه احتراق) به گلوگاه، باتوجه به برقراری حالت برابر شدن

می‌شوند، در نتیجه زمان ماندگاری ذرات جامد در محفظه احتراق کمتر می‌شود. همچنین، با افزایش قطر ذرات جامد، میزان سطح مقطع آن‌ها افزایش‌یافته، در نتیجه میزان انتشار گاز اکسیژن بر روی سطح ذرات کربن جامد باید افزایش یابد که منجر به فشارزدایی و احتراق سطحی زمان‌برتر ذرات جامد می‌شود. بنا بر دلایل مذکور، تعداد و مقدار جرم کم‌تری از ذرات جامد مصرف و انرژی حرارتی کم‌تری آزاد می‌شود.



شکل (۲۴): نمودار: راندمان احتراق دوفازی کار حاضر، کار سی‌اف‌دی استوو، کار تجربی - میزان اختلاف راندمان احتراق دوفازی بین کار حاضر با تجربی و همچنین بین کار سی‌اف‌دی استوو با تجربی؛ برای همه پیکربندی‌های مورد بررسی

۵- نتیجه‌گیری

میزان اختلاف ناچیز بین کار عددی حاضر و استوو در پارامترهای مورد بررسی جهت صحت‌سنجی، بیانگر تطابق خوب شبیه‌سازی عددی انجام شده در کار حاضر با شبیه‌سازی عددی استوو است. تفاوت‌های موجود بین کار سی‌اف‌دی حاضر و استوو عبارت‌اند از: سلول شبکه‌بندی بی‌سازمان، بررسی حساسیت نتایج حل عددی به تعداد سلول شبکه‌بندی، مقدار حد اشتعال‌پذیری جریان دوم سوخت و استفاده از مدل توربو لنت دیسپرژن و زیربخش‌های آن در مدل‌سازی فاز گسسته است. در واقع، استفاده از مدل توربو لنت دیسپرژن و زیربخش‌های آن، تأثیر عمده‌ای بر بهتر شدن شبیه‌سازی عددی کار حاضر داشته است. باتوجه‌به نتایج به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی‌های عددی کار حاضر، مشاهده می‌شود که نتایج حل عددی کار حاضر به نتایج کار تجربی نزدیک‌تر شده نسبت به نتایج کار سی‌اف‌دی استوو با نتایج تجربی که بیانگر افزایش دقت شبیه‌سازی عددی احتراق دوفازی در کار حاضر نسبت به کار سی‌اف‌دی استوو، است.

در مناطق بالا و پایین جت سوخت ورودی، جریان چرخشی ناشی از تنش و فشار به وجود آمده است. جریان چرخشی باعث می‌شود گونه‌های سوخت به طور ویژه ذرات جامد در این مناطق منحرف شوند و زمان ماندگاری و اختلاط

باتوجه‌به جدول ۸ و ۹، مورد ۳ دارای نرخ تزریق بیش‌تری از کربن نسبت به مورد ۵ است؛ اما مقدار تراست و ضربه ویژه کم‌تری نسبت به آن دارد. همچنین، مورد ۳ نسبت به مورد ۴ نیز دارای نرخ تزریق بیش‌تری از ذرات جامد است؛ اما مقدار ضربه ویژه آن، به میزان بسیار کمی بیش‌تر از مورد ۴ است؛ بنابراین، نرخ تزریق بیش‌تر ذرات کربن جامد، به‌تنهایی باعث به‌دست‌آمدن مقدار بیشینه راندمان احتراق، نیروی تراست و ضربه ویژه نمی‌شود. مشخصات فنی شامل: سرعت و فشار جت هوا و سوخت ورودی، نسبت جرمی هوا به سوخت و پارامترهای هندسی در تعیین مشخصات عملکردی (مقدار نیروی تراست و ضربه ویژه) سیستم پیش‌رانش راکت مجرای، تأثیر عمده‌ای دارند.

جدول (۹): دبی جرمی تزریق شونده ذرات کربن جامد

شماره مورد	مقدار دبی جرمی کربن (kg/s)	شماره مورد	مقدار دبی جرمی کربن (kg/s)
۱	۰/۰۲۵	۴	۰/۰۲
۲	۰/۰۲	۵	۰/۰۳۴
۳	۰/۰۳۷		

مقایسه نتایج احتراق دوفازی در جدول ۱۰ و شکل ۲۴ نشان‌داده شده است. میزان اختلاف نتایج بین کار سی‌اف‌دی حاضر و تجربی نسبت به کار سی‌اف‌دی استوو و تجربی کاهش‌یافته و نتایج کار حاضر به نتایج تجربی نزدیک‌تر شده است.

جدول (۱۰): مقایسه نتایج احتراق دوفازی سی‌اف‌دی به‌دست‌آمده در کار حاضر و استوو با کار انجام شده تجربی

شماره مورد	راندمان احتراق در کار حاضر (%)	راندمان احتراق در کار استوو (%)	راندمان احتراق در کار تجربی (%)	درصد اختلاف بین راندمان احتراق کار حاضر و کار تجربی (%)	درصد اختلاف بین راندمان احتراق کار استوو و کار تجربی (%)
۱	۴۸/۶	۳۶	۶۱	-۲۰	-۴۲
۲	۴۸/۴	۵۱	۴۸	+۱	+۷
۳	۴۰	۴۰	۴۰	۰	+۰/۴
۴	۷۰	۵۵	۶۴	+۹	-۱۳
۵	۶۴	۷۹	۷۰	-۸	+۱۳

لازم به ذکر است با افزایش قطر ذرات جامد نسبت به قطر مدنظر در کار حاضر، راندمان احتراق کاهش می‌یابد؛ زیرا ذرات جامد در اثر برخورد جت هوای ورودی به میزان کم‌تری منحرف و پراکنده

- DOI: ۱۹۸۹; (۵): ۶۷۸-۶۸۵
<https://doi.org/10.2514/3.23206>
- [۳] Stowe R. Modelling Combustor Performance of a Ducted Rocket. ۳۶th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. ۲۰۰۰. DOI <https://doi.org/10.2514/6.2000-3728>
- [۴] Hewitt W. Numerical Modeling of a Ducted Rocket Combustor With Experimental Validation. ۲۰۰۸.
- [۵] Nakayama H, Ikegami Y, Yoshida A, Koori K, Watanabe K, Tokunaga H, Shimizu H, Kanaizumi S. Full-scale Firing Tests of Variable Flow Ducted Rocket Engines employing GAP Solid Fuel Gas Generator. ۴۵th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. ۲۰۰۹. DOI <https://doi.org/10.2514/6.2009-5121>
- [۶] Chen L, Tao C, Shan C. Study on the Side-Inlet Dump Combustor of Solid Ducted Rocket with Reacting Flow. Journal of AIAA. ۱۹۸۴. DOI <https://doi.org/10.2514/6.1984-1378>
- [۷] Stowe R. Performance Prediction of a Ducted Rocket Combustor. Defence Research Establishment Valcartier. ۲۰۰۱.
- [۸] Kim S, Natan B. Inlet Geometry and Equivalence Ratio Effects on Combustion in a Ducted Rocket. Journal of Propulsion and Power. ۲۰۱۵; ۳۱: ۶۱۹-۶۳۱. DOI <http://dx.doi.org/10.2514/1.B35369>
- [۹] Zhongqin Z, Zhenpeng Z, Jinfu T, Welan F. Experimental Investigation of Combustion Efficiency of air-augmented Rockets. Journal of Propuls. ۱۹۸۶; ۲(۴): ۳۰۵-۳۱۰. DOI <https://doi.org/10.2514/3.22887>
- [۱۰] Stowe R, Dubois C, Harris P, Mayer A, Champlain A, Ringuettes S. Two Phase Flow Combustion Modeling of a Ducted Rocket. Journal of AIAA. ۲۰۰۱; ۳۹: ۳۴۶۱. DOI <https://doi.org/10.2514/6.2001-3461>
- [۱۱] Zhang Y, Wu Z, Zhang Z, Chen P, Niu Y, Chen X, He Y, Fang G. Effect of Gas Injection Holes on Mixing and Combustion in Solid Propellant Ducted Rockets. Journal of Applied Thermal Engineering. vol. ۲۰۲۳; ۲۲۶. DOI <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2023.120212>
- [۱۲] Xi W, Liu J, Mengfei R. Improvement of Mixing Efficiency in the Combustion Chamber of a Powder-Fuel Ramjet Engine. Journal of Frontiers in Energy. ۲۰۲۱; ۹. DOI <https://doi.org/10.3389/fenrg.2021.756905>
- [۱۳] Salva J, Tizo'n M, Jenaro G, Agudo C. Numerical Analysis of Heterogeneous Combustion in a Ducted Rocket. Journal of Aerospace Engineering. ۲۰۰۶; ۲۲(۱): ۱۱۵-۱۲۷. DOI <http://dx.doi.org/10.1243/09544100JAERO23>
- [۱۴] Wang W, Zhang G, Jun-De H. Computational Method Investigation of Solid Ducted Rocket. Journal of Engineering and Manufacturing. ۲۰۱۹; ۹(۱): ۱-۱۰. DOI <https://doi.org/10.5815/ijem.2019.01.01>
- [۱۵] Ilbas M, Karyeyen S. An experimental and numerical study on turbulent combustion of hydrogen-rich coal gases in a generated non-premixed burner. Journal of Fuel. ۲۰۱۷; ۱۹۴: ۲۷۴-۲۹۰. DOI <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2017.01.016>

گونه‌های سوخت در محفظه احتراق بیش‌تر شود که این واقعه، منجر به واکنش و مصرف بیش‌تر گونه‌های سوخت به طور ویژه ذرات جامد می‌شود و به‌تبع، انرژی حرارتی بیش‌تری آزاد می‌شود. در پیکربندی‌های مورد بررسی، تعداد زیادی از ذرات کربن جامد بدون آنکه واکنش بدهند و یا قبل از آنکه به طور کامل مصرف شوند، محفظه احتراق را ترک کرده‌اند. هر چه دما و فشار در خروجی محفظه احتراق بیش‌تر باشد، مقدار ضربه ویژه بالاتر خواهد بود. نرخ تزریق بیش‌تر ذرات کربن جامد، به‌تنهایی باعث حصول مقدار بیشینه راندمان احتراق، تراست و ضربه ویژه نمی‌شود و مشخصات فنی سیستم پیش‌رانش راکت مجرای نیز باید مناسب باشد.

۶- نمادها

$\eta_{\Delta T}$	راندمان احتراق
$T_{t,C,CFD}$	دمای توتال سی‌اف‌دی در خروجی محفظه احتراق
$T_{t,C,theory}$	دمای توتال نظریه در خروجی محفظه احتراق
$T_{t,air}$	دمای توتال هوای ورودی به محفظه احتراق
$P_{\backslash,cfd}$	فشار توتال سی‌اف‌دی در ابتدای همگرای نازل
$P_{e,cfd}$	فشار توتال سی‌اف‌دی در انتهای نازل
$\bar{R}$	ثابت جهانی گاز ایدئال
M	جرم مولکولی
$V_{e,cfd}$	بزرگی سرعت سی‌اف‌دی در انتهای نازل
$V_{air\ inlet}$	بزرگی سرعت هوای ورودی به مجرای هوای ورودی
$M_{air\ inlet}$	عدد ماخ هوای ورودی به مجرای هوای ورودی
γ_{air}	نسبت گرمای ویژه هوا
R_{air}	ثابت جهانی هوا
$T_{air\ inlet}$	دمای هوای ورودی به مجرای هوای ورودی
T	تراست
$\dot{m}_{air}$	دبی جرمی کل هوای ورودی به محفظه احتراق
$\dot{m}_c$	دبی جرمی کل عناصر سوخت و اکسیدکننده در محفظه احتراق
p_a	فشار محیط
A_e	سطح مقطع انتهای نازل
I_{sp}	ضربه ویژه
$\dot{m}_{fuel}$	دبی جرمی کل سوخت
g	شتاب جاذبه

۷- مراجع

- [۱] Peterson K, Hil F. Propulsion mechanics and thermodynamics; ۱۹۹۲. [Book - No DOI]
- [۲] Cherng D, Yang V, Kuo K. Numerical study of turbulent reacting flows in solid-propellant ducted rocket combustors. Journal of Propulsion and Power.

- [۳۰] Azimi A, Ghassemi H. Modeling of Gas Turbine Combustion Chamber; By Using Network Method. Journal of Aerospace Mechanics. ۲۰۱۶;۱۴(۳):۱-۱۷. (In Persian) **DOR** ۲۰.۱۰۰۱.۱.۲۶۴۵۵۳۲۳.۱۳۹۷.۱۴.۳.۱.۵
- [۳۱] Nasrollahzadeh M, Laali E, Roshanian J, Ebrahimi R. Analysis and Optimization for a Projectile Under Stresses of Gun During Interior Ballistics. Journal of Aerospace Mechanics. ۲۰۱۴;۱۰(۴):۲۳-۳۲. (In Persian) **DOR** ۲۰.۱۰۰۱.۱.۲۶۴۵۵۳۲۳.۱۳۹۳.۱۰.۴.۳.۱
- [۳۲] Farahani M, Karimi F, Mohammadi A. Analysis and Experimental Investigation of Pressure Oscillation in the Combustion Chamber of a Subscale Solid Rocket Motor. Journal of Aerospace Mechanics. ۲۰۲۰;۱۶(۱):۳۹-۵۲. (In Persian) **DOR** ۲۰.۱۰۰۱.۱.۲۶۴۵۵۳۲۳.۱۳۹۹.۱۶.۱.۴.۸
- [۳۳] Zahedzadeh M, Omni F. Effect of Ramp Height on Fuel-Air Mixing Characteristics for Dual Transverse Injection behind the Ramp in Supersonic Air Crossflow. Journal of Aerospace Mechanics. ۲۰۲۲;۱۸(۳):۲۷-۴۰. (In Persian) **DOR** ۲۰.۱۰۰۱.۱.۲۶۴۵۵۳۲۳.۱۴۰۱.۱۸.۳.۳.۵
- [۳۴] Yanovskii L, Lempert D, Raznoschikov V, Averkov I. Evaluation of the Performance of Some Metals and Nonmetals in Solid Propellants for Rocket-Ramjet Engines. combustion Explosion and Shock Waves. ۲۰۲۰;۵۶(۱):۷۱-۸۲. **DOI** ۱۰.۱۱۳۴/S۰۰۱۰۵۰۸۲۲۰۰۱۰۰۹۸
- [۳۵] Xia H, Wang N, Chang Y, Pang J, Wu Y. Influence of Flight Conditions on the Combustion Characteristics of Solid-Fuel Ramjet. Journal of Propulsion and Power. ۲۰۲۵;۴۱(۴). **DOI** <https://doi.org/10.2514/6.2022-3917>
- [۱۶] Karyeyen S. Combustion characteristics of a non-premixed methane flame in a generated burner under distributed combustion conditions: A numerical study. Journal of Fuel. ۲۰۱۸;۲۳۰:۱۶۳-۱۷۱. **DOI** <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2018.05.052>
- [۱۷] Kemalettin M, Oztuna S. Numerical investigation on hydrogen-enriched methane combustion in a domestic back-pressure boiler and non-premixed burner system from flame structure and pollutants aspect. Journal of Hydrogen Energy. ۲۰۲۰;۴۵(۶۰):۳۵۲۴۶-۳۵۲۵۶. **DOI** <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2020.03.117>
- [۱۸] Ansys Fluent Theory Guide ۲۱, Ansys Inc; ۲۰۲۱. [Book - No DOI]
- [۱۹] Andres Z, Carvalho J, Yiguang J. Flammability Limits: A Comprehensive Review of Theory, Experiments, and Estimation Methods. Journal of Energy and Fuels. ۲۰۲۳;۳۷(۶):۴۱۵۱-۴۱۹۷. **DOI** <https://doi.org/10.1021/acs.energyfuels.2c03598>
- [۲۰] Ansys Fluent Users Guides ۲۱, Ansys-Inc; ۲۰۲۱. [Book - No DOI]
- [۲۱] Turns S, Haworth D. An Introduction to Combustion; ۲۰۲۱. [Book - No DOI]
- [۲۲] McDonald B, Rice J. Solid fuel ramjet fuel optimization for maximum thrust to drag ratio and impulse density subject to geometric restraints on missile outer mold line. Journal of Aerospace Science and Technology. ۲۰۱۸;۷۵:۴۷-۵۷. **DOI** <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.01.008>
- [۲۳] Jones D, Fredrick R. Ramjet Fuel Mixture Optimization. Journal of Propulsion and Energy. ۲۰۲۰. **DOI** <http://dx.doi.org/10.2514/6.2022-3917>
- [۲۴] Shalom A. Flammability Limits and Ballistic Properties of Fuel-rich Propellants. Journal of Propellants, Explosives, Pyrotechnics. ۱۹۹۱;۱۶(۲):۵۹-۶۴. **DOI** <https://doi.org/10.1002/rep.19910160204>
- [۲۵] Davenas A. Development of Modern Solid Propellants. Journal of Propulsion and Power. ۲۰۰۳;۱۹(۶). **DOI** <https://doi.org/10.2514/2.6947>
- [۲۶] Evans V, Wiliam C, Senior R, Carson D. Experimental Characterization of a Solid-Fuel Ramjet Combustor at Flight-Relevant Conditions. Journal of Propulsion and Energy. ۲۰۲۰. **DOI** <https://doi.org/10.2514/6.2020-3897>
- [۲۷] Marzouk O, Huckaby D. Simulation of a Swirling Gas-Particle Flow Using Different k-epsilon Models and Particle-Parcel Relationships. Journal of Engineering Letters. ۲۰۱۰;۱۸(۱). **DOI** <http://dx.doi.org/10.31219/osf.io/k8nf>
- [۲۸] Apte S, Mahesh K, Moin P, Oefelein J. Large-eddy simulation of swirling particle-laden flows in a coaxial-jet combustor. Journal of Multiphase Flow. ۲۰۰۳;۲۹(۸):۱۳۱۱-۱۳۳۱. **DOI** [http://dx.doi.org/10.1016/S0301-9322\(03\)00146-6](http://dx.doi.org/10.1016/S0301-9322(03)00146-6)
- [۲۹] Waltrup P, White M. History of U.S. Navy Ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development. Journal of Propulsion and Power. ۲۰۰۲;۱۸(۱). **DOI** <https://doi.org/10.2514/2.5928>

