



مدل سازی سه بعدی فرایند احتراق در یک موتور اسکرم جت با لحاظ کردن مکانیزم شیمیایی چندواکنشی

جاماسب پیرکندی^{۱*} و مصطفی محمودی^۲

۱- دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، jpirkandi@mut.ac.ir

۲- دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، mostafamahmoodi@mut.ac.ir

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۹۹/۰۲/۰۵، دریافت آخرین اصلاحات: ۹۹/۰۴/۱۷، پذیرش: ۹۹/۰۵/۰۸)

چکیده: در این مقاله، فرایند احتراق در یک موتور اسکرم جت DLR با لحاظ کردن مکانیزم شیمیایی چندواکنشی مدل سازی و تحلیل شده است. تحلیل انجام شده به کمک نرم افزار فلونت و به صورت دوبعدی و سه بعدی انجام شده است. نتایج تحقیق نشان می دهد که عملکرد کلی موتور اسکرم جت در حالت سه بعدی شبیه به حالت دوبعدی است. مقدار نیروی پیش رانش و بازده احتراق در شبیه سازی سه بعدی به ترتیب ۰/۹٪ و ۱/۴٪ با حل دوبعدی تفاوت دارد. به منظور در نظر گرفتن اثر تعداد واکنش ها بر روی فرایند احتراق، احتراق هیدروژن به صورت دوبعدی با ۱۹ زیرواکنش نیز شبیه سازی شده است. نتایج حل نشان می دهند که عملکرد کلی اسکرم جت در حالت تک واکنشی و چندواکنشی مشابه است. بررسی ها نشان می دهد نیروی پیش رانش و بازده احتراق در حالت چندواکنشی به ترتیب ۱/۴٪ و ۴/۴٪ با حالت تک واکنشی فرق دارند. در نقاطه مقابل، ناحیه فروصوت در حالت سه بعدی و چندواکنشی به ترتیب ۴/۸٪ و ۱۷/۷ درصد بیشتر از حالت پایه امتداد پیدا کرده است.

کلیدواژگان: احتراق مافوق صوت، اسکرم جت، شبیه سازی عددی، جریان آشفته

مقدمه

موتورهای اسکرم جت بهترین راهکار برای رسیدن به سرعت های ابرصوت (۵ تا ۱۰ ماخ) هستند. موتور اسکرم جت همان موتور رم جتی است که احتراق در آن در سرعت مافوق صوت (۱/۳ تا ۵ ماخ) رخ می دهد. در موتورهای رم جت، به کمک تراکم، سرعت جریان آزاد از ناحیه مافوق صوت به ناحیه فروصوت رسانده می شود. بر اثر این کاهش سرعت، دمای جریان هوا افزایش پیدا می کند و شرایط برای تزریق سوخت و وقوع احتراق محیا می شود. در نهایت جریان حاصل از احتراق وارد یک نازل می شود و سرعت آن افزایش پیدا می کند تا با رسیدن به ناحیه مافوق صوت نیروی جلوبرنده لازم برای حرکت ایجاد شود. اگر جریان هوای ورودی به رم جت در محدوده ابرصوت باشد، بر اثر کاهش سرعت تا ناحیه فروصوت، دما بیش از حد تحمل فلزهای صنعتی بالا می رود. برای جلوگیری از این موضوع، احتراق در موتور رم جت در سرعت های مافوق صوت باید رخ دهد. به چنین موتوری رم جت با احتراق مافوق صوت^۱ یا به اختصار اسکرم جت گفته می شود. مشهودترین تفاوت میان موتورهای رم جت و اسکرم جت در ساختار نازل خروجی آن هاست. در موتور اسکرم جت، که جریان همواره مافوق صوت است، نازل به صورت واگراست، به این دلیل که در جریان های مافوق صوت، انبساط جریان باعث افزایش سرعت می شود. در موتورهای رم جت این نازل در ابتدا همگراست و سپس واگرا می شود، به این خاطر که در ابتدا، با تراکم جریان فروصوت، مقدار ماخ آن به ۱ می رسد و بعد در ادامه با منبسط کردن جریان مافوق صوت شده، سرعت آن مجدداً افزایش می یابد.

1. Scramjet
2. Hypersonic
3. Thrust
4. Supersonic Combustion RAMjet (SCRAMjet)

اسکرم‌جت‌ها فاقد قطعات دوارند، به همین دلیل فرایند ساخت آن‌ها در مقایسه با توربوماشین‌ها ساده‌تر است [۱]. اسکرم-جت‌ها اکسیژن مورد نیاز خود را از جریان هوای ورودی تامین می‌کنند و نیازی به حمل تانک اکسیژن ندارند [۱]. با توجه به اینکه سوخت مورد استفاده در اسکرم‌جت‌ها معمولاً هیدروژن است، هیدروکربن‌های نسوخته و دوده بر اثر احتراق در این موتورها تولید نمی‌شود [۱]. به‌منظور سنجش میزان بهره‌وری یک موتور جت یا راکت، از معیاری به‌نام تکانه ویژه استفاده می‌شود. تکانه ویژه تکانه‌ای است که به‌ازای سوختن مقدار مشخصی سوخت به راکت یا موتور وارد می‌شود. تکانه ویژه اسکرم‌جت‌ها در محدوده ۱۰۰۰ تا ۴۰۰۰ ثانیه قرار دارد که بیشتر از تکانه ویژه راکت‌ها (۴۵۰ ثانیه یا کمتر) است [۱]. با وجود تمام مزایایی که اسکرم‌جت‌ها دارند، اختلاط سوخت و هوا در آن‌ها به‌خوبی انجام نمی‌شود. در این موتورها، هوا طول موتور را تنها در کسری از یک میلی‌ثانیه طی می‌کند و لیل، در شرایطی عادی، بخش قابل توجهی از سوخت تزریق‌شده در فرایند احتراق شرکت نمی‌کند [۵-۲]. راهکارهای مختلفی برای بهبود فرایند اختلاط بین سوخت و هوا در اسکرم‌جت‌ها ارائه شده است [۹-۶]. یکی از این راه‌های متداول استفاده از استرات است. در پشت استرات، ناحیه گردابی تشکیل می‌شود که شرایط را برای اختلاط بین سوخت و هوا فراهم می‌کند. یکی از اسکرم‌جت‌هایی که از این روش برای ایجاد احتراق استفاده می‌کند اسکرم‌جت DLR نام دارد [۱۱، ۱۰]. وایدمن و همکاران [۱۲] اولین افرادی بودند که بر روی این موتور آزمایش انجام دادند.

اولین حل عددی صورت‌گرفته بر روی این موتور به‌وسیله اورمن [۱۳] انجام شد. عدد لوئیس برای حل مسئله برابر یک در نظر گرفته شد. هندسه به‌صورت دوبعدی شبیه‌سازی شد. هر دو جریان واکنشی و غیرواکنشی مدل شدند. در این مطالعه، فرض شد که ظرفیت گرمایی ویژه گاز تابعی از دما نیست و مقداری ثابت دارد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی از نظر کمی و کیفی نزدیکی قابل‌قبولی با نتایج آزمایشگاهی داشتند. با وجود این، شبیه‌سازی عددی قادر به پیش‌بینی فشار بر روی دیوار بالایی با دقت کافی نبود. دلیل این تفاوت این بود که در این مطالعه شرایط مرزی روی دیوارها عدم لغزش در نظر گرفته نشده بود. گنین و همکاران [۱۴] اولین شبیه‌سازی سه‌بعدی را با مدل آشفتگی «شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ» انجام دادند. هر دو جریان واکنشی و غیرواکنشی مدل شدند. نتایج با اطلاعات آزمایشگاهی و همچنین شبیه‌سازی «معادلات ناویر-استوکس به‌روش میان‌گیری رینولدز» مقایسه شدند. براساس نتایج مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ همگرایی بهتری با نتایج آزمایشگاهی دارد. مکانیزم واکنش شیمیایی دومرحله‌ای در نظر گرفته شد. آن‌ها پیشنهاد کردند که برای بهبود نتایج حاصل بهتر است که خواص ترمودینامیکی، مثل ظرفیت گرمایی ویژه، تابعی از دما در نظر گرفته شوند. همچنین، بیشتر ریزکردن شبکه‌بندی در اطراف دیوار بالایی و پایینی باعث می‌شود که جزئیات بیشتری از جریان به‌وسیله مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ شبیه‌سازی شود. برگلند و فوربی [۱۵] اسکرم‌جت را به‌صورت سه‌بعدی و به‌کمک مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ حل کردند. برای شبیه‌سازی فرایند احتراق، از واکنش دومرحله‌ای و واکنش پنج‌مرحله‌ای استفاده شد. در هندسه شبیه‌سازی‌شده، هیدروژن تزریق‌شده از سه سوراخ شبیه‌سازی و شرایط مرزی در راستای عمود بر صفحه، متناوب در نظر گرفته شد. نتایج شبیه‌سازی نشان دادند که احتراق در لایه برشی، که بر اثر عبور جریان از استرات ایجاد شده است، اتفاق می‌افتد. برخلاف حالت بدون احتراق، در حالت احتراقی فشار در طول محفظه احتراق تقریباً ثابت است. به‌صورت کلی، مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ توانایی شبیه‌سازی اسکرم‌جت را با دقت مناسبی دارد، هرچند که در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی، تفاوت‌هایی در سرعت میانگین زمانی گرفته‌شده وجود دارد. هوانگ و همکاران [۱۶] اسکرم‌جت را به‌صورت دوبعدی و با مدل آشفتگی $k\omega - SST$ شبیه‌سازی کردند. در این کار عددی، اثر مکانیزم‌های مختلف احتراق و همچنین دما و فشار تزریق سوخت بر روی خصوصیات احتراق و جریان مورد مطالعه قرار گرفت. اثر مکانیزم‌های احتراق قابل توجه نیست. با افزایش دما و فشار تزریق، ناحیه‌ای که در آن واکنش‌ها صورت می‌گیرد بزرگ‌تر

1. Specific Impulse
2. Strut
3. Deutsches zentrum fur Luft und Raumfahrt
4. Large Eddy Simulation (DLR)
5. Reynolds-Averaged Navier-stokes Equations (RANS)

می‌شود. در این شرایط امواج به صورت فروصوت از محفظه احتراق خارج می‌شوند. چوبی و پندی [۱۷] اسکرم جت DLR را به صورت دوبعدی و پایا شبیه‌سازی کردند. اثرات شعاع استرات، زاویه استرات و زاویه واگرایی محفظه احتراق بر روی جریان و احتراق بررسی شد. با افزایش زاویه واگرایی، احتراق بهتر صورت می‌گیرد، اما اگر این زاویه از یک مقدار معین بیشتر شود، روند بهبود معکوس می‌شود. زاویه ۴ درجه زاویه بهینه است. کومیتا [۱۸] اسکرم جت DLR را به صورت دوبعدی و پایا شبیه‌سازی کرد. در این مقاله، از سه مدل آشفتگی $k - \epsilon$ ، $k - SST$ و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ برای شبیه‌سازی جریان احتراقی استفاده شد. براساس نتایج، مدل $k - SST$ همگرایی بیشتری با نتایج آزمایشگاهی دارد. به منظور بهبود احتراق، برآمدگی‌هایی به شکل دایره و مستطیل در دیوار پایینی ایجاد شد. نتایج نشان می‌دهد که برای برآمدگی‌های دایره‌ای شکل، شوک‌های مایل ایجاد شده بیشترند و احتراق در این حالت بهتر انجام می‌شود. کومیتا و همکاران [۱۹] اسکرم جت DLR را به صورت دوبعدی و پایا شبیه‌سازی کردند. در این مقاله، به منظور ایجاد شوک‌ها و گردابه‌های بیشتر، که باعث اختلاط بهتر سوخت و هوا می‌شوند، از دو نوع استرات مختلف استفاده شد: استرات دوگانه و استرات با تزریق از کناره‌ها. نتایج نشان می‌دهند که در استرات دوگانه زمان تأخیر احتراق کاهش می‌یابد. در استرات با تزریق از کناره‌ها اختلاط بهتر صورت می‌گیرد. کومیتا و همکاران [۲۰]، در مقاله‌ای دیگر، به منظور ایجاد شوک‌ها و گردابه‌های بیشتر، که باعث اختلاط بهتر سوخت و هوا می‌شوند، از دو نوع استرات مختلف استفاده کردند: استرات راکت و استرات کمانی شکل. نتایج نشان می‌دهد که در هر دو استرات زمان تأخیر احتراق کاهش می‌یابد. همچنین، این دو استرات تولید گردابه را بیشتر می‌کنند و در نتیجه باعث بهبود اختلاط میان سوخت و هوا می‌شوند. شین و سانگ [۲۱] شبیه‌سازی اسکرم جت را به صورت سه‌بعدی انجام دادند. در این شبیه‌سازی، تنها یکی از تزریق‌کننده‌های سوخت مدل شد و شرایط مرزی در راستای عمود بر صفحه متناوب در نظر گرفته شد. برای شبیه‌سازی آشفتگی از مدل «DES^۱ منطقه‌ای» استفاده شده است. اثر سوخت کروسان و مقایسه آن با هیدروژن صورت گرفت. برای هر دو سوخت، نسبت هم‌ارزی برابر $0/034$ در نظر گرفته شد. خواص ترمودینامیکی کروسان به کمک معادله حالت ردلیچ-کوانگ-پنگ-رابینسون^۲ محاسبه شد. برای محاسبه خواص انتقالی، یعنی لزجت و ضریب هدایت حرارتی، از مدل چانگ استفاده شد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهند که احتمال خاموش شدن شعله هنگام استفاده از سوخت کروسان بیشتر است. سانیتا و همکاران [۲۲] به بررسی اثر استرات الماسی شکل^۳ بر روی عملکرد اسکرم جت DLR پرداختند. برای این منظور، آن‌ها اسکرم جت را به صورت دوبعدی و پایا شبیه‌سازی کردند. در این مقاله، اثرات عدد ماخ هوای ورودی، نسبت فشار دیوارها^۴ و دمای ورودی بر روی اسکرم جت بررسی شد. بررسی نتایج نشان دادند که میدان جریان در پشت استرات نوسان می‌کند، در حالی که ناحیه گردابی اولیه و ثانویه در امتداد خط مرکزی استرات شکل می‌گیرند. با توجه به نتایج، شکل بهینه منطقه گردابی که منجر به احتراق پایدار می‌شود در شرایطی رخ می‌دهد که عدد ماخ ورودی هوا برابر با $2/5$ است. عملکرد اسکرم جت در شرایطی که دمای هوای ورودی خیلی بالا و عدد ماخ خیلی پایین است ضعیف می‌شود. بازده احتراق بهینه که برابر با 80% است زمانی حاصل می‌شود که عدد ماخ برابر با $2/5$ ، دما برابر با 696 درجه کلون و نسبت فشار دیوار برابر با $0/8$ است. لی و همکاران [۲۳] به بررسی اختلاط و عملکرد احتراق بین استرات یگانه^۵ و دوگانه^۶ پرداختند. برای این منظور، آن‌ها اسکرم جت را به صورت دوبعدی و پایا شبیه‌سازی کردند. در ادامه اثر فاصله عمودی بین دو استرات در شرایطی که از استرات دوگانه استفاده می‌شود بر روی عملکرد اسکرم جت بررسی شد. در شرایطی که از استرات دوگانه استفاده می‌شود، بازده احتراق و اختلاط بهتر صورت می‌گیرد. همچنین، در شرایطی که فاصله بین دو استرات 4 میلی‌متر است، بازده احتراق به بیشترین مقدار خود می‌رسد.

1. Detached Eddy Simulation (DES)
 2. Redlich-kwong Peng-Robinson
 3. Diamond shaped
 4. Wall pressure ratio
 5. Single strut
 6. Double strut

در ادامه، مطالعات عددی صورت گرفته به زبان فارسی بررسی شدند. زاهدزاده و امی [۲۴] به بررسی عددی جریان مافوق صوت در نازل خروجی یک اسکرم جت به کمک کد فورترن پرداختند. جریان به صورت تراکم پذیر و لزج شبیه سازی شد. گازها کامل در نظر گرفته شدند. مسئله تا رسیدن به حالت پایا حل شد. نتایج حاصل از شبیه سازی تطابق مناسبی با داده های آزمایشگاهی داشتند. زاهدزاده و امی [۲۵]، در مطالعه ای دیگر، به بررسی عددی و دوبعدی تزریق متقاطع در محفظ احتراق موتور اسکرم جت با استفاده از نرم افزار فلونت پرداختند. برای شبیه سازی آشفتگی از مدل $k\omega - SST$ استفاده کردند. در نهایت نتایج حاصل از حل عددی با داده های آزمایشگاهی مقایسه شدند. موسوی و تابع جماعت [۲۶] به بررسی تحلیلی و عددی محفظه احتراق موتور اسکرم جت در فشار ثابت و سطح متغیر پرداختند. اسکرم جت با سطح مقطع های مختلف و نرخ جرمی تزریق سوخت متفاوت بررسی شد. تابع جماعت و موسوی [۲۷]، در مقاله ای دیگر، به بررسی تحلیلی و عددی دهانه ورودی اسکرم جت در یک ماخ ثابت پرداختند. نتایج حاصل از حل عددی و تحلیلی با یکدیگر مقایسه شدند و در انتها مشخص شد که ورودی بهینه از نظر ابعاد به دهانه آیزنتروپیک نزدیک تر است.

با توجه به مطالب گفته شده، می توان نتیجه گرفت که مطالعات عددی محدودی در زمینه اسکرم جت ها به زبان فارسی انجام شده است و هیچکدام از این مقالات اثر استرات، سه بعدی بودن و مکانیزم شیمیایی پرجزئیات را بر روی موتورهای اسکرم جت بررسی نکرده اند. همچنین، با بررسی مطالعاتی که در زمینه موتورهای اسکرم جت DLR انجام شده است، می توان به این نتیجه رسید که هیچکدام از این مطالعات به بررسی دقیق اثر در نظر گرفتن بعد سوم و مکانیزم شیمیایی پرجزئیات بر روی عملکرد اسکرم جت، که شامل مقدار بازده احتراق و نیروی جلو برنده تولید شده می شود، نپرداخته اند. این مسئله از این نظر حائز اهمیت است که بسیاری از مطالعاتی که بر روی بهبود عملکرد اسکرم جت DLR تمرکز کرده اند [۲۰-۲۳] برای شبیه سازی اسکرم جت DLR از مدل دوبعدی و تک واکنشی استفاده کرده اند. به همین خاطر، در این مطالعه، موتور اسکرم جت DLR، ابتدا، در حالت با احتراق و بدون احتراق به شکل دوبعدی به کمک نرم افزار فلونت^۱ شبیه سازی و اعتبارسنجی شده است. در ادامه، به منظور در نظر گرفتن تأثیر ابعاد، موتور به صورت سه بعدی و با یک واکنش نیز شبیه سازی شده و نتایج با حالت دوبعدی مقایسه شده است. به منظور در نظر گرفتن تأثیر مکانیزم شیمیایی، موتور یک بار با نوزده واکنش شبیه سازی شده است و نتایج آن با حالت تک واکنشی مقایسه شده است.

معادلات حاکم

برای حل چنین مسئله ای لازم است که معادلات پیوستگی، اندازه حرکت، انرژی و انتقال جرم حل شوند. در همه این روابط کمیت ها به صورت متوسط اند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(2\mu_{eff} \left[S_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} S_{kk} \right] \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho Y_k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j Y_k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_{eff} \frac{\partial Y_k}{\partial x_j} \right) + \dot{\omega}_k \quad k = 1, 2, \dots, N \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho h}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i h) = \frac{Dp}{Dt} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho \alpha_{eff} \frac{\partial h}{\partial x_i} \right) + \dot{\omega}_T \quad (4)$$

در معادلات بالا، ρ چگالی، u_i مؤلفه سرعت در راستای i ، p فشار، μ_{eff} لزجت مؤثر، S_{ij} تانسور نرخ کرنش، δ_{ij} دلتای کرنر، Y_k کسر جرمی گونه k ام، N تعداد کل گونه ها، $\dot{\omega}_k$ نرخ جرمی تولید گونه k ام، h آنتالپی محسوس، α_{eff} ضریب نفوذ حرارتی مؤثر و $\dot{\omega}_T$ نرخ متوسط گرمای حاصل از احتراق است.

1. Fluent

لزجت مؤثر (μ_{eff}) به صورت زیر تعریف می شود:

$$\mu_{eff} = \mu + \frac{\mu_t}{Sc_t} \quad (5)$$

در این رابطه، μ لزجت دینامیکی، μ_t لزجت اغتشاشی و Sc_t عدد اشمیت اغتشاشی است و برابر با ۰/۷ در نظر گرفته شده است [۲۸]. تانسور نرخ کرنش S_{ij} به صورت زیر تعریف می شود:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

ضریب نفوذ حرارتی مؤثر α_{eff} به صورت زیر تعریف می شود:

$$\alpha_{eff} = \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \quad (7)$$

در این رابطه، Pr عدد پرائتل مولکولی و Pr_t عدد پرائتل اغتشاشی است و برابر با ۰/۸۵ در نظر گرفته شده است [۳۰، ۲۹]. برای مدل کردن μ_t باید از یک مدل آشفتگی مناسب استفاده کرد. با توجه به عملکرد مناسب مدل $k\omega - SST$ در شبیه سازی های دیگر [۱۹-۳۳، ۳۱]، در این مقاله نیز از مدل مشابهی استفاده شده است. این مدل در مقایسه با سایر مدل های آشفتگی توانایی بیشتری در پیش بینی میدان فشار و اختلاط سوخت و هوا در جریان های مافوق صوت دارد [۳۵، ۳۴، ۳۲]. این مدل از روش $k - \omega$ برای شبیه سازی جریان در نواحی کنار دیواره ها و از روش $k - \varepsilon$ برای شبیه سازی جریان در سایر نواحی استفاده می کند. براساس مطالعه هوانگ و همکاران [۳۶] این روش ترکیبی بهترین راهکار برای شبیه سازی جریان در اسکرمت ها است. مقدار $\dot{\omega}_k$ و $\dot{\omega}_T$ در معادلات (۴) و (۵) به کمک روابط زیر به دست می آید:

$$\dot{\omega}_k = M_{\omega,k} \sum_{r=1}^{N_R} R_{k,r} \quad (8)$$

$$\dot{\omega}_T = \sum_{k=1}^N h_{f,k} \dot{\omega}_k \quad (9)$$

که در آن، $M_{\omega,k}$ جرم مولکولی گونه k ام و $R_{k,r}$ نرخ مولی تولید یا از بین رفتن گونه k ام در واکنش r است. N_R تعداد واکنش های شیمیایی است. $h_{f,k}$ آنتالپی تشکیل گونه k ام است. N_R تعداد گونه های شیمیایی است. واکنش r ام در فرم کلی به صورت زیر نوشته می شود:

$$\sum_{i=1}^N v'_{i,r} M_i \xrightleftharpoons{k_{f,r} k_{b,r}} \sum_{i=1}^N v''_{i,r} M_i \quad (10)$$

به طوری که N تعداد گونه های شیمیایی در واکنش r ، $v'_{i,r}$ ضریب استوکیومتری واکنشگر نام در واکنش r و $v''_{i,r}$ ضریب استوکیومتری محصول نام در واکنش r است. همچنین، M_i نشانگر گونه نام، $k_{f,r}$ ثابت واکنش پیشرو و $k_{b,r}$ ثابت واکنش پسرو در واکنش r ام هستند. ثابت واکنش با استفاده از رابطه آرنیوس محاسبه می شود:

$$k = A_r T^{\beta_r} e^{-\frac{E_r}{RT}} \quad (11)$$

در رابطه بالا، A_r ضریب تابع نمایی و β_r نمای بی بعد دما، E_r انرژی فعال سازی واکنش و R ثابت جهانی گازهاست. نرخ تولید یا مصرف گونه شیمیایی i در واکنش r ($R_{i,r}$) برابر است با:

$$R_{i,r} = (v''_{i,r} - v'_{i,r}) \left(k_{f,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{\eta'_{j,r}} - k_{b,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{\eta''_{j,r}} \right) \quad (12)$$

در رابطه بالا، N تعداد گونه های شیمیایی در واکنش r و $C_{j,r}$ غلظت مولی گونه j در واکنش r است. $\eta'_{j,r}$ مشخص کننده ضریب استوکیومتری واکنشگر j در واکنش r و $\eta''_{j,r}$ مشخص کننده ضریب استوکیومتری محصول j در واکنش r است.

معادله (۱۳) برای جریان‌های آرام صادق است. در جریان‌های آشفته، آشفتگی بر روی مقدار نرخ تولید یا مصرف تاثیر می‌گذارد. یکی از مدل‌هایی که اثر آشفتگی بر روی احتراق را در نظر می‌گیرد، مدل «نرخ محدود/میرایی گردابه‌ها» است. در این مدل $R_{i,r}$ به کمک دو معادله زیر در ابتدا محاسبه می‌شود:

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{\omega,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\frac{Y_R}{v'_{R,r} M_{\omega,R}} \right) \quad (13)$$

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{\omega,i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_p Y_p}{\sum_j^N v'_{j,r} M_{\omega,j}} \quad (14)$$

در آن، Y_p نسبت جرمی محصولات، Y_R نسبت جرمی واکنشگرها، A یک ثابت تجربی است که برابر ۴ قرار داده می‌شود و β یک ثابت تجربی دیگر است که برابر ۰/۵ است. نرخ واکنش برابر است با مقدار کمینه $R_{i,r}$ در معادلات (۱۳)، (۱۴) و (۱۵). از این مدل برای شبیه‌سازی اثر آشفتگی بر روی مکانیزم‌های تک‌واکنشی استفاده می‌شود. این مدل برای شبیه‌سازی واکنش‌های تک‌مرحله‌ای در موتور اسکرم‌جت DLR بهترین مدل است [۳۷،۳۲،۲۳].

برای در نظر گرفتن اثر آشفتگی بر روی مکانیزم‌هایی که بیشتر از یک واکنش شیمیایی دارند، از مدل «مفهوم میرایی گردابه‌ها» استفاده می‌شود [۳۸]. در این مدل فرض می‌شود که واکنش در ساختارهای کوچک اغتشاشی صورت می‌پذیرد که مقیاس ریز نامیده می‌شود. نسبت حجمی این مقیاس‌ها به شکل زیر مدل می‌شود:

$$\xi^* = C_\xi \left(\frac{v\varepsilon}{k^2} \right)^{3/4} \quad (15)$$

به طوری که ستاره (*) مقادیر مقیاس‌های ریز را نشان می‌دهد و $C_\xi = 2.1377$ است. فرض دیگری که صورت می‌گیرد این است که واکنش در ساختارهای ریز در طول مقیاس زمانی صورت می‌پذیرد که این مقیاس زمانی به کمک رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\tau^* = C_\tau \left(\frac{v}{\varepsilon} \right)^{1/2} \quad (16)$$

به طوری که $C_\tau = 0.4082$ است و ثابت مقیاس زمانی نامیده می‌شود. جمله چشمه در معادله انتقال جرم در این روش به صورت زیر مدل می‌شود:

$$\dot{\omega}_i = \frac{\rho \xi^{*2}}{\tau^* [1 - \xi^{*3}]} (Y_i^* - Y_i) \quad (17)$$

به طوری که در رابطه بالا، Y_i^* نسبت جرمی مقیاس ریز گونه نام پس از واکنش در طول زمان τ^* است.

با توجه به اینکه جریان در موتور اسکرم‌جت در تمامی مراحل (شامل ورود هوا، اختلاط هوا با سوخت، احتراق و خروج جریان از محفظه) به صورت مافوق صوت و تراکم‌پذیر است، برای حل مسئله بهتر است از حلگرهای چگالی محور استفاده شود [۳۹]. در حلگرهای چگالی محور معادلات پیوستگی، انتقال جرم، اندازه حرکت و انرژی به صورت همزمان حل می‌شوند. در جریان‌های مافوق صوت فرض تراکم‌ناپذیری کاربردی ندارد و جریان باید تراکم‌پذیر حل شود. در جریان‌های تراکم‌پذیر، فشار تابعی از دما و چگالی است. برای در نظر گرفتن این فیزیک، فشار باید از معادله حالت مشخص شده به دست بیاید که این مورد در حلگرهای چگالی محور لحاظ شده است، در حالی که در حلگرهای فشار محور، فشار از حل معادله پواسونی^۴ که از ترکیب معادله پیوستگی و اندازه حرکت ایجاد شده است، به دست می‌آید [۳۹].

جریان به صورت پایا حل شده است. در حلگرهای چگالی محور، منظور از حل پایا به این معنی نیست که مشتقات زمانی در معادلات پیوستگی، اندازه حرکت، انرژی و انتقال جرم صفر در نظر گرفته می‌شوند، بلکه به این معناست که حل تا زمانی ادامه پیدا می‌کند که شرط همگرایی ارضا شود. به همین خاطر هم، با وجود پایابودن حل، مقدار عدد کورانت بیشینه باید تعریف شود. با توجه به سایر مطالعات [۳۱-۳۳، ۴۰] عدد کورانت بیشینه برابر با ۰/۵ در نظر گرفته شده است.

1. Finite rate / eddy dissipation
2. Eddy dissipation concept
3. Density based
4. Poisson's equation

به منظور بررسی شرط همگرایی، از مفهومی به نام باقی مانده استفاده می‌کند. باقی مانده کمیت اسکالر W به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$R(W) = \sqrt{\sum_{i=1}^{N_{cell}} \left(\frac{W_i^n - W_i^{n-1}}{\Delta t} \right)^2} \quad (18)$$

n مشخص کننده زمان حاضر است و $n - 1$ به گام زمانی قبلی اشاره دارد. Δt گام زمانی طی شده برای رسیدن از زمان $n - 1$ به n است. i اشاره به شماره یک سلول دلخواه دارد. N_{cell} بیانگر تعداد سلول‌های کل هندسه است. اگر باقی مانده برای کمیت‌های مختلف از یک حد معینی کمتر شود، مسئله همگرا می‌شود. در این مقاله، این حد برای تمامی شبیه‌سازی‌ها و کمیت‌ها 0.001 تعیین شده است. روش‌های استفاده شده برای شبیه‌سازی اسکرم‌جت به صورت خلاصه در جدول ۱ آمده است.

جدول ۱- مدل‌های فیزیکی استفاده شده برای شبیه‌سازی

Table 1- Physical models used for the simulation

Description	Model
Solution Algorithm	Density-based
Turbulence	RNG k-epsilon
Turbulence-Chemistry interaction for the one-stage reaction mechanism	Eddy dissipation/finite-rate
Turbulence-Chemistry interaction for the multi-stage reaction mechanism	Eddy dissipation concept

هندسه اسکرم‌جت و شرایط عملکردی

در شکل ۱، هندسه کلی مسئله به نمایش در آمده است. عمق کانال ۴۰ میلی‌متر و ارتفاع آن ۵۰ میلی‌متر است. سوخت هیدروژن از طریق پانزده سوراخ دایره‌ای شکل به قطر یک میلی‌متر و موازی با جریان ورودی هوا به داخل محفظه احتراق با سرعت یک ماخ از محل تزریق پاشیده می‌شود. فاصله بین سوراخ‌ها $2/4$ میلی‌متر است. استرات مثلثی شکل در مرکز محفظه احتراق قرار گرفته است. استرات با زاویه 12 درجه واگرا می‌شود و طول آن 320 میلی‌متر است.

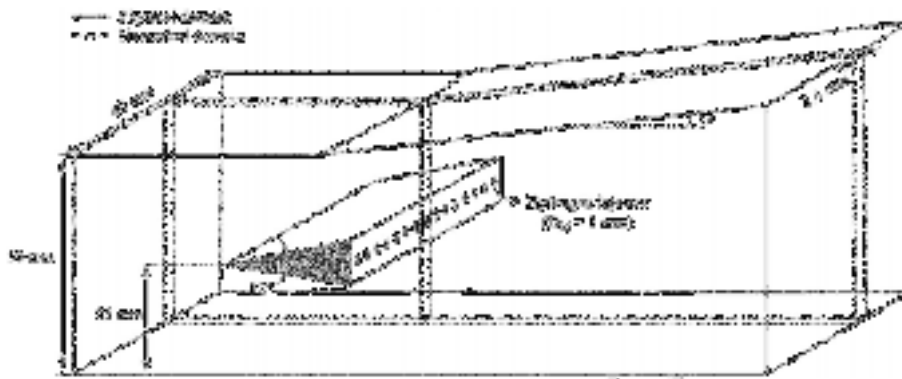


Figure 1- The geometry of DLR scramjet

شکل ۱- هندسه اسکرم‌جت DLR [۲۱]

دمای دیواره‌ها ثابت و برابر با 330 درجه کلوین است [۳۲]. شرایط ورودی برای سوخت و هوا در جدول ۲ مشخص شده‌اند [۲۱]. در این جدول، γ نسبت گرماهای ویژه است. برای محاسبه نسبت گرماهای ویژه باید مقدار گرمای ویژه در فشار ثابت (C_p) را محاسبه کرد. فلوننت برای محاسبه C_p از چند جمله‌ای‌های ناسا [۴۱] استفاده می‌کند. این چند جمله‌ای‌ها C_p را تابعی خطی از دما در نظر می‌گیرند. در این شبیه‌سازی نیز برای ایجاد جرقه، شرط اولیه دما 1000 درجه کلوین تعیین شده است.

جدول ۲- شرایط ورودی هوا و سوخت در اسکرمجت DLR

Table 2- Air and fuel inlet conditions of DLR scramjet

	Fuel inlet	Air inlet
Ma	1	2
U(m/s)	1200	730
T (K)	250	340
P (bar)	1	1
γ	1.40	1.39
Species mass fractions	H ₂ : 1.0	O ₂ : 0.232 N ₂ : 0.736 H ₂ O: 0.032

شبکه‌بندی مسئله

با توجه به شکل ۱، می‌توان گفت که روند مشخصی در هندسه استرات در حال تکرار است. به همین دلیل، برای شبیه‌سازی سه‌بعدی مسئله تنها کافی است که یکی از تزریق‌کننده‌ها مدل شوند و شرایط مرزی دو طرف متناوب گذاشته شود. انتخاب شرط مرزی متناوب این امکان را ایجاد می‌کند که اثر تزریق‌کننده‌های کناری بر روی تزریق‌کننده شبیه‌سازی شده در نظر گرفته شود. در شکل ۱، ناحیه انتخابی برای شبیه‌سازی با هندسه واقعی مقایسه شده است. عرض ناحیه انتخابی برای شبیه‌سازی برابر ۲/۴ میلی‌متر است که برابر با فاصله میان دو تزریق‌کننده است.

در شکل ۲، قسمت‌های مختلف هندسه مشخص شده‌اند. با توجه به شکل، اسکرمجت را می‌توان به چهار بخش مجزا تقسیم کرد: ورودی اسکرمجت که با رنگ سبزرنگ و حرف C مشخص شده است؛ خروجی که با رنگ سیاه و حرف D مشخص شده است؛ دیوار بالایی که با رنگ آبی و حرف A مشخص شده است؛ دیوار پایینی که با حرف B و رنگ قرمز مشخص شده است و در نهایت، سطح کناری که شامل قسمت سفیدرنگ می‌شود و با حرف E مشخص شده است.

در جدول ۳، تعداد سلول‌های قسمت‌های مشخص شده در شکل ۲ و همچنین تعداد کل سلول‌ها آورده شده است. تعداد کل سلول‌های اسکرمجت ۱۶۱۳۵۰۰ سلول است که شامل ۱۵۸۷۵۰۰ سلول شش‌وجهی و ۲۶۰۰۰ سلول منشوری شکل است. فاصله نزدیک‌ترین سلول به دیواره در همه‌جا به جز پشت استرات برابر با $1 \times 10^{-5}m$ است. در پشت استرات، که سرعت محلی به واسطه ایجاد ناحیه ایجاد گردابه کمتر است، این فاصله برابر با $5 \times 10^{-5}m$ در نظر گرفته شده است. این مقادیر مشابه مقداری است که هوانگ [۴۲] برای شبیه‌سازی اسکرمجت از آن‌ها استفاده کرد. ضریب رشد اندازه سلول‌ها در نزدیکی دیواره برابر با ۱/۱ است. در شکل ۳، شبکه‌بندی انجام شده در خروجی رسم شده است.

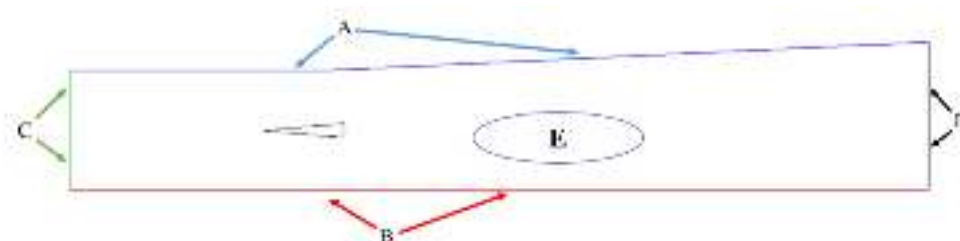


Figure 2- Different regions of the scramjet in the three-dimensional simulation

شکل ۲- نواحی مختلف اسکرمجت در حالت سه‌بعدی

جدول ۳- تعداد سلول‌های موجود در نواحی مختلف شبکه‌بندی سه‌بعدی

Table 3- The number of cells of different regions in three-dimensional simulation

	Side face (region E)	Lower wall (region B)	Upper wall (region A)	Outlet (region D)	Inlet (region C)	Entire domain
Number of cells	137250	6950	6950	2617	1500	1613500

1. Hexagonal
2. prism

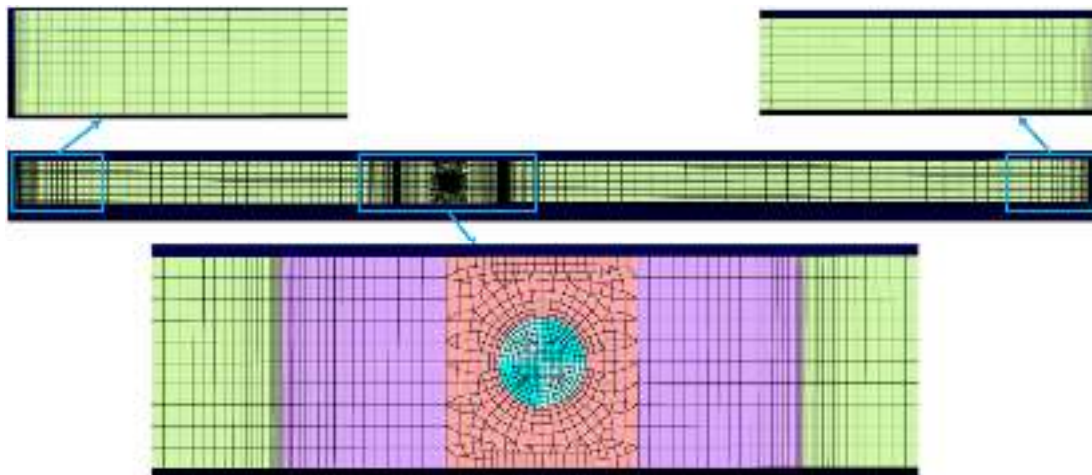


Figure 3- The grid topology of the three-dimensional case at the outlet
 شکل ۳- شبکه‌بندی انجام‌شده در خروجی در حالت سه‌بعدی

شبکه ایجاد شده برای تزریق‌کننده با رنگ آبی در شکل مشخص شده است. برای شبکه‌بندی تزریق‌کننده از شبکه دایروی- شکل استفاده شده است. ناحیه مشخص شده با رنگ صورتی، که وظیفه رساندن شبکه از تزریق‌کننده به سایر بخش‌های استرات (این بخش‌ها با رنگ بنفش مشخص شده‌اند) را برعهده دارد، یک شبکه‌بندی بدون سازمان است. در شکل ۴، شبکه‌بندی انجام‌شده در ورودی مشخص شده است. در شکل ۵، شبکه‌بندی انجام‌شده برای سطح کناری نشان داده شده است.

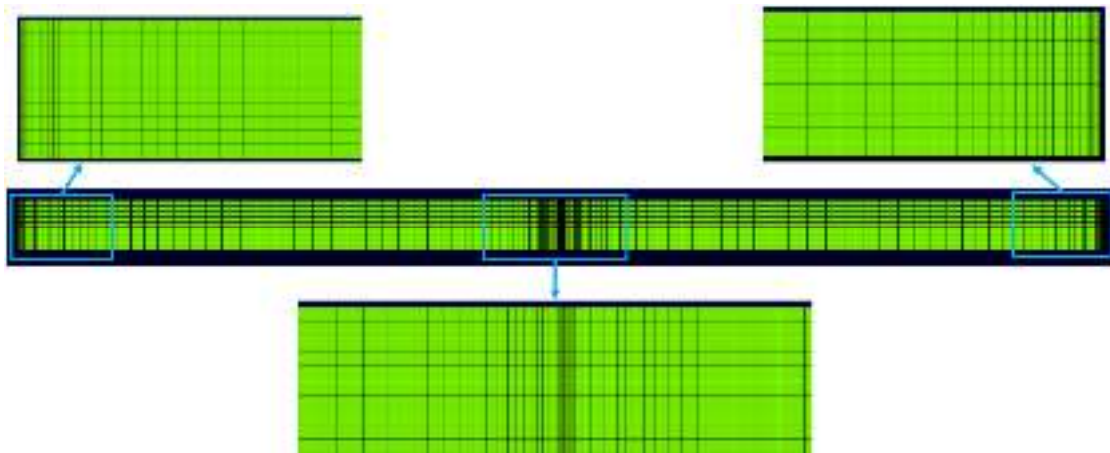


Figure 4- The grid topology of the three-dimensional case at the inlet
 شکل ۴- شبکه‌بندی انجام‌شده در ورودی در حالت سه‌بعدی

در این تحقیق، یک بخش از مسئله به صورت دوبعدی تحلیل شده است. نکته مهم در مورد شبیه‌سازی دوبعدی چگونگی تبدیل هندسه سه‌بعدی به دوبعدی است. در هندسه دوبعدی، فرض بر این شده است که به جای وجود پانزده سوراخ، نواری مستطیل شکل به عمق کانال وجود دارد. ارتفاع این نوار به گونه‌ای تعیین شده است که دبی جرمی آن با حالت سه‌بعدی برابر باشد. برای این منظور، باید مساحت این مستطیل با مساحت ۱۵ سوراخ موجود در حالت سه‌بعدی برابر باشد. به منظور شبکه‌بندی موتور، از یک شبکه‌بندی با سازمان، که ۱۴۵۲۵۰ سلول دارد، استفاده شده است. چگونگی آرایش سلول‌ها در نزدیک دیوارها همانند حالت سه‌بعدی است.

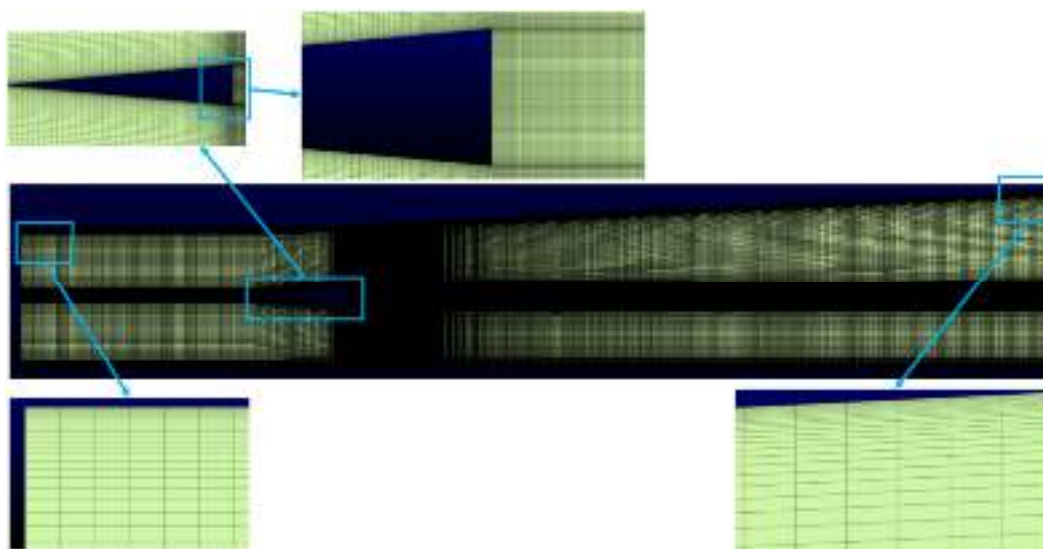


Figure 5- The grid topology of the three-dimensional case at the side face
 شکل ۵- شبکه‌بندی انجام‌شده در سطح کناری در حالت سه‌بعدی

شبیه‌سازی در حالت احتراقی به صورت سه‌بعدی

برای اعتبارسنجی مسئله در حالت احتراقی، نمودارهای دما در سطح مقطع‌های مختلف موجود است [۲۱]. نتایج حاصل از اعتبارسنجی برای سطح مقطع‌های مشخص‌شده در شکل ۶ به‌نمایش درآمده‌اند. x فاصله یک سطح مقطع دلخواه تا ورودی اسکرم‌جت است. در این شکل، محور افقی (Y) مشخص‌کننده فاصله یک نقطه دلخواه تا محور تقارن استرات است. درصد خطا برای دما در $x = 120 \text{ mm}$ و $x = 199 \text{ mm}$ به ترتیب برابر با 6% و 3.5% است. بدین ترتیب، نزدیکی قابل‌قبولی میان نتایج آزمایشگاهی و شبیه‌سازی وجود دارد.

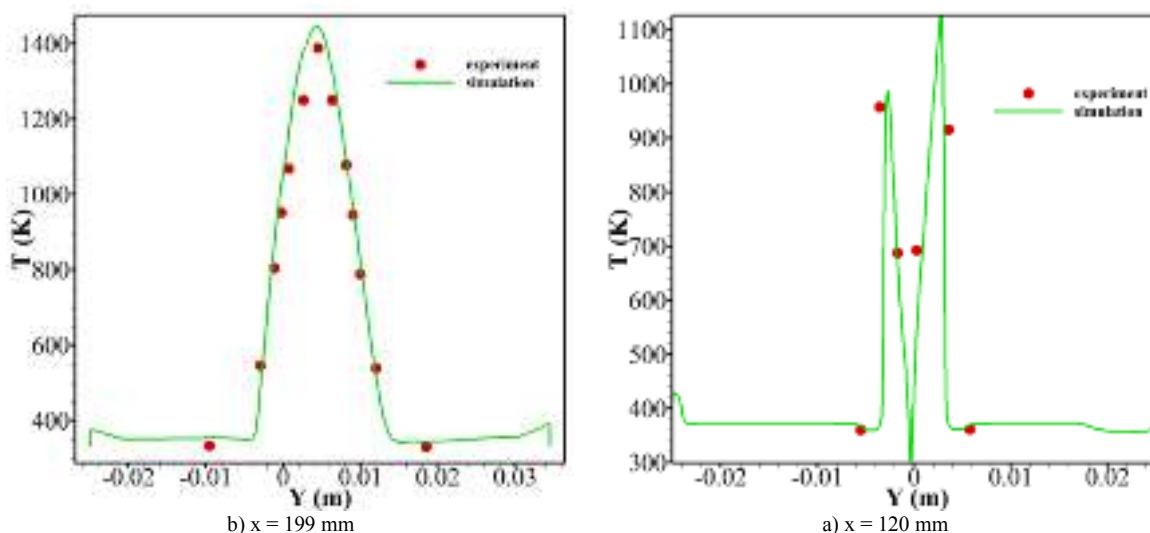
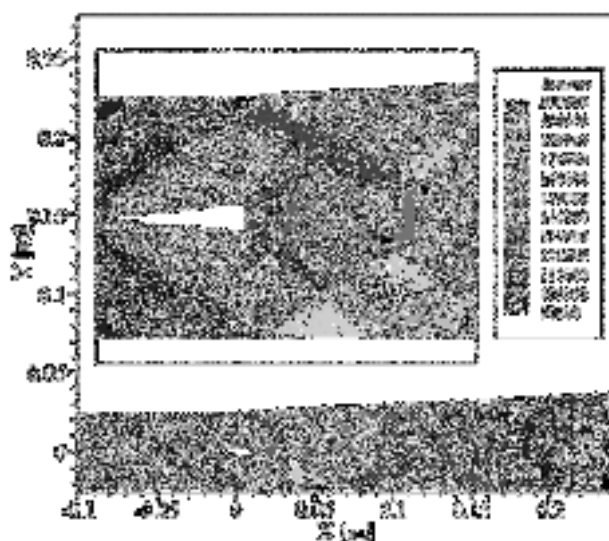
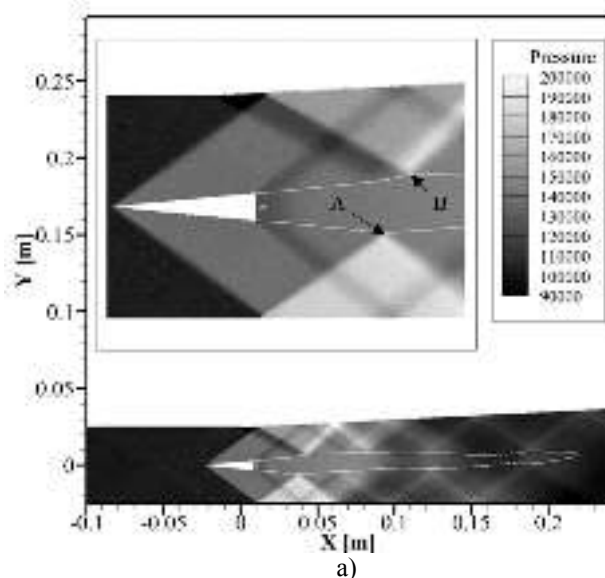


Figure 6- The comparison between the simulation results and experimental data for temperature in different cross sections
 شکل ۶- مقایسه نتایج شبیه‌سازی با داده‌های آزمایشگاهی برای دما در سطح مقطع‌های مختلف

شبیه‌سازی سه‌بعدی با در نظر گرفتن یک واکنش انجام شده است. به همین دلیل هم برای شبیه‌سازی اثر آشفستگی بر روی احتراق از مدل نرخ محدود/میرایی گردابه‌ها استفاده شده است. درباره این مدل در بخش معادلات توضیح داده شده است. برای شبیه‌سازی مسئله در این حالت از رایانه‌ای با ۱۶ گیگ رم و سی‌پی‌یو Core i7-7700k استفاده شده است. مدت‌زمان لازم برای حل یک شبیه‌سازی سه‌بعدی تا زمان رسیدن به حالت پایدار نزدیک به ۷۵ روز است. در شبیه‌سازی سه‌بعدی، اثر تزریق-کننده‌های مجاور بر روی جریان نیز در نظر گرفته شده‌اند. تزریق‌کننده با ابعاد واقعی مدل می‌شود. همچنین، اختلاط سه‌بعدی سوخت با جریان هوا در نظر گرفته می‌شود [۱۳]. با وجود اینکه این حل سه‌بعدی جواب‌های خوبی در تحقیقات مختلف [۴۳، ۲۱، ۱۵، ۱۴] داده است، ولی اثرات دیواره‌های کناری، مثل شوک ایجاد شده ناشی از جدایش جریان از دیواره‌های کناری، را در نظر نمی‌گیرد. با توجه به این که برای شبیه‌سازی سه‌بعدی کل میدان، شامل دیواره‌های کناری، شبکه‌بندی ایجاد شده حداقل باید ۱۵ برابر شود، چنین شبیه‌سازی از نظر هزینه محاسباتی به‌صرفه نمی‌تواند باشد.

در شکل ۷، کانتور فشار برای حالت‌های دوبعدی و سه‌بعدی با یکدیگر مقایسه شده‌اند. همانطور که در شکل مشخص است، کانتور فشار مربوط به حل‌های دوبعدی و سه‌بعدی مشابه یکدیگرند. این شباهت در نزدیکی استرات بیشتر مشخص است.

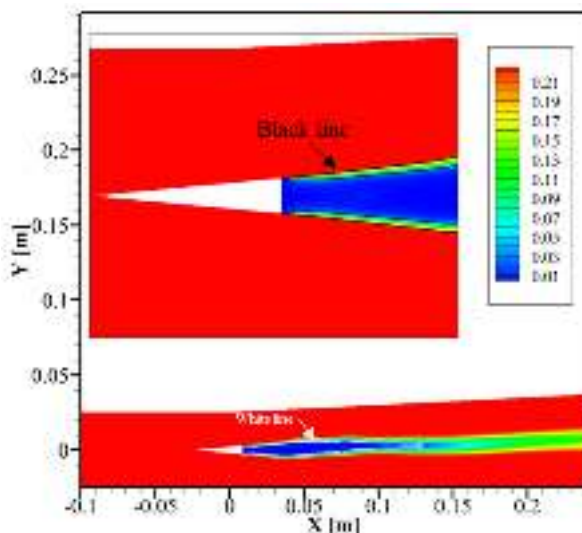


b)

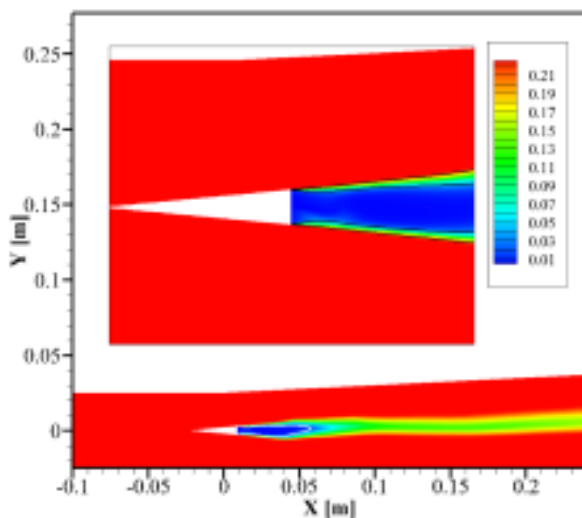
Figure 7- The comparison of pressure contour of a) two-dimensional case with b) three-dimensional case

شکل ۷- مقایسه نتایج الف) حالت سه‌بعدی با ب) حالت دوبعدی برای کانتور فشار

برای مثال، شوک‌های مایل بعد از بازتاب از دیوار در دو نقطه A و B، که در شکل مشخص شده‌اند، به جت برخورد می‌کنند. فاصله نقطه A و B تا استرات برای حالت سه‌بعدی به ترتیب برابر با ۲۹ و ۳۴ میلی‌متر و برای حالت دوبعدی به ترتیب برابر با ۳۰ و ۳۶ میلی‌متر است. این موضوع نشان می‌دهد که شکل‌گیری امواج در نواحی پشت استرات در هر دو حل مشابه است. تفاوت اصلی مربوط به موج‌هایی است که در انتهای نازل شکل گرفته‌اند. دلیل این تفاوت مربوط به این است که ناحیه فروصوت، که با خط سفید در شکل مشخص شده است، در حالت سه‌بعدی تا ۲۱۰ میلی‌متر بعد از استرات ادامه پیدا می‌کند، در حالی که این فاصله برای حالت دوبعدی ۱۴۱ میلی‌متر است. همان‌طور که پیشتر گفته شد، جت فروصوت اجازه عبور امواج از خود را می‌دهد، در حالی که جت فراصوت امواج را بازتاب می‌دهد. دلیل این اختلاف مربوط به چگونگی پاشش سوخت در حالت دوبعدی و سه‌بعدی است که باعث می‌شود در حالت سه‌بعدی شعله تا عمق بیشتری نفوذ کند؛ در نتیجه ناحیه فروصوت تا فاصله بیشتری ادامه پیدا می‌کند. برای درک بهتر نفوذ شعله در حالت دوبعدی و سه‌بعدی، کانتورهای نسبت جرمی اکسیژن در شکل ۸ رسم شده‌اند.



a)



b)

Figure 8- The comparison of oxygen mass fraction contour of a) two-dimensional case with b) three-dimensional case

شکل ۸- مقایسه نتایج الف) حالت سه بعدی با ب) حالت دوبعدی برای کانتور کسر جرمی اکسیژن

مناطق کمی دارند معرف مناطقی اند که دما و بخار آب موجود در آنها بالاست. مناطقی که کسر جرمی اکسیژن شان ۰/۰۲ است، در شکل، بدون بزرگنمایی با خط سفیدرنگ نشان داده شده اند. قسمت‌هایی از کانتور، که در داخل این خط سفیدرنگ قرار دارند، معرف نواحی اند که مقدار اکسیژن آنها از ۰/۰۲ کمتر است. با توجه به شکل، برای حالت سه بعدی، این نواحی تا فاصله ۱۳۰ میلی متری از پشت استرات ادامه پیدا می کنند، در حالی که در حالت دوبعدی این فاصله برابر ۵۸ میلی متر است. این تفاوت بیانگر این است که شعله در حالت سه بعدی نفوذ بیشتری داشته است. نفوذ بیشتر شعله منجر به ایجاد نواحی دما بالای بیشتر و در نتیجه پایین آمدن عدد ماخ و دیرتر شدن ناحیه فروصوت به مافوق صوت شده است. در شکل ۱۶، نواحی که کسر جرمی اکسیژن شان بین ۰/۰۴ تا ۰/۲۱ است با خط سیاه در شکل بزرگنمایی شده مشخص شده اند. این نواحی چگونگی نفوذ اکسیژن در پشت استرات در لایه برشی را نشان می دهند. بررسی این موضوع از این نظر حائز اهمیت است که شبیه سازی‌های عددی نشان می دهند که احتراق از لایه برشی شروع می شود [۱۶، ۱۵]. با توجه به شکل، می توان نتیجه گرفت که نحوه نفوذ اکسیژن در این لایه برای حالت دوبعدی و سه بعدی مشابه یکدیگر است.

برای بررسی دقیق تر نفوذ اکسیژن در لایه برشی، می توان این پدیده را به صورت عددی بررسی کرد. در شکل ۹، خطوط سیاه رنگ مشخص کننده مناطقی اند که کسر جرمی اکسیژن در آنها بین ۰/۰۴ تا ۰/۲۱ است. خط چین‌های قرمز رنگ نشان دهنده مناطقی اند که نرخ واکنش در آنها بالاست. همان طور که مشخص است، نواحی که کسر جرمی اکسیژن در آنها بین ۰/۰۴ تا ۰/۲۱ است هم پوشانی قابل توجهی با نواحی دارای نرخ واکنش بالا دارند. همان طور که در شکل مشخص است، دو ناحیه واکنشی در اطراف استرات شکل می گیرد: یکی در بالای استرات و دیگری در پایین آن. با توجه به شکل، نواحی که دارای نرخ واکنش بالاینند در ناحیه بالایی تا فاصله ۲۴ میلی متری از استرات و در ناحیه پایینی تا ۲۷ میلی متری از استرات ادامه دارند. به همین دلیل هم، نفوذ اکسیژن تا فاصله‌های گفته شده بررسی می شود. خطوط خط چین سیاه رنگ مشخص کننده سطح مقطع-هایی اند که نفوذ اکسیژن در آنها بررسی شده است. X بیانگر فاصله این سطح مقطع‌ها تا استرات است. L نیز بیانگر مقدار نفوذ اکسیژن در ناحیه واکنشی است.

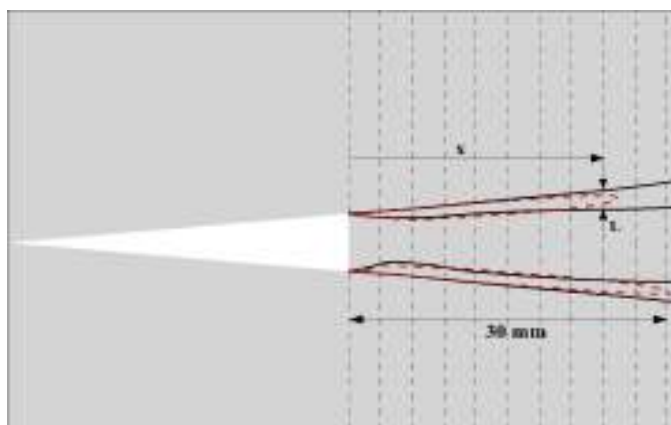


Figure 9- The comparison of the regions with high reaction rate with the regions with high oxygen concentration

شکل ۹- مقایسه نواحی با نرخ واکنش بالا با نواحی دارای تجمع اکسیژن بالا

در شکل ۱۰، مقدار نفوذ اکسیژن در ناحیه واکنشی (پشت استرات) برای حالت دوبعدی و سه بعدی نشان داده شده است. با توجه به نمودار، می‌توان به این نتیجه رسید که مقدار نفوذ در لایه بالایی و پایینی برای حالت سه بعدی مشابه یکدیگر است، در حالی که در حالت دوبعدی در ابتدا مقدار نفوذ در ناحیه بالایی و پایینی یکسان است، اما با فاصله گرفتن از استرات نفوذ در ناحیه بالایی بیشتر می‌شود. به طور کلی مقدار نفوذ اکسیژن در لایه برشی در حالت دوبعدی بیشتر از سه بعدی است.

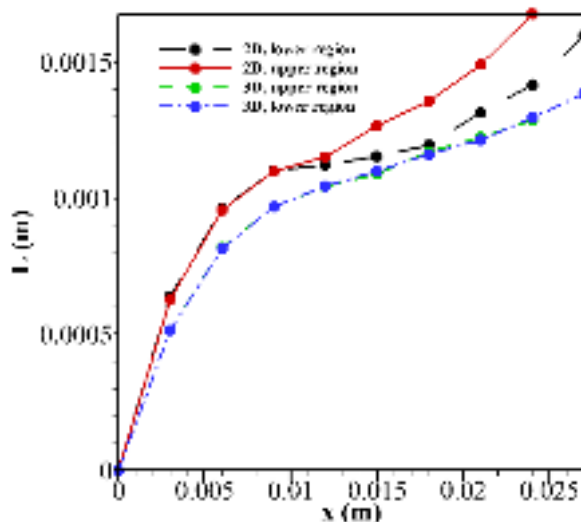


Figure 10- The comparison of oxygen penetration into the regions with high reaction rate for two-dimensional and three-dimensional cases

شکل ۱۰- مقایسه میزان نفوذ اکسیژن در نواحی با نرخ واکنش بالا در حالت دوبعدی و سه بعدی

تفاوت حل سه بعدی و دوبعدی به صورت خلاصه در جدول ۴ آمده است.

جدول ۴- مقایسه نتایج حاصل از حل سه بعدی با دوبعدی

Table 4- The comparison between two-dimensional and three-dimensional results

	Three-dimensional	Two-dimensional	Different percentage with respect to the two-dimensional results
The number of cells	1613500	145250	1010%
Required time for solving (day)	75	5	1400%
Average pressure at the nozzle outlet (Pa)	99566	99038	0.5%
Average velocity at the nozzle outlet (m/s)	726.76	735.44	1.2%
Thrust (N)	56.7	57.2	0.9%
Average temperature at the nozzle outlet (Pa)	413.93	408.84	1.2%
Combustion efficiency (%)	65.1	64.2	1.4%
The maximum value of y^+	38.24	37.54	1.9%
The minimum value of density (kg/m^3)	0.0907	0.106	14.4%
The maximum penetration of the subsonic region (mm)	210	141	48.9%
The maximum penetration of flame (the regions whose oxygen mass fraction is lower than 0.02, mm)	130	58	124%

همان طور که در این جدول مشخص است، تعداد سلول‌ها در حل سه بعدی ۱۴۶۸۲۵۰ بیشتر از حل دوبعدی است و زمان لازم برای حل آن ۷۰ روز بیشتر است. برای بررسی عملکرد موتور اسکرم‌جت می‌توان از دو پارامتر نیروی جلوبرنده و بازده احتراق استفاده کرد. نیروی جلوبرنده تولیدشده به وسیله موتور به کمک معادله زیر به دست می‌آید.

$$F = \dot{m}_{air}\{(1 + f)u_{exit} - u_{inlet}\} + A_{out}(P_{out} - P_{amb}) \quad (19)$$

که در آن، f نسبت جرمی سوخت به هوا، P_{out} فشار متوسط در خروجی نازل، P_{amb} فشار محیط، u_{exit} سرعت متوسط در خروجی، u_{inlet} سرعت متوسط در ورودی و A_{out} مساحت سطح مقطع در خروجی نازل است.

بازده احتراق نشان می‌دهد که سوخت و هوا تا چه اندازه مؤثر با یکدیگر مخلوط می‌شوند و با معادله زیر محاسبه می‌شود.

$$\eta_{com} = \frac{T_{0,exit} - T_{0,inlet}}{T_{0,max} - T_{0,inlet}} \quad (۲۰)$$

که در آن، $T_{0,inlet}$ دمای متوسط ورودی هوا، $T_{0,exit}$ دمای متوسط در خروجی نازل و $T_{0,max}$ بیشترین دمایی است که در خروجی موتور به آن می‌توان رسید. برای رسیدن به چنین دمایی، باید فرض شود که تمام حرارت ناشی از احتراق سوخت تزریق شده صرف گرم کردن جریان هوا می‌شود.

با توجه به معادلات (۱۹) و (۲۰)، مقدار نیروی جلوبرنده وابسته به فشار و سرعت متوسط در خروجی نازل و مقدار بازده احتراق وابسته به دمای متوسط در خروجی نازل است. با توجه به نتایج جدول ۴، فشار، دما و سرعت متوسط در خروجی نازل در حل سه‌بعدی نزدیک به حل دوبعدی است و همین موضوع باعث شده است تا مقدار نیروی جلوبرنده و بازده احتراق در حل سه‌بعدی به ترتیب تنها ۰/۹٪ کمتر و ۱/۲٪ بیشتر از حالت دوبعدی باشد. این موضوع نشان می‌دهد که علی‌رغم تفاوت قابل توجه در زمان حل، عملکرد کلی موتور اسکرم‌جت در حالت دوبعدی مشابه با حالت سه‌بعدی است. تفاوت در مقدار γ^+ برابر ۱/۹٪ است. این موضوع نشان می‌دهد که دقت شبکه‌بندی و ساختار جریان در نزدیک دیوارها در حالت دوبعدی و سه‌بعدی مشابه یکدیگر است. در حل سه‌بعدی، چگالی کمینه ۱۴/۴ درصد کمتر از حالت دوبعدی است. دلیل این تفاوت نفوذ بیشتر شعله در حالت سه‌بعدی است. حداکثر نفوذ شعله (نواحی با کسر جرمی اکسیژن کمتر از ۰/۰۲) در حالت سه‌بعدی ۱۲۴٪ درصد بیشتر از حالت دوبعدی است. دلیل این اختلاف مربوط به تفاوت در نحوه پاشش سوخت در این دو حالت است. نفوذ بیشتر شعله باعث به‌وجود آمدن مناطق دمابالای بیشتری در پشت استرات می‌شود. به همین خاطر هم ناحیه فروصوت در حالت سه‌بعدی ۴۸/۹٪ بلندتر از حالت دوبعدی است.

شبیه‌سازی سه‌بعدی فرصت خوبی را ایجاد می‌کند تا چگونگی توزیع گردابه‌ها^۱ را مشاهده کرد. گردابه‌ها معمولاً به نواحی از جریان گفته می‌شوند که در آن‌ها مقدار چرخش^۲ زیاد است. حدهای مختلفی برای مشخص کردن گردابه‌ها مشخص شدند. یکی از معروف‌ترین این حدود، حد کیو^۳ است و به صورت زیر تعیین می‌شود:

$$Q = \frac{1}{2}(|\Omega|^2 - |S|^2) > 0 \quad (۲۱)$$

که در آن Ω چرخش است و با معادله زیر محاسبه می‌شود:

$$\Omega = \frac{1}{2}(\nabla U - (\nabla U)^T) > 0 \quad (۲۲)$$

همچنین، S مشخص‌کننده نرخ تنش است و با کمک معادله زیر محاسبه می‌شود:

$$S = \frac{1}{2}(\nabla U + (\nabla U)^T) > 0 \quad (۲۳)$$

بدین ترتیب نواحی از فضا دارای گردابه‌اند که مقدار Q در آن‌ها بزرگ‌تر از صفر است. به طبع در نواحی که مقدار این کمیت بزرگ‌تر باشد، شدت گردابه‌ها نیز بیشتر است.

در شکل ۱۱، صفحه‌های هم‌تراز^۴ Q^c به‌ازای بزرگی چرخش کشیده شده‌اند. کانتور فشار نیز در این شکل مشخص است. با توجه به شکل، مشخص می‌شود که در پشت استرات گردابه‌های اصلی تشکیل می‌شوند. این گردابه‌ها با فاصله‌گرفتن از استرات از بین می‌روند. با دقت در شکل می‌توان متوجه شد که در نواحی که موج به جریان جت برخورد کرده است گردابه‌هایی شکل

1. Vortex
2. Vorticity
3. Q-criterion
4. Iso-surface

گرفته‌اند (گردابه‌های A و B). بزرگی و شدت این گردابه‌ها در مکانی که موج برای اولین بار به جریان جت برخورد کرده است (گردابه‌های A) بیشتر از مکانی است که موج بازتاب داده شده مجدداً به جت اصلی برخورد کرده است (گردابه‌های B). این موضوع، با توجه به اینکه بعد از هر بار بازتاب داده شدن شدت موج کمتر می‌شود، امری طبیعی است. همچنین، بعد از موج دوم، شدت موج‌های برخوردی به اندازه‌ای کم می‌شود که بر اثر برخورد موج به جت، گردابه‌ای در آن تشکیل نمی‌شود. این شکل نشان می‌دهد که بر اثر برخورد موج به جت هیدروژن، اختلاط بین سوخت و هوا، به دلیل شکل‌گیری این گردابه‌ها، بهبود می‌یابد. گردابه‌هایی نیز در نزدیک دیوارها شکل گرفته‌اند. دیوار بالایی، به دلیل واگرا شدن، فن پرانتل-میر ایجاد می‌کند و این فن گردابه C را که در شکل مشخص شده است، پدید می‌آورد. سایر گردابه‌هایی که در نزدیک دیوار ایجاد شدند نتیجه برخورد موج‌ها به سطح دیوارند.

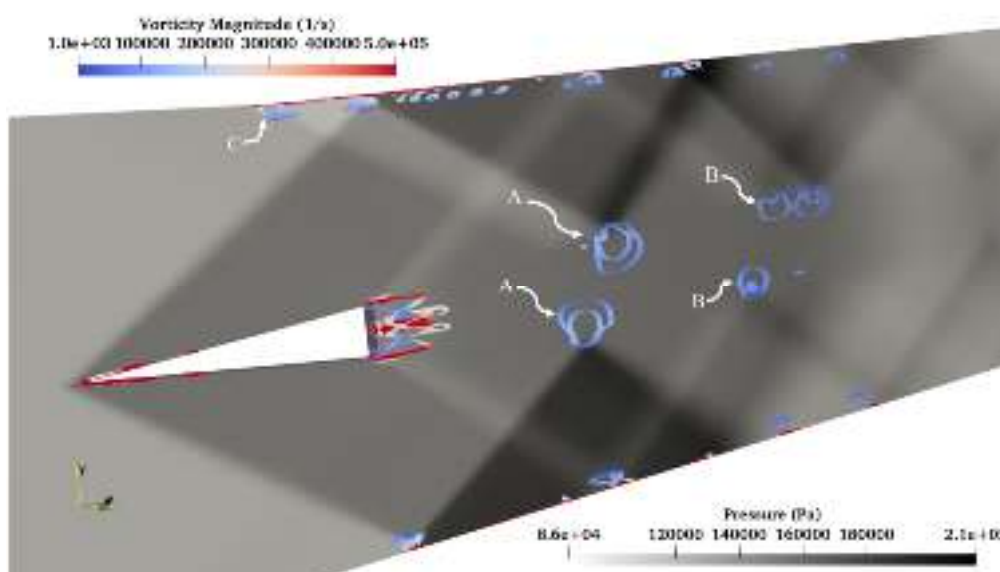


Figure 11- vortexes observed in the domain with the help of Q-criterion

شکل ۱۱- بررسی گردابه‌های شکل گرفته در جریان به کمک حد کیو

در شکل ۱۲، گردابه‌ها در اطراف استرات مشخص شده‌اند. گردابه‌هایی که در شکل با حرف D مشخص شده‌اند بر اثر شکل‌گیری فن‌های پرانتل-میر ایجاد شده‌اند.

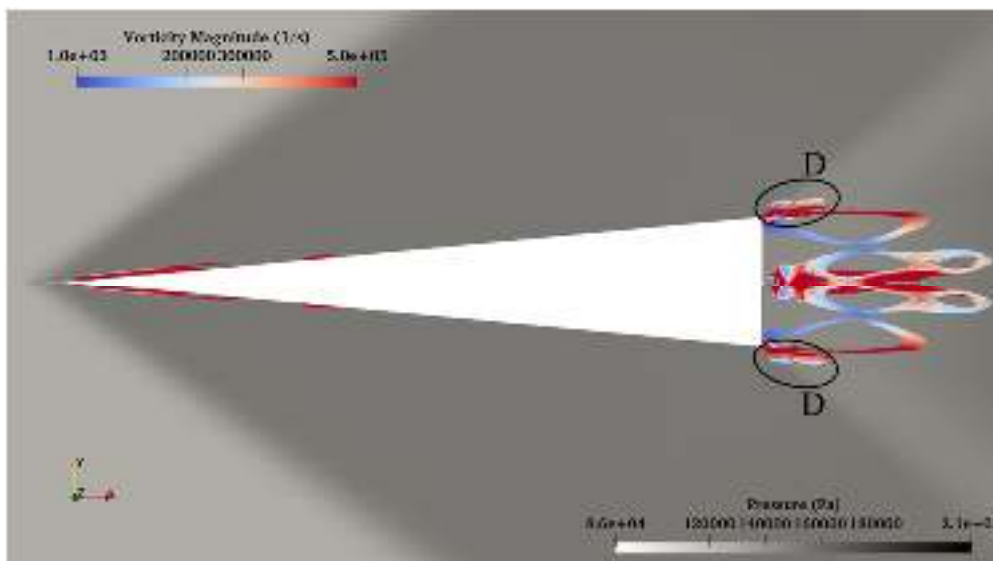


Figure 12- vortices observed near the strut with the help of Q-criterion

شکل ۱۲- بررسی گردابه‌های شکل گرفته در نزدیک استرات به کمک حد کیو

شبیه‌سازی در حالت احتراقی با مدل چند واکنشی

در این بخش مسئله به صورت دوبعدی و با مدل چندواکنشی شبیه‌سازی شده است. برای در نظر گرفتن اثر آشفستگی بر روی احتراق، از مدل مفهوم میرایی گردابه‌ها استفاده شده است. در مورد این مدل در بخش معادلات توضیح داده شده است. مکانیزم در نظر گرفته شده شامل ۹ گونه و ۱۹ واکنش است [۴۴]. برای حل مسئله از کامپیوتری با سی پی یو Core i7-7700k و رم ۱۶ گیگ استفاده شده است. مدت زمان لازم برای شبیه‌سازی حدود ۶۰ روز است. در شکل ۱۳، کانتور دما برای حالت تک‌واکنشی و چندواکنشی مشخص شده است. با توجه به کانتور دما، می‌توان فهمید که در حالت چندواکنشی شعله وارد ناحیه‌ای که در آن سوخت و هوا با هم مخلوط می‌شوند (این ناحیه با حرف A مشخص شده است)، نمی‌شود و تنها بعد از این ناحیه است که شعله شروع به شکل گرفتن می‌کند. این موضوع بر خلاف نتایج آزمایشگاهی است که در آن شعله به ناحیه اختلاط نیز نفوذ کرده است [۱۲]. پوتوری و ادواردز [۴۵]، که از واکنش‌های مشابهی برای شبیه‌سازی مسئله استفاده کرده بودند، نیز به نتایج یکسانی در مورد توزیع دما در اسکرم‌جت رسیدند. دلیل این تفاوت می‌تواند به دلیل استفاده از مدل‌های متفاوت به منظور شبیه‌سازی احتراق باشد. با وجود این، مکانیزم چندواکنشی قادر است که مقدار بیشینه دما را به درستی محاسبه کند (۲۰۰۰ کلوین)، در صورتی که این دما برای حالت‌های دیگر در حد ۲۴۰۰ کلوین است.

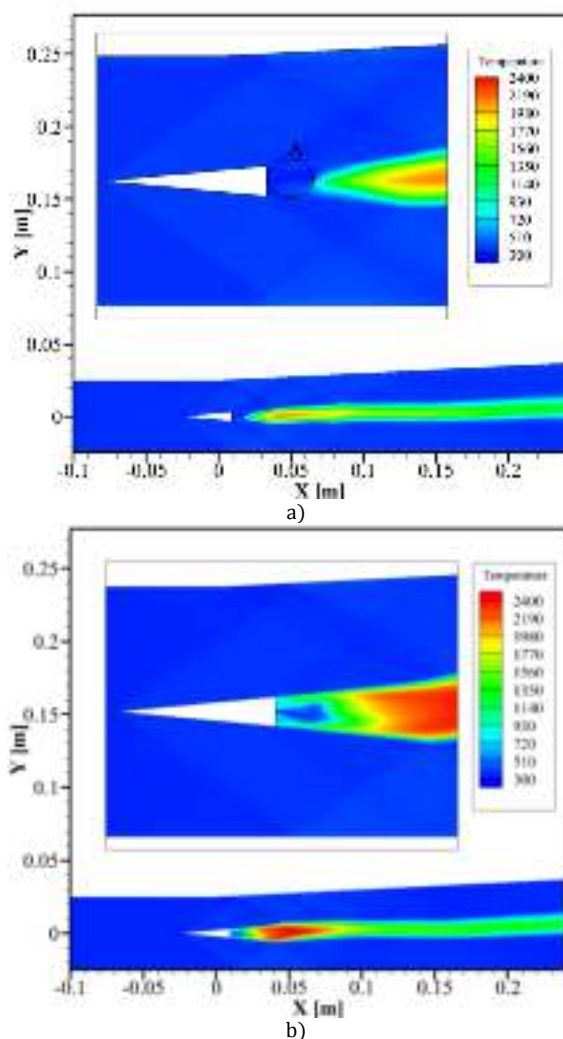


Figure 13- The comparison of temperature contour of a) one-reaction case with b) multi-reaction case

شکل ۱۳- مقایسه نتایج الف) چندواکنشی با ب) تکواکنشی برای کانتور دما

در شکل ۱۴، کانتور چگالی برای حالت دوبعدی تکواکنشی و چندواکنشی نشان داده شده است. با توجه به کانتور چگالی، می‌توان فهمید که در حالت چندواکنشی فن‌های پراتل-میری که در انتهای استرات شکل گرفته‌اند (با حرف A در شکل مشخص شده‌اند) قدرت بیشتری نسبت به حالت تکواکنشی دارند. همچنین، در حالت واکنشی، لایه برشی با شدت کمتری گسترش پیدا کرده است. دلیل این تفاوت عدم نفوذ شعله به ناحیه پشت استرات است. با نفوذ شعله به این ناحیه، فشار پشت استرات بیشتر می‌شود و در اثر افزایش فشار، شدت فن‌های پراتل-میر کمتر و گسترش لایه برشی سریع‌تر رخ می‌دهد. شکل ۱۵ کانتور عدد ماخ را برای حالت دوبعدی تکواکنشی و چندواکنشی نشان می‌دهد.

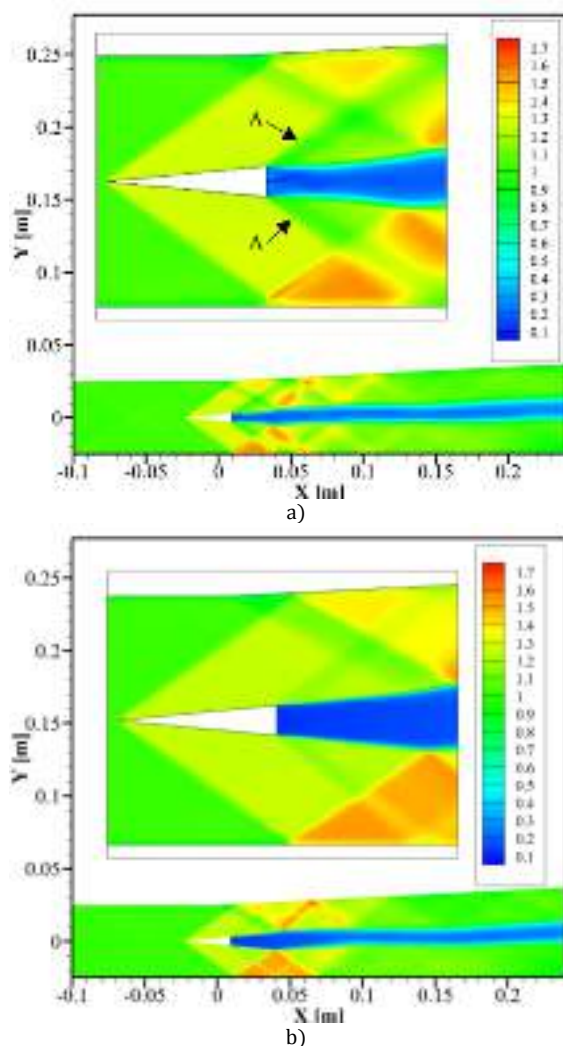


Figure 14- The comparison density contour of a) one-reaction case with b) multi-reaction case
 شکل ۱۴- مقایسه نتایج الف) چندواکنشی با ب) تکواکنشی برای کانتور چگالی

نواحی فروصوت در شبیه‌سازی چندواکنشی تا ۱۶۶ میلی‌متری استرات ادامه دارند، در حالی که در حل تکواکنشی ناحیه فروصوت تا ۱۴۱ میلی‌متری استرات امتداد یافته است. همان‌طور که گفته شد، به دلیل عدم نفوذ شعله به پشت استرات، فن‌های پرانتل-میر در حالت چندواکنشی قوی‌ترند. در نتیجه، بازتاب این فن‌ها از دیوارها (با حرف A مشخص شده‌اند) نیز قدرت بیشتری دارد. این فن‌های بازتابی، در حالت چندواکنشی، در جریان جت اغتشاشات بیشتری ایجاد می‌کنند و همین موضوع باعث می‌شود که ناحیه فروصوت بیشتر ادامه پیدا کند. تفاوت شبیه‌سازی تکواکنشی و چندواکنشی به صورت خلاصه در جدول ۵ آمده است.

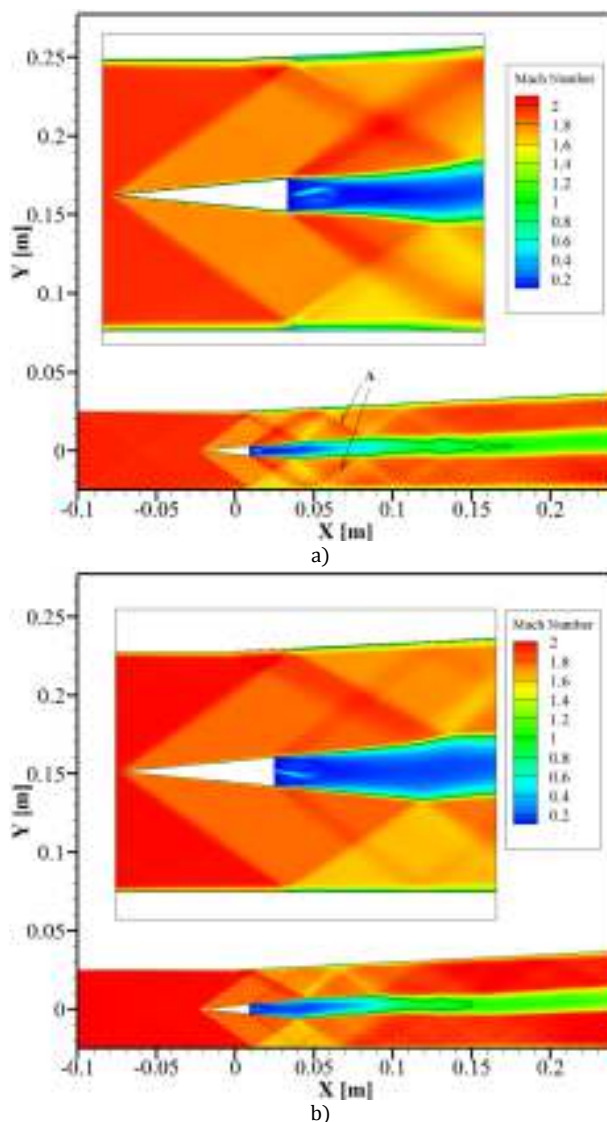


Figure 15- The comparison of Mach number contour of a) one-reaction case with b) multi-reaction case
 شکل ۱۵- مقایسه نتایج الف) چندواکنشی با ب) تکواکنشی برای کانتور عدد ماخ

جدول ۵- مقایسه نتایج حاصل از حل تکواکنشی با چندواکنشی

Table 5- The comparison between one-reaction and multi-reaction results

	Multiple-reaction	One-reaction	Different percentage with respect to the one-reaction results
The number of cells	145250	145250	0%
Required time for solving (day)	60	5	1100%
Average pressure at the nozzle outlet (Pa)	99734	99038	0.7%
Average velocity at the nozzle outlet (m/s)	720.29	735.44	2%
Thrust (N)	56.4	57.2	1.4%
Average temperature at the nozzle outlet (Pa)	424.96	408.84	3.9%
Combustion efficiency (%)	67	64.2	4.4%
The maximum value of y^+	38.24	37.54	1.9%
The minimum value of density (kg/m^3)	0.118	0.106	10.2%
The maximum penetration of subsonic region (mm)	166	141	17.7%

نتایج نشان می‌دهند که علی‌رغم اینکه هر دو شبیه‌سازی تعداد سلول مشابهی دارند، اما زمان حل لازم برای حالت چندواکنشی ۵۵ روز بیشتر است. فشار و سرعت متوسط در خروجی نازل در حالت چندواکنشی، که تعیین‌کننده مقدار نیروی

جلوبرنده ایجاد شده‌اند، به ترتیب ۰/۷٪ و ۰/۲٪ با حالت تک‌واکنشی فرق دارند. دمای متوسط در خروجی نازل در حالت چندواکنشی، که تعیین کننده بازده احتراق است، ۳/۹٪ با حالت تک‌واکنشی فرق دارد. با توجه به اینکه حل چندواکنشی دمای بیشینه را کمتر و نزدیک‌تر به واقعیت پیش‌بینی می‌کند، مقدار کمینه چگالی در این حالت ۱۰/۲٪ بیشتر از حالت تک‌واکنشی است. به علت قوی‌تر بودن شوک‌های پراتل-میر ایجاد شده، ناحیه فروصوت در پشت استرات در حالت چندواکنشی ۱۷/۷٪ بیشتر از حالت تک‌واکنشی است.

یاماشیتا و همکاران [۴۶]، به منظور بررسی ساختار شعله، کمیتی را به نام شاخص شعله تعریف کردند:

$$G_{H_2, O_2} = \nabla Y_{H_2} \cdot \nabla Y_{O_2} \quad (24)$$

که در آن، Y_{H_2} و Y_{O_2} به ترتیب نسبت جرمی اکسیژن (اکسیدکننده) و هیدروژن (سوخت مورد استفاده) هستند. این شاخص کمک می‌کند تا میان شعله پیش‌مخلوط^۲ و شعله نفوذی تفاوت قائل شد. در نواحی که این شاخص مثبت است، شعله به صورت پیش‌مخلوط است. در این شرایط، اکسیدکننده و سوخت در یک راستا حرکت می‌کنند. در نواحی که این شاخص منفی است، شعله به صورت نفوذی است؛ یعنی سوخت و اکسیدکننده در جهت مخالف یکدیگرند. در شکل ۱۶، کانتور شاخص شعله برای حالت چندواکنشی کشیده شده است.

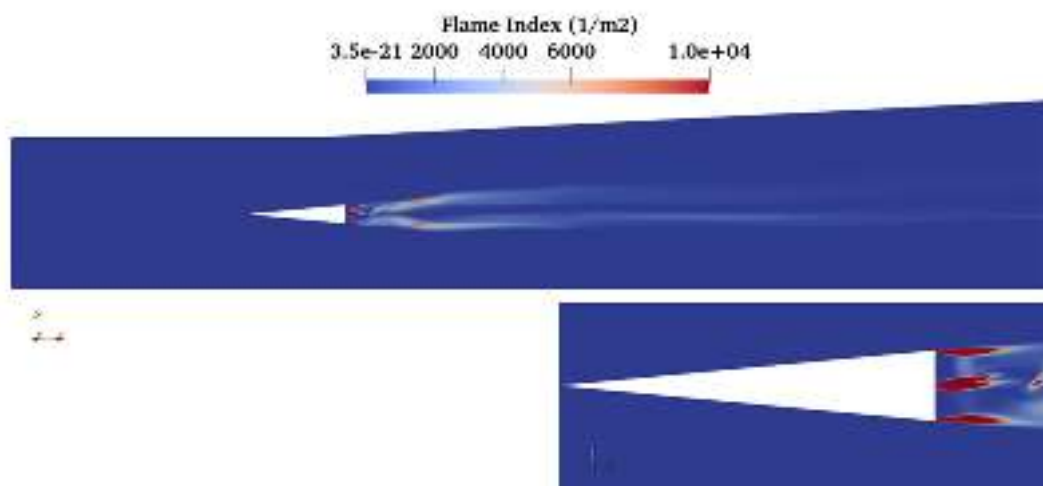


Figure 16- The flame index contour for the multi-reaction case

شکل ۱۶- کانتور شاخص شعله برای حالت چندواکنشی

با توجه به کانتور، مشخص می‌شود که رژیم شعله در تمام اسکرم‌جت به صورت پیش‌مخلوط است. این موضوع با نتایج آزمایشگاهی هم‌سازگاری دارد [۱۲]. با توجه به این شکل، در نواحی پشت استرات نیز مقدار شاخص شعله مثبت است، اما، در شبیه‌سازی، شعله به این نواحی نرسیده است. شاخص شعله برای حالت تک‌واکنشی در شکل ۲۱ آورده شده است. این کانتور نشان می‌دهد که در حالت تک‌واکنشی شعله در لایه برشی شکل گرفته است، اما، در حالت چندواکنشی، شعله بعد از اختلاط سوخت و هوا شکل گرفته است.

1. Flame index
2. Premixed flame
3. Diffusion flame

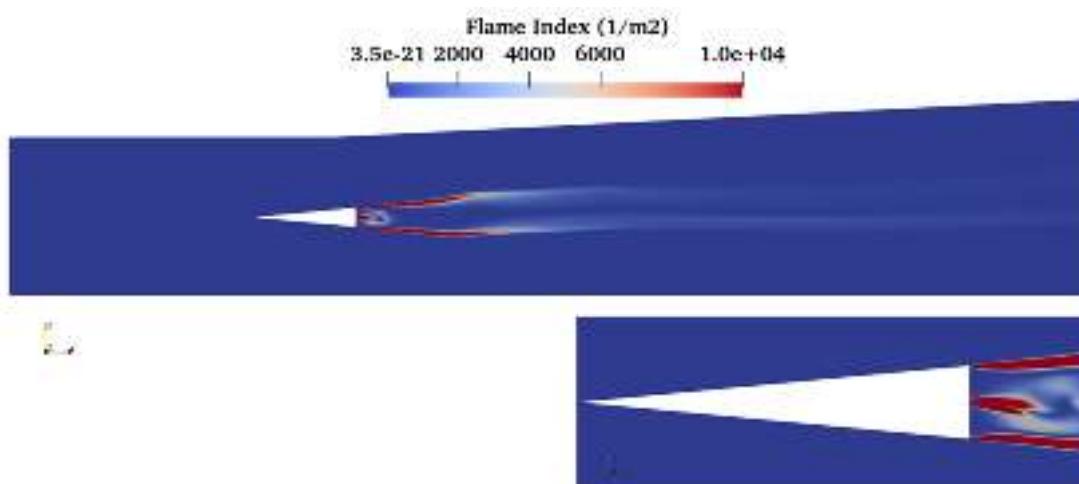


Figure 17- The flame index contour for the one-reaction case
 شکل ۱۷- کانتور شاخص شعله برای حالت تک واکنشی

در شکل ۱۸، کانتور نسبت جرمی برای گونه‌های OH و H_2O_2 آورده شده است. با مقایسه میان شکل ۲۲ و شکل ۲۰ می‌توان به این نتیجه رسید که گاز H_2O_2 در حوالی جبهه شعله شکل می‌گیرد و در نواحی داخلی جبهه شعله، که دما زیاد است، شرایط برای تشکیل گاز OH فراهم می‌شود. به این ترتیب نواحی که دارای گاز H_2O_2 هستند معرف جبهه شعله و نواحی که دارای رادیکال OH هستند معرف نواحی دما بالا هستند.

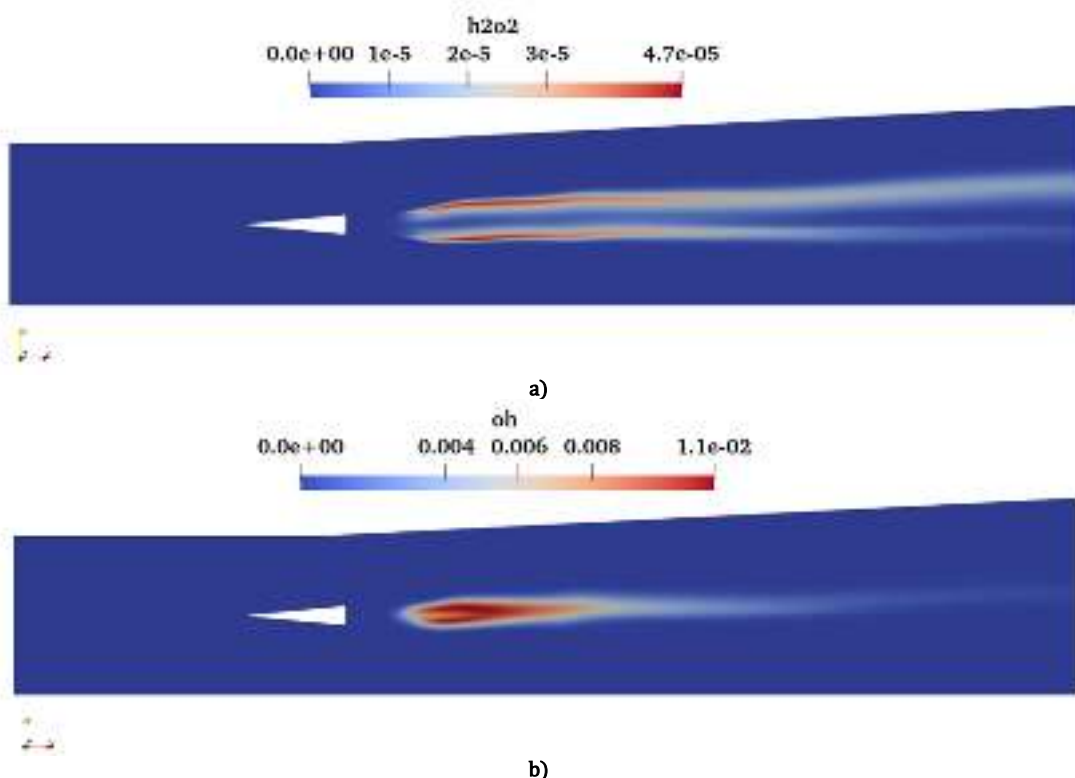


Figure 18- The mass fraction of a) H_2O_2 and b) OH in the multi-reaction case
 شکل ۱۸- کانتور کسر جرمی الف) H_2O_2 و ب) OH در حالت چندواکنشی

نتیجه گیری

در این مقاله، موتور اسکرم جت DLR به کمک نرم افزار فلونت در حالت احتراقی به صورت سه بعدی و با در نظر گرفتن یک واکنش شبیه سازی شد. برای در نظر گرفتن اثر تعداد واکنش ها بر روی نتایج، احتراق هیدروژن با ۱۹ واکنش به صورت دوی بعدی شبیه سازی شد. در ادامه خلاصه ای از مهم ترین نتایج به دست آمده ذکر شده است:

۱. حالت احتراقی، که در آن از مکانیزم ۱۹ واکنشی استفاده شده است، توانایی شبیه سازی شعله در ناحیه پشت استرات را به خوبی ندارد، با وجود این دمای بیشینه را بهتر از سایر شبیه سازی ها محاسبه می کند. نیروی جلوبرنده و بازده احتراق در حالت چندواکنشی به ترتیب ۱/۴٪ و ۴/۴٪ با حالت تک واکنشی فرق دارند.
۲. در شبیه سازی با چند واکنش، به دلیل ایجاد فن های انبساطی قوی تر بر اثر عدم نفوذ شعله به ناحیه پشت استرات و برخورد این فن ها به جریان جت، ناحیه فروصوت تا فاصله ۱۶۶ میلی متر از استرات ادامه می یابد، در حالی که در شبیه سازی تک واکنشی این فاصله برابر با ۱۴۱ میلی متر است.
۳. با توجه به شبیه سازی ۱۹ واکنشی، گاز H_2O_2 در حوالی جبهه شعله شکل می گیرد و در نواحی داخلی جبهه شعله، که دما زیاد است، شرایط برای تشکیل گاز OH فراهم می شود.
۴. نتایج حاصل از حل سه بعدی و دوی بعدی نشان می دهد که این دو حل عملکرد کلی اسکرم جت را نزدیک به یکدیگر پیش بینی می کنند، به طوری که اختلاف میان نیروی جلوبرنده و بازده احتراق به ترتیب ۰/۹٪ و ۱/۴٪ است.
۵. در شبیه سازی سه بعدی، به دلیل نفوذ بیشتر شعله در جریان جت، ناحیه فروصوت تا فاصله ۲۱۰ میلی متر از استرات ادامه پیدا می کند، در حالی که در شبیه سازی دوی بعدی این فاصله برابر با ۱۴۱ میلی متر است.
۶. پشت استرات دو گردابه با جهت چرخش برعکس شکل می گیرند. این دو گردابه باعث اختلاط بین سوخت و هوا می شوند. بر اثر برخورد امواج (شامل شوک های مایل و فن های پرائتل-میر) به جریان جت و دیواره ها، در محل برخورد گردابه ایجاد می شود. موج های بازتابی به خاطر قدرت کمترشان توانایی کمتری در ایجاد گردابه دارند. گردابه هایی که در جریان جت ایجاد شده اند اختلاط سوخت و هوا را بهبود می بخشند.

منابع

1. K. Roberts and D. Wilson, "Analysis and design of a hypersonic scramjet engine with a transition Mach number of 4.00," *47th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, Orlando, Florida, 2009, pp. 1-25.
2. J. Urzay, "Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight," *Annual Review of Fluid Mechanics*, 50, 2018, pp. 593-627.
3. G. Y. Anderson and P. B. Gooderum, "Exploratory tests of two strut fuel injectors for supersonic combustion," NASA Technical note, D-7581, 1974.
4. R. Boyce, S. Gerard and A. Paull, "The HyShot scramjet flight experiment-flight data and CFD calculations compared," *12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, Norfolk, Virginia, 2003, pp. 1-8.
5. R. Boyce, A. Paull, R. Stalker, M. Wendt, N. Chinzei and H. Miyajima, "Comparison of supersonic combustion between impulse and vitiation-heated facilities," *Journal of Propulsion and Power*, 16, No. 4, 2000, pp. 709-717.
6. D. B. Le, C. P. Goynes, R. H. Krauss and J. C. McDaniel, "Experimental study of a dual-mode scramjet isolator," *Journal of Propulsion and Power*, 24, No. 5, 2008, pp. 1050-1057.
7. D. J. Micka and J. F. Driscoll, "Combustion characteristics of a dual-mode scramjet combustor with cavity flameholder," *Proceedings of the combustion institute*, 32, No. 2, 2009, pp. 2397-2404.
8. D. Scherrer, O. Dessornes, M. Ferrier, A. Vincent-Randonnier, Y. Moule and V. Sabel'Nikov, "Research on supersonic combustion and scramjet combustors at ONERA," *Aerospacelab Journal*, No. 11, 2016, pp. 1-20.
9. A. Storch, M. Bynum, J. Liu and M. Gruber, "Combustor operability and performance verification for HIFiRE flight 2," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, San Francisco, California, 2011, pp. 1-13.
10. M. Suraweera, D. Mee and R. Stalker, "Skin friction reduction in hypersonic turbulent flow by boundary layer combustion," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2005, pp. 1-11.

11. Z. Zhong-hua Le Jia-ling, "Parallel Modeling of Three-Dimensional Scramjet Combustor and Comparisons with Experiment's Results," *Theoretical and Applied Mechanics Conference, China Aerodynamics Research & Development Center*, 2002.
12. W. Waidmann, F. Alff, U. Brummund, M. Böhm, W. Clauss and M. Oswald, "Experimental investigation of the combustion process in a supersonic combustion ramjet (SCRAMJET)," *DGLR Jahrbuch Conference, Germany*, 1994, pp. 1-10.
13. M. Oevermann, "Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a SCRAMJET using flamelet modeling," *Aerospace science and technology*, 4, No. 7, 2000, pp. 463-480.
14. S. Menon, F. Genin, and B. Chernyavsky, "Large eddy simulation of scramjet combustion using a subgrid mixing/combustion model," *12th AIAA international space planes and hypersonic systems and technologies*, Virginia, 2003, pp. 1-14.
15. M. Berglund and C. Fureby, "LES of supersonic combustion in a scramjet engine model," *Proceedings of the Combustion Institute*, 31, No. 2, 2007, pp. 2497-2504.
16. W. Huang, Z. Wang, S. Luo and J. Liu, "Parametric effects on the combustion flow field of a typical strut-based scramjet combustor," *Chinese science bulletin*, 56, No. 35, 2011, pp. 3871-3877.
17. G. Choubey and K. Pandey, "Investigation on the effects of operating variables on the performance of two-strut scramjet combustor," *International Journal of Hydrogen Energy*, 41, No. 45, 2016, pp. 20753-20770.
18. O. R. Kummitha, "Numerical analysis of hydrogen fuel scramjet combustor with turbulence development inserts and with different turbulence models," *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, No. 9, 2017, pp. 6360-6368.
19. [O. R. Kummitha, L. Suneetha and K. Pandey, "Numerical analysis of scramjet combustor with innovative strut and fuel injection techniques," *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, No. 15, 2017, pp. 10524-10535.
20. O. R. Kummitha, K. Pandey and R. Gupta, "Numerical analysis of hydrogen fueled scramjet combustor with innovative designs of strut injector," *International Journal of Hydrogen Energy*, 45, No. 25, 2020, pp. 13659-13671.
21. J. Shin and H. G. Sung, "Combustion characteristics of hydrogen and cracked kerosene in a DLR scramjet combustor using hybrid RANS/LES method," *Aerospace Science and Technology*, 80, 2018, pp. 433-444.
22. L. Suneetha, P. Randive and K. Pandey, "Numerical investigation on influence of diamond shaped strut on the performance of a scramjet combustor," *International Journal of Hydrogen Energy*, 44, No. 13, 2019, pp. 6949-6964.
23. C. Li, X. Chen, Y. Li, O. Musa and L. Zhu, "Numerical investigation on the performance of scramjet combustor with a novel strut configuration," *Applied Thermal Engineering*, 159, 2019, p. 113894.
24. M. Zahedzadeh and F. Ami, "The numerical study of the gas flow in a nozzle of scemjet," *presented at the The 16th International Conference of Iran Airspace Associations*, Tehran, 2017. (In Persian)
25. M. Zahedzadeh and F. Ami, "The numerical study of the cross injection in the supersonic combustion chamber of a scramjet engine," *Technology in aerospace engineering*, 2, No. 1, 2017, pp. 1-8. (In Persian)
26. S. Mousavi and S. Tabe Jamat, "The analysis of supersonic combustion chamber simulation of a scramjet engine," *presented at the The 10th Conference of Iran airspace association*, Tehran, 2011. (In Persian)
27. S. Mousavi and S. Tabe Jamat, "The numerical study of a scramjet inlet," *10th conference of Iran airspace association*, Tehran, 2011. (In Persian)
28. C. Cao and T. Ye, "RANS simulation of turbulent non-premixed H₂/air combustion in a scramjet," *Journal of Propulsion Technology*, 36, No. 1, 2015, pp. 89-96.
29. H. Zhang, N. Wang, Z. Wu, W. Han and R. Du, "A new model of regression rate for solid fuel scramjet," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 144, 2019, pp. 1-12.
30. A. Ingenito, "Theoretical investigation of air vitiation effects on hydrogen fuelled scramjet performance," *International Journal of Hydrogen Energy*, 40, No. 6, 2015, pp. 2862-2870.
31. G. Choubey and K. Pandey, "Effect of different strut+ wall injection techniques on the performance of two-strut scramjet combustor," *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, No. 18, 2017, pp. 13259-13275.
32. G. Choubey and K. Pandey, "Effect of different wall injection schemes on the flow-field of hydrogen fuelled strut-based scramjet combustor," *Acta Astronautica*, 145, 2018, pp. 93-104.
33. O. R. Kummitha, K. M. Pandey and R. Gupta, "CFD analysis of a scramjet combustor with cavity based flame holders," *Acta Astronautica*, 144, 2018, pp. 244-253.
34. W. Huang, "Design exploration of three-dimensional transverse jet in a supersonic crossflow based on data mining and multi-objective design optimization approaches," *international journal of hydrogen energy*, 39, No. 8, 2014, pp. 3914-3925.
35. W. Huang, "Effect of jet-to-crossflow pressure ratio arrangement on turbulent mixing in a flowpath with square staged injectors," *Fuel*, 144, 2015, pp. 164-170.
36. W. Huang, W. d. Liu, S. b. Li, Z. x. Xia, J. Liu and Z. g. Wang, "Influences of the turbulence model and the slot width on the transverse slot injection flow field in supersonic flows," *Acta Astronautica*, 73, 2012, pp. 1-9.
37. O. R. Kummitha, K. Pandey and R. Gupta, "Numerical analysis of hydrogen fueled scramjet combustor with innovative designs of strut injector," *International Journal of Hydrogen Energy*, 45, No. 25, 2020, pp. 13659-13671.
38. B. F. Magnussen, "The eddy dissipation concept: A bridge between science and technology," *ECCOMAS thematic conference on computational combustion*, Lisbon, Portugal, 2005, pp. 1-25.
39. A. Miettinen and T. Siikonen, "Application of pressure- and density-based methods for different flow speeds," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. 79, no. 5, 2015, pp. 243-267.

40. G. Choubey and K. Pandey, "Effect of variation of angle of attack on the performance of two-strut scramjet combustor," *international journal of hydrogen energy*, 41, No. 26, 2016, pp. 11455-11470.
41. Y. Bartosiewicz, Z. Aidoun and Y. Mercadier, "Numerical assessment of ejector operation for refrigeration applications based on CFD," *Applied Thermal Engineering*, 26, No. 5, 2006, pp. 604-612.
42. W. Huang, "Investigation on the effect of strut configurations and locations on the combustion performance of a typical scramjet combustor," *Journal of Mechanical Science and Technology*, 29, No. 12, 2015, pp. 5485-5496.
43. J. Shin, K. H. Moon and H.-G. Sung, "Numerical Simulation of Hydrogen Combustion in Model SCRAMJET Combustor Using IDDES Framework," *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Glasgow, Scotland, 2015, pp. 1-12.
44. C. V. Naik and et al., "Detailed chemical kinetic mechanism for surrogates of alternative jet fuels," *Combustion and Flame*, 158, No. 3, 2011, pp. 434-445.
45. A. Potturi and J. Edwards, "LES/RANS simulation of a supersonic combustion experiment," *50th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, Nashville, Tennessee, 2012, pp. 1-20.
46. H. Yamashita, M. Shimada and T. Takeno, "A numerical study on flame stability at the transition point of jet diffusion flames," *Symposium (International) on Combustion*, 26, No. 1, 1996, pp. 27-34.

English Abstract

Three-dimensional modeling of the combustion process of a scramjet by considering multi-stage reaction mechanism

Jamasb Pirkandi^{1*} and Mostafa Mahmoodi²

1- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran, jpirkandi@mut.ac.ir

1- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran, mostafamahmoodi@mut.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2020.04.24, Received in revised form: 2020.07.07, Accepted: 2020.07.29)

In this investigation, the combustion process in DLR scramjet is simulated and studied by considering multi-stage reaction mechanism. This study is conducted both three-dimensionally and two-dimensionally with the help of Fluent. The results indicate that the general performance of the scramjet is nearly the same for both the two-dimensional and three-dimensional cases, that is to say the difference between calculated thrust and combustion efficiency in these two cases are only 0.9% and 1.4%, respectively. To consider the effect of the chemical mechanism on the obtained results, a two-dimensional simulation of the scramjet is done with a detailed chemical mechanism, which includes 19 reactions. The results illustrate that the general performance of the scramjet is nearly the same. More accurately, the difference between thrust and combustion efficiency in the one-reaction and the multi-reaction cases are only 1.4% and 4.4%, respectively. In contrast, the subsonic region behind the strut in three-dimensional case and multi-stage reaction mechanism case are 48.9% and 17.7% longer than the base case, respectively.

Keywords: Supersonic Combustion, Scramjet, Numerical Simulation, Turbulent flow