

بررسی تاثیر تعداد حفره بر بازده احتراقی و ضریب بازیافت فشار سکون در محفظه احتراق مافوق صوت

محمد لاهیجانی^۱ و سبحان امامی کوپائی^{۲*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران، mohammad37@gmail.com
۲- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران، sobhan@pmc.iaun.ac.ir

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۹۸/۰۷/۱۴، دریافت آخرین اصلاحات: ۹۸/۰۹/۱۷، پذیرش: ۹۸/۱۰/۰۷)

چکیده: با توجه به اینکه پایداری شعله در موتورهای اسکرمجت از چالش‌های اساسی پیش‌روی توسعه این‌گونه موتورهاست، در مطالعه حاضر، به بررسی عددی تاثیر حفره در محفظه احتراق مافوق صوت یک اسکرمجت پرداخته شده است. در این شبیه‌سازی دوبعدی، از مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ استاندارد و مدل احتراقی واکنشگاه نیمه‌مخلوط (PaSR) استفاده شده است. جریان هوا به‌صورت مافوق صوت و با عدد ماخ ۲٫۰۵ به محفظه احتراق وارد می‌شود. سوخت هیدروژن نیز در شرایط صوتی و به‌طور متقاطع درون جریان هوا تزریق می‌شود. در این محفظه احتراق، به‌منظور پایداری شعله، از حفره استفاده شده و تاثیر نحوه قرارگیری حفره و تعداد حفره‌ها بر ساختار جریان، بازده احتراقی و ضریب بازیافت فشار سکون مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج حاصل نشان می‌دهد، با افزایش تعداد حفره‌ها از یک تا چهار، بازده احتراقی افزایش یافته، اما ضریب بازیافت فشار سکون کاهش می‌یابد. برای پیکربندی با چهار حفره، بازده احتراقی برابر ۹۸٪ و ضریب بازیافت فشار سکون برابر ۴۶٫۱۳٪ است که نسبت به پیکربندی تک‌حفره تقریباً با افزایش ۲۶٪ بازده احتراقی و کاهش ۱۰٪ ضریب بازیافت فشار سکون همراه است. بهترین عملکرد در پیکربندی‌های مورد مطالعه مربوط به محفظه احتراق با دو حفره موازی و دو پاشنده سوخت است.

کلیدواژگان: احتراق مافوق صوت، اسکرمجت، سوخت هیدروژن، حفره پایدارکننده شعله، بازده احتراقی

مقدمه

هدف از فناوری اسکرمجت غلبه بر ضعف سیستم رمجت در پرواز با سرعت‌های ماوراء صوت است. این موتورهای هوااتنفسی عملکردی شبیه به موتورهای رمجت دارند، با این تفاوت که کاربرد اسکرمجت‌ها برای دستیابی به اعداد ماخ بالاتر از هشت است [۱]. طراحی محفظه احتراق موتور اسکرمجت، به‌گونه‌ای که امکان دستیابی به احتراقی پایدار در سرعت‌های مافوق صوت در داخل محفظه احتراق را فراهم آورد، مهم‌ترین مانع پیش‌روی در توسعه فناوری این نوع سامانه‌های پیش‌ران است. با توجه به این مهم، بخش وسیعی از مطالعات پژوهشی، که در زمینه توسعه پیش‌ران‌های اسکرمجت انجام می‌گیرند، معطوف به مطالعه احتراق مافوق صوت در داخل محفظه احتراق این سامانه‌هاست [۱]. برای یک احتراق پایدار لازم است تا زمان اقامت^۱ سوخت در داخل محفظه احتراق به‌حدی باشد که اختلاط مناسبی بین سوخت و هوا انجام گیرد. در این صورت، علاوه بر پایداری شعله، بازده احتراق نیز افزایش می‌یابد. در احتراق مافوق صوت، عمل احتراق در مدت زمانی کوتاه، حدود یک میلی‌ثانیه، انجام می‌شود [۲]. لذا، به‌دلیل سرعت و اندازه حرکت زیاد جریان هوای عبوری از محفظه احتراق، افزایش زمان مشخصه اقامت

1. Residence time

سوخت از مسائل مهم و اساسی است. بنابراین، استفاده از روشی مناسب به منظور کنترل پایداری احتراق مافوق صوت، بدین معنا که شعله در درون محفظه احتراق نگه داشته شود، گامی ضروری در طراحی محفظه احتراق مافوق صوت با عملکرد مورد نظر به حساب می‌آید.

روش‌های فعال و غیرفعال مختلفی، به منظور پایدارنگه‌داشتن شعله در محفظه احتراق مافوق صوت، توسط محققین مختلف معرفی شده که از موثرترین آن‌ها می‌توان به نگه‌داشتن شعله به وسیله حفره اشاره کرد [۳]. از مزایای حفره می‌توان به ایجاد افت فشار کمتر در محفظه احتراق [۴]، افزایش اختلاط سوخت و اکسیدکننده [۵]، افزایش نرخ احتراق [۶] و کنترل پذیری مناسب در بازه وسیعی از شرایط عملیاتی اشاره کرد. در این رابطه، تاثیر پارامترهای مختلفی نظیر نسبت طول به عمق حفره، زاویه سطح شیب‌دار عقبی حفره، نسبت ارتفاع لبه جلویی به لبه عقبی حفره، هندسه حفره و مکان و فشار پاشش سوخت بر میدان جریان، خصوصیات لایه برشی، میزان اختلاط، زمان اقامت سوخت و بازده احتراقی مورد بررسی قرار گرفته است [۵-۱۰، ۷]. راسموسن و همکاران [۸] عملکرد یک محفظه احتراق مافوق صوت دارای حفره پایدارکننده شعله را بررسی کردند. آن‌ها، با تزریق سوخت از کف حفره، مشاهده کردند یک ناحیه از گازهای داغ در کنار محل تزریق سوخت و نزدیک لبه جلویی حفره ایجاد می‌شود. این ناحیه همچون یک نگه‌دارنده شعله عمل کرده و باعث پایداری شعله می‌شود. شعله در ناحیه‌ای پایین‌تر از لایه برشی ایجاد شده و تا انتهای حفره کشیده می‌شود. سپس، محصولات داغ به وسیله جریان‌های بازچرخشی درون حفره به بالادست می‌آیند و ناحیه محصولات داغ را تشکیل داده و امکان اشتعال سوخت ورودی را فراهم می‌سازند. وانگ و همکاران [۱۱] به بررسی تجربی و عددی احتراق مافوق صوت هیدروژن تزریق شده در بالادست یک حفره پرداختند. براساس نتایج آن‌ها مشخص شد که شعله درون حفره و در نزدیکی لایه برشی پایدار شده است. برای فشارهای تزریق بالا، ناحیه چرخشی درون حفره بزرگ‌تر و شعله به بالادست حفره کشیده می‌شود. در این حالت، گرمای بیشتری درون حفره آزاد می‌شود. کای و همکاران [۹] به بررسی آزمایشگاهی عملکرد یک محفظه احتراق مافوق صوت پرداختند. نتایج آن‌ها حاکی از آن است که محفظه احتراق زمانی بهترین عملکرد را خواهد داشت که تزریق جت سوخت هم از بالادست حفره و هم از درون حفره (در جهت جریان) صورت گیرد. ژائو و همکاران [۱۲] به بررسی تجربی عملکرد حفره در محفظه احتراق مافوق صوت و برای جریان غیرواکنشی پرداختند. آن‌ها مشاهده کردند که ضخامت لایه برشی در انتهای حفره نسبت به ابتدای آن افزایش می‌یابد. جریان لایه برشی به سمت جریان اصلی متمایل شده و در نتیجه آن، یک موج ضربه‌ای مایل با زاویه ۲۶ درجه ایجاد می‌شود که باعث متراکم کردن جریان می‌شود. موج ضربه‌ای ایجاد شده از لبه حفره نیز پس از انعکاس از دیواره بالای محفظه یک موج انعکاسی ایجاد می‌کند. براساس این نتایج، ناحیه بازچرخشی ایجاد شده درون حفره شرایط لازم برای پایداری شعله را فراهم می‌سازد. ژانگ و همکاران [۱۳] به بررسی تجربی احتراق جت هیدروژن در یک محفظه احتراق اسکرم جت دارای حفره با انبساط دیواره عقبی پرداختند. نتایج حاصل نشانگر آن است که شعله دارای دو حالت پایداری است. در حالت اول، شعله به وسیله لایه برشی و در حالت دوم، به وسیله لایه برشی برخاسته پایدار می‌شود که شعله دوم پایداری بیشتری دارد. اوکای و همکاران [۱۴] به بررسی تجربی تاثیر محل تزریق بر اختلاط درون حفره پرداختند. در این مطالعه، جریان بدون احتراق مورد مطالعه قرار گرفت و جت هوا از بالادست حفره درون جریان مافوق صوت با عدد ماخ ۱٫۹ تزریق شد. نتایج نشان می‌دهد، در حالتی که فاصله محل تزریق از لبه حفره به اندازه ۰٫۱ طول حفره باشد، بیشترین اختلاط صورت می‌گیرد و شدت آشفستگی درون حفره به بیشینه مقدار خود می‌رسد. وانگ و همکاران [۱۵] به بررسی واکنش‌های شیمیایی در محفظه احتراق با وجود حفره پرداختند. آن‌ها نتیجه گرفتند که افزایش فاصله بین پاشنده سوخت و حفره باعث کاهش واکنش‌ها می‌شود. همچنین، با بررسی فشارهای پاشش سوخت مختلف نشان دادند که در بین فشارهای ۰٫۶، ۱٫۲ و ۱٫۸ مگاپاسکال پاشش سوخت با فشار متوسط ۱٫۲ MPa مناسب‌ترین حالت را در موتور ایجاد می‌کند، چراکه در حالت پاشش با فشار پایین سرعت انجام واکنش‌ها کم شده و در نتیجه نیروی رانش کاهش می‌یابد. در حالت پاشش پرفشار نیز سرعت مخلوط شدن

سوخت و هوا افزایش یافته و واکنش‌های شیمیایی به‌طور قابل ملاحظه‌ای داخل و خارج حفره افزایش می‌یابد. این موضوع باعث کم‌تر شدن زمان اقامت سوخت برای واکنش و در نتیجه عدم پایداری شعله می‌شود.

از آنجایی که به‌نظر می‌رسد وجود یک حفره در شرایط عملیاتی خاصی نتواند به‌خوبی پایداری شعله را تثبیت کند [۱۶]، در سال‌های اخیر، به‌کارگیری دو حفره به‌صورت متوالی یا موازی مورد توجه بسیاری قرار گرفته است [۱۷]. حتی بررسی‌ها نشان داده است که توانایی اشتعال اسکرم‌جت با به‌کارگیری دو حفره افزایش می‌یابد [۱۸]. وانگ و همکاران [۱۹] به مطالعه عددی عملکرد محفظه احتراق اسکرم‌جت دارای ۲ حفره موازی پرداختند. آن‌ها از رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ^۱ (LES) به‌منظور مدل‌سازی دقیق جریان آشفته و از یک مدل فیلیمت با رویکرد آماری (تابع چگالی احتمال)^۲ برای مدل‌سازی احتراق آشفته به‌همراه سنتیک شیمیایی ۱۹ مرحله‌ای برای سوخت هیدروژن استفاده کردند. شبیه‌سازی آن‌ها نشان داد که برخورد امواج ضربه‌ای خمیده ناشی از تزریق سوخت و آزادسازی گرمای متمرکز شده در نزدیکی حفره‌ها سبب ایجاد یک ناحیه فشار بالا در بین حفره‌ها می‌شود. وجود گرادیان فشار زیاد در این ناحیه سبب حرکت جریان در راستای عرضی می‌شود. این جریان عرضی جت‌های سوخت را به‌سمت دیواره‌های محفظه هل داده که در نتیجه آن اندرکنش‌های شدید بین جت‌های سوخت و دیواره‌های عقبی حفره اتفاق می‌افتد. این اندرکنش‌ها باعث افزایش انتقال سوخت به درون حفره‌ها، اختلاط بهتر سوخت‌و‌هوا و افزایش زمان اقامت مخلوط قابل احتراق درون محفظه شده که در نهایت آزادسازی گرمای متمرکز شده در اطراف حفره‌ها را تقویت می‌کند. بنابراین، یک چرخه با پس‌خوران مثبت بین جریان و آزادسازی گرما شکل می‌گیرد. یانگ و همکاران [۲۰، ۲۱] به بررسی عددی و تجربی مشخصه‌های ساختار شعله در محفظه احتراق اسکرم‌جت با دو حفره موازی و متوالی پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که در مقایسه بین این دو پیکربندی، در حالت حفره‌های موازی افزایش سریع‌تری در بازده احتراقی بعد از تزریق سوخت اتفاق می‌افتد، در حالی که افت فشار سکون محفظه برای حالت حفره‌های متوالی اندکی کمتر است. آزادسازی گرما در حالت دو حفره موازی تقریباً در لایه اختلاطی جت هیدروژن روی می‌دهد، در حالی که برای حالت دو حفره متوالی، آزادسازی گرما در قسمت میانی بین دو حفره متمرکز شده است. ماتو و همکاران [۲۲] به بررسی عددی تاثیر نسبت طول به عمق حفره و عدد ماخ بر میدان جریان احتراقی و عملکرد محفظه احتراق اسکرم‌جت با دو حفره موازی پرداختند. نتایج آن‌ها نشان داد که در نسبت طول به عمق بهینه (L/D برابر ۷) عملکرد احتراقی محفظه به‌طور چشمگیری افزایش می‌یابد. همچنین، افزایش عدد ماخ ورودی سبب تغییر موقعیت موج ضربه‌ای مایل شکل‌گرفته در پایین‌دست محل تزریق هیدروژن می‌شود. در بازه اعداد ماخ ۲ تا ۲/۵، پدیده احتراق به نواحی نزدیک دیواره محفظه محدود بوده و بازده احتراقی در عدد ماخ ۲/۲۵ به بیشترین مقدار خود می‌رسد. پندی و همکاران [۲۳] به بررسی عددی فشار پاشش هیدروژن و تاثیر دمای هوای ورودی در محفظه احتراق با وجود دو حفره پرداختند و نتیجه گرفتند که افزایش فشار پاشش سوخت باعث به‌وجود آمدن گردابه‌های بزرگ‌تری نزدیک به حفره‌ها می‌شود که این امر افزایش اختلاط هیدروژن و هوا را به‌همراه دارد. البته، با افزایش دمای سکون هوای ورودی، پایداری احتراق دست‌خوش تغییرات نامطلوب می‌شود. چوبی و پندی [۲۴] به بررسی عددی تاثیر شرایط مرزی ورودی بر میدان جریان احتراقی در محفظه احتراق اسکرم‌جت با دو حفره موازی پرداختند. آن‌ها نشان دادند که تغییر شرایط مرزی ورودی هوا تاثیر بسزایی بر میدان جریان محفظه دارد. افزایش عدد ماخ هوای ورودی و به‌دنبال آن افزایش فشار و دمای سکون ورودی باعث شکل‌گیری ناحیه پرفشار در اطراف حفره‌ها می‌شود. این ناحیه پرفشار مقدار بیشتری از هوا را به داخل حفره‌ها هل داده و اختلاط بهتر و احتراق پایدارتری را به‌دنبال دارد. بررسی آن‌ها بر روی تغییر شرایط مرزی ورودی سوخت هیدروژن نشان داد که در فشارهای سکون ورودی کم، افزایش دمای سکون باعث افزایش بازده احتراقی می‌شود، البته تقویت پدیده احتراق در این حالت افت فشار سکون بیشتری را در محفظه به‌همراه دارد. وانگ و همکاران [۲۵] به بررسی تجربی خصوصیات پایداری شعله در محفظه احتراق اسکرم‌جت با دو حفره متوالی پرداختند. سوخت

1. Large Eddy Simulation
2. Probability density function (PDF)

نفت سفید برای این مطالعه مورد استفاده قرار گرفت. نتایج آن‌ها نشان داد که برای نسبت‌های هم‌ارزی پایین‌تر، شعله در حفره پایین‌دستی و برای نسبت‌های هم‌ارزی بالاتر، در حفره بالادستی پایدار می‌شود. برای نسبت‌های هم‌ارزی میانی نیز شعله بین دو حفره نوسان می‌کند. آن‌ها نشان دادند که فشار سکون هوای ورودی تاثیر بسزایی بر خصوصیات پایداری شعله در محفظه احتراق با دو حفره متوالی دارد. افزایش فشار سکون ورودی به بهبود عملکرد اشتعال (جرقه‌زنی) محفظه نیز کمک می‌کند. با مروری بر تحقیقات انجام‌شده در زمینه احتراق مافوق صوت در اسکرم‌جت، مشخص می‌شود که دینامیک سیالات محاسباتی در طراحی محفظه احتراق اسکرم‌جت و شناخت پدیده‌های جریان شکل‌گرفته در آن نقش بسیار مهم و تعیین‌کننده‌ای بازی می‌کند. بدین ترتیب، می‌توان به‌خوبی از این روش‌ها، برای تحلیل جریان محفظه احتراق و بررسی پارامترهای موثر بر عملکرد آن، بهره برد. با توجه به مطالعات صورت‌گرفته و تنوع طرح‌ها از نظر هندسه، نوع سوخت و تعداد حفره‌ها، به‌نظر می‌رسد استفاده از هیدروژن منجر به عملکرد بهتر موتور شود. سوخت هیدروژن قابلیت خنک‌کنندگی (گرمابری) بسیار زیادی دارد و در مقایسه با سوخت‌های هیدروکربنی از تکانه ویژه^۱ بالاتری برخوردار است. همچنین، افزایش تعداد حفره‌ها نیز به بهبود اختلاط و پایداری بهتر شعله و نهایتاً دریافت نیروی رانش بیشتر از موتور کمک می‌کند. از این رو، بررسی محفظه احتراق موتور اسکرم‌جت هیدروژن‌سوز با تعداد حفره بیشتر و مقایسه عملکرد آن با محفظه‌های تک‌حفره‌ای و یا دو حفره‌ای به کاوش بیشتری نیاز دارد. به‌طور خلاصه، هدف از مقاله حاضر بررسی تاثیر تعداد حفره‌ها (یک، دو یا چهار) و مکان قرارگیری آن‌ها (موازی یا پشت سر هم) بر روی میدان جریان، بازده احتراقی و درنهایت ضریب افت فشار سکون در محفظه است. بررسی اسکرم‌جت با چهار حفره و دو پاشنده سوخت و بررسی تاثیر آن بر روی اختلاط موثر بین سوخت و هوا موضوعی است که در مقالات معتبر به آن پرداخته نشده و نوآوری اصلی کار حاضر به‌شمار می‌رود.

معادلات حاکم و روش حل عددی

در این پژوهش، فرایند احتراق در یک محفظه احتراق مافوق صوت اسکرم‌جت به‌صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است. به‌منظور حل عددی جریان، از بسته نرم‌افزاری متن باز (اوپن‌فوم)^۲ [۲۶]، که توانایی بسیار زیادی در مدل‌کردن جریان سیال و همچنین بحث احتراق دارد، استفاده می‌شود. در این بسته نرم‌افزاری، معادلات حاکم با استفاده از روش حجم محدود گسسته شده و از یک روش تکراری برای حل معادلات حاکم استفاده می‌شود.

معادلات حاکم بر جریان‌های احتراقی تراکم‌پذیر همان معادلات ناپایایی بقای جرم، تکانه، انرژی و گونه‌هاست که به‌صورت جفت با یکدیگر حل می‌شوند. در کنار این معادلات، به معادلات حالت و نرخ واکنش نیز نیاز است. از آنجایی که جریان‌های احتراقی معمولاً آشفته‌اند، از معادلات فوق متوسط‌گیری زمانی (رویگرد RANS)^۳ و یا مکانی (رویگرد LES) می‌شود که در این صورت کمیت‌های مجهولی در معادلات ظاهر می‌شوند که نیازمند مدل‌کردن است. اگرچه رویگرد LES توانایی بیشتری در تسخیر ساختار پیچیده و به‌شدت آشفته و ناپایدار لایه برشی در محفظه احتراق مافوق صوت حفره‌دار دارد، اما مطالعات مختلفی نشان داده‌اند که مدل‌های اغتشاشی ساده‌تر، نظیر $k-\epsilon$ و $k-\omega$ -SST، در نواحی موج ضربه‌ای و کنار دیواره‌ها در مقایسه با مدل LES و همچنین نتایج آزمایشگاهی از دقت مناسبی برخوردارند [۲۸، ۲۷]. ماتو و همکاران [۲۲] و همچنین پندی و همکاران [۲۳] نشان دادند که پروفیل‌های دما و فشار حاصل از مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ استاندارد نزدیکی زیادی به نتایج تجربی داشته و امواج ضربه‌ای ایجادشده در محفظه توسط این مدل به‌خوبی تسخیر شده‌اند. از این رو، در کار حاضر، به‌منظور کاهش هزینه محاسباتی، از مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ استاندارد استفاده شده است.

1. Specific Impulse
2. OpenFOAM
3. Reynolds averaged Navier-Stokes
4. K-epsilon

با توجه به ساده‌سازی‌های متداول برای جریان احتراقی و متوسط‌گیری زمانی جرمی^۱ از معادلات، معادلات یادشده به شکل زیر بازنویسی می‌شوند [۲۹]:

معادله پیوستگی

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) = 0 \quad (1)$$

به‌طوری که ρ چگالی و \tilde{u}_j بیانگر مولفه‌های سرعت است.

معادله تکانه

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\mu_{\text{eff}} [\tilde{S}_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} \tilde{S}_{kk}]) \quad (2)$$

به‌طوری که p فشار، S_{ij} تانسور نرخ کرنش، μ_{eff} لزجت موثر (مجموع لزجت مولکولی آرام و لزجت اغتشاشی جریان) و δ_{ij} دلتای کرونگر^۲ است.

معادله انرژی

معادله انرژی برحسب آنتالپی محسوس \tilde{h}_s بیان می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{h}_s) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{h}_s) = -\frac{D\bar{p}}{Dt} + 2\mu \left(\tilde{S}_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} \tilde{S}_{kk} \right) : \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\bar{\rho} \mu_{\text{eff}}}{\text{Pr}_{\text{eff}}} \frac{\partial \tilde{h}_s}{\partial x_j} \right) + \bar{\omega}_T \quad (3)$$

چهار جمله سمت راست تساوی به‌ترتیب بیانگر سهم کار فشاری، گرمایش لزجی، نفوذ حرارتی و گرمای حاصل از احتراق است. البته، در این معادله از نفوذ آنتالپی در اثر گرادیان کسر جرمی گونه‌ها صرف‌نظر شده است. در رابطه بالا، ضریب نفوذ حرارتی برحسب لزجت سیال و عدد پرنتل^۳ موثر، Pr_{eff} ، نوشته شده و همچنین علامت "!" ضرب داخلی دوگانه است.

معادله انتقال گونه‌ها

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{Y}_K) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{Y}_K) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_{\text{eff}}}{\text{Sc}_{\text{eff}}} \frac{\partial \tilde{Y}_K}{\partial x_j} \right) + \bar{\omega}_K \quad k=1, \dots, N \quad (4)$$

در این معادله، Y_k کسر جرمی گونه k (N تعداد گونه‌ها) و Sc_{eff} عدد اشمیت^۴ موثر است. همچنین، $\bar{\omega}_K$ نرخ تولید یا مصرف متوسط‌گیری شده گونه k بر واحد حجم است.

در روابط بالا، بالانویس‌های (-) و (~) به‌ترتیب نشان‌گر متوسط‌گیری زمانی رینولدز و متوسط‌گیری جرمی است. همان‌طور که در معادلات (۳) و (۴) مشاهده می‌شود، دو جمله چشمه $\bar{\omega}_T$ و $\bar{\omega}_K$ در معادلات ظاهر شده که حاصل از احتراق است. این دو جمله به‌ترتیب نرخ متوسط گرمای حاصل از احتراق و نرخ جرمی متوسط تولید/مصرف گونه k است. $\bar{\omega}_K$ در جریان‌های احتراقی آرام با دقت مناسبی از مدل سینتیک آرنیوسی^۵ محاسبه می‌شود، اما در جریان‌های آشفته، به‌علت تاثیر متقابل احتراق-آشفته‌گی، نیاز به مدل احتراقی است که تاثیر آشفته‌گی بر نرخ واکنش را نیز لحاظ کند.

عدد پرنتل موثر از مجموع اعداد پرنتل آرام (Pr) و آشفته (Pr_t) به‌دست می‌آید. مقدار Pr_t معمولاً عددی ثابت فرض می‌شود و پیش‌فرض آن در آپن‌فوم برابر ۱ است. این موضوع برای عدد اشمیت نیز صدق می‌کند. در این پژوهش، با اعمال تغییراتی بر روی حلگر انتخابی، به بررسی تاثیرات عدد پرنتل و اشمیت موثر پرداخته شده است.

مدل احتراقی واکنشگاه نیمه‌مخلوط (PaSR)

در جریان‌های آشفته، نرخ مصرف واکنشگرها به‌شدت وابسته به اختلاط مولکولی است. در حقیقت، واکنش‌های شیمیایی زمانی روی می‌دهند که واکنشگرها در مقیاس مولکولی با یکدیگر آمیخته شده و در دمای بالایی قرار داشته باشند. پدیده‌های

1. Mass-Weighted or Favre averaging
2. Kronecker
3. Prandtl number
4. Schmidt number
5. Arrhenius kinetics model

روی داده در مقیاس میکرو، که بر روی اختلاط مولکولی و همچنین اتلاف انرژی آشفستگی به حرارت تأثیرگذارند، در نواحی ایزوله شده ای متمرکزند که تنها کسر کوچکی از سیال را دربر می گیرند. این نواحی توسط ساختارهایی نظیر لوله ها و ورقه های گردابی و غیره اشغال شده اند که طول مشخصه آن ها در مرتبه مقیاس کولموگروف است [۳۰]. از این رو، به این نواحی آشفته ریزساختار^۱ گفته می شود. اتلاف انرژی جنبشی آشفته به گرما و همچنین اختلاط واکنشگرها در مقیاس مولکولی در ریزساختارها صورت می گیرد. در این ریزساختارها، مواد به طور کاملاً همگن مخلوط شده و فضایی برای واکنش ها ایجاد می شود [۳۱]. براساس همین فیزیک در مدل احتراقی PaSR^۲ هر سلول محاسباتی به دو ناحیه واکنشی و غیرواکنشی همگن تقسیم می شود. بنابراین، غلظت متوسط در سلول در اثر تبادل جرم بین ناحیه واکنشی (ریزساختار) و غیرواکنشی تغییر می کند. در این مدل، ناحیه واکنشی به صورت یک واکنشگاه اختلاط ایدئال^۳ (PSR) در نظر گرفته می شود [۳۲]. در این ناحیه یک ترکیب همگن وجود دارد، یعنی فرض می شود که هر گونه به طور کامل با گونه های دیگر مخلوط شده است. برای تعیین کسر جرمی مخلوطی که در واکنش شرکت می کند و ترکیب شیمیایی آن باید نحوه ارتباط و تبادل بین ریزساختارها و سیال اطراف تعیین شود. به طور خلاصه، در مدل احتراقی PaSR نرخ متوسط تولید/مصرف گونه در جریان آشفته توسط پارامتر اختلاط، κ ، به نرخ تولید/مصرف گونه در حالت جریان آرام مربوط می شود [۳۲].

$$\bar{\omega}_k = \kappa \dot{\omega}_k \quad (5)$$

κ کسری از سلول محاسباتی است که در مقیاس مولکولی مخلوط شده و دارای قابلیت واکنش است. این پارامتر از رابطه زیر محاسبه می شود:

$$\kappa = \frac{\tau_{ch}}{\tau_{mix} + \tau_{ch}}, \quad (6)$$

τ_{mix} و τ_{ch} به ترتیب مقیاس های زمانی مشخصه شیمیایی و آشفستگی (اختلاط) هستند. در ادبیات موضوع روش های متفاوتی برای محاسبه مقیاس های زمانی اختلاط و شیمیایی مطرح شده (برای نمونه رجوع شود به مرجع [۳۳]) که هر کدام دارای ویژگی های خاص خود است، اما در حلگر rhoReactingFoam از روابط زیر برای محاسبه مقیاس های زمانی اختلاط و شیمیایی استفاده شده است:

$$\tau_{mix} = C_{mix} \sqrt{\frac{\mu_{eff}}{\rho \epsilon}} \quad (7)$$

ثابت اختلاط، C_{mix} ، بسته به جریان معمولاً مقادیری در حدود ۰/۳-۰/۰۰۱ را به خود می گیرد. هرچه شدت آشفستگی جریان بیشتر باشد، C_{mix} به سمت صفر میل می کند [۳۳]. برای جریان آشفته حاضر این عدد برابر ۰/۱ در نظر گرفته شده است.

$$\tau_{ch} = \frac{n_r \cdot c_{sum}}{\sum_{n=1}^{n_r} \left(\left(\frac{dc_{n,forward}}{dt} \right) \cdot s_r \right)} \quad (8)$$

در رابطه بالا، n_r تعداد واکنش ها در مکانیزم واکنش، c_{sum} مجموع غلظت گونه ها که از روابط گاز ایدئال به دست می آید، s_r مجموع ضرایب استوکیومتری محصولات (سمت راست معادلات واکنش) و dc/dt نرخ تغییرات غلظت گونه مرجع یا محدودکننده است. همان طور که مشاهده می شود، در محاسبه مقیاس زمانی شیمیایی تنها واکنش های رفت در نظر گرفته شده است.

همان طور که اشاره شد، در مدل احتراقی PaSR، ریزساختارهایی که در آن ها واکنش روی می دهد به صورت یک واکنشگاه اختلاط ایدئال ناپایا در نظر گرفته می شود. خواصی نظیر دما و غلظت گونه ها در این واکنشگاه ریزساختار، با فرض واکنشگاه بی دررو، فشار ثابت و با صرف نظر از جمله های جابه جایی، از دستگاه معادلات زیر به دست می آیند [۳۴]:

1. Fine structure
2. Partially stirred reactor
3. Perfectly Stirred Reactor

$$\frac{dp}{dt} = 0 \quad (9)$$

$$\frac{dT}{dt} = -\frac{1}{C_{p,mix}} \left[\sum_k \frac{dY_k}{dt} (h_k) \right] \quad (10)$$

$$\frac{dY_k}{dt} = \frac{\dot{\omega}_k}{\rho} \quad (11)$$

این دستگاه معادلات دیفرانسیل معمولی در گام زمانی محاسباتی، که بیانگر زمان اقامت واکنشگاه است، انتگرال گیری می شود. $\dot{\omega}_k$ نرخ تولید/مصرف گونه k در واکنشگاه ریزساختار بوده که در حین حل سینتیک شیمیایی به دست می آید.

روش حل عددی

به منظور شبیه سازی جریان آشفته احتراقی مافوق صوت، در کار حاضر از حلگر rhoReactingFOAM از مجموعه نرم افزاری این فوم استفاده شده است. توانایی این حلگر در شبیه سازی این گونه جریان ها پیشتر مورد ارزیابی و تأیید قرار گرفته است [۲۸، ۲۷]. در این پژوهش، از مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ استاندارد و مدل احتراقی واکنشگاه نیمه مخلوط (PaSR) به همراه مکانیزم هفت مرحله ای-هفت گونه ای برای مخلوط هیدروژن-هوا [۳۵] استفاده شده است. به منظور حل مشکل جفت شدگی میدان های فشار و سرعت، الگوریتم تکراری PIMPLE^۱ به کار گرفته شده است. این روش، که ترکیبی از دو الگوریتم پیزو (PISO)^۲ و سیمپل (SIMPLE)^۳ است، در بسته نرم افزاری این فوم توسعه یافته و این امکان را فراهم می کند که در عین همگرایی مناسب بتوان از گام های زمانی بزرگ تری استفاده کرد. گسسته سازی جملات نفوذی در معادلات حاکم توسط روش مرکزی و گسسته سازی جملات جابه جایی توسط روش گسسته سازی خطی محدود^۴ انجام شده است. همچنین، به منظور اطمینان از همگرایی حل، گام های زمانی به گونه ای انتخاب شدند که عدد CFL^۵ کمتر از ۰/۴ باقی بماند.

ذکر این نکته لازم است که برای محاسبه بازده احتراقی (η_c) و ضریب بازیافت فشار سکون (η_{PT}) در طول محفظه احتراق از روابط (۱۲) و (۱۳) استفاده شده است [۹]:

$$\eta_c(x) = \frac{\dot{m}_{H_{2jet}} - \int_{A(x)} \rho Y_{H_2} U dA}{\dot{m}_{H_{2jet}}} = 1 - \frac{\int_{A(x)} \rho Y_{H_2} U dA}{\dot{m}_{H_{2jet}}} \quad (12)$$

$$\eta_{PT}(x) = \frac{\int_{A(x)} \rho P_T U dA}{\int_{A(\infty)} \rho P_T U dA} \quad (13)$$

در روابط بالا، $\dot{m}_{H_{2jet}}$ دبی جرمی ورودی سوخت، Y_{H_2} کسر جرمی سوخت، U مولفه افقی سرعت، P_T فشار سکون و ρ چگالی است. در این روابط، انتگرال ها در مقاطع عرضی کانال محاسبه می شوند.

اعتبارسنجی نتایج

برای کسب اطمینان از روش حل عددی استفاده شده در شبیه سازی محفظه احتراق مافوق صوت، ضروری است که نتایج با داده های تجربی مقایسه شود. بدین منظور، احتراق مافوق صوت محفظه مطالعه شده در مرجع [۳۶] شبیه سازی شده و نتایج با داده های تجربی و عددی این مرجع مقایسه شده است. هندسه اسکرم جت مورد استفاده برای اعتبارسنجی در شکل ۱ نشان داده شده است.

1. Merged PISO-SIMPLE algorithm
2. Pressure Implicit with Splitting of Operators algorithm
3. Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations algorithm
4. Limited linear
5. Courant-Friedrichs-Lewy

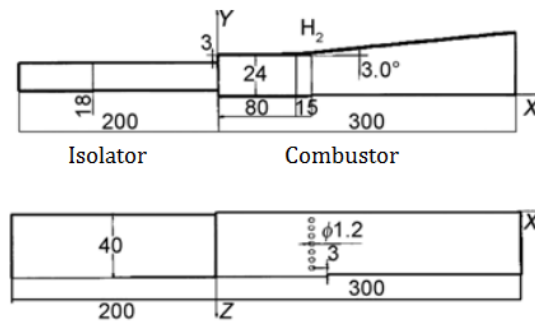


Figure 1- Geometry of scramjet which is used for validation (all dimensions are in mm)[36].

شکل ۱- هندسه اسکرمجت مورد استفاده برای اعتبارسنجی (تمامی ابعاد به mm است.) [۳۶]

در محفظه احتراق شکل ۱، جریان هوا با دمای سکون 1897 K و عدد ماخ 2.05 به صورت مافوق صوت به محفظه وارد شده و سوخت هیدروژن به صورت عمود بر جهت جریان و در فاصله 295 mm از ورودی هوا با عدد ماخ ۱ (شرایط صوتی) تزریق می‌شود. همچنین، نسبت هم‌ارزی سوخت به هوا برابر با 0.35 است.

به منظور بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی، توزیع فشار در راستای خط مرکزی محفظه احتراق برای پنج شبکه با تعداد 17208 ، 28857 ، 52075 ، 72195 و 102000 سلول محاسباتی مقایسه شد. مشاهده شد که با ریزش شبکه تا 72195 سلول جواب‌ها کاملاً بر هم منطبق شده و ریز کردن بیشتر شبکه تاثیری بر فشار محفظه ندارد.

به علت اهمیت بسیار پدیده نفوذ سوخت و اختلاط سوخت و هوا در محفظه احتراق موتور اسکرمجت، پیش‌بینی دقیق فرایند نفوذ در شبیه‌سازی عددی حاضر از اهمیت خاصی برخوردار است. تخمین میزان نفوذ اغتشاشی گونه و گرما در میدان به ترتیب تحت تاثیر اعداد اشمیت و پرنتل آشفته است. مورتی و همکاران [۳۷] به مطالعه پارامتری تاثیر عدد اشمیت آشفته در محفظه احتراق مافوق صوت با تزریق موازی سوخت به جریان هوا پرداختند. آن‌ها با بررسی چهار عدد اشمیت آشفته 0.5 ، 0.75 ، 1 و 1.25 نتیجه گرفتند که نتایج عددی با عدد اشمیت 0.5 تطابق بهتری با نتایج تجربی دارد. اگرچه تاکنون بررسی تاثیر اعداد اشمیت و پرنتل آشفته بر روی احتراق مافوق صوت با تزریق متقاطع صورت نگرفته، اما انتخاب اعداد اشمیت و پرنتل آشفته در مطالعات مختلف نشر یافته (برای نمونه مراجع [۹، ۳۶-۳۹]) از روند واحدی برخوردار نیست که نشان می‌دهد این موضوع نیازمند مطالعه و بررسی بیشتر است. بنابراین، به منظور شبیه‌سازی هرچه دقیق‌تر جریان احتراقی در محفظه مافوق صوت با تزریق متقاطع حاضر، در ادامه بحث، ضمن اعتبارسنجی نتایج عددی حاضر، به بررسی تاثیرات این دو عدد بی‌بعد بر روی نتایج و انتخاب بهترین حالت پرداخته شده است.

در شکل ۲، توزیع فشار در راستای دیواره پایینی محفظه برای حالت‌های مختلفی از اعداد بی‌بعد پرنتل و اشمیت موثر بررسی شده است. می‌توان مشاهده کرد با کم کردن عدد اشمیت (افزایش ضریب نفوذ جرم) جواب‌های حاضر به نتایج تجربی نزدیک می‌شود و برای عدد اشمیت برابر با 0.4 بهترین تطابق بین داده‌های تجربی و عددی به دست می‌آید. تغییرات عدد پرنتل از 1 به سمت 0.4 تنها بر روی تغییرات فشار در پایین دست محل تزریق تاثیر دارد. این شکل نشان می‌دهد که وابستگی نتایج به عدد اشمیت بسیار چشمگیرتر از عدد پرنتل است. با توجه به نتایج حاصل شده، در ادامه، از عدد اشمیت موثر 0.4 و عدد پرنتل موثر 1 استفاده شده است. به عبارت دیگر، عدد لوئیس موثر (نسبت نفوذ حرارت به نفوذ جرم) در کار حاضر برابر 0.4 تنظیم شده است. ذکر این نکته لازم است که تحقیق بر روی شعله هیدروژن رقیق با نسبت هم‌ارزی 0.4 نشان داده که عدد لوئیس موثر، علاوه بر نسبت هم‌ارزی، به عدد دامکوهلر جریان، که به صورت نسب مقیاس زمانی آشفستگی به مقیاس زمانی شیمیایی تعریف می‌شود، نیز وابستگی شدیدی دارد [۴۰]. به عنوان مثال، برای عدد دامکوهلر 10 ، عدد لوئیس موثر برابر 0.44 به دست می‌آید. با افزایش عدد دامکوهلر، عدد لوئیس موثر تا عدد یک افزایش یافته و با کاهش آن، تا عدد 0.3 کاهش می‌یابد.

نکته جالب توجه آن است که گائو و لی [۳۶] در مطالعات خود به این نتیجه رسیدند که عدد دامکوهلر در میدان جریان احتراقی حاضر در محدوده عدد ۱۰ و پایین تر قرار دارد. این موضوع نشان می‌دهد که عدد لوئیس ۰/۴ به دست آمده در کار حاضر از همخوانی نسبی‌ای با نتایج مراجع [۳۶، ۴۰] برخوردار است.

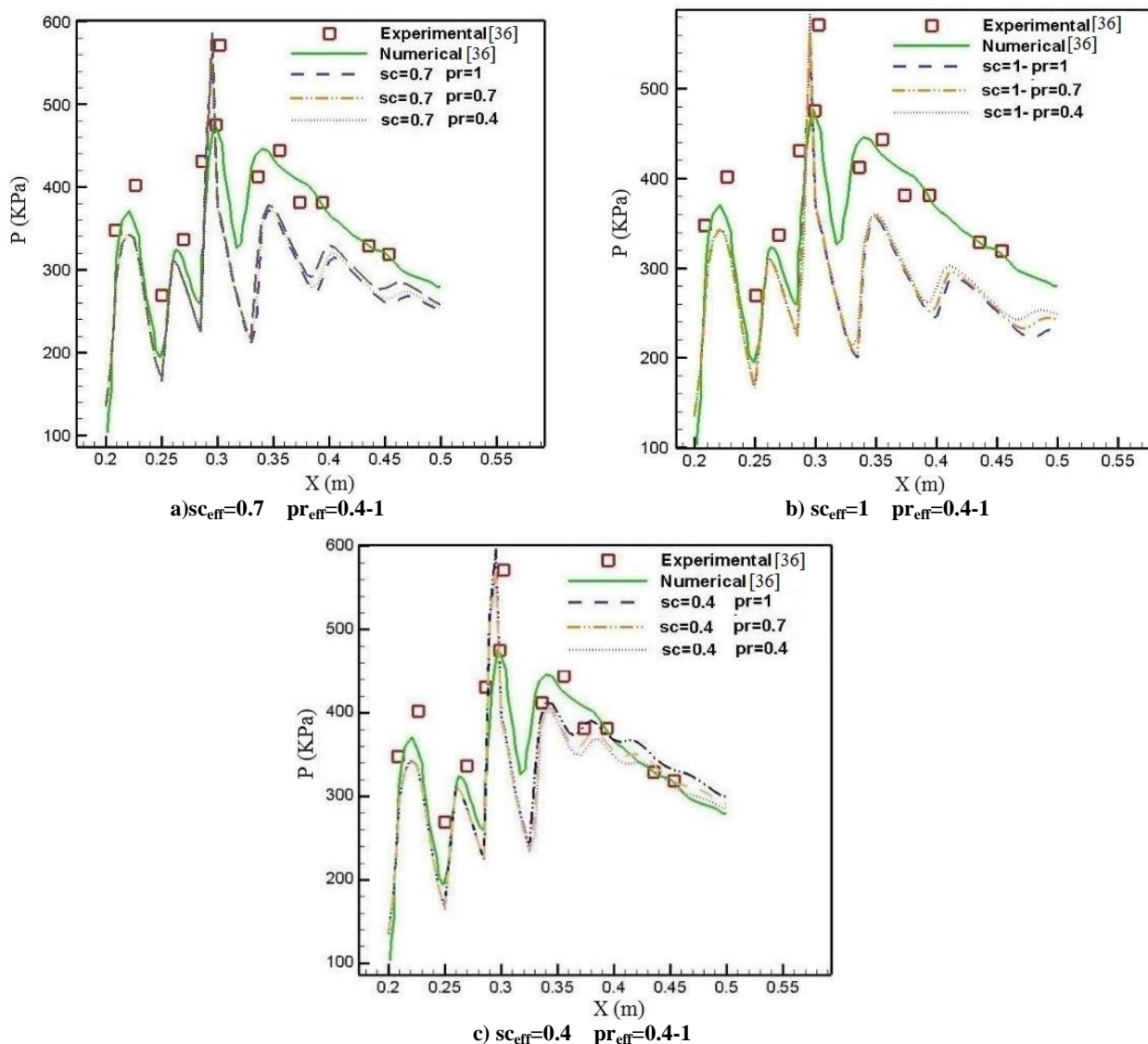


Figure 2- The effect of Prandtl and Schmidt number on pressure distribution in the scramjet
 شکل ۲- بررسی تاثیر اعداد اشمیت و پرنتل موثر متفاوت بر روی توزیع فشار ایجاد شده در محفظه

به منظور درک بهتر تغییرات و نوسانات فشار در شکل ۲، کانتور فشار محفظه مورد مطالعه در شکل ۳ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، شکل‌گیری امواج ضربه‌ای و برخورد و بازتاب آن‌ها از دیواره‌های محفظه سبب ایجاد نوسانات مشاهده شده در شکل ۲ می‌شود. قله فشاری مشاهده شده در شکل ۲ به حضور موج ضربه‌ای خمیده در میدان باز می‌گردد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با تزریق سوخت در میدان جریان مافوق صوت موج ضربه‌ای خمیده‌ای در بالادست نزدیک محل تزریق شکل می‌گیرد. این موج قوی‌ترین موج ضربه‌ای شکل گرفته در میدان است. بازتاب‌های متعدد این موج از دیواره بالایی و پایینی سبب نوسانات فشار در محفظه شده که شدت آن به مرور کاهش یافته و میرا می‌شود.

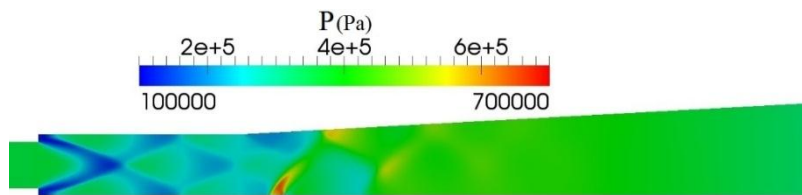


Figure 3- Pressure field in the combustion chamber
 شکل ۳- میدان فشار در محفظه احتراق مورد مطالعه

از آنجایی که اندرکنش بین جریان جت و جریان اصلی در نزدیکی محل تزریق سوخت به ایجاد ناحیه‌ای با شدت آشفستگی بالا منجر می‌شود، مقیاس زمانی آشفستگی در این ناحیه کوچک شده و قابل مقایسه با مقیاس زمانی واکنش‌های شیمیایی می‌شود [۳۶]. به عبارت دیگر، عدد دامکوهرل در این ناحیه در مرتبه ۱ و یا کمتر از یک است. در این صورت، استفاده از مکانیزم‌های کاهش یافته می‌تواند موجب بروز خطا در محاسبه مقیاس زمانی واکنش‌های شیمیایی مطرح شده در معادله (۸) شود. از این رو، برای اطمینان از دقت کافی مکانیزم هفت مرحله‌ای در بازتولید فشار محفظه احتراق مورد بررسی، شبیه‌سازی عددی حاضر یک بار با مکانیزم ۱۹ مرحله‌ای لی و همکاران [۴۱] و بار دیگر با مکانیزم ۲۷ مرحله‌ای مارینوف و همکاران [۴۲] تکرار شد که تفاوت مشخصی بین نتایج حاصل از سه مکانیزم انتخابی مشاهده نشد. از این رو، به منظور کاهش هزینه محاسباتی، در کلیه شبیه‌سازی‌های مقاله حاضر، از مکانیزم هفت مرحله‌ای [۳۵] استفاده شده است.

نتایج و بحث

مدل هندسی و شرایط آن

هندسه اسکرم جت مورد استفاده در این تحقیق هندسه طراحی شده توسط انجمن علمی مکانیک چین بوده که توسط لوو و همکاران [۴۳] مورد مطالعه قرار گرفته است. ابعاد و جزئیات این محفظه در شکل ۴ نشان داده شده است.

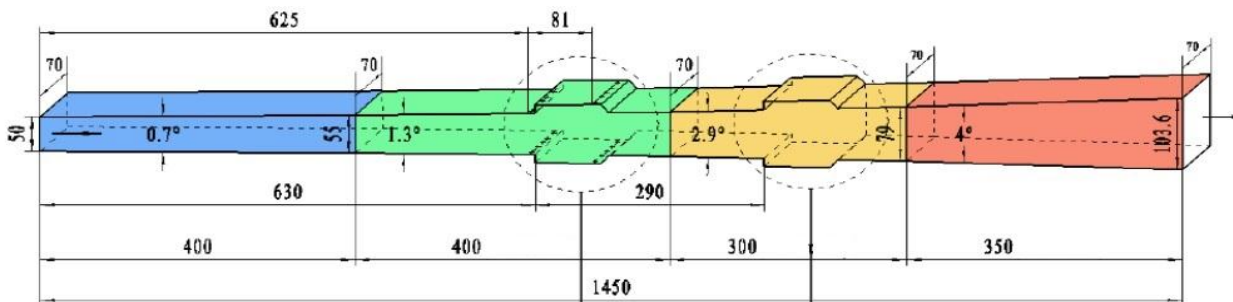


Figure 4- Geometry of scramjet with quad-cavity (all dimensions are in mm.) [43]
 شکل ۴- ابعاد اسکرم جت مطالعه شده به همراه چهار حفره و جزئیات آن (تمامی ابعاد به mm است.) [۴۳]

مراجع متفاوتی نظیر [۲۳، ۲۲، ۹] نشان داده‌اند که شبیه‌سازی‌های دوبعدی توانایی بازسازی دقیق میدان جریان احتراقی حاضر را دارند. از این رو و به دلیل کاهش زمان محاسبات کامپیوتری، این تحقیق نیز به صورت دوبعدی انجام شده است. شرایط مرزی اعمال شده در کار حاضر به صورت شکل ۵ است. بر روی دیواره‌های بالایی و پایینی محفظه شرط عدم لغزش، برای جریان ورودی، فشار و سرعت معلوم و در خروجی محفظه، فشار معلوم اعمال شده است. بررسی اسکرم جت با وجود چهار حفره و دو پاشنده سوخت در نوع خود کم‌نظیر است. همچنین، شرایط هوا و سوخت ورودی به اسکرم جت در جدول ۱ ارائه شده است.

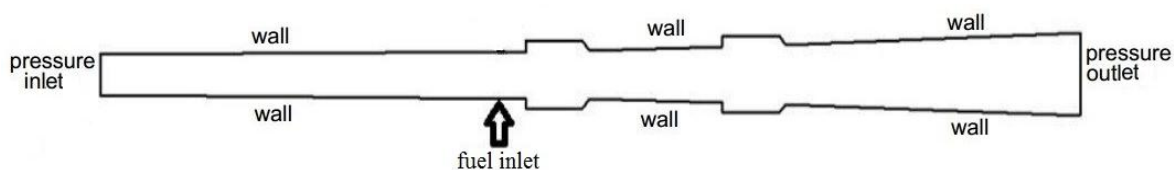


Figure 5- The 2-dimensional scramjet combustor model with boundary conditions
 شکل ۵- میدان محاسباتی دوبعدی در کار حاضر به همراه شرایط مرزی انتخاب شده

جدول ۱- شرایط هوا و سوخت ورودی به اسکرمجت

Table 1- Properties of the inlet air and fuel

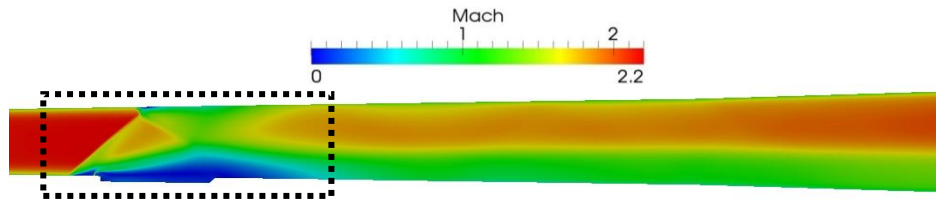
Specification	Air inlet	Fuel (H ₂)
Mach number	2.05	1.00
Total temperature (K)	1897	300
Total pressure (bar)	2.83	2.30
Mole fraction X_{H_2}	0	1
X_{H_2O}	0.1768	0
X_{O_2}	0.2558	0
X_{N_2}	0.5674	0
$\phi = 0.35$		

به منظور بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی، شبکه‌هایی با تعداد ۲۹۴۲۳، ۴۴۷۹۶، ۸۱۸۸۲، ۱۴۱۰۰۸ و ۳۰۶۰۶۸ سلول مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور، توزیع طولی فشار در مرکز محفظه احتراق و همچنین توزیع عرضی کسر مولی هیدروژن در خروجی محفظه احتراق اسکرمجت برای تمامی شبکه‌بندی‌ها مورد مقایسه قرار گرفت که استقلال حل از شبکه محاسباتی بر روی شبکه ۸۱۸۸۲ سلولی به دست آمد.

میدان جریان در محفظه احتراق اسکرمجت در حضور تک حفره

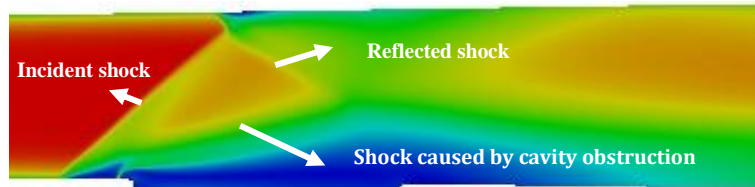
در بخش حاضر، به بررسی میدان جریان احتراقی در محفظه احتراق مافوق صوت اسکرمجت در حضور تک حفره پرداخته شده است. در این محفظه، سوخت در فاصله ۵ mm از بالادست حفره به جریان مافوق صوت عبوری تزریق می‌شود. برای نمایش بهتر ساختار جریان و امواج ضربه‌ای به وجود آمده، در شکل ۶ میدان عدد ماخ، فشار، دما و کسر جرمی گونه H₂ در محفظه نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، تزریق سوخت در جریان هوای مافوق صوت سبب ایجاد یک موج ضربه‌ای مایل نسبتاً قوی در بالادست محل تزریق می‌شود. زاویه شکل‌گیری موج ضربه‌ای مایل برخوردی به حدی است که یک انعکاس ماخ^۱ از دیواره بالایی روی می‌دهد. در مجاورت دیواره بالایی، با ورود ساقه ماخ^۲ به لایه مرزی، این موج حالت خمیده‌ای پیدا می‌کند. با برخورد موج ضربه‌ای به لایه مرزی یک گرادیان فشار معکوس در لایه مرزی ایجاد می‌شود. این گرادیان معکوس سبب به هم‌ریختگی پروفیل سرعت، جدایش لایه مرزی و افزایش ضخامت آن می‌شود. جدایش لایه مرزی و افزایش ضخامت آن در پشت ساقه ماخ به خوبی در کانتورهای عدد ماخ مشاهده می‌شود. انعکاس ماخ از دیواره بالایی سبب ایجاد یک نقطه سه‌گانه می‌شود. این نقطه محل اندرکنش موج ضربه‌ای مایل برخوردی، ساقه ماخ و موج ضربه‌ای انعکاسی است. در پشت موج ضربه‌ای انعکاسی سرعت جریان کاهش و به دنبال آن فشار آن افزایش می‌یابد. در این ناحیه، فشار در خارج از لایه مرزی شکل‌گرفته در مجاورت دیواره بالایی بیشتر از لایه داخلی بوده و این اختلاف فشار باعث حرکت لایه مرزی جدا شده به سمت دیواره می‌شود. در مجموع، شکل‌های ۶-الف و ب نشان می‌دهند که در اثر تزریق سوخت در یک میدان مافوق صوت ساختار بسیار پیچیده‌ای شامل انواع اندرکنش‌های بین موج ضربه‌ای-موج ضربه‌ای، لایه مرزی، امواج انبساطی-لایه مرزی و غیره ایجاد می‌شود.

1. Mach reflection
 2. Mach stem



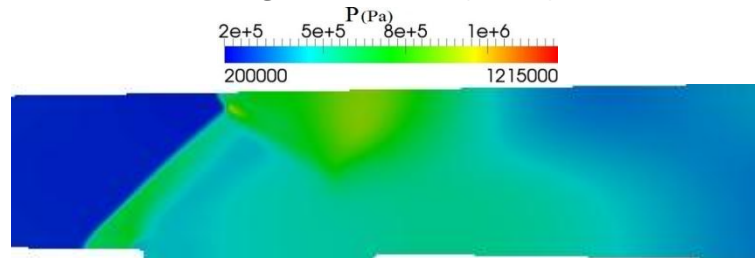
a) Mach number distribution in the supersonic single-cavity combustion chamber

الف) توزیع عدد ماخ در محفظه احتراق مافوق صوت تک حفره‌ای



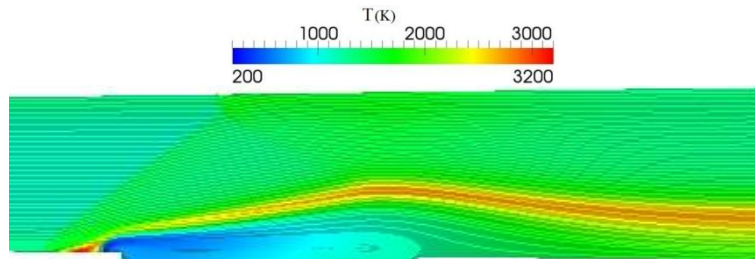
b) Mach number distribution in the zoomed area

ب) توزیع عدد ماخ در قسمت بزرگ‌نمایی شده محفظه



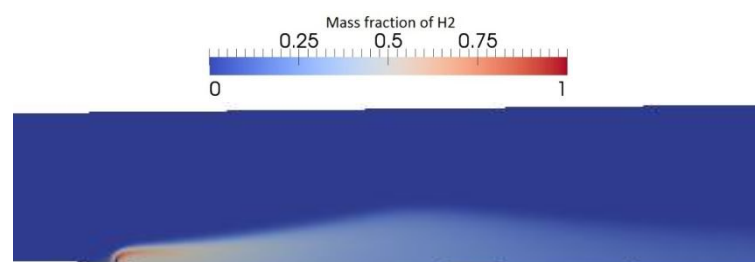
c) Static pressure distribution in the zoomed area

ج) توزیع فشار استاتیک در قسمت بزرگ‌نمایی شده محفظه



d) Temperature distribution along with streamlines in the zoomed area

د) توزیع دما به همراه خطوط جریان در قسمت بزرگ‌نمایی شده محفظه



e) H_2 mass fraction field in the zoomed area

ه) توزیع کسر جرمی H_2 در قسمت بزرگ‌نمایی شده محفظه

Figure 6- Mach number, static pressure, temperature and H_2 mass fraction distribution in the scramjet with single cavity (The dotted line rectangle denotes zoomed area.)

شکل ۶- توزیع عدد ماخ، فشار استاتیک، دما و کسر جرمی H_2 در محفظه احتراق مافوق صوت تک حفره (مستطیل نقطه چین در شکل بالا نشانگر ناحیه بزرگ‌نمایی شده است).

در شکل ۶-ج کانتور دما به همراه خطوط جریان نشان داده شده است. براساس این تصویر، سه ناحیه گردابی در میدان جریان قابل رویت است. دو ناحیه کوچک تر که در بالادست و پایین دست محل تزریق شکل گرفته و یک ناحیه گردابی بزرگ که در حفره قابل مشاهده است. البته، ناحیه گردابی پایین دست محل تزریق کاملاً از ناحیه گردابی حفره متمایز نیست. ناحیه بازچرخشی شکل گرفته در حفره، با توجه به انسدادی که تزریق سوخت در جریان ایجاد کرده، عرضی بیشتر از عمق حفره دارد. این موضوع سبب شکل گیری موج ضربه ای حاصل از انسداد حفره می شود. همان طور که در کانتورهای عدد ماخ مشاهده می شود، این موج ضربه ای مایل تر از موج ضربه ای حاصل از تزریق سوخت بوده، بنابراین، قدرت آن کمتر است. ناحیه بازچرخشی درون حفره دارای سرعتی مادون صوت بوده که توسط یک لایه برشی از ناحیه مافوق صوت اصلی جدا شده است. کانتور دما نشان می دهد که ناحیه دمابالا، که نشانگر ناحیه واکنش است، در لایه نسبتاً باریکی که از محل تزریق آغاز شده و تا انتهای میدان کشیده شده، محدود شده است. به عبارت دیگر، ناحیه واکنش در لایه برشی حاصل از حضور حفره پایدار شده است.

در شکل ۶-ه توزیع کسر جرمی گونه H_2 نشان داده شده است. اگرچه در ناحیه حفره، به سبب دمای پایین تر نسبت به هسته جریان، احتراقی رخ نمی دهد، اما شکل گیری ساختار گردابی در این ناحیه سبب اختلاط هیدروژن و هوا می شود. با توجه به محاسبات انجام شده برای محفظه تک حفره ای حاضر، بازده احتراق برابر $71/4$ درصد و ضریب بازیافت فشار سکون برابر $56/5$ است. در پژوهش حاضر، بازده احتراق و ضریب بازیافت فشار سکون در اسکرم جت با دو و چهار حفره بررسی و با محفظه تک حفره ای مقایسه شده است که در ادامه به تفکیک توضیح داده می شود.

اسکرم جت با وجود دو حفره متوالی و یک پاشنده سوخت

در این قسمت، به بررسی اسکرم جت با وجود دو حفره متوالی و یک پاشنده سوخت پرداخته شده است. محل تزریق سوخت در فاصله 5 mm از بالادست حفره اول است. در شکل ۷، به ترتیب، توزیع عدد ماخ، توزیع دما و خطوط جریان، توزیع فشار و توزیع کسر جرمی H_2 در اسکرم جت یاد شده نشان داده شده است. باز هم عبور جریان از امواج ضربه ای برخوردی و بازتابی و همچنین موج ضربه ای ناشی از انسداد حفره سبب می شود تا سرعت جریان کاهش پیدا کند، اما در عین حال انسداد ناشی از گردابه بازچرخشی شکل گرفته در حفره اول سبب ایجاد یک ناحیه همگرا-واگرا شده که سرعت جریان را تا اعداد ماخ نزدیک به ۲ افزایش می دهد.

در شکل ۷-الف و ج ایجاد امواج انبساطی در لبه حمله و فرار حفره دوم، که به صورت کاهش فشار و افزایش سرعت خود را نشان می دهند، قابل رویت است. با برخورد این امواج انبساط به لایه مرزی دیواره بالایی، دسته دیگری از امواج انبساطی منعکس می شوند. خطوط جریان رسم شده در قسمت ب نشان دهنده شکل گیری یک ناحیه گردابی کوچک در پشت لبه حمله حفره دوم است. عرض کم این ناحیه گردابی باعث شده که تاثیری بر ساختار جریان نداشته باشد. همچنین، در قسمت د، نفوذ سوخت در حفره دوم دیده نمی شود. از این رو، وجود حفره دوم در این حالت به نظر تاثیر قابل توجهی بر اختلاط سوخت و هوا نیز نخواهد داشت.

با توجه به محاسبات انجام شده، همان طور که در شکل ۸ مشهود است، روند بازده احتراقی در طول محفظه صعودی است. محاسبات انجام شده در انتهای محفظه نشان می دهد بازده احتراقی برای اسکرم جت یاد شده برابر با $76/5$ درصد است. همچنین، ضریب بازیافت فشار سکون برای محفظه حاضر $54/65$ درصد است. این موضوع نشان می دهد که استفاده از حفره دوم باعث افزایش ۵ درصدی بازده احتراق به نسبت حالت تک حفره شده است. همچنین، ضریب بازیافت فشار سکون حدود ۲ درصد کاهش یافته است.

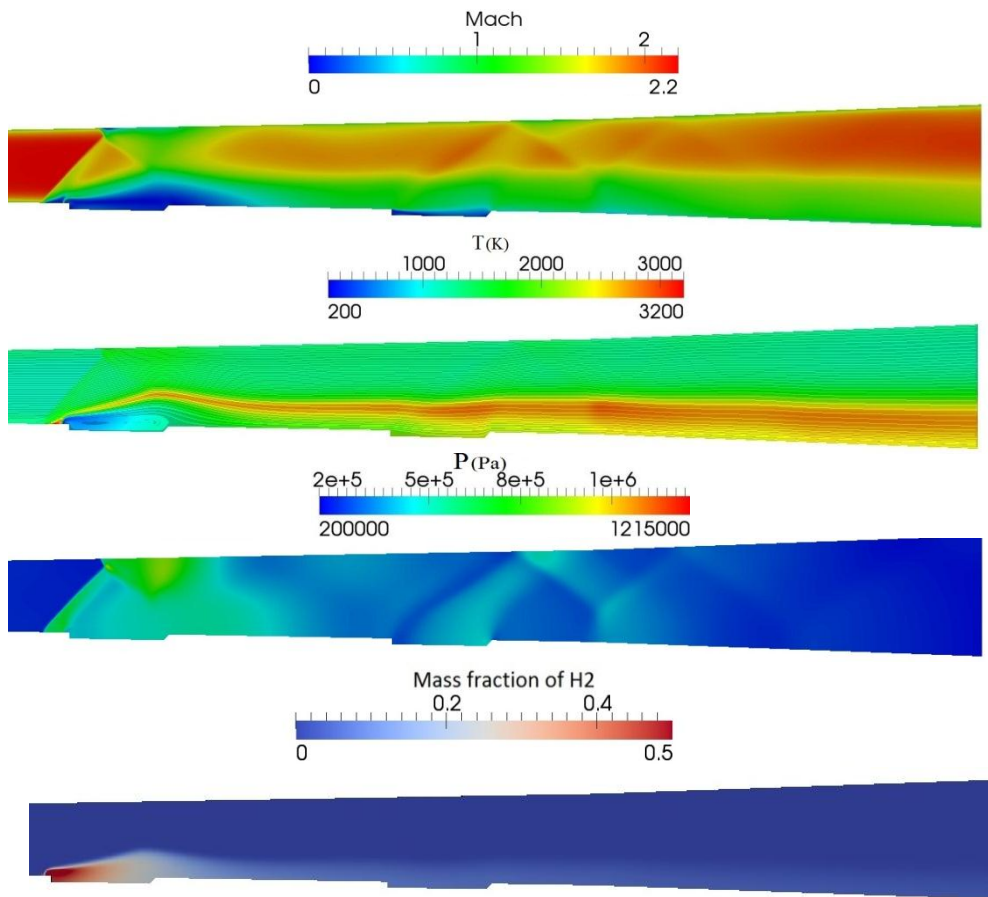


Figure 7- (a) Mach number, (b) static pressure, (c) temperature along with streamlines and (d) H2 mass fraction distribution in the scramjet with tandem dual-cavity and single fuel injection

شکل ۷- کانتورهای (الف) عدد ماخ، (ب) فشار استاتیک، (ج) دما و (د) کسر جرمی گونه H2 برای اسکرمجت با دو حفره متوالی و یک پاشنده سوخت

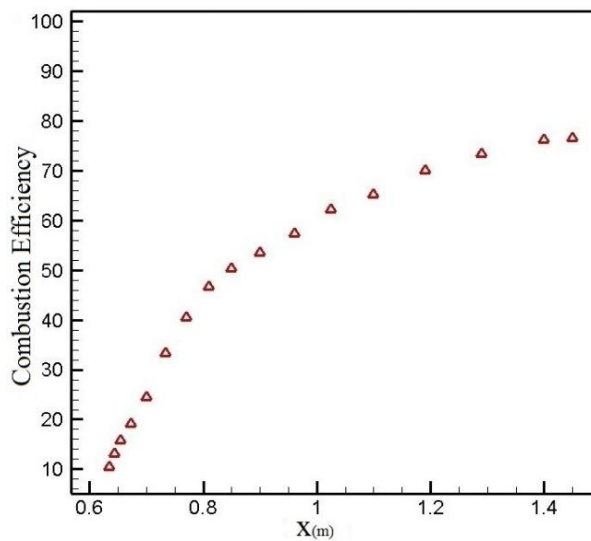


Figure 8- Combustion efficiency for the scramjet with tandem dual-cavity and single fuel injection

شکل ۸- بازده احتراقی اسکرمجت با دو حفره متوالی و یک پاشنده سوخت

اسکرمجت با وجود دو حفره موازی و دو پاشنده سوخت

در این قسمت، به بررسی اسکرمجت با وجود دو حفره موازی و دو پاشنده سوخت پرداخته شده است. محل تزریق سوخت در فاصله ۵ mm از بالادست حفره‌هاست. در این حالت، نیمی از سوخت از پاشنده نصب‌شده بر روی دیواره پایینی و نیم دیگر آن از پاشنده نصب‌شده بر روی دیواره بالایی تزریق می‌شود. در شکل ۹، به ترتیب، توزیع عدد ماخ، توزیع دما و خطوط جریان، توزیع فشار و توزیع عدد جرمی H_2 در اسکرمجت یادشده نشان داده شده است. همان‌طور که در کانتورهای عدد ماخ و فشار مشاهده می‌شود، تزریق سوخت از دو پاشنده موازی باعث متقارن شدن ساختار دینامیک گازی جریان شده است، به طوری که دو موج ضربه‌ای مایل برخوردی یکی از بالا و دیگری از پایین مشاهده می‌شود. در محل برخورد این دو موج ضربه‌ای افزایش قابل توجه فشار حاصل می‌شود. همان‌طور که محققان دیگر نیز اشاره کرده‌اند [۱۹]، این ناحیه فشاربالا جریان هوا را به سمت حفره‌ها هل داده و سبب انتقال بیشتر سوخت به داخل حفره‌ها می‌شود. همان‌طور که خطوط جریان نشان می‌دهند، در این حالت، برخلاف حالت تک‌حفره، ناحیه بازچرخشی شکل‌گرفته در حفره‌ها کل طول حفره را دربر نمی‌گیرد و ناحیه دمابالا این امکان را دارد که در انتهای حفره‌ها وارد این ناحیه شود. حضور ناحیه فشاربالا در حالت دو حفره موازی سبب می‌شود آزادسازی گرما تقریباً به نزدیکی دیواره‌های بالایی و پایینی محفظه محدود شود، در حالی که برای دو حفره متوالی این ناحیه نفوذ بیشتری به داخل هسته مرکزی جریان دارد. همان‌طور که در شکل ۹-د مشاهده می‌شود، نفوذ سوخت در هر دو حفره به‌طور یکسان انجام می‌شود.

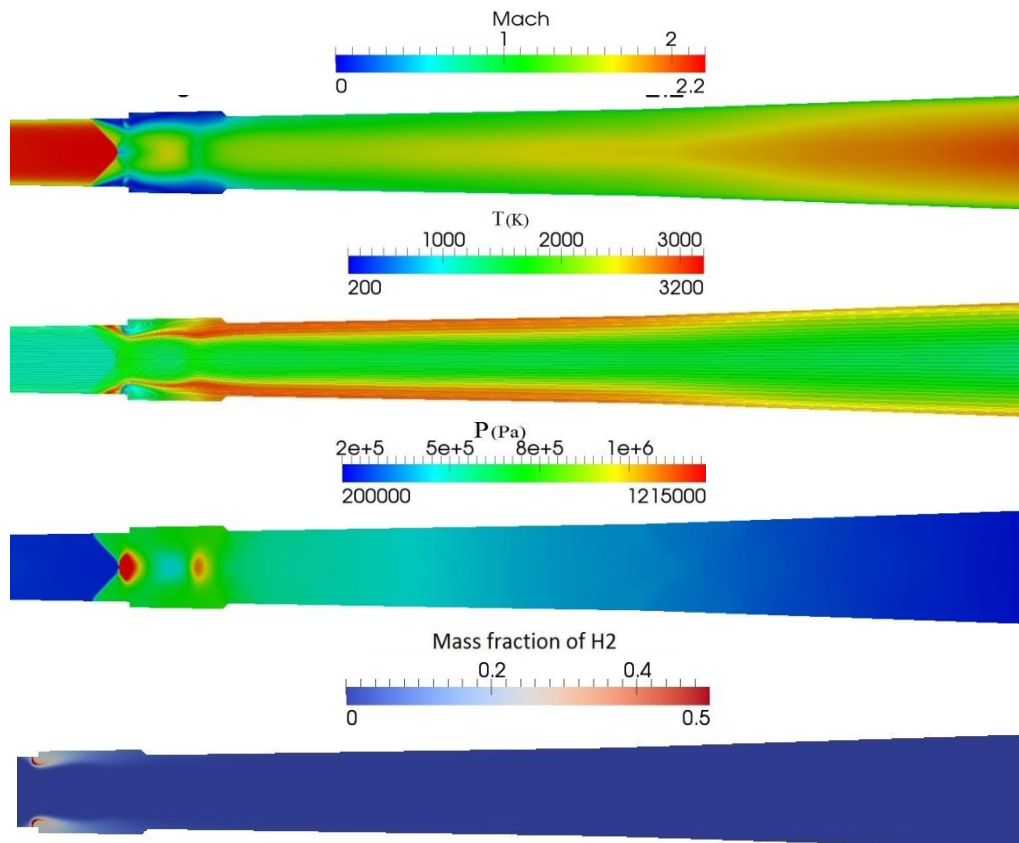


Figure 9- (a) Mach number, (b) static pressure, (c) temperature along with streamlines and (d) H_2 mass fraction distribution in the scramjet with parallel dual-cavity and dual-fuel injection

شکل ۹- کانتورهای (الف) عدد ماخ، (ب) فشار استاتیک، (ج) دما و (د) کسر جرمی گونه H_2 برای اسکرمجت با وجود دو حفره موازی و دو پاشنده سوخت

با توجه به محاسبات انجام شده، همان‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، بازده احتراقی برای پیکربندی یادشده با شیب زیادی (تا $x = 0.81$ m) افزایش یافته و در انتهای محفظه به ۹۷ درصد می‌رسد. همچنین، ضریب بازیافت فشار سکون برای این محفظه ۵۳/۱۱ درصد است. همان‌طور که مشهود است، در این نوع اسکرمجت افزایش شدید بازده احتراقی به نسبت انواع قبلی آن رخ می‌دهد که این افزایش به نسبت حالت تک‌حفره بیش از ۲۵٪ است. همچنین، ضریب بازیافت فشار کاهش به نسبت اندکی و برابر با ۳/۴ درصد به نسبت حالت تک‌حفره‌ای دارد.

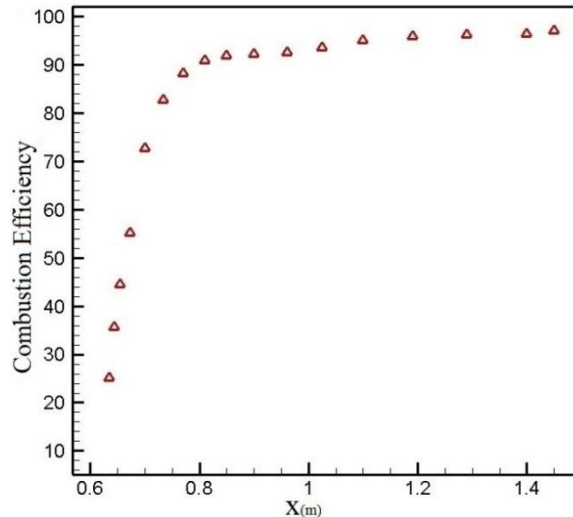


Figure 10- Combustion efficiency for scramjet with parallel dual-cavity and dual-fuel injection

شکل ۱۰- بازده احتراقی اسکرمجت با وجود دو حفره موازی و دو پاشنده سوخت

اسکرمجت با وجود چهار حفره و دو پاشنده سوخت

همان‌طور که پیشتر نشان داده شد، جایگزینی دو پاشنده سوخت موازی، به جای یک پاشنده، تاثیر بسزایی بر بازده احتراقی محفظه مورد نظر دارد. از این رو، در این مبحث، به بررسی اسکرمجت با چهار حفره و دو پاشنده سوخت موازی پرداخته شده است. در شکل ۱۱، به ترتیب، توزیع عدد ماخ، توزیع دما و خطوط جریان، توزیع فشار و توزیع کسر جرمی H_2 در اسکرمجت یادشده نشان داده شده است. به منظور جلوگیری از تغییر نسبت هم‌ارزی مخلوط در این حالت، دبی سوخت به صورت یکسان بین دو تزریق‌کننده بالایی و پایینی تقسیم شده است. همان‌طور که در کانتورهای عدد ماخ و فشار مشاهده می‌شود، تغییر حالت سوخت ورودی باعث متقارن شدن ساختار دینامیک گازی جریان شده است، به طوری که برای دو حفره ابتدایی دو موج ضربه‌ای مایل برخوردی یکی از بالا و دیگری از پایین مشاهده می‌شود. در محل برخورد این دو موج ضربه‌ای افزایش چشمگیر فشار حاصل می‌شود. ساختار جریان در این محفظه به گونه‌ای است که نواحی همگرا-واگرای متعددی در طول کانال ایجاد شده است. این نواحی باعث افزایش و کاهش سرعت جریان می‌شوند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با نزدیک شدن به حفره‌های پایین‌دستی، سطح مقطع جریان عبوری کم و سرعت جریان در هسته مرکزی افزایش زیادی را تجربه می‌کند. عبور این جریان از دو موج ضربه‌ای مایل شکل گرفته در محل دو حفره انتهایی باعث افزایش فشار و کاهش سرعت می‌شود. برخورد این دو موج ضربه‌ای باز هم سبب ایجاد ناحیه پرفشار در هسته مرکزی جریان می‌شود. مطابق شکل ۱۱-ب، گردابه شکل گرفته در حفره‌های ابتدایی تنها قسمت ابتدایی حفره را شامل می‌شود و دو حفره انتهایی فاقد ناحیه چرخشی‌اند. همان‌طور که در قسمت د مشاهده می‌شود، نفوذ سوخت در هر دو حفره ابتدایی به طور متقارن انجام می‌شود.

با توجه به مباحث گفته‌شده، وجود چهار حفره و متقارن شدن جریان با پاشش سوخت از دو پاشنده موازی باعث افزایش تعداد امواج ضربه‌ای موجود و نواحی پرفشار در اسکرمجت شده است. همان‌طور که در شکل ۱۲ می‌توان مشاهده کرد،

محاسبات انجام شده نشان می‌دهد بازده احتراقی برای این پیکربندی از اسکرمجت بالاتر از حالات قبلی و برابر با ۹۸ درصد است.

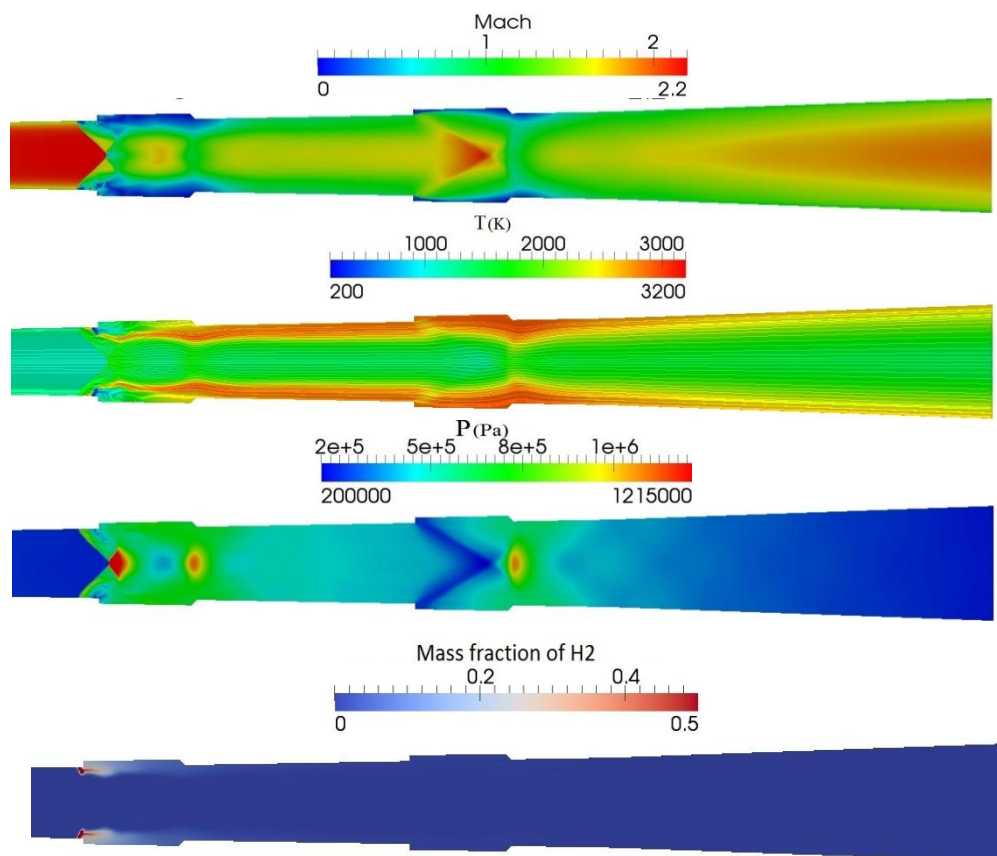


Figure 11- (a) Mach number, (b) static pressure, (c) temperature along with streamlines and (d) H₂ mass fraction distribution in the scramjet with quad-cavity and dual-fuel injection

شکل ۱۱- کانتورهای (الف) عدد ماخ، (ب) فشار استاتیک، (ج) دما و (د) کسر جرمی گونه H₂ برای اسکرمجت با وجود چهار حفره و دو پاشنده سوخت موازی

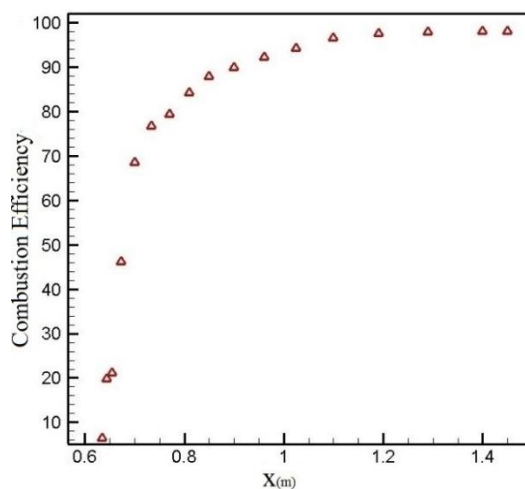


Figure 12- Combustion efficiency for scramjet with quad-cavity and dual-fuel injection

شکل ۱۲- بازده احتراقی اسکرمجت با وجود چهار حفره و دو پاشنده سوخت

همچنین، ضریب بازیافت فشار سکون محاسبه شده برای این حالت ۴۶/۱۳ درصد است. ساختار پیچیده شکل گرفته در میدان جریان، که در اثر شکل‌گیری امواج موج ضربه‌ای و اندرکنش آن‌ها باهم و با دیواره‌هاست، سبب افت ضریب بازیافت فشار سکون در این پیکربندی می‌شود. نتایج حاضر نشان می‌دهند که به کارگیری چهار حفره در محفظه احتراق حاضر بهبود خاصی در بازده احتراقی نسبت به حالت دو حفره موازی ایجاد نکرده، بلکه تاثیر نامطلوبی بر ضریب بازیافت فشار سکون داشته است.

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در مطالعه حاضر، به بررسی عددی تاثیر تعداد حفره‌ها و همچنین چیدمان آن‌ها بر بازده احتراقی و ضریب بازیافت فشار سکون در یک محفظه احتراق مافوق صوت پرداخته شد. برای مقایسه بهتر و آسان‌تر نتایج، کلیه اطلاعات مربوط به پیکربندی‌های مورد بررسی در قالب جدول ۲ ارائه شده است.

جدول ۲- بازده احتراقی و ضریب بازیافت فشار سکون برای پیکربندی‌های مختلف

Table 2- Combustion efficiency and pressure recovery factor for different configurations

Row number	Number of cavity	Number of injector	Model of injection	combustion efficiency	pressure recovery factor
1	1	1	simple	71.4	56.5
2	2 (Tandem)	1	simple	76.5	54.6
3	2 (Parallel)	2	Parallel	97	53.1
4	4	2	Parallel	98	46.1

با مقایسه پیکربندی‌های چهارگانه اشاره شده می‌توان دریافت که بهترین پیکربندی برای محفظه احتراق حاضر استفاده از دو حفره موازی و دو پاشنده سوخت موازی است. افزایش تعداد حفره‌ها به چهار عدد، اگرچه بازده احتراقی را به مقدار کمی افزایش می‌دهد، اما افت ضریب بازیافت فشار سکون قابل ملاحظه‌ای را به همراه دارد که استفاده از این پیکربندی را با اشکال مواجه می‌کند.

منابع

1. C. Segal, *The Scramjet Engine: Processes and Characteristics*, First Edition, New York, Cambridge University Press, 2009.
2. K. N. Roberts and D. R. Wilson, "Analysis and Design of a Hypersonic Scramjet Engine with a Starting Mach Number of 4.00," *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, Florida, USA, January 2009.
3. M. Gruber, R. Baurle, K. Y. Hsu and T. Mathur, "Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, 17, 2001, pp. 146-153.
4. T. Mathur, M. Gruber, K. Jackson, J. Donbar, W. Donaldson, T. Jackson and F. Billig, "Supersonic Combustion Experiments with a Cavity-Based Fuel Injector," *Journal of Propulsion and Power*, 17, 2001, pp. 1305-1312.
5. A. Ben-Yakar and R. K. Hanson, "Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview," *Journal of Propulsion and Power*, 17, 2001, pp. 869-877.
6. K. M. Kim, S. W. Baek and C. Y. Han, "Numerical Study on Supersonic Combustion with Cavity-Based Fuel Injection," *Heat and Mass Transfer*, 47, 2004, pp. 271-286.
7. M. Ali and T. Fujiwara, "A Numerical Study on the Mixing of Air and Hydrogen in a Scramjet Combustor," *The Aeronautical Journal*, 109, 2005, pp. 325-335.
8. C. C. Rasmussen, S. K. Dhanuka and J. F. Driscoll, "Visualization of Flameholding Mechanisms in a Supersonic Combustor using PLIF," *Proceedings of the Combustion Institute*, 31, 2007, pp. 2505-2512.
9. Z. Cai, Y. Yang, M. Sun and Z. Wang, "Experimental Investigation on Ignition Schemes of a Supersonic Combustor with the Rearwall-Expansion Cavity," *Acta Astronautica*, 123, 2016, pp. 181-187.
10. R. Moradi, A. Mahyari, M. B. Gerdroodbary, A. Abdollahi and Y. Amini, "Shape Effect of Cavity Flameholder on Mixing Zone of Hydrogen Jet at Supersonic Flow," *International Journal of Hydrogen Energy*, 43, 2018, pp. 16364-16372.
11. H. Wang, Z. Wang, M. Sun and N. Qin, "Combustion Characteristics in a Supersonic Combustor with Hydrogen Injection Upstream of Cavity Flameholder," *Proceedings of the Combustion Institute*, 34, 2013, pp. 2073-2082.
12. Y. Zhao, J. Liang and Y. Zhao, "Non-Reacting Flow Visualization of Supersonic Combustor Based on Cavity and Cavity-strut Flameholder," *Acta Astronautica*, 121, 2016, pp. 282-291.

13. Y. X. Zhang, Z. G. Wang, M. B. Sun, Y. X. Yang and H. B. Wang, "Hydrogen Jet Combustion in a Scramjet Combustor with the Rearwall-Expansion Cavity," *Acta Astronautica*, 144, 2018, pp. 181-192.
14. T. Ukai, H. Zare-Behtash, E. Erdem, K. H. Lo, K. Kontis and S. Obayashi, "Effectiveness of Jet Location on Mixing Characteristics inside a Cavity in Supersonic Flow," *Experimental Thermal and Fluid Science*, 52, 2014, pp. 59-67.
15. H. Wang, Z. Wang, M. Sun and N. Qin, "Large Eddy Simulation Based Studies of Jet-Cavity Interactions in a Supersonic Flow," *Acta Astronautica*, 93, 2014, pp. 182-192.
16. F. S. Billig, M. Lasky and R. C. Orth, "Effects of Thermal Compression on the Performance Estimates of Hypersonic Ramjets," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 5, 1968, pp. 1076-1081.
17. G. Choubey, Y. Devarajan, W. Huang, K. Mehar, M. Tiwari and K. M. Pandey, "Recent Advances in Cavity-Based Scramjet Engine- a Brief Review," *International Journal of Hydrogen Energy*, 44, 2019, pp. 13895-13909.
18. X. P. Li, W. D. Liu, Y. Pan and S. J. Liu, "Investigation on Ignition Enhancement Mechanism in a Scramjet Combustor with Dual Cavity," *Journal of Propulsion and Power*, 32, 2016, pp. 439-447.
19. H. Wang, Z. Wang, M. Sun and N. Qin, "Large Eddy Simulation of a Hydrogen-Fueled Scramjet Combustor with Dual Cavity," *Acta Astronautica*, 108, 2014, pp. 119-128.
20. Y. Yang, Z. Wang, M. Sun and H. Wang, "Numerical Simulation on Ignition Transients of Hydrogen Flame in a Supersonic Combustor with Dual-Cavity," *International Journal of Hydrogen Energy*, 41, 2016, pp. 690-703.
21. Y. Yang, Z. Wang, M. Sun, H. Wang and L. Li, "Numerical and Experimental Study on Flame Structure Characteristics in a Supersonic Combustor with Dual-Cavity," *Acta Astronautica*, 117, 2015, pp. 376-389.
22. N. K. Mahto, G. Choubey, L. Suneetha and K. M. Pandey, "Effect of Variation of Length-to-Depth Ratio and Mach Number on the Performance of a Typical Double Cavity Scramjet Combustor," *Acta Astronautica*, 128, 2016, pp. 540-550.
23. K. M. Pandey, G. Choubey, F. Ahmed, D. H. Laskar and P. Ramnani, "Effect of Variation of Hydrogen Injection Pressure and Inlet Air Temperature on the Flow-Field of a Typical Double Cavity Scramjet Combustor," *International Journal of Hydrogen Energy*, 42, 2017, pp. 20824-20834.
24. G. Choubey and K. M. Pandey, "Effect of Variation of Inlet Boundary Conditions on the Combustion Flow-Field of a Typical Double Cavity Scramjet Combustor," *International Journal of Hydrogen Energy*, 43, 2018, pp. 8139-8151.
25. Y. H. Wang, W. Y. Song and D. Y. Shi, "Investigation of Flameholding Characteristics in a Kerosene-Fueled Scramjet Combustor with Tandem Dual-Cavity," *Acta Astronautica*, 140, 2017, pp. 126-132.
26. H. G. Weller, G. Tabor, H. Jasak and C. Fureby, "A Tensorial Approach to Computational Continuum Mechanics using Object Orientated Techniques," *Computers in Physics*, 12, 1998, pp. 620-631.
27. A. A. Shekarian, S. Tabejamaat and Y. Shoraka, "Effects of Incident Shock Wave on Mixing and Flame Holding of Hydrogen in Supersonic Air Flow," *International Journal of Hydrogen Energy*, 39, 2014, pp. 10284-10292.
28. A. A. Shekarian and S. Tabejamaat, "Numerical Study of the Effect of an Incident Shock Wave on the Combustion of Transversal Hydrogen Jet in a Supersonic Flow," *Fuel and Combustion*, 8, 2015, pp. 1-12. (In Persian)
29. J. O. Hinze, *Turbulence*, Second Edition, New York, McGraw Hill, 1975.
30. D. Veynante and L. Vervisch, "Turbulent Combustion Modeling," *Progress in Energy and Combustion Science*, 28, 2002, pp. 193-266.
31. D. B. Spalding, "Mixing and Chemical Reaction in Steady Confined Turbulent Flames," *Proceedings of the Combustion Institute*, 13, 1971, pp. 649-657.
32. J. Chomiak and A. Karlsson, "Flame Liftoff in Diesel Sprays," *Proceedings of the Combustion Institute*, 26, 1996, pp. 2557-2564.
33. N. Nordin, *Complex chemistry modeling of diesel spray combustion*, PhD Thesis, Department of Applied Mechanics, Chalmers University of Technology, Goteborg, Sweden, 2001.
34. OpenFOAM 2.2.x/src/thermophysicalModels/chemistryModel/chemistryModel /chemistryModel/chemistryModel.C.
35. D. Chakraborty, P. J. Paul and H. Mukunda, "Evaluation of Combustion Models for High Speed H₂/Air Confined Mixing Layer using DNS Data," *Combustion and Flame*, 121, 2000, pp. 195-209.
36. Z. Gao and C. Lee, "A Numerical Study of Turbulent Combustion Characteristics in a Combustion Chamber of a Scramjet Engine," *Science China Technological Sciences*, 53, 2010, pp. 2111-2121.
37. M. C. Murty, R. D. Mishal and D. Chakraborty, "Numerical Simulation of Supersonic Combustion with Parallel Injection of Hydrogen Fuel," *Defence Science Journal*, 60, 2010, pp. 465-475.
38. W. Huang, L. Ma, M. Pourkashanian, D. B. Ingham, S. b. Luo, J. Liu and Z. G. Wang, "Flow-Field Analysis of a Typical Hydrogen-Fueled Dual-Mode Scramjet Combustor," *Journal of Aerospace Engineering*, 25, 2012, pp. 336-346.
39. A. M. Tahsini and S. Tadayon Mousavi, "Investigating the Supersonic Combustion Efficiency for the Jet-in-Cross-Flow," *International Journal of Hydrogen Energy*, 40, 2015, pp. 3091-3097.
40. B. Savard and G. Blanquart, "A Priori Model for the Effective Lewis Numbers in Premixed Turbulent Flames," *Combustion and Flame*, 161, 2014, pp. 1547-1557.
41. J. Li, Z. Zhao, A. Kazakov and F. L. Dryer, "An Updated Comprehensive Kinetic Model of Hydrogen Combustion," *International Journal of Chemical Kinetics*, 36, 2004, pp. 566-575.
42. N. M. Marinov, C. K. Westbrook and W. J. Pitz, "Detailed and global chemical kinetics model for hydrogen," *8th International Symposium on Transport Properties*, San Francisco, Canada, October 1995.
43. W. Lu, Q. Zhansen and G. Liangjie, "Numerical Study of the Combustion Field in Dual-Cavity Scramjet Combustor," *Procedia Engineering*, 99, 2015, pp. 313-319.

English Abstract

Effect of the number of cavity flame-holders on combustion efficiency and pressure recovery factor in a supersonic combustion chamber

Mohammad Lahijani¹ and Sobhan Emami^{2*}

1- Department of Mechanical Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran, mohammad37@gmail.com

2- Department of Mechanical Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran, sobhan@pmc.iaun.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2019.06.04, Received in revised form: 2019.12.08, Accepted: 2019.12.28)

In the present research work, a computational simulation of the multi cavity scramjet combustor has been performed by using the two-dimensional compressible Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS) equations coupled with the two-equation standard k- ϵ turbulence model as well as PaSR model for combustion modeling. In this combustion chamber, the supersonic air with Mach number of 2.05 flows in the enclosure, and the transverse hydrogen fuel injection is employed at sonic condition. The cavity is used to stabilize the flame in the combustor and the effect of cavity location and also the number of cavities on flow structure, combustion efficiency, and pressure recovery factor are studied. The results show that by increasing the number of cavities from one to four, the combustion efficiency is increased but the pressure recovery factor decreases. For the four-cavity configuration, the combustion efficiency is around 98% and the pressure recovery factor is 46.13%, which shows 26% increase in the combustion efficiency and 10% decrease in the pressure recovery factor as compared with the single-cavity. In the considered configurations, the best performance is achieved by the parallel dual-cavity with two-injection combustor.

Keywords: Supersonic combustion, Scramjet, Hydrogen fuel, Cavity flame holder, combustion efficiency