

بررسی تأثیر زاویه تزریق بر عملکرد محفظه احتراق اسکرمجت با حضور حفره

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۴/۲۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۱/۲۵

وحیده دشتی رحمت آبادی^۱

۱- دکترای هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، vdashti@mu-es.ac.ir

چکیده

در این مقاله، محفظه احتراق یک اسکرمجت با حضور هندسه حفره و انجام تزریق در بالادست آن، به صورت دو بعدی و با استفاده از معادلات ناویر استوکس (RANS) مورد بررسی قرار گرفته است. مدل آشفتگی به کار رفته، روش کا اپسیلون استاندارد بوده و احتراق به صورت غیر پیش‌آمیخته انجام شده است. اعتبارسنجی انجام شده تطابق خوبی را با داده‌های تجربی نشان می‌دهد. در این کار به بررسی تأثیر زاویه تزریق سوخت بر روی پارامترهای کلیدی احتراق از جمله افت فشار سکون و راندمان احتراق پرداخته شده است و به منظور امکان وزندهی به این دو پارامتر به صورت همزمان، پارامتر عملکرد کلی تعریف گردیده که نسبت میزان راندمان احتراق به افت فشار سکون را بیان می‌کند. نتایج نشان می‌دهد که تزریق با زاویه ۴۵ با راندمان احتراق مشابه سایر حالات و افت فشار سکون کمتر، بهترین انتخاب از بین زوایای تزریق ۴۵، ۹۰ و ۱۳۵ درجه است.

واژه‌های کلیدی: اسکرمجت، RANS، حفره، زاویه تزریق، غیر پیش‌آمیخته، راندمان احتراق، افت فشار سکون

۲۴۹

سال ۱۴ - شماره ۱

پیاورد و تابستان ۱۴۰۴

نشریه علمی
دانش و فناوری هوافضا



Investigation of the injection angle effect on scramjet combustion chamber efficiency with cavity

Vahideh Dashti Rahmat Abadi¹

1- PhD of Aerospace, Faculty of Mechanics, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

Abstract

In this article, the combustion chamber of a scramjet with the presence of cavity geometry and injection upstream is investigated in two dimensions using Navier-Stokes (RANS) equations. The used turbulence model is the standard K-epsilon method and the combustion is done in a non-premixed manner. The performed validation shows a good agreement with the experimental data. In this work, the effect of fuel injection angle on key combustion parameters such as total pressure loss and combustion efficiency has been investigated, and in order to weight these two parameters simultaneously, the overall performance parameter has been defined, which is the ratio of combustion efficiency to total pressure loss. The results show that among the injection angles of 45, 90, and 135 degrees, injection with an angle of 45 has the same combustion efficiency as other modes. However, it produces a lower total pressure loss and is therefore the best choice among the injection angles considered.

Keywords: Scramjet, RANS, cavity, injection angle, non-premixed, combustion efficiency, total pressure loss.



۱- مقدمه

مطالعات اخیر در زمینه موتورهای اسکرمت، پیشرفت‌های قابل توجهی را نشان می‌دهد زیرا این موتور مناسب‌ترین و امیدوارکننده‌ترین موتور برای وسایل پرنده ابرصوتی هوا تنفسی است [۱]. اندازه تکانه ویژه^۱ بیشتر در اسکرمت باعث می‌شود تا این نوع موتور برای کاربردهای نظامی و غیر نظامی جذاب باشد [۲].

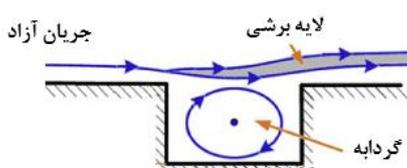
با این حال، هنوز مسائل زیادی در زمینه احتراق مافوق صوت وجود دارد که حل نشده باقی مانده است. به عبارت دیگر در یک طول معین از محفظه احتراق، سوخت و اکسید کننده باید با هم مخلوط و سپس مشتعل شوند و در مدت زمان بسیار کوتاهی بسوزند بدون اینکه باعث ایجاد شوک‌های قوی در موتور شوند [۳].

وظیفه حیاتی و پیچیده در طراحی یک اسکرمت دستیابی به اختلاط مناسب و سریع سوخت و هوا، راندمان احتراق خوب و افت فشار کل بهینه است تا موتور بتواند انرژی کافی حاصل از احتراق را صرف غلبه بر نیروی پسا در سرعت‌های بالا کند. اختلاط و احتراق موثر سوخت/ هوا در موتورهای اسکرمت، از آن جهت دشوار است که باید این اتفاق در مدت زمان کوتاهی (در حد میلی ثانیه) رخ دهد. با توجه به زمان اقامت بسیار کوتاه جریان هوا در محفظه احتراق اسکرمت، یک استراتژی تزریق کارآمد با عمق نفوذ بالا و اختلاط سریع مورد نیاز است [۴].

به دلیل انرژی ویژه بالا^۲ ظرفیت خنک کنندگی مطلوب^۳ هیدروژن، معمولاً از این ماده به عنوان سوخت استفاده می‌شود [۵،۶،۷]. ویژگی دیگر این سوخت، زمان کوتاه تاخیر احتراق^۴ است که منجر به احتراق سریع با انتشار گرمای زیاد می‌شود [۸]. بنابراین استفاده از احتراق جت

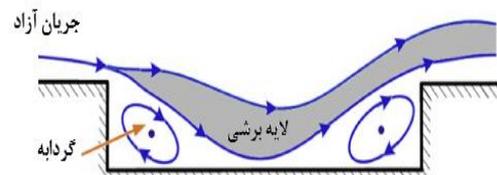
هیدروژن به عنوان سوخت مخصوصاً در موتورهای جرقه‌ای دیزلی یا محفظه احتراق اسکرمت بسیار کارآمد خواهد بود [۹،۱۰]. بویون^۵ و همکاران بیان کردند که خوداشتعالی منبع اصلی پایداری شعله است [۱۱]. بن‌یاکار و همکاران [۱۲] تحقیقات موثری را بر روی حفره‌ها به عنوان شعله نگهدارها انجام دادند و مسائل مهمی را در زمینه این تحقیقات بیان کردند. در حالت کلی جریان در داخل حفره به سه دسته عمده تقسیم می‌شود. این نوع تقسیم‌بندی وابسته به نسبت طول به عمق (L به D) است و به سه نوع "باز"، "بسته" و "گذرا" نام گذاری می‌شوند. نکته‌ای که درباره این نوع تقسیم‌بندی صدق می‌کند این است که در همه آنها، یک لایه برشی از جریان اصلی جدا شده و سپس به آن می‌پیوندد.

حفره‌های باز به حفره‌هایی اطلاق می‌شود که معمولاً در آنها نسبت L/D کوچکتر از ۷ تا ۱۰ است (شکل ۱) [۱۲]. در این حالت در صورتی که این نسبت کمتر از ۲ تا ۳ باشد، مکانیزم نوسانات به صورت عمود بر جریان (عرضی) می‌باشد در حالی که در نسبت‌های بزرگتر، نوسانات طولی غالب خواهد بود. در این نوع جریان، فشار بالایی که به دلیل برخورد جریان با دیوار عقبی به وجود می‌آید منجر به افزایش نیروی پسا می‌گردد [۱۲]. حفره‌های باز به دلیل کاهش ضریب درگ، انتخاب‌های خوبی جهت نگهداری از شعله نسبت به حفره‌های بسته هستند.



شکل ۱. شماتیک جریان با حفره از نوع باز (با نسبت L/D کمتر از ۷ تا ۱۰)

برای L/D بیش از ۱۰ تا ۱۳ جریان حفره به جهت اتصال لایه برشی با کف حفره، " بسته " نامیده می‌شود [۱۲]. افزایش فشار در دیواره عقبی و کاهش آن در دیوار جلویی منجر به نیروی پسای زیادی در این وضعیت می‌شود (شکل ۲).



شکل ۲. شماتیک جریان با حفره از نوع بسته (با نسبت L/D بیشتر از ۱۰ تا ۱۳)

نسبتی که در آن انتقال بین این دو وضعیت صورت می‌گیرد، وابسته به ضخامت لایه مرزی در ابتدای حفره، عدد ماخ و عمق حفره نیز می‌باشد [۱۲]. معمولاً L/D بین ۷ و ۱۳ را گذرا می‌نامند که در آن مقداری از خواص حفره‌های باز و بسته به صورت توأمان وجود خواهد داشت.

نتایج بدست آمده توسط محققان [۱۳، ۱۴] در مورد تزریق زاویه‌ای بیان می‌کند که مشکلات خوداشتعالی و تثبیت شعله در موتورهای اسکرمجت را می‌توان به ویژه در عددهای ماخ کمتر از ۱۰ کاهش داد. در سال‌های اخیر، حفره‌ها در محفظه‌های احتراق مافوق صوت به عنوان یک مفهوم جدید برای نگه داشتن و تثبیت شعله پیشنهاد شده‌اند. زینگ و همکاران [۱۵] تاثیر جریان حفره‌ای بر عملکرد احتراق‌های اسکرمجت را بررسی کردند. در مطالعه لین و همکاران [۱۶]، مشاهده می‌شود که توزیع سوخت در نواحی زیر صوت حفره به محل تزریق سوخت در بالادست حفره بستگی دارد. وانگ و همکاران [۱۷] بیان کردند که نسبت فشار سوخت به جریان اصلی نقش مهمی در حالت‌های تثبیت

شعله در یک محفظه احتراق مبتنی بر حفره با تزریق بالادست دارد. نایر و همکاران [۱۸] بیان کردند که وجود پله در پایین دست حفره موجب افزایش افت فشار سکون می‌شود.

تلاش‌های تحقیقاتی قبلی عمدتاً بر تکنیک‌های تزریق برای به حداکثر رساندن ویژگی‌های اختلاط متمرکز شده‌اند [۱۹]. برای طراحی یک محفظه احتراق کارآمد، پدیده‌هایی نظیر اختلاط، احتراق و همچنین افت فشار سکون باید بررسی شود. در واقع همواره باید دقت نمود تا بین نفوذ جت سوخت و افت فشار سکون تعادلی برقرار باشد زیرا زوایای پاشش بالا منجر به ایجاد شوک‌های قوی و افزایش این افت می‌شود. به بیان دیگر افزایش افت فشار سکون به معنای کاهش تراست فشاری خواهد بود. بنابراین درک عمیق این مطلب برای پاسخ به این مسائل کلیدی ضروری است. تا زمانی که بدون توجه به شرایط فشار، دما یا نسبت هم‌ارزی مناسب، سوخت به شکل مناسبی با هوا مخلوط نشود، احتراق مناسب رخ نخواهد داد. همچنین به دلیل فشار و سرعت بالای جریان هوا در یک محفظه احتراق، سوخت تزریق شده تمایل دارد به دیوار فشار داده شود که منجر به اختلاط غیرموثر می‌شود [۲۰، ۲۱]. علاوه بر مشکلات ذکر شده، حفظ پایداری شعله نیز یک چالش دیگر در داخل محفظه احتراق اسکرمجت محسوب می‌شود [۱۶، ۲۲].

در برخی از کارهای انجام شده، بررسی استراتژی تزریق به منظور ایجاد گردابه کارآمد مورد توجه بوده‌است. این امر با ایجاد گرادیان‌های چگالی و فشاری به دست می‌آید. به عنوان مثال، استفاده از پیکربندی‌های انژکتورهای پایه‌ای^۶، دیواری^۷، یا انژکتورهای شیب‌دار^۸ به صورت



عرضی، چرخشی و در داخل حفره‌ها برای این کار معمول است [۲۳-۲۶].

دیپو و همکاران [۲۷] ویژگی‌های نفوذ اختلاط و احتراق سوخت تزریقی با جریان هوای ورودی را در موتورهای اسکر مجت برای انواع مختلف انژکتورها بررسی کردند. در عین حال، ترکیبی از تکنیک‌های مختلف تزریق سوخت [۲۸-۳۱] در موتورهای اسکر مجت به کار می‌رود و محققان می‌توانند دانش جامعی در مورد تکنیک‌های تزریق سوخت در جریان مافوق صوت به دست آورند.

هوانگ و همکاران [۳۲] تاثیر محل تزریق سوخت هیدروژن بر میدان جریان احتراق را در محفظه احتراق یک اسکر مجت نوعی با حضور چند حفره با نسبت L/D برابر با ۵ بررسی کرده‌اند. کیم و همکاران [۳۳] تاثیر زاویه دیواره عقبی، نسبت عمق دیواره جلویی حفره به دیواره عقبی آن و همچنین طول حفره را بر راندمان احتراق و افت فشار کل در موتورهای اسکر مجت مورد بحث قرار داده‌اند.

یک روش معمول و ساده، تزریق عمودی از طریق دیواره است. این روش ساده‌ترین و قابل اعتمادترین روش برای تزریق سوخت اسکر مجت در احتراق‌های مافوق صوت است و به طور کامل مورد مطالعه قرار گرفته است [۳۴]. در این حالت قبل از محل تزریق سوخت، به دلیل انسداد جریان آزاد توسط جت پیشران یک شوک کمانی به وجود می‌آید و پس از ایجاد فرو انبساط ۹، در نهایت توسط یک دیسک ماخ خاتمه یابد. فشار بالای جت سوخت باعث ایجاد یک گردان فشار نامطلوب در لایه مرزی بالادست محل تزریق می‌شود که باعث ایجاد جدایش در آن محل می‌گردد [۳۵، ۳۶]. این ناحیه به قیمت افزایش

افت فشار سکون، سبب تثبیت شعله و رسیدن به اختلاط بهتر می‌شود.

مطالعات انجام شده در زمینه استفاده از حفره در جریان مافوق صوت نشان داد که استفاده از آن بعد از محل تزریق، به طور قابل توجهی بازده احتراق را بهبود می‌بخشد [۳۷-۳۹]. پانیگراهی و همکاران [۴۰] در کار خود بیان داشتند که حضور حفره فرعی ۱۰ سبب کاهش چسبندگی مجدد لایه برشی در دیواره عقب حفره می‌شود. تزریق سوخت در بالادست حفره، نفوذ و اختلاط بهتری را گزارش می‌کند و سوخت را نه تنها در جریان اصلی بلکه در حفره نیز توزیع می‌کند. در نهایت، اکسیژن بیشتری مصرف می‌گردد که باعث بهبود راندمان احتراق می‌شود [۴۱]. حفره سوخت و هوا را به داخل خود می‌کشد تا با ایجاد نواحی چرخشی و با استفاده از حفظ محصولات واکنش برای تثبیت شعله، اختلاط را بهبود بخشد. اختلاط سوخت و هوا و راندمان احتراق تحت تاثیر عوامل خاصی در مورد تزریق در بالادست حفره مانند پارامترهای جت سوخت، میزان نفوذ جت سوخت و همچنین تعامل بین جت سوخت و حفره قرار می‌گیرد [۴۲-۴۳]. جونگ و همکاران [۴۴] سه استراتژی تزریق هیدروژن را در یک محفظه احتراق اسکر مجت با حضور هندسه حفره انجام دادند. آنها گزارش دادند که تزریق در بالادست باعث افزایش انتشار سوخت و تاخیر کمتر در جرقه زنی در مقایسه با تزریق موازی می‌شود. نتایج یوکف و همکاران [۴۵] در شرایط عدد ماخ ورودی ۲/۲ نشان می‌دهد که وقتی سرعت جریان سوخت حفره کم بود، شعله روی لایه برشی حفره تثبیت می‌شود و منجر به افزایش تدریجی فشار در محفظه احتراق می‌شود. نرخ جریان سوخت به اندازه کافی بالا در حفره

منجر به تثبیت شعله در بالادست حفره، در پی جت سوخت و یک منطقه احتراق محدودتر شد. رلنگی و همکاران [۴۶] در کار خود بیان کردند که تزریق عرضی زاویه دار در بالادست حفره، پروفیل فشار دیواره بالاتری را در ناحیه حفره ایجاد می‌کند که نشان می‌دهد امواج ضربه‌ای ایجاد شده از محل تزریق با جریان هسته تعامل دارند و یک قطار موج ضربه‌ای در ناحیه حفره ایجاد می‌کنند.

در سال ۱۳۹۳ هاشمی و دهقان منشادی [۴۷]، ساختارهای گردابه‌ای را در احتراق جت جریان متقاطع در ورودی یک نازل مافوق صوت مورد ارزیابی قرار دادند و نتایج آنها نشان می‌دهد که با کاهش قطر ورودی سوخت، مکان پایداری شعله به محل تزریق سوخت نزدیک می‌شود. همچنین زاهدزاده و امی [۴۹، ۴۸] در سال ۱۳۹۸، به صورت عددی پاشش مقاطع جت‌های صوتی دو مرحله‌ای را در جریان عرضی مافوق صوت بعد از یک پله مورد بررسی قرار دادند و نتایج آنها نشان می‌دهد که ارتفاع دیسک ماخ انژکتور دوم بیشتر از انژکتور اول بوده که دلیل آن افت فشار سکون ناشی از انژکتور اول است. زارعی و دوازده امامی [۵۰] نیز در همان سال زاویه تزریق را در جریان پیش‌آمیخته بررسی کردند. نتایج آنها نشان داده‌است که در ابتدا، با افزایش زاویه تزریق تا ۱۶۵ درجه، یکنواختی مخلوط خروجی بیشتر می‌شود. بعد از آن، روند تغییرات معکوس شده ولی مجدداً در حالت جریان مخالف، یکنواختی اندکی افزایش پیدا می‌کند. همچنین، میزان تاثیرگذاری زاویه تزریق وابسته به عدد رینولدز جریان هواست و با افزایش عدد رینولدز، تاثیر زاویه تزریق بر یکنواختی مخلوط خروجی بیشتر می‌شود. در

سال ۱۳۹۹ لاهیجانی و امامی‌کوپایی [۵۱]، تعداد حفره را بر روی احتراق موتور اسکرمجت مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان می‌دهد که با افزایش تعداد حفره‌ها از یک تا چهار، بازده احتراقی افزایش یافته اما ضریب بازیافت فشار سکون کاهش می‌یابد.

در ادامه خلاصه‌ای از کارهای معتبر انجام شده در سطح جهان و در سال‌های اخیر در جدول ۱ ارائه شده‌است.

همانطور که مطالعات فوق نشان می‌دهد یکی از چالش‌های پیش‌رو در استفاده از حفره، انتخاب زاویه پاشش سوخت مناسب برای رسیدن به بهترین راندمان احتراق و در عین حال کمترین افت فشار سکون است. اگرچه در پژوهش‌های مختلف و فعالیت‌های گوناگون در سطح جهان، از زوایای پاشش مختلف استفاده شده‌است، همچنان ابهامات زیادی در ارتباط با جزئیات استفاده از حفره وجود دارد. در این تحقیق سعی شده‌است با برای یک هندسه ثابت محفظه احتراق و با استفاده از روش‌های عددی، پارامتر زاویه پاشش سوخت با لحاظ نمودن شرایط اختلاط غیر پیش‌آمیخته مورد بررسی دقیق‌تر قرار گیرد. برای مدلسازی عددی احتراق از تئوری کسر مخلوط استفاده شده و برهمکنش شیمی اغتشاش نیز به‌وسیله مدل فلیملت آرام و با کمک از روش PDF مدل شده‌است.

جدول ۱. خلاصه مراجع در سطح جهان

مشخصات	نویسنده
۲۰۱۲، واکنشی، حفره، عدد ماخ ۲، H ₂	ژنگ و همکاران [۵۲]
۲۰۱۷، واکنشی، دوبعدی، حفره، عدد ماخ ۲/۵، H ₂	خان و همکاران [۵۳]



$$\frac{\partial}{\partial x_j} [k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_i (\tau_{ij})_{eff} + S_h]$$

که در آن

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \quad (4)$$

در پژوهش حاضر نیز از روش مدل‌های لزجت گردابه‌ای و مدل آشفتگی $k-\epsilon$ استاندارد استفاده شده‌است. این مدل آشفتگی، ساده و در عین حال کامل می‌باشد و به‌وسیله حل دو معادله نفوذ جدا از هم، امکان تشخیص سرعت آشفتگی و مقیاس‌های طول را به‌طور مستقل فراهم می‌کند.

در مدل $k-\epsilon$ استاندارد، امکان تعیین هر دو پارامتر طول اغتشاش و مقیاس زمانی آن با حل دو معادله انتقال جداگانه وجود دارد. استحکام، صرفه جویی و دقت معقول برای طیف گسترده‌ای از جریان‌های آشفتنه، محبوبیت آن را در شبیه‌سازی‌های جریان صنعتی و انتقال حرارت توجیه می‌کند. این مدل، یک مدل نیمه تجربی است و استخراج معادلات آن بر ملاحظات پدیدارشناختی و تجربه‌گرایی تکیه دارد.

در این تحقیق، احتراق غیر پیش‌مخلوط در نظر گرفته شده‌است. با توجه به مطالعات صورت گرفته، برای مدلسازی عددی احتراق از تئوری کسر مخلوط استفاده شده و برهمکنش شیمی‌اغتشاش نیز به‌وسیله مدل فلیملت آرام و با کمک از روش PDF مدل شده‌است.

در احتراق غیر پیش‌آمیخته، برخلاف احتراق پیش‌آمیخته سوخت و اکسیدکننده به‌صورت جریان‌های متفاوت وارد ناحیه واکنشی می‌شوند.

مثال‌هایی از احتراق غیر پیش‌آمیخته شامل کوره‌های ذغال سنگ و موتورهای احتراق داخلی دیزل می‌باشد. مفهوم فلیملت، شعله مغشوش را

۲۰۱۹، واکنشی، دوبعدی، حفره و گوه، عدد ماخ ۲/۵ و ۳ و ۳/۵، H_2 و اتان	سونیتا و همکاران [۵۴]
۲۰۲۲، واکنشی، دوبعدی، بدون حفره، H_2	فونتس و همکاران [۵۵،۵۶]
۲۰۲۲، واکنشی، سه بعدی، حفره، عدد ماخ ۲/۵، H_2	ژنگ و همکاران [۵۷]
۲۰۲۳، واکنشی، سه بعدی، حفره، عدد ماخ ۱/۵ و ۲ و H_2 ، ۳/۵ و ۲/۵	چویی و همکاران [۵۸]
۲۰۲۳، واکنشی، دوبعدی، بدون حفره، عدد ماخ ۲/۵، H_2	فوجیو و اوگاوا [۵۹]
بررسی تجربی	
۲۰۱۶، غیرواکنشی، حفره، عدد ماخ ۱/۸	جیاکومار و همکاران [۶۰]
۲۰۲۳، واکنشی، حفره، عدد ماخ ۲، H_2	وانگ و همکاران [۶۱]
بررسی تجربی و عددی	
۲۰۱۸، غیرواکنشی، سه بعدی، حفره، عدد ماخ ۲/۹۲، اتان	کای و همکاران [۶۲]
۲۰۱۹، واکنشی، دوبعدی، حفره، عدد ماخ ۲/۵۲، H_2	ونگ و همکاران [۶۳]

۲- روابط حاکم و روش حل مسئله

معادلات حاکم بر جریان با اعمال متغیرهای نوسانی و انجام ساده‌سازی‌های لازم، به صورت زیر بدست می‌آید:

معادله بقای جرم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

معادله اندازه حرکت:

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

معادله انرژی:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} u_i (\rho E + \rho) = \quad (3)$$



می‌باشد که ناشی از جریان سوخت است.

۳- هندسه مورد مطالعه و تولید شبکه

عنوان ابعاد هندسه مورد بررسی و شرایط حاکم بر جریان در جدول ۲ ارائه شده‌است.

جدول ۲. مشخصات ابعادی و شرایط اولیه در کار حاضر

ابعاد	مشخصه‌ها
۶۰ میلی‌متر	ارتفاع کانال محفظه احتراق
۳	نسبت L/D
۲	نسبت H/D
۲۰	D (mm)
۱۰۵	L (mm)
۳	عدد ماخ
۵ درجه	زاویه واگرایی محفظه احتراق
۴۵ درجه	زاویه دیواره عقبی حفره

در شکل ۳، هندسه مورد استفاده در کار حاضر نشان داده شده‌است و مشخصه‌های هندسی از قبیل H ، L و D معرفی شده‌است. همچنین مقاطع x برابر با ۱۰۰، ۳۰۰ میلی‌متر و خروجی، مقطعی هستند که داده‌های جریان در آنها ارائه شده‌است. حالت‌های مورد بررسی شامل هندسه با نسبت L/D برابر با ۳ و همچنین H/D برابر با ۲ می‌باشد.

در این هندسه، از یک قسمت واگرا با زاویه واگرایی ۵ درجه استفاده شده و طول قسمت واگرا ۳۰۰ میلی‌متر است.

به‌صورت مجموع ساختارهای باریک، یک‌بعدی و آرام درون میدان جریان مغشوش، می‌بیند [۶۴]. برای مدل سازی احتراق غیر پیش آمیخته، معادلات حاکم برای هر عنصر سیال مورد نیاز است. معادله بقایی برای کسر جرمی گونه به شرح زیر است:

$$\frac{\partial Y_k}{\partial t} = \frac{\chi}{2Le_k} \left(\frac{\partial^2 Y_k}{\partial Z^2} \right) + \frac{\omega_k}{\rho} \quad (5)$$

پارامتر Le_k ، عدد لوئیس k -امین گونه است و فرمول فوق با در نظر گرفتن ظرفیت حرارتی ثابت به دست آمده است. معادله انرژی با ظرفیت گرمایی متغیر برابر است با:

$$c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\chi}{2} \left(\frac{\partial^2 h}{\partial Z^2} \right) - \sum_{k=1}^N \left\{ \frac{\chi}{2} \frac{\partial^2 Y_k}{\partial Z^2} + \frac{\omega_k}{\rho} \right\} \quad (6)$$

همانطور که از فرمول‌های بالا مشاهده می‌شود کسر جرم و دما به سه پارامتر کسر مخلوط Z ، ترم اتلاف اسکالر χ و زمان بستگی دارد.

در مدل احتراقی غیرپیش‌آمیخته، حالت ترموشیمیایی لحظه‌ای سیال به یک کمیت پایدار اسکالر که به نام کسر مخلوط شناخته می‌شود، مرتبط است. کسر مخلوط با استفاده از عبارات کسر جرمی می‌تواند به صورت زیر نوشته شود [۶۵]:

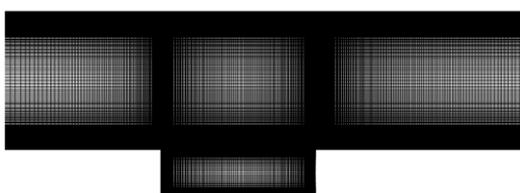
$$f = \frac{Z_i - Z_{i,ox}}{Z_{i,fuel} - Z_{i,ox}} \quad (7)$$

که Z_i ، کسر جرمی عنصر i است. اندیس ox نشان‌دهنده مقدار در جریان اکسید کننده ورودی و اندیس $fuel$ مقدار در جریان سوخت ورودی است. اگر ضریب دیفیوژن برای تمام گونه‌ها مساوی باشد، معادله بالا برای تمام عناصر یکسان خواهد بود و تعریف کسر مخلوط واحد خواهد بود. بنابراین کسر مخلوط، کسر مخلوط جزئی



جدول ۳ مراجع مورد استفاده در اعتبارسنجی و شبیه‌سازی

مشخصات	عنوان مرجع
غیرواکنشی	مطالعات اساسی بر روی شعله نگه‌دار
۲۰۰۱	دارای حفره در محفظه احتراق
گروبر	مافوق صوت [۲۱]
واکنشی	شعله‌های جت طبقه بندی شده در
۲۰۱۲	جریان هوای گرم شده (۱۳۹۰)
میکا	کلوین) به همراه خوداشتعالی [۶۶]
واکنشی	توزیع حرارت آزاد شده در اسکرمت
۲۰۰۹	دوگانه- اندازه گیری و
میکا	مدلسازی [۶۷]

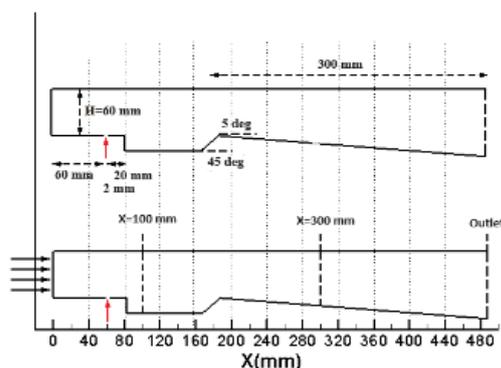


شکل ۴. شبکه تولید شده در هندسه برگرفته از گروبر و همکاران جهت شبیه‌سازی و اعتبارسنجی

در پژوهش حاضر، اجراهای انجام شده به صورت دوبعدی و RANS می‌باشد. در شبیه‌سازی انجام شده جریان در ورودی یکنواخت فرض شده‌است. شرایط مرزی لحاظ شده برای هر هندسه، شرط فشار ورودی ۱۱ و فشار خروجی ۱۲ به ترتیب در ورودی و خروجی و همچنین شرط دیواره صلب و بدون لغزش برای تمامی دیواره‌ها بوده‌است.

با توجه به بحث تداخل شاک و لایه مرزی، حل معادلات در نزدیکی دیواره جهت تحلیل رفتار جریان و لایه مرزی آشفته بسیار حائز اهمیت است، از اینرو با ریز کردن شبکه در نزدیک دیواره، شبکه بندی لایه مرزی اعمال شده و فاصله اولین سلول محاسباتی از دیواره در حدود ۰/۰۰۰۰۱ میلی‌متر در نظر گرفته شده‌است.

پودسی و بویس [۶۸] در سال ۲۰۱۰ اعلام



شکل ۳. هندسه مورد استفاده در کار حاضر

در کار حاضر سعی شده‌است تا تاثیر تغییر زاویه پاشش سوخت در محفظه احتراق یک موتور اسکرمت با حضور هندسه حفره و انجام تزریق در بالادست حفره مورد بررسی قرار گیرد و رفتار جریان را نسبت به این تغییر ارایه نماید.

برای کار حاضر از سه مرجع به عنوان مراجع اصلی مطالعه به صورت غیرواکنشی و واکنشی استفاده شده که در جدول ۳ معرفی شده‌است.

با توجه به حجم عملیات و اهمیت تحلیل جریان در محدوده لایه مرزی سعی شده‌است در تمامی موارد از شبکه باسازمان استفاده شود تا با کاهش تعداد المان‌ها زمان همگرایی در تحلیل کاهش و دقت محاسبات افزایش یابد. با این حال در یک حل عددی لازم است بین دو پارامتر دستیابی به نتایج با دقت خوب و زمان دستیابی به همگرایی لازم، توافق منطقی ایجاد گردد.

برای شبکه بندی هندسه حاضر از یک نرم افزار تجاری استفاده شده و شبکه‌ها در نزدیکی دیواره‌های محفظه احتراق، دیواره جلویی و عقبی حفره و کف آن کاملاً متراکم شده‌است تا بتوان پدیده‌های جریانی را بهتر مشاهده کرد. در شکل ۴ شبکه بندی تولید شده برای یک هندسه مورد استفاده در پژوهش حاضر نشان داده شده‌است.

لبه جلویی حفره و در راستای دیواره‌های حفره محاسبه شده‌است.

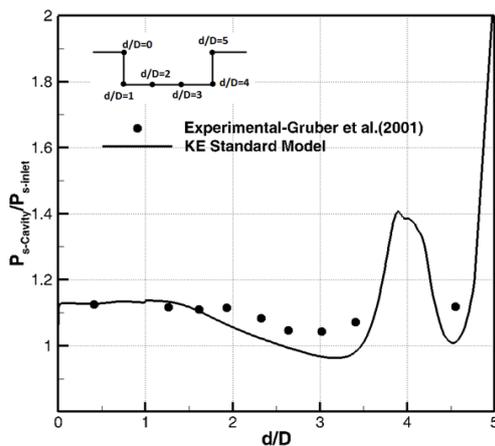
جدول ۴. شرایط کلی مربوط به اعتبارسنجی غیرواکنشی

مقدار	پارامتر
فشار ورودی	شرط مرزی ورودی
فشار خروجی	شرط مرزی خروجی
دیواره صلب	سایر مرزها
۳	عدد ماخ ورودی
هوا	نوع سیال
۶۹۰ کیلوپاسکال	فشار سکون در ورودی
۳۰۰ کلونین	دمای سکون در ورودی
دوبعدی غیرواکنشی	نوع اجرا
چگالی مینا	روش حل
دوبعدی دائم	نوع حل
KE Standard	روش توربولانسی
۷/۵۵ کیلوگرم بر ثانیه	دبی
۳ میلیون	رینولدز

کردند که این مقدار برای شبیه‌سازی اختلاط آشفته جریان‌های مافوق صوت مناسب است. همچنین هوانگ و همکاران [۶۹] نیز در سال ۲۰۱۴ بیان کردند که این مقدار برای محفظه احتراق دارای حفره نیز کارآمد بوده و برای شرایط آن مناسب است.

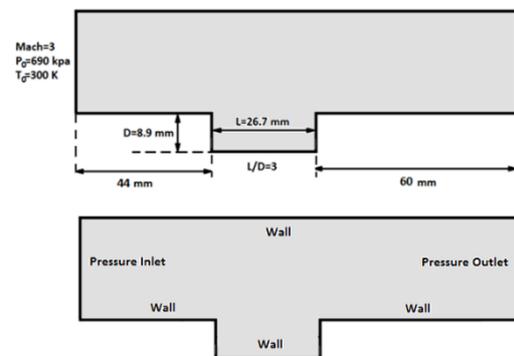
۴- اعتبارسنجی و استقلال از شبکه

به منظور اعتبارسنجی غیرواکنشی، جریان در هندسه معرفی شده توسط گروبر و همکاران [۲۱] به صورت دوبعدی شبیه‌سازی شده و نتایج آن با داده‌های تجربی این مرجع مقایسه شده‌است. شماتیک هندسه مورد استفاده در پژوهش حاضر که از گروبر و همکاران [۲۱] انتخاب شده، در شکل ۵ نشان داده شده‌است.



شکل ۶. مقایسه نتایج شبیه‌سازی انجام شده با داده‌های تجربی گروبر و همکاران [۲۱]

در شکل ۷ مقدار $y+$ برای نمونه اعتبارسنجی نشان داده شده‌است که مقدار قابل قبولی را نشان می‌دهد.



شکل ۵. هندسه مورد استفاده جهت شبیه‌سازی و اعتبارسنجی برگرفته از گروبر و همکاران (بالا). شرط مرزی حاکم بر مدل (پایین) [۲۱]

مشخصات به کار رفته توسط گروبر و همکاران [۲۱] در جدول ۴ ارائه شده‌است. نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی انجام شده و داده‌های تجربی مرجع مذکور در شکل ۶ ارائه شده‌است. این شکل نشان می‌دهد که شبیه‌سازی انجام شده تطابق خوبی با داده‌های تجربی دارد. در این شکل، پارامتر d از جنس مسافت بوده و از

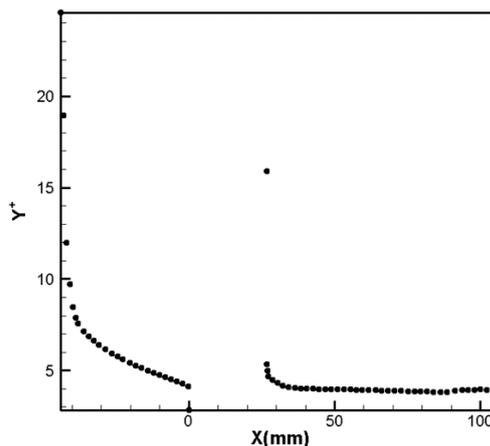
است و همگرایی در شبیه‌سازی اتفاق افتاده‌است.

جدول ۵. مشخصات جریان در تونل باد دانشگاه
میشیگان [۶۷.۶۶]

مشخصات	مقادیر
۱ سیال	هوا سوخت
۲ فشار سکون (kpa)	۵۹۰ هیدروژن ۹۵۰
۳ عدد ماخ	۲/۲
۴ دمای سکون (K)	۱۵۰۰
۵ دمای استاتیک (K)	۲۴۷
۶ قطر تزریق سوخت (mm)	۲/۴۹
۷ شرط مرزی ورودی	فشار ورودی
۸ شرط مرزی خروجی	فشار خروجی
۹ سایر مرزها	دیواره صلب
۱۰ نوع اجرا	دوبعدی واکنشی
۱۱ روش حل	فشار مبنا
۱۲ نوع حل	دائم
۱۳ روش توربولانسی	Kε Standard
۱۴ دبی	۱۲/۲۶ کیلوگرم بر ثانیه
۱۵ رینولدز	۱/۵ میلیون

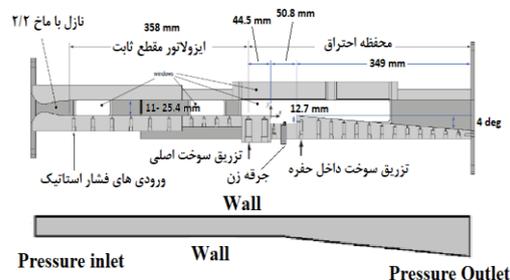
در شکل ۹، مقدار Y^+ برای این شبیه‌سازی نشان داده شده که زیر ۱۰ بوده و مقدار مناسبی را نشان می‌دهد.

نتایج شبیه‌سازی انجام شده و مقایسه آن با نتایج تجربی مربوطه در شکل ۱۰ ارائه شده‌است. با توجه به این شکل، می‌توان گفت که داده‌های حاصل از شبیه‌سازی، تطابق خوبی با نتایج تجربی داشته و لذا می‌توان از روش شبیه‌سازی انجام شده برای ادامه کار استفاده نمود.



شکل ۷. نمودار Y^+ برای نمونه اعتبارسنجی غیرواکنشی

به منظور انجام اعتبارسنجی واکنشی، از داده‌ها و نتایج میکا و همکاران (جدول ۳) استفاده شده‌است. این نتایج از تونل باد مستقر در دانشگاه میشیگان به دست آمده‌است. در شکل ۸، شماتیک تونل مورد نظر نشان داده و ابعاد آن ارائه شده‌است. شرایط جریان در تونل مذکور در جدول ۵ آورده شده‌است.

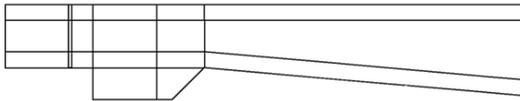


شکل ۸. شماتیک سیستم دانشگاه میشیگان جهت اعتبارسنجی واکنشی (بالا)، شرط مرزی حاکم بر مدل (پایین) [۶۷.۶۶]

در این بخش نیز از شبکه‌بندی منظم استفاده شده و مش‌ها در نزدیکی دیواره‌ها، به اندازه‌ای ریز شده‌است که توانایی درک لایه مرزی را داشته باشد. میزان خطای باقی مانده کمتر از ۰/۰۰۰۱ می‌باشد و میزان اختلاف دبی در ورودی و خروجی در تکرارهای مختلف با یکدیگر برابر شده که نشان می‌دهد قانون پیوستگی به خوبی برقرار

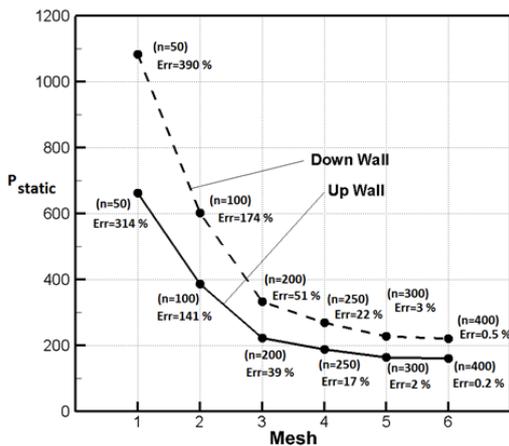
هزینه و وقت، هندسه دوبعدی مورد استفاده به بلوک‌های مختلفی تقسیم‌بندی شد و شبکه‌بندی‌های مختلفی با متراسازی‌های متفاوت در راستای X و Y مورد تست قرار گرفت و نتایج مربوطه به آنها در ادامه آورده شده‌است. یک نمونه از بلوک‌بندی مورد استفاده در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است.

برای هر یک از سه دسته بلوکی در راستای Y شبکه‌بندی‌های مختلفی در نظر گرفته شد و تاثیر آن بر روی فشار استاتیک حاصل از شبیه‌سازی ارزیابی گردید.



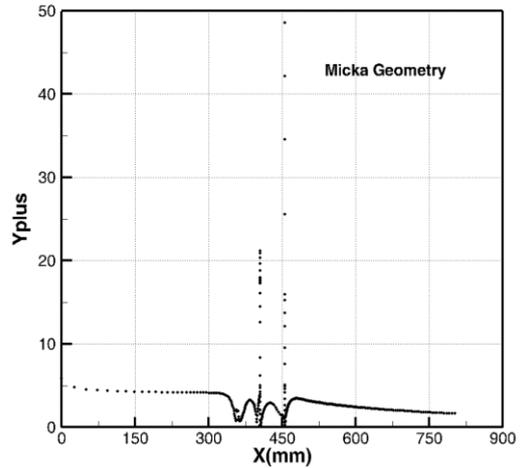
شکل ۱۱. نحوه بلوک‌بندی هندسه به منظور کنترل بهینه شبکه‌بندی

نتایج به دست آمده از این ارزیابی در راستای Y در شکل ۱۲ نشان داده شده‌است.

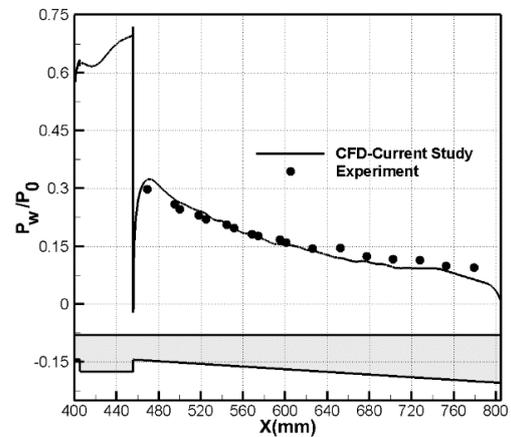


شکل ۱۲. ارزیابی استقلال از شبکه در راستای Y نزدیک دیوارها

در هر یک از شرایط نزدیک دیوارها، از نوع Y شبکه‌بندی مختلف استفاده شده‌است و با مقایسه



شکل ۹. مقدار Y^+ در شبیه‌سازی مربوط به اعتبارسنجی واکنشی



شکل ۱۰. مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی و نتایج تجربی [۶۷،۶۶]

به دلیل پدیده‌هایی نظیر احتراق، تداخل شوک و سرعت بالا، شبیه‌سازی جریان داخل کانال پیچیدگی‌های زیادی دارد و نیازمند انتخاب یک شبیه‌سازی مناسب برای امکان مشاهده رفتار دقیق جریان وجود دارد. بدیهی است که برای داشتن یک شبیه‌سازی دقیق از جریان، هرچه تعداد مش‌بندی بالاتری استفاده شود، رسیدن به جواب دقیق‌تر خواهد بود.

با این حال افزایش بی‌رویه مش‌بندی باعث افزایش زمان انجام آن و صرف زمان و هزینه بیشتری خواهد بود. بنابراین برای رسیدن به بهترین شبکه‌بندی و موازنه بین نتایج و صرف

آنها، شبکه مناسبی که با کمترین تعداد شبکه بندی، بتواند پارامترهای جریانی یکسانی را تولید کند انتخاب شده است. در این شکل، n تعداد تقسیم بندی در بلوک های نزدیک دیواره ها را نشان می دهد و EIT معرف میزان خطای مقدار فشار استاتیک محاسبه شده در شبکه مورد نظر نسبت به شبکه بعدی با تعداد مش بیشتر است. بیشترین وابستگی شبکه بندی در راستای y و در نزدیکی دیواره ها است. عملیات ریز کردن شبکه و متراکم سازی آن در راستای y تا زمانی ادامه یافته است که خطای مقدار فشار محاسبه شده به کمتر از یک درصد در نزدیکی دیواره ها برسد. بنابراین از مش شماره ۶ برای دیواره ها به همراه اعمال نسبت تراکم و مش بندی جهت دار استفاده شده است.

۵- نتایج

در این بخش به بررسی نتایج به دست آمده از شبیه سازی ها در حالت دوبعدی پرداخته شده است. هدف از انجام این شبیه سازی ها، شناخت بیشتر رفتار حفره با تغییر زاویه تزریق در بالادست حفره است. در این کار، از نتایج غیرواکنشی برای همگرایی سریعتر نتایج واکنشی استفاده شده است.

همانطور که قبلا بیان شده است، تمامی اجراها دارای شبکه بندی منظم و مناسب برای کسب نتایج دقیق بوده است و در آنها واکنش به صورت غیر پیش آمیخته و با بیست نوع واکنش مدل گردیده است. در همه اجراهای واکنشی از روش فشار مبنا استفاده شده و تا بروز علایم همگرایی در اجراها نظیر باقیمانده کمتر از 0.0001 و برابری دبی ورودی و خروجی، تکرارهای اجرا ادامه یافته است. این در حالی است که در

شبیه سازی های غیرواکنشی از روش حل چگالی مبنا به صورت ضمنی کمک گرفته شده است. در حالت کلی برای بررسی عملکرد یک جریان واکنشی مافوق صوت از چند پارامتر محدود استفاده می شود که راندمان احتراق و افت فشار سکون از مهمترین آنها محسوب می شود. بهترین عملکرد در یک اسکرمجت در حالتی به دست می آید که بیشترین راندمان احتراق به همراه کمترین میزان افت فشار سکون حاصل شود. راندمان احتراق بر اساس میزان اختلاف سوخت در ورودی سوخت و در محل مورد نظر نسبت به سوخت در ورودی سوخت تعریف می گردد [۳۳].

بر این اساس، رابطه زیر برای آن تعریف شده است:

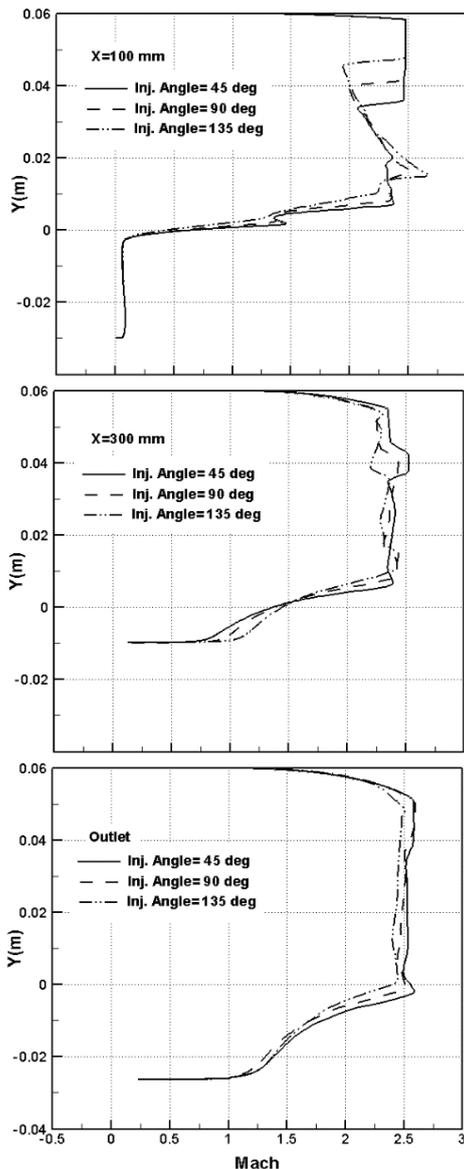
$$\eta_c = \frac{\dot{m}_{fuel,in} - \dot{m}_{fuel,x}}{\dot{m}_{fuel,in}} \quad (8)$$

بررسی پارامتر افت فشار کل به این دلیل مهم است که می تواند بر روی تراست تاثیر گذارد. در یک جریان مافوق صوت با عبور جریان از هر موج شوک، انتروبی در جهت جریان افزایش یافته و افت فشار سکون رشد می کند. همچنین افت فشار سکون برای شوک عمودی حداکثر بوده و برای شوک های مایل کاهش پیدا می کند. افزایش عدد ماخ نیز باعث افزایش افت فشار سکون در شوک عمودی و شوک مایل می شود. علاوه بر امواج شوک، عوامل دیگری نظیر نیروهای لزجی درون لایه مرزی، جدایش جریان، اختلاط سوخت و هوا و احتراق آنها در ایجاد افت فشار سکون موثر هستند [۳۳]. افت فشار سکون به صورت زیر تعریف می گردد [۳۳]:

$$\eta_{Loss} = 1 - \frac{\int P_t \rho u dA}{\int P_{t,ref} \rho u dA} \quad (9)$$

حالت‌های دیگر بوده و افت فشار استاتیک و سکون کمتری را به محفظه احتراق تحمیل می‌کند.

در شکل ۱۴ پروفیل عدد ماخ در سه مقطع $X=100,300$ و در خروجی محفظه احتراق نشان داده شده‌است.

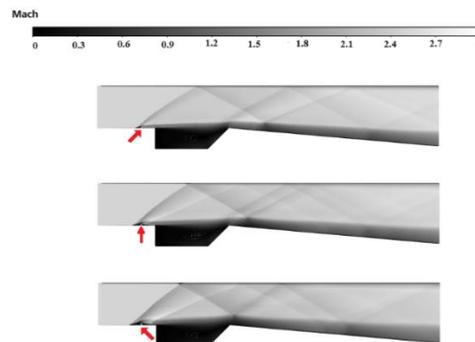


شکل ۱۴. پروفیل عدد ماخ در سه مقطع ۱۰۰ میلی‌متر، ۳۰۰ میلی‌متر و خروجی

همانطور که در این شکل نشان داده شده، پروفیل عدد ماخ برای زاویه تزریق ۴۵ درجه

در ضمن از تقسیم راندمان احتراق بر افت فشار سکون، پارامتری به نام "عملکرد کلی" تعریف می‌شود که بزرگ بودن آن به معنای راندمان احتراق بیشتر و یا افت فشار سکون کمتر است.

شبیه‌سازی‌های عددی برای سه زاویه تزریق ۴۵، ۹۰ و ۱۳۵ درجه انجام شده‌است که جهت این زوایای نسبت به جهت جریان است. محل تزریق در بالادست حفره بوده و بعد از حفره، جریان در ادامه محفظه احتراق واگرا جریان دارد. در شکل ۱۳، کانتور عدد ماخ برای سه زاویه تزریق ۴۵، ۹۰ و ۱۳۵ درجه در محفظه احتراق اسکرمجت نشان داده شده‌است.



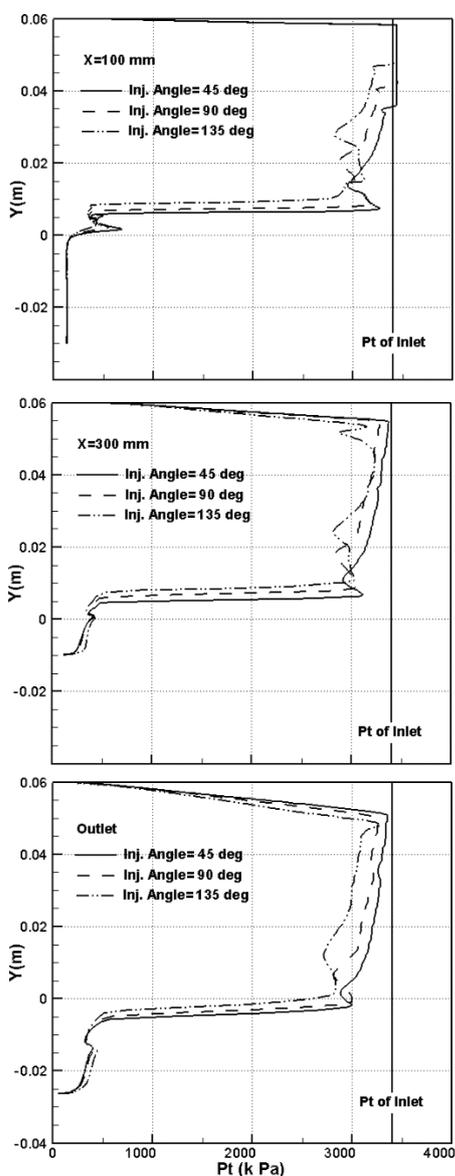
شکل ۱۳. پروفیل عدد ماخ در زوایای تزریق ۴۵، ۹۰ و ۱۳۵ درجه

به دلیل انعکاس شوک‌های مورب قوی بر روی لایه‌های برشی پایین و بالای حفره، یک قطار شوک در ناحیه مرکزی محفظه احتراق تشکیل شده و عدد ماخ را در این ناحیه تحت تاثیر قرار می‌دهد. همچنین می‌توان بیان کرد که ناحیه مادون صوت تشکیل شده قبل از ناحیه تزریق در زاویه تزریق ۴۵ درجه، از سایر شبیه‌سازی‌ها کوچکتر است که نشان دهنده ماخ دیسک ضعیفتر می‌باشد. به عبارت دیگر، شوک‌های تشکیل شده در زاویه تزریق ۴۵ درجه ضعیفتر از

بیشترین سرعت را نشان می‌دهد. بررسی پروفیل عدد ماخ از آن جهت مهم است که می‌تواند عاملی مهم در تولید نیروی تراست باشد. با اینکه در مقطع ۱۰۰ میلی‌متر پروفیل عدد ماخ در زاویه تزریق ۱۳۵ درجه به دلیل تزریق بیشتر سوخت در جریان و در نزدیکی دیواره پایینی مقدار بزرگتری را دارد، با این حال با عبور از حفره و انجام اختلاط بهتر توسط آن، پدیده اختلاط بر میزان بیشتر سوخت هیدروژن پیشی گرفته و سرعت در زاویه تزریق ۴۵ درجه بیشتر از سایر زوایای مورد بررسی شده است.

لازم به ذکر است که دبی سوخت تزریقی به جریان در تمامی شبیه‌سازی‌ها یکسان است اما در زاویه تزریق ۱۳۵ درجه، به دلیل پاشش سوخت در موقعیت قبل از محل تزریق این امکان به دست می‌آید که در موقعیت‌های مشابه در سه شبیه‌سازی، مقدار بیشتری سوخت در این زاویه تزریق در جریان موجود باشد. پروفیل فشار سکون و همچنین دمای استاتیک در سه مقطع مورد بررسی به ترتیب در شکل ۱۵ و شکل ۱۶ آورده شده است. برهمکنش بین شوک‌ها، سوخت تزریقی و لایه برشی منجر به تغییر فشار استاتیک در امتداد محفظه احتراق می‌شود. قبلاً این نتیجه بدست آمده که جدایش لایه برشی و اتصال مجدد جریان از لبه‌های جلویی و عقبی حفره باعث افزایش فشار دیواره محفظه احتراق می‌شود [۱۲]. در بین تمام موارد، حالت تزریق ۴۵ درجه در هر سه مقطع مورد بررسی فشار سکون بیشتری را دارد. زیرا تزریق با زاویه کمتر نسبت به جهت جریان، باعث افزایش گردش مجدد جریان و در نتیجه کاهش فشار استاتیک می‌شود. همچنین قطار شوک تشکیل شده نیز نقش کلیدی در تغییرات فشار استاتیک دارد. بنابراین

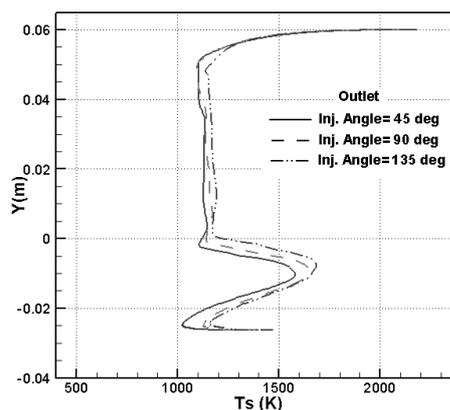
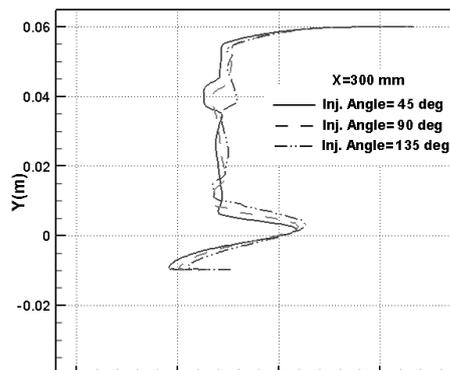
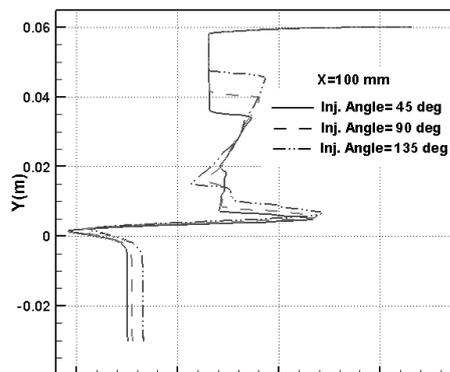
می‌توان گفت در زاویه تزریق ۴۵ درجه، کمترین مقدار فشار استاتیک و بیشترین مقدار فشار سکون رخ می‌دهد و می‌توان انتظار داشت که این حالت کمترین افت فشار سکون را داشته باشد. همچنین در تزریق ۱۳۵ درجه، افت سکون بیشتر به منزله هدررفت انرژی است که باعث گرمتر شدن محفظه احتراق می‌شود. این موضوع نیز بر روی احتراق سوخت هیدروژن تاثیر خواهد داشت.



شکل ۱۵. پروفیل فشار سکون در سه مقطع

۱۰۰ میلی‌متر، ۳۰۰ میلی‌متر و خروجی

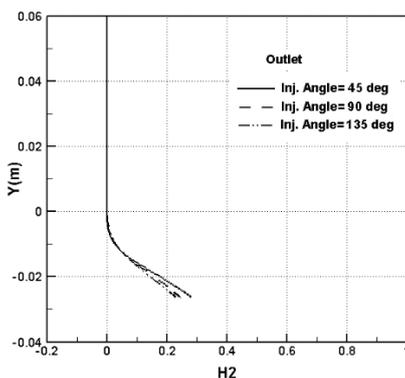
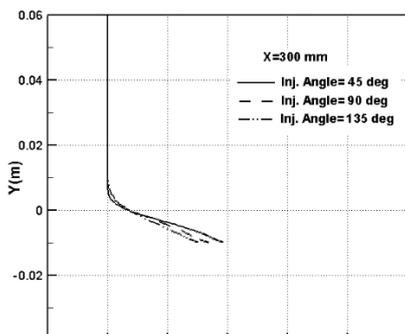
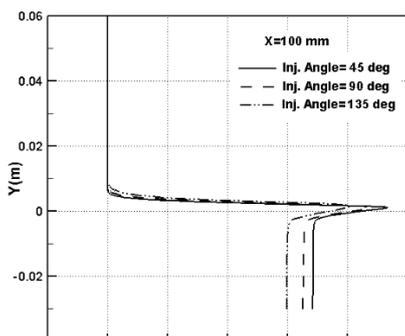
ندارد. زیرا در زاویه تزریق ۴۵ درجه، جت به موازات جریان اصلی حرکت می‌کند و به نوعی زمان کمتری برای احتراق دارد. بنابراین بیشترین میزان سوخت هیدروژن و محصول احتراقی آب به ترتیب در زوایای تزریق ۴۵ درجه و ۱۳۵ درجه رخ می‌دهد.



شکل ۱۶. پروفیل دمای استاتیک (چپ) در سه مقطع ۱۰۰ میلیمتر، ۳۰۰ میلیمتر و خروجی

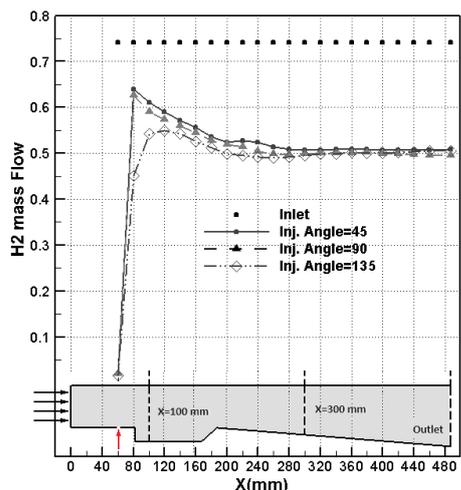
در شکل ۱۷ و شکل ۱۸، به ترتیب میزان هیدروژن و بخار آب در سه مقطع محفظه احتراق نشان داده شده‌است.

با تزریق عرضی در بالادست حفره، نفوذ جت به درون هسته جریان افزایش می‌یابد. در حالت اول با زاویه تزریق ۴۵ درجه، این نفوذ از نظر مقدار هیدروژن بیشتر از سایر حالات است. با این حال از نظر موقعیت، تفاوت چندانی با سایر حالت



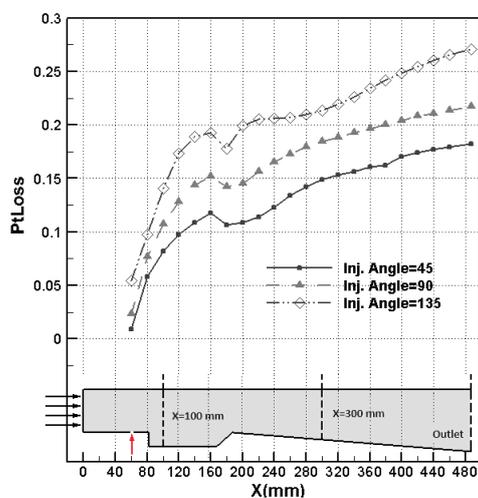
شکل ۱۷. پروفیل میزان درصد جرمی هیدروژن در سه مقطع ۱۰۰ میلیمتر، ۳۰۰ میلیمتر و خروجی

در شکل ۱۹ میزان دبی جرمی سوخت باقی مانده در جریان در طول محفظه احتراق بررسی شده‌است. با توجه به این شکل می‌توان دریافت که میزان سوخت در زاویه تزریق ۴۵ درجه، در



شکل ۱۹. میزان دبی سوخت هیدروژن در طول محفظه احتراق

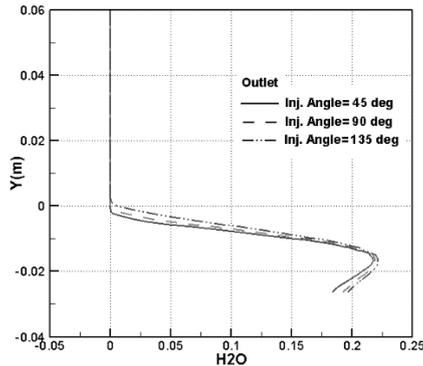
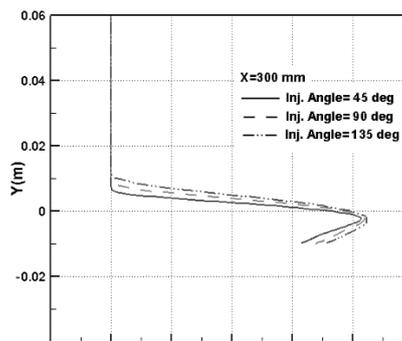
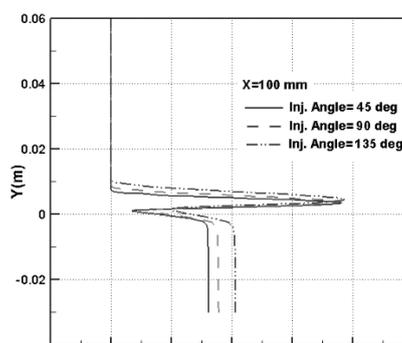
در شکل ۲۰ پارامتر افت فشار سکون در طول محفظه احتراق و کمی بعد از محل تزریق محاسبه شده و در سه زاویه تزریق مختلف با یکدیگر مقایسه شده است.



شکل ۲۰. پروفیل افت فشار سکون در طول محفظه احتراق

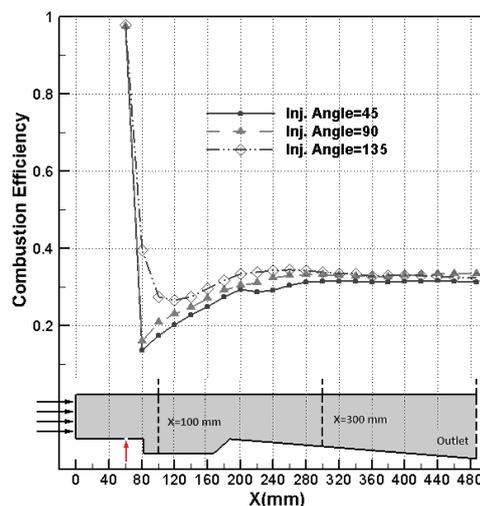
شکل ۲۰ نشان می‌دهد که بیشترین میزان افت فشار سکون در زاویه تزریق ۱۳۵ درجه رخ داده است. دلیل این اتفاق، تولید شوک‌های بیشتر در جریان اصلی حتی قبل از ناحیه تزریق می‌باشد. به عبارت دیگر، در تزریق سوخت با

موقعیتی عقبتر از دو حالت دیگر به جریان پاشیده شده، با این حال میزان مصرف آن بعد از عبور در طول محفظه احتراق تقریباً مانند سایر حالت‌های بررسی شده است. به دلیل وجود حفره در هندسه محفظه احتراق و انجام اختلاط مناسب در آن، میزان مصرف و احتراق سوخت تقریباً در همه موارد مورد بررسی ثابت است و تغییر زاویه تزریق در مصرف سوخت در محفظه احتراق تأثیر چندانی ندارد.



شکل ۱۸. پروفیل میزان درصد جرمی آب در سه مقطع ۱۰۰ میلی‌متر، ۳۰۰ میلی‌متر و خروجی

زاویه ۱۳۵ درجه، به دلیل مخالف بودن جهت تزریق با جهت جریان اصلی محفظه احتراق، شوک‌های تعاملی حاصل از این اتفاق قبل از محل تزریق رخ می‌دهد و بنابراین محفظه احتراق را با شوک‌های بیشتری درگیر می‌کند. این افزایش تعداد شوک و تشکیل قطار شوک طولانی‌تر، کاهش فشار سکون و در نتیجه افزایش افت آن را در بر خواهد داشت. پارامتر راندمان احتراق که در شکل ۲۱ نشان داده شده، طبق رابطه‌های ذکر شده محاسبه شده است.

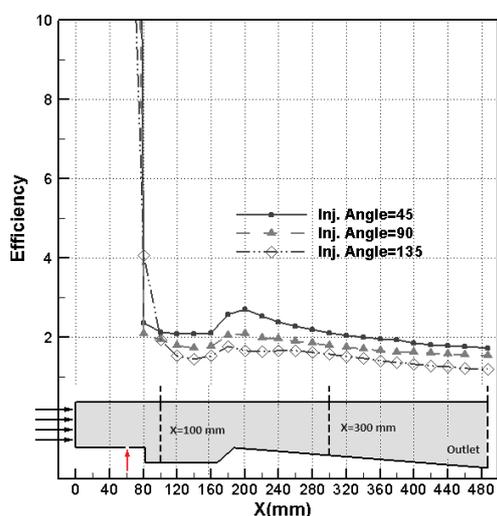


شکل ۲۱. پروفیل راندمان احتراق در طول محفظه احتراق

شکل ۲۱ نشان می‌دهد که راندمان احتراق در حالت‌های مختلف زاویه تزریق، تغییر چندانی نکرده و زاویه تزریق تاثیر قابل توجهی بر روی احتراق و راندمان آن ندارد. با توجه به این شکل و شکل قبلی، می‌توان نتیجه گرفت که زاویه تزریق در میزان اختلاط و در نتیجه آن احتراق سوخت، نقش مهمی را ایفا نمی‌کند.

پارامتر مهم دیگری که در این تحقیق معرفی شده و قابل بررسی است، پارامتر عملکرد کلی است که از تقسیم راندمان احتراق بر افت فشار سکون بدست می‌آید. بزرگ بودن راندمان

احتراق، پارامتری مطلوب است و نشان دهنده سوختن بیشتر سوخت در محفظه احتراق می‌باشد. همچنین افت فشار سکون یک پارامتر نامطلوب بوده و افزایش مقدار آن به معنای از دست دادن فشار سکون در محفظه احتراق و در نتیجه کاهش تراست می‌باشد. بنابراین با تعریف پارامتر عملکرد کلی، می‌توان بیان کرد که رشد آن به معنای راندمان احتراق بالاتر و یا افت فشار سکون کمتر در شبیه‌سازی است. در شکل ۲۲ پارامتر عملکرد کلی در طول محفظه احتراق در سه زاویه تزریق مورد بررسی نشان داده شده است.



شکل ۲۲. پروفیل عملکرد کلی در طول محفظه احتراق

از آنجا که تغییر زاویه تزریق تاثیر چندانی بر روی اختلاط و احتراق نداشته و تاثیر اساسی آن بر روی افت فشار سکون است، بنابراین عملکرد کلی در زاویه تزریق ۴۵ درجه مقدار بالاتری را نسبت به سایر زوایای تزریق دارد و بنابراین زاویه تزریق ۴۵ درجه بهترین انتخاب در بین حالت‌های مورد بررسی است.

۶- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

طرح‌های مختلفی از تزریق در بالادست حفره در یک محفظه احتراق اسکرمجت، با استفاده از یک نرم افزار تجاری شبیه‌سازی و نتایج حاصل از آن تحلیل شد. در این تحقیق از روش RANS و با مدل آشفتگی K- ϵ استاندارد، به همراه روش فیلیمت آرام و PDF برای مدلسازی احتراق استفاده شده‌است. در اعتبارسنجی از هر دو نمونه غیرواکنشی [۲۱] و واکنشی [۶۷،۶۶] برای اعتبارسنجی استفاده شده و نتایج عددی توسط آنها تایید شده‌است.

با بررسی پارامترهای کلیدی نظیر راندمان احتراق، افت فشار سکون و پارمتر عملکرد کلی در سراسر محفظه احتراق، نتایج زیر قابل بیان خواهد بود:

- حضور حفره و ایجاد اختلاط مناسب در محفظه احتراق، نقش پررنگتری را نسبت به زاویه تزریق سوخت در جریان ایفا می‌کند. اثر جفت شدن امواج شوک و لایه برشی باعث می‌شود که لایه برشی به سرعت ناپایدار شود و در نتیجه اثر تلاطم ایجاد شود که باعث اختلاط بهتر هوا و سوخت می‌شود. جدایش لایه مرزی نیز باعث کاهش پایداری لایه برشی می‌شود.

- از بین زوایای تزریق بررسی شده (۴۵، ۹۰ و ۱۳۵ درجه)، تزریق با زاویه ۱۳۵ درجه بالاترین راندمان احتراقی را دارد. همچنین به دلیل ایجاد قطار شوک طولانی تر در محفظه احتراق، بیشترین افت فشار سکون را نیز تولید می‌کند. این نتیجه گیری با نتایج بیان شده از گروبر [۲۰] و یو [۷۰] مطابقت دارد.
- با وزن دهی یکسان به اهمیت هر دو پارامتر

افت فشار سکون و راندمان احتراق، استفاده از پارامتر کمکی عملکرد کلی، به انتخاب بهترین حالت کمک می‌نماید. در این تحقیق، پارامتر عملکرد کلی زاویه تزریق ۴۵ را به عنوان بهترین انتخاب معرفی می‌کند. دلیل این انتخاب، ایجاد افت فشار سکون کمتر نسبت به سایر حالتها به همراه داشتن راندمان احتراق معقول است که مقدار راندمان احتراق آن تقریباً با سایر حالتها برابری می‌کند.

- پروفیل سوخت هیدروژن در سه مقطع محفظه احتراق نشان می‌دهد که در زاویه ۱۳۵ درجه، احتراق بهتری رخ داده و سوخت کمتری در پایین دست جریان وجود دارد. پروفیل H₂O نیز همین مطلب را تایید می‌کند. در واقع دمای بالاتر در این زاویه تزریق نیز کمکی برای افزایش احتراق بوده‌است.

۷- مآخذ

- [1] J. Chang, J. Zhang, W. Bao and D. Yu, Research progress on strut-equipped supersonic combustors for scramjet application, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 103, pp. 1-30, 2018.
- [2] Q. Liu, D. Baccarella, S. Hammack, T. Lee, C.D. Carter and H. Do, Influences of freestream turbulence on flame dynamics in a supersonic combustor, *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 3, pp. 913-918, 2017.
- [3] R.J. Weber, J. S. MacKay, An Analysis of Ramjet Engines Using Supersonic Combustion, National Advisory Committee for Aeronautics Collection, *Technical Note 4386*, NACA: Washington, DC, USA, 1952.
- [4] W. Huang, Effect of jet-to-crossflow pressure ratio arrangement on turbulent mixing in a flowpath with square staged injectors, *Journal of Fuel*, Vol. 144, pp. 164-170, 2015.
- [5] Z.J. Denman, V. Wheatley, M. Smart and A. Veeraragavan, Supersonic combustion of hydrocarbons in a shape transitioning hypersonic engine, *Proceedings of the*

entrainment inside a cavity flame holder in a scramjet combustor, *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, AIAA 2007-5381*, OH, USA, 2007.

- [17] 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*, Vol. 34, No. 2, pp. 2073-2082, 2013.
- [18] P.P. Nair, A. Suryan and V. Narayan, Effect of upstream injection and pylon downstream of the cavity on the mixing characteristics, *Journal of Physics of Fluids*, Vol. 36, No. 2, 2024.
- [19] R.K. Seleznev, S.T. Surzhikov and J. S. Shang, A review of the scramjet experimental data base, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 106, pp. 43-70, 2019.
- [20] M.R. Gruber, J.M. Donbar, C.D. Carter and K.Y. Hsu, Mixing and combustion studies using cavity-based flameholders in a supersonic flow, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 5, pp. 769-778, 2004.
- [21] M. Gruber, R. Baurle, T. Mathur and K.Y. Hsu, Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, pp. 146-153, 2001.
- [22] S. Ming-Bo, L. Jing, W. Hai-Yan, L. Jian-Han, L. Wei-Dong and W. Zhen-Guo, Flow patterns and mixing characteristics of gaseous fuel multiple injections in a non-reacting supersonic combustor, *Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 47, pp. 1499-1516, 2011.
- [23] A.A. Ananthan, J. Suppandipillai, N. Sczygiol and M. Urbanski, The Combustion Characteristics of Double Ramps in a Strut-Based Scramjet Combustor, *Journal of Energies*, Vol. 14, No. 4, pp. 1-21, 2021.
- [24] A. Ingenito and C. Bruno, Physics and regimes of supersonic combustion, *AIAA Journal*, Vol. 48, No. 3, pp. 515-525, 2010.
- [25] A. Ingenito and C. Bruno, Mixing and combustion in supersonic reactive flows, *AIAA Paper: 2008-4574*, *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Hartford, CT, USA, 2008.
- [26] A. Ingenito, M.G. De Flora, C. Bruno, E. Giacomazzi and J. Steelant, A Novel Model of Turbulent Supersonic Combustion: Development and Validation, *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, pp. 423-436, Sacramento, CA, USA, 2006.
- Combustion Institute, Vol. 36, pp. 2883-91, 2017.
- [6] Y. Tian, S. Yang, J. Le, T. Su, M. Yue, F. Zhong and X. Tian, Investigation of combustion and flame stabilization modes in a hydrogen fueled scramjet combustor, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 41, No. 42, pp. 19218-30, 2016.
- [7] W. Huang, L. Jin, L. Yan and J. g. Tan, Influence of jet-to-crossflow pressure ratio on nonreacting and reacting processes in a scramjet combustor with backward-facing steps, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 39, No. 36, pp. 21242-50, 2014.
- [8] S. Lu, J. Fan and K. Luo, High-fidelity resolution of the characteristic structures of a supersonic hydrogen jet flame with heated co-flow air, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 37, No. 4, pp. 3528-39, 2012.
- [9] C.S. Yoo, R. Sankaran and J. H. Chen, Three-dimensional direct numerical simulation of a turbulent lifted hydrogen jet flame in heated coflow: flame stabilization and structure, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 640, pp. 453-81, 2009.
- [10] N.N. Smirnov, V.F. Nikitin, Modeling and simulation of hydrogen combustion in engines, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 39, No.2, pp. 1122-36, 2014.
- [11] P. Boivin, A. Dauptain, C. Jimenez and B. Cuenot, Simulation of a supersonic hydrogen-air autoignition-stabilized flame using reduced chemistry, *Journal of Combustion and Flame*, Vol. 159, No. 4, pp. 1779-90, 2012.
- [12] A. Ben-Yakar and R. K. Hanson, Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 4, pp. 869-877, 2001.
- [13] A. Ben-Yakar, R.K. Hanson, Experimental Investigation of Flame-Holding Capability of Hydrogen Transverse Jet in Supersonic Cross Flow, *Symposium (International) on Combustion*, Vol. 27, No. 2, pp. 2173-2180, 1998.
- [14] A. Ben-Yakar, Experimental Investigation of Mixing and Ignition of Transverse Jets in Supersonic Cross flows, *Ph.D. Thesis* Stanford University, Stanford, CA, USA, 2000.
- [15] F. Xing, M.M. Zhao and S. Zhang, Simulations of a cavity based two-dimensional scramjet model, *18th Australasian Fluid Mechanics Conference*, Launceston, Australia, 2012.
- [16] K. Lin, C. Tam, I. Boxx, C. Carter and K. Jackson, Flame characteristics and fuel



- [37] P.J. Ortwerth, A.B. Mathur, V.A. Vinogradov, V.T. Grin and M.A. Goldfeld, Experimental and numerical investigation of hydrogen and ethylene combustion in a Mach 3-5 channel with a single injector, *32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Exhibit, AIAA paper 96-3245*, Lake Buena Vista, FL, USA, 1996.
- [38] M.G. Owens, S. Tehranian, C. Segal and V.A. Vinogradov, Flame-Holding Configurations for Kerosene Combustion in a Mach 1.8 Airflow, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, pp. 456-461, 1998.
- [39] V.A. Vinogradov, S.A. Kobigsky and M.D. Petrov, Experimental Investigation of Kerosene Fuel Combustion in Supersonic Flow, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, pp. 130-134, 1995.
- [40] C. Panigrahi, A. Vaidyanathan and M.T. Nair, Effects of subcavity in supersonic cavity flow, *Journal of Physics of Fluids*, Vols. 31, 036101, 2019.
- [41] H. Wang, M. Sun and N. Qin, Large eddy simulation of a hydrogen-fueled scramjet combustor with dual cavity., *Acta Astronaut.*, Vol. 108, pp. 119-128, 2015.
- [42] J. Zhang, J. Chang, H. Tian, J. Li and W. Bao, Flame Interaction Characteristics in Scramjet Combustor Equipped with Strut/Wall Combined Fuel Injectors, *Journal of Combustion Science and Technology*, Vol. 192, pp. 1863-1886, 2020.
- [43] C.H. Kim and I.S. Jeung, Forced combustion characteristics related to different injection locations in unheated supersonic flow, *Journal of Energies*, Vol. 12, No. 9, pp. 1746, 2019.
- [44] E. Jeong, S.O'Byrne, I.S. Jeung and A.F. Houwing, The effect of fuel injection location on supersonic hydrogen combustion in a cavity-based model scramjet combustor, *Journal of Energies*, Vol. 13, p. 193, 2020.
- [45] N. Yokev, H.E. Brod, D. Cao and D. Michaels, Impact of Fuel Injection Distribution on Flame Holding in a Cavity-Stabilized Scramjet, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 37, No. 14, pp. 1-11, 2021.
- [46] N. Relangi, A. Ingenito and S. Jeyakumar, The Implication of Injection Locations in an Axisymmetric Cavity-Based Scramjet Combustor, *Journal of Energies*, Vol. 14, pp. 2626, 2021.
- [47] P. Hashemi, M. Dahghan Manshadi, A. Mostofizadeh, Role of the vortical structures in combustion of jet in cross flow at inlet of supersonic nozzle, *Journal of Aerospace propulsion*, Vol. 1, No. 2, pp. 11-22, 2014 (in Persian).
- [27] M. Deepu, S.S. Gokhale and S. Jayaraj, Recent advances in experimental and numerical analysis of scramjet combustor flow fields, *Journal of the Institution of Engineers (India): Aerospace Engineering Journal*, Vol. 88, pp. 13-23, 2007.
- [28] H.B. Gu, L. h. Chen and X.Y. Chang, Experimental investigation on the cavity-based scramejt model, *Chinese Science Bulletin*, Vol. 54, pp. 2794-2799, 2009.
- [29] G. Yu, J.G. Li, X.Y. Zhang, L.H. Chen, B. Han and C.J. Sung, Experimental investigation on flameholding mechanism and combustion performance in hydrogen-fueled supersonic combustor, *Journal of Combustion Science and Technology*, Vol. 174, No. 3, pp. 1-27, 2002.
- [30] Z. Zhao, W.Y. Song, Y.L. Xiao and J.L. Le, An experimental investigation of the cold flowfield in a model scramjet combustor, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 223, No. 4, pp. 425-431, 2009.
- [31] W. Huang, M. Pourkashanian, L. Ma, D. B. Ingham, S.B. Luo and Z.G. Wang, Investigation on the flameholding mechanisms in supersonic flows: backward facing step and cavity flameholder, *Journal of Visualization*, Vol. 14, No. 1, pp. 63-74, 2011.
- [32] W. Huang, Z.G. Wang, M. Pourkashanian, L. Ma, D.B. Ingham, S.B. Luo and J. Liu, Hydrogen fuelled scramjet combustor- the impact of fuel injection, *Fuel Injection: SCIYO Edited by Siano D.; Printed in India*, pp. 167-182, 2010.
- [33] K.M. Kim, S.W. Baek, C.Y. Han, Numerical study on supersonic combustion with cavity-based fuel injection, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 47, pp. 271-286, 2004.
- [34] W. Huang, L.Q. Li, X.Q. Chen and L. Yan, Parametric effect on the flow and mixing properties of transverse gaseous injection flow fields with streamwise slot: A numerical study, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 42, pp. 1252-1263, 2017.
- [35] M.R. Gruber, A.S. Nejad, T.H. Chen and J. Dutton, Mixing and penetration studies of sonic jets in a Mach 2 freestream, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, pp. 315-323, 1995.
- [36] H. Ogawa, Mixing Characteristics of Inclined Fuel Injection via Various Geometries for Upstream-Fuel-Injected Scramjets, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, pp. 1551-1566, 2015.



- [58] G. Choubey, M. Solanki, T. Bhatt, G. Kshitij, D. Yuvarajan and W. Huang, Numerical investigation on a typical scramjet combustor using cavity floor H2 fuel injection strategy, *Acta Astronautica*, Vol. 202, pp. 373-385, 2023.
- [59] C. Fujio and H. Ogawa, Characterization of Shock-Induced Mixing Enhancement for Transverse Injection in Scramjet Engines, in *International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences, AIAA 2023-3053*, Session: Propulsion Components II, Bengaluru, Karnataka, India, 2023.
- [60] S. Jeyakumar, S.M. Assis and K. Jayaraman, Experimental study on the characteristics of axisymmetric cavity actuated supersonic flow, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: *Journal of Aerospace Engineering, SAGE Journal*, Vol. 231, No. 14, 2016.
- [61] T. Wang, Z. Wang, M. Sun and F. Li, Combustion Oscillations in Scramjet Combustor with Different Fuel Injection Schemes, *ARC Journal*, Vol. 61, No. 6, 2023.
- [62] Z. Cai, J. Zhu, M. Sun and Z. Wang, Effect of cavity fueling schemes on the laser-induced plasma ignition process in a scramjet combustor, *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 78, pp. 197-204, 2018.
- [63] Y. Wang, Z. Wang, M. Sun, H. Wang and Z. Cai, Effects of fueling distance on combustion stabilization modes in a cavity-based scramjet combustor, *Journal of Acta Astronautica*, Vol. 155, pp. 23-32, 2019.
- [64] K. Bray and N. Peters, *Laminar Flamelet in Turbulent Flames*, Academic Press, 1994.
- [65] Y. Sivathanu and G. Faeth, Generalized State Relationships for scalar properties in Non- Premixed Hydrocarbon/Airflames, *Journal of Combustion and Flame*, Vol. 82, No. 2, pp. 211-230, 1990.
- [66] D.J. Micka and J.F. Driscoll, stratified jet flames in a heated (1390 K) air cross-flow with autoignition, *Journal of Combustion and Flame*, Vol. 159, No. 3, pp. 1205-1214, 2012.
- [67] D.J. Micka, S.M. Torrez and J. F. Driscoll, Heat Release Distribution in a dual-Mode Scramjet Combustor-Measurement and Modeling, *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2009-7362*, 2009.
- [68] A.S. Pudsey and R.R. Boyce, Numerical Investigation of Transverse jets through multiport injector arrays in supersonic
- [48] M. Zahedzadeh and F. Ommi, Numerical Study of Staged Transverse Injection of Sonic Jets into Supersonic Crossflows behind a Step, *Journal of Modeling in Engineering*, Vol. 17, No. 56, pp. 281-291, 2019 (in Persian).
- [49] M. Zahedzadeh and F. Ommi, Numerical Study of Transverse Injection into Supersonic flow of the Scramjet Combustor, *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 2, No. 1, pp. 1-8, 2018.
- [50] R. Zarei and M. Davazdah Emami, Investigation of Injection Angle Influence on an Air/Fuel Premixer Performance using Numerical Simulation, *Journal of Fuel and Combustion*, Vol. 12, No. 4, 2019 (in Persian).
- [51] M. Lahijani and S. Emami Koopaei, Effect of the number of cavity flameholders on combustion efficiency and pressure recovery factor in a supersonic combustion chamber, *Journal of Fuel and Combustion*, Vol. 13, No. 1, pp. 98-117, 2020 (in Persian).
- [52] D. Zhang and Q. Wang, Numerical Simulation of Supersonic Combustor with Innovative Cavity, International Conference on Advances in Computational Modeling and Simulation, *Journal of Procedia Engineering*, Vol. 31, pp. 708-712, 2012.
- [53] M.F. Khan, R. Yadav, Z.A. Quadri and S.F. Anwar, Numerical Study of the Cavity Geometry on Supersonic Combustion with Transverse Fuel Injection, *Conference paper in: Numerical study of cavity geometry, in Fluid Mechanics and Fluid Power – Contemporary Research*, pp. 1509-1518, 2016.
- [54] L. Suneetha, P. Randive and K.M. Pandey, Numerical investigation on mixing behavior of fuels inreacting and non-reacting flow condition of a cavity-strut based scramjet combustor, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 44, No. 31, pp. 16718-16734, 2019.
- [55] F.R. Fuentes and B. Parent, Use of Fuel Injection to Attenuate Scramjet Inlet Recirculations, *AIAA 2022-3442*, 2022.
- [56] F.R. Fuentes and B. Parent, Control of Scramjet Inlet Recirculations Using Fuel Injection, *AIAA Journal*, Vol. 61, No. 9, pp. 3775-3785, 2023.
- [57] Q. Zhang, W. Zhu, D. Yang and H. Chen, Numerical Investigation on Flame Stabilization of Cavity-Based Scramjet Combustor Using Compressible Modified FGM Model, *International Journal of Chemical Engineering*, Vol. 2022, pp. 1-21, 2022.



crossflow, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 6, pp. 1225-1236, 2010.

- [69] W. Huang, Z.G. Wang and L. Yan, Variation of inlet boundary conditions on the combustion characteristics of a typical cavity- based scramjet combustor, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 4, pp. 627-638, 2014.
- [70] K.H. Yu, K.J. Wilson and K.C. Schadow, Effect of Flame-Holding Cavities on Supersonic-Combustion Performance, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 6, pp. 1287-1295, 2001.

۸- پی نوشت

1. specific impulse
2. high specific energy
3. Favorable cooling capacity
4. short ignition delay time
5. Boivin
6. Strut injectors
7. wall injectors
8. swept ramp injectors
9. under-expanded
10. sub-cavity
11. Pressure Inlet
12. Pressure Outlet

۲۷۰

سال ۱۴- شماره ۱
بهار و تابستان ۱۴۰۴
نشریه علمی
دانش و فناوری هوادانا



با حضور حضره
بررسی تاثیر زاویه تزریق بر عملکرد محفظه احتراق اسکرمجت