

مطالعه عددی تأثیر پاشش متقاطع جت هوا قبل از جت سوخت در جریان هوای عبوری مافوق صوت

مصطفی زاهدزاده^۱، فتح اله امی^۲

۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، گروه هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، mostafa.zahedzadeh@modares.ac.ir

۲ استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، گروه هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس

تاریخ دریافت: ۹۷/۱۱/۰۱

تاریخ پذیرش: ۹۹/۰۲/۱۹

چکیده

یکی از روش‌های رایج جهت اختلاط سوخت و هوا در محفظه‌های احتراق اسکرمجت، پاشش متقاطع سوخت در جریان هوای مافوق صوت ورودی به محفظه احتراق می‌باشد. در این میان پاشش جت هوا قبل از جت سوخت، می‌تواند موجب افزایش ارتفاع عمق نفوذ سوخت به درون محفظه احتراق شود. البته این پاشش جت هوا موجب افزایش تلفات فشار سکون نیز می‌شود. در این مقاله سعی شده است که با تغییر مکان موقعیت پاشش جت هوا، شرایطی را که در آنجا بیشترین عمق نفوذ سوخت و کمترین تلفات فشار سکون ایجاد می‌شود یافته شود. جهت انجام شبیه‌سازی‌های عددی، معادلات دو-بعدی ناویر-استوکس به همراه مدل آشفنگی دو-معادله‌ای $k-\omega$ SST و معادله حالت گاز کامل حل شده‌اند و نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی مقایسه و صحت‌گذاری شده‌اند. در آزمایش تجربی از گاز هلیوم برای پاشش در جریان مافوق صوت استفاده شده است. به همین خاطر در ابتدا برای صحت‌گذاری، شبیه‌سازی عددی با پاشش گاز هلیوم صورت گرفته است. سپس با توجه به اینکه سوخت متداول مورد استفاده در موتورهای اسکرمجت، هیدروژن می‌باشد از پاشش سوخت هیدروژن برای مطالعه پارامتری استفاده شده است. در نهایت از نتایج حل عددی مشخص شد که در صورتی که پاشش جت هوا به فاصله بسیار کوچکی از جت سوخت صورت پذیرد می‌تواند بیشترین عمق نفوذ سوخت را با کمترین تلفات فشار سکون ایجاد نماید.

واژگان کلیدی

پاشش متقاطع، جریان عبوری مافوق صوت، دیسک ماخ، تلفات فشار سکون.

۱. مقدمه

دارد که برای مثال می‌توان به پاشش جت‌های سوخت در محفظه‌های احتراق توربوجت‌ها، رمجت‌ها و اسکرمجت‌ها، تزریق

یکی از مسائل مورد توجه در مکانیک سیالات پاشش متقاطع جت به درون جریان هوای عبوری است که کاربردهای عملی بسیاری

جت جهت خنک‌کاری محلی محفظه‌های احتراق توربوجت‌ها و موشک‌ها و یا خنک‌کاری اجزای خارجی وسایل هوافضایی، سیستم‌های کنترل بردار تراست، و هواپیماهای عمود پرواز، اشاره نمود [۱].

موتور اسکرمجت یکی از سیستم‌های پیشرفته‌ی کارآمد برای وسایل پرنده با سرعت‌های پروازی ماورای صوتی است. توسعه وسایل پروازی مافوق صوت و ماورای صوتی که قادر به پرواز در اتمسفر باشند یکی از موضوعات مورد توجه در دهه‌های گذشته بوده است. پیش‌رانش هوا-تلفسی برای پروازهای ماورای صوتی پتانسیل لازم برای فراهم نمودن وسایل حمل و نقل اقتصادی و با قابلیت اطمینان بالا جهت دستیابی به فضا را دارا می‌باشد. از نقطه نظر سیستم پیش‌رانشی برای سرعت‌های پروازی بیش از عدد ماخ ۶ استفاده از موتورهای اسکرمجت پیشنهاد می‌شود. موتور اسکرمجت یک تکنولوژی نویدبخش است که نیازی به حمل اکسیدکننده نداشته و اکسیژن مورد نیاز خود را از هوای اتمسفر تأمین می‌نماید و در نتیجه عملکرد آن از این لحاظ بهتر از موتورهای راکتی است. در سال‌های گذشته آزمایشات پروازی مختلفی صورت پذیرفته است که از جمله می‌توان به های‌شات-۲-^۱ در سال ۲۰۰۲ [۳و۲]، پرنده ایکس-۴۳ ناسا^۲ در سال ۲۰۰۴ و پرنده ایکس-۵۱-^۱ اشاره نمود. در شکل ۱ تصویری از پرنده ایکس-۴۳ ناسا مشاهده می‌شود که توانست با استفاده از موتور اسکرمجت در حدود ۱۱ ثانیه در عدد ماخ تقریباً ۹/۶ در ارتفاع ۱۱۰۰۰۰ پایی پرواز نماید [۴-۶]. در شکل ۲ نیز تصویری از پرنده ایکس-۵۱ مشاهده می‌شود که موفق شد با استفاده از موتور اسکرمجت به مدت ۲۱۰ ثانیه در عدد ماخ ۵ و در ارتفاع ۷۰۰۰۰ پایی پرواز نماید. پرنده ایکس-۵۱ یک وسیله با موتور اسکرمجت و به طور یکپارچه با پیش‌رانش راکتی است. سوخت این موتور اسکرمجت، سوخت هیدروکربنی جی‌پی-۷ بود. در سال ۲۰۱۰ پرنده ایکس-۵۱ اولین پرواز موفقیت‌آمیزش را انجام داد. این پرنده تحقیقاتی از روی یک هواپیمای بی-۵۲ پرتاب شد. پرنده ایکس-۵۱ پس از پرتاب از روی هواپیما، ابتدا توسط یک بوستر سوخت جامد ام‌جی‌ام-۱۴۰ تا حدود عدد ماخ ۴/۵ می‌رسد و سپس بوستر سوخت جامد از آن جدا شده و موتور اسکرمجت شروع به کار می‌نماید. پرنده ایکس-۵۱ رکورد بیشترین مدت زمان پروازی با موتور اسکرمجت را شکست و توانست به مدت ۲۱۰ ثانیه با موتور اسکرمجت پرواز نماید [۷].

موتور اسکرمجت از بسیاری لحاظ از جمله وزن پایین و سادگی آن، بهتر از سایر موتورها است. این نوع موتور نیازی به حمل اکسیدکننده نداشته و اکسیژن مورد نیاز خود را از هوای اطراف می‌گیرد و همچنین هیچگونه اجزای دوار و متحرکی ندارد که ساخت آن را آسانتر از ساخت موتورهای توربوجت می‌نماید. همچنین ضربه ویژه این موتور بیشتر از ضربه ویژه راکت‌ها است که می‌تواند ضربه ویژه‌ای در حدود ۱۰۰۰ تا ۴۰۰۰ ثانیه تولید نماید درحالی‌که ضربه ویژه راکت‌ها حداکثر در حدود ۴۵۰ ثانیه و یا کمتر است. علاوه بر این، موتور اسکرمجت می‌تواند گزینه‌ای برای دستیابی ارزاتر به فضا در آینده باشد. ولی از مشکلات موجود بر سر راه توسعه این موتور می‌توان به آزمایشات سخت و پیچیده و گرانی قیمت آن، و ملزومات پیش‌رانش اولیه آن اشاره نمود [۸].



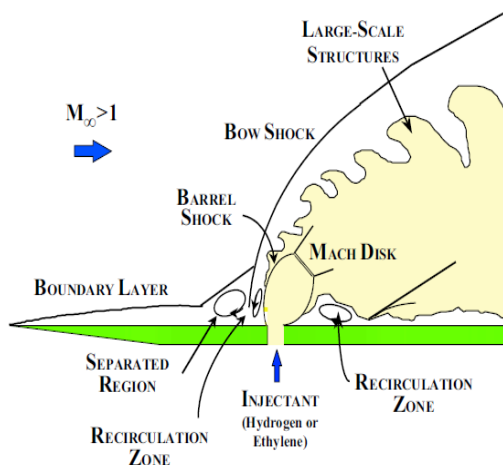
شکل ۱. تصویری از پرنده ایکس-۴۳ ناسا [۶]



شکل ۲. پرنده ایکس-۵۱ با موتور اسکرمجت [۷]

از میان مسائل مختلف برای بهبود اسکرمجت‌ها، اختلاط خوب سوخت و هوا یکی از مسائل مهم در ارتقای این موتورها است. از آنجاییکه فرآیند احتراق در این موتورها خیلی سریع اتفاق می‌افتد، پاشش مناسب سوخت برای اختلاط بهتر بسیار مهم است. بهبود اختلاط سوخت و هوا منجر به کاهش مصرف سوخت و کاهش حجم مخازن سوخت می‌شود. زمان اقامت جریان هوا درون محفظه احتراق یک اسکرمجت بسیار کوتاه و تقریباً در حدود یک یا چند میلی ثانیه است. در این مدت زمان بسیار کوتاه

ضربه‌ای کم‌انرژی قوی در اطراف موج ضربه‌ای بشکله‌ای تشکیل می‌شود. قسمت عمودی موج ضربه‌ای کم‌انرژی یک افزایش فشاری را ایجاد می‌نماید که از طریق ناحیه مادون‌صوت لایه مرزی به سمت بالادست منتشر می‌شود. این گرادیان فشار معکوس منجر به جدا شدن جریان می‌شود، و یک سیستم ساختارهای گردابه‌ای تولید می‌شود که در اطراف موج ضربه‌ای بشکله‌ای خم می‌شوند و به سمت پایین دست حرکت می‌نمایند. برای نسبت فشار تقریبی حدود ۵۰۰ ناحیه جدا شده دو گردابه ناهمسانگرد ایجاد می‌نماید، که یکی از آنها یک گردابه نعل اسبی است که اطراف جت خم شده است. برای نسبت فشار ۱۲۰۰۰ گردابه‌های مختلفی در ناحیه جدا شده ظاهر می‌شوند. در ضمن جریان جدا شده یک موج ضربه‌ای ناشی از جدایش ایجاد می‌نماید که با موج ضربه‌ای کم‌انرژی برخورد می‌نماید [۱۴ و ۱۵].



شکل ۳. حوزه پاشش جت متقاطع در جریان عبوری مافوق‌صوت [۱۷]

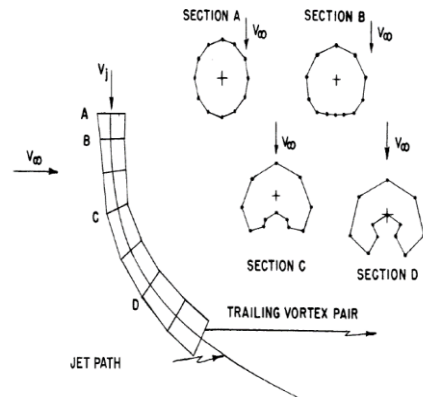
هنگامی که سیال جت، نازل را ترک می‌نماید به دلیل حضور جریان هوای عبوری، نیروی برشی به آن وارد می‌شود؛ سطح مشترک سیال جت تغییر شکل داده و به شکل یک لوبیای قله‌ای مانند تبدیل می‌شود و به سمت پایین دست خم می‌شود. این نیروی برشی صفحه پایین دست را به دور خودش می‌چرخاند و یک جفت گردابه تشکیل می‌دهد. شماتیکی از خم شدن و برش جت در شکل ۴ نشان داده شده است. همچنین در ناحیه ویک^۸ جت یک ناحیه بازچرخشی و یک موج بازترکمی حضور دارد که جریان را به جهت مماس بر دیواره جامد می‌چرخاند. ناحیه بعد از جت شامل یک ناحیه فشار پایین است که تأثیر معکوس بر نیروی تراست تولید شده توسط جت داشته و یک ممان رو به پایین بر

و فاصله کوتاه موجود، باید اختلاط مناسب و مؤثری از سوخت و هوا بدست آید. بنابراین به یک روش اختلاط سریع و کارآمد نیاز می‌باشد، تا احتراق مناسبی شکل گرفته و تلفات فشار سکون و بارهای حرارتی بر روی دیواره محفظه احتراق کمترین مقدار را داشته باشند. یک روش مرسوم و قابل اطمینان پاشش سوخت برای یک موتور اسکرمجت، پاشش متقاطع به درون جریان هوای مافوق‌صوت عبوری است. پاشش متقاطع معمولاً اختلاط سوخت و هوای سریع و با عمق نفوذ جت بالایی را فراهم می‌نماید ولی در این نوع پاشش تلفات فشار سکون نیز بالا است [۹].

هم سوخت هیدروژن و هم سوخت‌های هیدروکربنی در کاربردهای احتراق مافوق‌صوت استفاده می‌شوند که البته استفاده از سوخت هیدروژن رایج‌تر است. از نقطه نظر احتراقی، سوخت هیدروژن ویژگی‌های بهتری نسبت به سایر سوخت‌های هیدروکربنی دارد که از جمله آنها اشتعال‌پذیری سریع، تأخیر در اشتعال پایین، و پایداری شعله بالا می‌باشد. همچنین مکانیسم واکنش سوخت هیدروژن در حدود ۱۰ برابر سریعتر از سوخت‌های هیدروکربنی دیگر است و ضربه ویژه بالاتری نیز فراهم می‌نماید. مزایای ذاتی هیدروژن آن را مناسبترین انتخاب برای استفاده در موتورهای اسکرمجت نموده است [۱۰-۱۲]. تاکنون روش‌های متنوع زیادی جهت پاشش سوخت در محفظه احتراق‌های اسکرمجت‌ها پیشنهاد شده است که در این میان پاشش متقاطع سوخت هیدروژن به درون جریان هوای عبوری مافوق‌صوت یک نمونه از طرح‌های پاشش مورد استفاده است. روش‌های تجربی مورد استفاده شامل نمونه برداری جرمی^۳، روش تصویربرداری شلیرن^۴، و سایر روش‌های تصویربرداری و همچنین روش‌های جدید تصویربرداری با استفاده از لیزر از قبیل روش پراکندگی رایلی/مای^۵ و روش لیزر القاء شده دار فلئورسانسی^۶ و روش لیزر القاء شده دار کردن فلئورسانسی صفحه‌ای^۷ می‌باشند. همچنین از روش‌های تحلیلی و عددی زیادی توسط محققین مختلف برای شناخت و مدلسازی مسأله پاشش جت متقاطع به درون جریان هوای مافوق‌صوت استفاده شده است [۱۳].

وضعیت یک جت برخوردی با جریان هوای عبوری مافوق‌صوت را می‌توان در شکل ۳ مشاهده نمود. در ناحیه پاشش سوخت، یک موج ضربه‌ای بشکله‌ای تشکیل شده و در جهت جریان هوای عبوری می‌چرخد. موج ضربه‌ای بشکله‌ای به صورت مانعی در مسیر هوای عبوری عمل می‌نماید و در نتیجه یک موج

روی وسیله پرنده ایجاد می‌نماید. یک ناحیه فشار پایین در قسمت بعد از بادپناه^۹ (بعد از جت) موج بشکهای ایجاد می‌شود [۱۶].



شکل ۴. خم شدن مسیر یک جت با سطح مقطع دایروی و تغییر سطح مقطع آن در اثر برخورد با جریان هوای عبوری [۱۸]

۲. مروری بر تاریخچه تحقیق

پدیده پاشش جت سیال متقاطع به داخل جریان هوای عبوری مافوق صوت دارای فیزیک پیچیده‌ای است و تاکنون مطالعات تجربی، عددی و تحلیلی زیادی در این حوزه صورت پذیرفته است که در اینجا به برخی از مطالعات صورت گرفته در این حوزه اشاره مختصری می‌شود. هرش و همکاران عمق نفوذ جت هلیوم به درون جریان آزاد با ماخ ۲ را بر یک صفحه تخت با استفاده از تصاویر شیلینر اندازه‌گیری نموده‌اند [۱۹]. آبیت و همکاران، به مطالعه اختلاط مافوق صوت در محفظه احتراق پرداخته‌اند و اندازه‌گیری کسر مولی را در شرایط تجربی انجام داده‌اند [۲۰]. آسو و همکاران، پاشش متقاطع از طریق یک شکاف به درون جریان هوای مافوق صوت را به صورت تجربی برای نسبت فشارهای مختلف تزریق آزمایش نموده‌اند [۲۱]. سان و همکاران تشکیل جفت گردابه‌های ناهمسانگرد پایین دست یک جت صوتی در جریان عرضی مافوق صوت را با استفاده از شبیه‌سازی عددی مستقیم بررسی نموده‌اند [۲۲ و ۲۳]. ولکوف و همکاران، پاشش متقاطع درون جریان مافوق صوت روی یک صفحه تخت را به صورت عددی با حل معادلات ناویر-استوکس دو-بعدی به همراه مدل آشفتگی $k-\omega$ SST شبیه‌سازی کرده‌اند [۲۴]. هانگ و همکاران تأثیر مدل‌های آشفتگی و عرض شکاف را بر حوزه جریان پاشش متقاطع در جریان‌های مافوق صوت بررسی نموده [۲۵]. سریرام و چاکروبرتی پاشش عمودی درون جریان مافوق

صوت بعد از یک پله را به صورت عددی بررسی نموده‌اند [۲۶]. سانکاران و همکاران، به تحقیق بر روی شبیه‌سازی عددی در محفظه احتراق مافوق صوت با تزریق متقاطع دو-مرحله‌ای بعد از یک پله با گودال پرداخته‌اند [۲۷]. مرادی و همکاران، تأثیر شکل گودال شعله نگهدار را بر ناحیه اختلاط جت هیدروژن در جریان مافوق صوت بررسی نموده‌اند [۲۸]. لیو و همکاران به بررسی تجربی پاشش جت تکی و پاشش جت دوتایی در یک محفظه احتراق مافوق صوت پرداخته‌اند و مشاهده نمودند که پاشش جت دوتایی عمق نفوذ سوخت بیشتری ایجاد می‌نماید و فاصله بهینه-ای برای مکان جت‌ها وجود دارد که در آن فاصله عمق نفوذ جت سوخت بیشینه است [۲۹]. کومار و همکاران، مدلسازی ریاضی و تحلیل انواع مختلف انژکتور سوخت در موتور اسکرمجت را با استفاده از شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار فلوئنت بررسی نموده‌اند [۳۰]. هاگینز و همکاران، یک مدل مهندسی کم-هزینه از لحاظ محاسباتی را برای تشریح حوزه جریان ناشی شده از پاشش یک جت گازی صوتی یا مافوق صوت فرو-منبسط شده به درون یک جریان آزاد مافوق صوت توسعه داده‌اند. این مدل قادر به تخمین مسیر جت، مختصات دیسک ماخ، اختلاط و نفوذ سوخت، تلفات فشار و تعیین یک سطح استوکیومتری است [۳۱].

تزریق سوخت به درون یک محفظه احتراق مافوق صوت با یک حفره یکی از روش‌های مؤثر جهت پایدارسازی و نگهداری شعله در بازه وسیعی از شرایط عملکردی است. میسرا و اسریده‌هار، یک محفظه احتراق مافوق صوت دو-بعدی با تزریق سوخت مستقیم از کف یک حفره با زوایای تزریق مختلف سوخت برای دو حالت در شرایط واکنش‌پذیر و غیرواکنشی را با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت بررسی نموده‌اند [۳۲]. اوماجی و ساداناندان، تأثیر موقعیت-های پاشش سوخت درون یک گودال بعد از پایلون را به صورت عددی بررسی نموده‌اند. در این مطالعه هفت موقعیت مختلف برای پاشش جت سوخت هیدروژن بررسی شده‌اند. شبیه‌سازی‌های آن‌ها نشان می‌دهند که جفت گردابه ناهمسانگرد درون گودال نقش مهمی را در قابلیت پراکندگی سوخت و عمق نفوذ جت سوخت ایفاء می‌نماید [۳۳]. چن و همکاران، جریان‌های تزریق شده از انژکتور ایرورمپ^{۱۰} را به صورت عددی شبیه‌سازی نموده‌اند. شبیه‌سازی‌های آنها برای تزریق سوخت اتیلن از انژکتور ایرورمپ در شرایط جریان غیرواکنشی و جریان واکنش‌پذیر صورت پذیرفته است [۳۴].

سوخت صورت گرفته است که هدف کار حاضر بررسی تأثیر فاصله بین جت سوخت و هوا است. پاشش جت هوا به علت انسدادی که در مسیر عبور جریان ایجاد می‌نماید می‌تواند موجب افزایش عمق نفوذ سوخت شود. یافتن فاصله مناسب بین پاشش جت هوا و جت سوخت می‌تواند یک مسأله مهم برای بررسی باشد که در ادامه فاصله بین جت سوخت و جت هوا تغییر داده شده است و تأثیر آن بر روی ارتفاع دیسک ماخ، عمق نفوذ سوخت و تلفات فشار سکون برای حالت‌های مختلف بدست آمده و با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

۳. روش حل عددی

در این تحقیق، معادلات دو-بعدی ناویر-استوکس رینولدز متوسط‌گیری شده بر پایه روش چگالی مینا توسط نرم‌افزار فلونت حل شده‌اند. معادلات حاکم شامل معادله پیوستگی، معادله مومنتوم در جهت‌های x, y ، معادله انرژی، معادله حالت گاز کامل و معادله بقای گونه‌ها هستند و همچنین از مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k-\omega$ SST جهت مدلسازی آشفتگی استفاده شده است. مدل آشفتگی $k-\omega$ SST ترکیبی از مدل آشفتگی $k-\omega$ ویلکاکس در ناحیه نزدیک دیواره و مدل $k-\epsilon$ استاندارد در نواحی دور از دیواره است. مدل آشفتگی $k-\omega$ معمولاً تخمین خوبی از لایه‌های اختلاط و جریان‌های جت را فراهم می‌نماید و معمولاً غیرحساس به مقادیر اولیه است. همچنین این مدل حساسیت کمتری به مشخصات سطح آشفتگی جریان آزاد در مقایسه با مدل $k-\omega$ استاندارد دارد [۴۱]. این مدل بدین جهت انتخاب شده است که در مقایسه با سایر مدل‌های دو-معادله‌ای و مدل انتقال تنش رینولدز ویلکاکس، قابلیت خوبی در تخمین جدایش و مواجهه با گرادیان‌های فشار معکوس و جریان‌های جدا شده دارد. در مقایسه با اکثر مدل‌های لزجت گردابه، حداقل برای مورد پاشش جت در جریان عرضی تراکم‌پذیر، مدل ویلکاکس توانایی‌های تخمین بهتری از حوزه حل را دارا می‌باشد [۴۲ و ۴۳]. همانطور که گفته شد مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ SST فرمول‌بندی دقیق مدل $k-\omega$ در ناحیه نزدیک دیواره را با مدل $k-\epsilon$ در ناحیه دور دست ترکیب نموده است. برای دستیابی به این منظور مدل $k-\epsilon$ به فرمول‌بندی مدل $k-\omega$ تبدیل می‌شود. مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ استاندارد و مدل $k-\omega$ تبدیل شده هر دو در یک تابع ترکیبی ضرب می‌شوند و هر دو مدل با یکدیگر جمع شده‌اند. این تابع ترکیبی به طوری طراحی

گردودباری و همکاران، عملکرد اختلاط را برای پاشش چند جت هوا و چند جت سوخت با شبیه‌سازی عددی سه-بعدی بررسی نموده‌اند. در این کار پاشش یک، چهار، هشت و شانزده جت سوخت و هوا به صورت پشت‌سر هم بررسی شده است که هر جت هوا بعد از یک جت سوخت پاشش شده است. از نتایج آنها مشاهده شد که بیشترین افزایش نرخ اختلاط سوخت و هوا مربوط به پاشش تکی سوخت و هوا است که بیشترین ارتفاع عمق نفوذ سوخت بدست آمده است [۳۵]. لی و همکاران، یک نوع روش پاشش سوخت بعد از یک میکرو-ریمپ و به همراه یک پاشش مجرای هوا را به صورت عددی بررسی نموده‌اند. نتایج آنها نشان می‌دهد که میکرو-ریمپ به دلیل ایجاد گردابه‌های مقیاس بزرگ موجب بهبود فرآیند اختلاط می‌شود و پاشش هوا نیز به دلیل تزریق هوا به درون لایه مرزی سوخت موجب بهبود فرآیند اختلاط می‌شود [۳۶]. تحقیقات اندکی نیز در زمینه تزریق جت مایع به درون جریان هوای عرضی مافوق‌صوت صورت پذیرفته است. تحقیقات در زمینه تزریق سوخت مایع در محفظه‌های احتراق مافوق‌صوت با چالش‌های فنی روبرو است. احتراق مؤثر نیازمند عمق نفوذ کافی، و خواص اختلاط و اتمیزه شدن مناسب مایع می‌باشد [۳۷]. به عنوان مثال، گریک و همکاران یک طرح عددی جهت مدلسازی اتمیزه شده در جریان‌های تراکم‌پذیر مافوق‌صوت ارائه نموده‌اند [۳۸]. سیائو و همکاران شبیه‌سازی شکست اولیه جت مایع در جریان هوای عرضی مافوق‌صوت را بررسی نموده‌اند [۳۹]، و لیو و همکاران، نیز شبیه‌سازی‌های عددی تزریق جت مایع به درون جریان‌های عرضی مافوق‌صوت را با استفاده از مدل دو-سیال خالص انجام داده‌اند [۴۰].

در کار حاضر ابتدا شبیه‌سازی عددی پاشش جت گازی هلیوم درون جریان هوای عبوری مافوق‌صوت انجام شده و نتایج حل عددی با داده‌های تجربی مقایسه و صحه‌گذاری شده‌اند. یکی از روش‌های جدید جهت بهبود ویژگی‌های اختلاط سوخت و هوا در محفظه احتراق موتور اسکرمجت، پاشش جت هوا قبل از جت سوخت است و همچنین از آنجایی که سوخت متداول مورد استفاده نیز سوخت هیدروژن است لذا شبیه‌سازی‌های عددی برای پاشش جت هیدروژن گازی به گونه‌ای صورت پذیرفته است که یک جت هوای متقاطع با سرعت صوت قبل از نقطه پاشش هیدروژن به درون جریان هوای مافوق‌صوت تزریق شده است. تاکنون تحقیقات اندکی روی موضوع پاشش جت هوا قبل از جت

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i \quad (8)$$

که Y_i کسر جرمی محلی هر گونه‌ای است، که از طریق حل معادله انتقال-پخش برای گونه‌های نام تخمین زده می‌شود. R_i نرخ خالص تولید گونه‌های نام و S_i نرخ تولید توسط چشمه‌های تعریف شده است. این معادله برای $N-1$ گونه حل می‌شود و N تعداد کل گونه‌های حاضر در سیستم است. از آنجاییکه مجموع کسر جرمی تمام گونه‌ها برابر ۱ می‌باشد، بدین طریق کسر جرمی آخرین گونه نیز محاسبه می‌شود. بهتر است که N امین گونه، گونه‌ای با بیشترین کسر جرمی انتخاب شود تا خطای عددی کاهش یابد. \vec{J}_i نیز شار پخش گونه‌های i می‌باشد و برای شار پختی در جریان آشفته می‌توانیم بنویسیم:

$$\vec{J}_i = -\left(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{S_{ct}}\right) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T} \quad (9)$$

که $D_{i,m}$ ضریب پخش جرم برای گونه نام در مخلوط است و $D_{T,i}$ ضریب پخش گرمایی است و S_{ct} عدد اشمیت آشفته است که عدد اشمیت آشفته به صورت پیش‌فرض برابر 0.7 می‌باشد [۴۵]. در کار حاضر مرز بالا و مرز پایین به صورت دیواره ثابت بدون لغزش و بدون انتقال حرارت در نظر گرفته شده است. مرز سمت چپ (ورودی هوا) به صورت ورودی مافوق صوت و مجرای پاشش جت سوخت و جت هوا نیز به صورت ورودی جریان با سرعت صوت در نظر گرفته شده است. مرز سمت راست (مرز خروجی) نیز به صورت فشار خروجی در نظر گرفته شده است.

۴. مدل فیزیکی آزمایشگاهی

در این کار از مدل تجربی بررسی شده توسط ویدنر و همکاران [۴۶] جهت صحه‌گذاری نتایج حل عددی استفاده شده است. در آزمایش تجربی انجام شده، گاز هلیوم از طریق یک شکاف به قطر 0.559 سانتیمتر به درون یک کانال مستطیلی شکل به ارتفاع $7/62$ سانتیمتر و طول $25/4$ سانتیمتر پاشش شده است. شکاف پاشش در فاصله $17/8$ سانتیمتری از ورودی کانال قرار گرفته است. شرایط پاشش هلیوم در خروجی شکاف به این صورت است که فشار استاتیک برابر $1/24$ مگاپاسکال، دمای استاتیک برابر 217 کلوین و عدد ماخ برابر 1 می‌باشد. شرایط در ورودی کانال برای هوای ورودی نیز به این صورت است که فشار استاتیک جریان هوای ورودی برابر 66300 پاسکال، دمای استاتیک برابر 108 کلوین و عدد ماخ ورودی برابر $2/9$ می‌باشد.

شده است که در نزدیکی دیواره برابر با یک است که مدل $k-\omega$ استاندارد را فعال می‌نماید، و در ناحیه دور از سطح برابر صفر است که مدل $k-\varepsilon$ تبدیل شده را فعال می‌نماید. معادلات حاکم به شکل انتگرالی برای یک حجم کنترل V به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \int [F - G] = \int_V H dV \quad (1)$$

که بردارهای W ، F و G به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{Bmatrix}, F = \begin{Bmatrix} \rho v u + p \hat{i} \\ \rho v \cdot v + p \hat{j} \\ \rho v E + p v \end{Bmatrix} \quad (2)$$

$$G = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{ij} v_j + q \end{Bmatrix}$$

و بردار H شامل جملات چشمه از قبیل نیروهای حجمی و چشمه‌های انرژی است. ρ ، چگالی، v سرعت، E انرژی کل در واحد جرم و P فشار است. τ تانسور تنش لزج و q شار حرارتی است. انرژی کل از طریق رابطه زیر با انتالپی کل مرتبط است:

$$E = H - p/\rho \quad (3)$$

$$H = h + |v|^2/2 \quad (4)$$

معادله حالت گاز کامل نیز به صورت زیر است:

$$p = \rho RT \quad (5)$$

معادلات آشفته‌گی نیز به صورت زیر هستند:

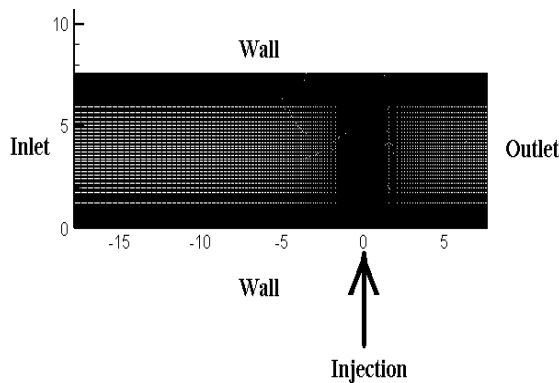
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \overline{G_k} - Y_k + S_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + \overline{G_\omega} - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (7)$$

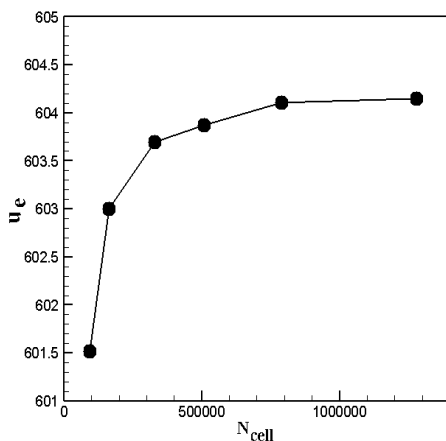
که در این معادلات $\overline{G_k}$ بیانگر تولید انرژی آشفته‌گی به دلیل گرادیان‌های سرعت متوسط است. G_ω نیز بیانگر تولید ω است. Γ_k و Γ_ω به ترتیب بیانگر پخش‌شوندگی مؤثر (اضمحلال‌شوندگی مؤثر) k و ω هستند. Y_ω و Y_k نیز به ترتیب بیانگر پخش (اضمحلال) k و ω به دلیل آشفته‌گی هستند. D_ω جمله پخش (اضمحلال) ترکیبی است. S_k و S_ω نیز جملات چشمه تعریف شده توسط کاربر هستند. از موارد کاربرد این مدل می‌توان به شبیه‌سازی جریان‌های دارای گرادیان فشار معکوس، جریان‌های حول ایرفویل‌ها، جریان‌های داخل کانال، جریان‌های برشی و جریان‌های دارای امواج ضربه‌ای اشاره نمود [۴۴].

معادله بقای گونه‌ها نیز به صورت زیر است:

متفاوت صورت پذیرفته است. هندسه مسأله باید به نحوی شبکه بندی شود که تغییر شبکه با ازدیاد سلولها و ناحیههای شبکه تأثیری بر روی نتایج شبیهسازی عددی نداشته باشد و یا خطایی قابل چشمپوشی داشته باشد. در شکل ۶ نمودار استقلال از شبکه برای تغییرات میانگین سرعت محوری با افزایش تعداد سلولهای حوزه حل مشاهده می شود که در این شکل u_e میانگین سرعت محوری در مرز خروجی و N_{cell} تعداد سلولهای محاسباتی است.



شکل ۵. نمایی از شبکه تولید شده و حوزه حل



شکل ۶. بررسی استقلال از شبکه برای میانگین سرعت محوری در مرز خروجی

۶. نتایج و بحث

در ابتدا حوزه حل کار تجربی ارائه شده در مرجع [۴۶] به صورت عددی شبیهسازی و صخه گذاری شده است. در شکل ۷ نتایج فشار استاتیک در راستای عمودی در موقعیت $x=3/81$ سانتیمتری با نتایج تجربی مقایسه شده است. در شکل ۸ نیز تغییرات فشار استاتیک بر روی دیواره پایینی مشاهده می شود که با دادههای تجربی مقایسه شده است. در این شکل یک ناحیه افزایش فشار قبل از نقطه پاشش و یک ناحیه با کاهش فشار بعد از نقطه

۵. تولید و بررسی شبکه

شبکه بندی مناسب در شبیهسازیهای عددی دارای اهمیت زیادی است. استقلال از شبکه و نحوه شبکه بندی در نزدیک دیواره از موارد مهمی هستند که در حل های عددی باید مورد بررسی قرار گیرند. در این کار از یک شبکه سازمان یافته با سلولهای مستطیلی استفاده شده است و شبکه در اطراف انژکتور و نزدیک به دیوارهها ریز شده است. برای محاسبه فاصله اولین سلول از دیواره برای یک مقدار γ^+ ، ابتدا عدد رینولدز با استفاده از رابطه ۱۰ محاسبه می شود:

$$Re = \frac{\rho u_{\infty} L}{\mu} \quad (10)$$

سپس از یک رابطه تجربی برای تخمین تابع ضریب اصطکاکی استفاده می شود. در مراجع مختلف روابط تجربی زیادی برای تخمین تابع ضریب اصطکاکی پیشنهاد شده اند که به عنوان مثال می توان از رابطه ۱۱ که از قانون توان-یک-هفتم پراتل برای لایه مرزی آشفته بدست آمده و یا روابط ۱۲ و ۱۳ استفاده نمود [۴۷ و ۴۸].

$$C_f = \frac{0.027}{Re^{1/7}} \quad (11) \quad \text{برای جریان خارجی روی صفحه تخت [۴۷]}$$

$$C_f = 0.079 \times Re^{-0.25} \quad (12) \quad \text{برای جریان داخلی [۴۸]}$$

$$C_f = 0.058 \times Re^{-0.2} \quad (13) \quad \text{برای جریان خارجی [۴۸]}$$

سپس نرخ تنش برشی بر روی دیواره با استفاده از رابطه ۱۴ تخمین زده می شود:

$$\tau_w = \frac{C_f \rho U_{\infty}^2}{2} \quad (14)$$

با داشتن نرخ تنش برشی، امکان محاسبه سرعت اصطکاکی از رابطه ۱۵ فراهم می شود:

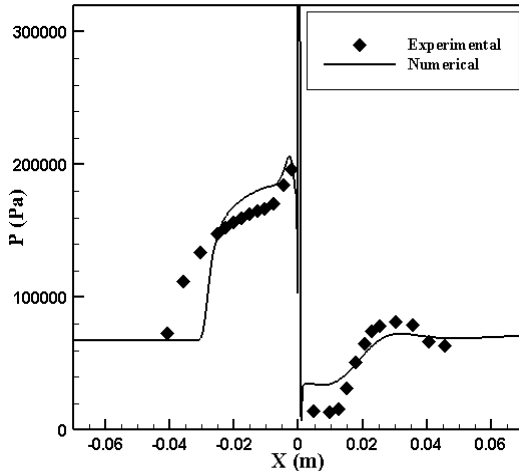
$$U_f = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (15)$$

در نهایت اندازه فاصله اولین سلول نزدیک به دیواره توسط رابطه ۱۶ تخمین زده می شود:

$$\Delta s = \frac{\gamma^+ \mu}{U_f \rho} = \frac{\gamma^+ \mu}{\rho U_{\infty} \sqrt{\frac{C_f}{2}}} \quad (16)$$

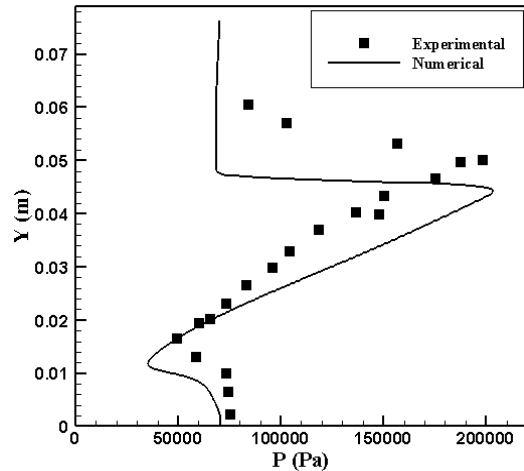
در کار حاضر در ناحیه دور از نقطه پاشش مقدار γ^+ کوچکتر از ۵۰ و در نواحی نزدیک به نقطه پاشش مقدار γ^+ کوچکتر از ۵ در نظر گرفته شده است. نمایی شماتیکی از شبکه تولید شده با بزرگنمایی در شکل ۵ مشاهده می شود. در ادامه پس از تولید شبکه، شبیهسازیها برای شبکههای مختلف با تعداد سلولهای

ضربه‌ای کم‌انرژی و موج ضربه‌ای بشک‌های، و همچنین دو ناحیه مادون صوت قبل و بعد از جت پاشش قابل مشاهده می‌باشند. در شکل ۱۱ خطوط مسیر جریان در اطراف نقطه پاشش نشان داده شده است که در این شکل گردابه‌های ایجاد شده در نواحی بازچرخشی قبل و بعد از جت پاشش به خوبی مشاهده می‌شوند که این دو ناحیه بازچرخشی ایجاد شده نقش مهمی در بهبود اختلاط سوخت و هوا ایفاء می‌نمایند.

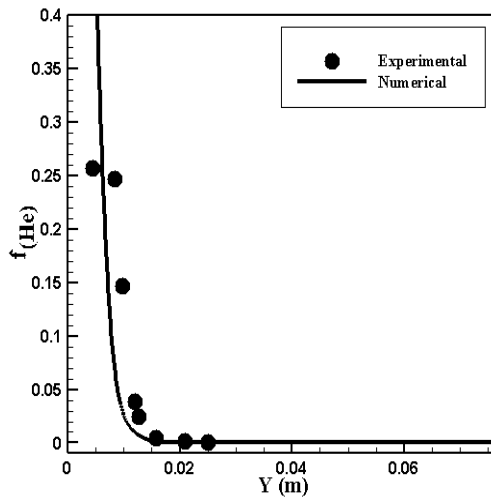


شکل ۸. تغییرات فشار استاتیک بر روی دیواره پایینی

پاشش مشاهده می‌شود. در شکل ۹ مقایسه‌ای بین نتایج عددی و تجربی برای کسر جرمی هلیوم در راستای عمودی در موقعیت $x=3.81$ سانتیمتری صورت پذیرفته است. در نهایت مقایسه نتایج حل عددی و تجربی نشان دهنده تطابق مناسب بین نتایج عددی و داده‌های تجربی می‌باشد و صحت شبیه‌سازی حاضر را تأیید می‌نمایند. در شکل ۱۰ نیز کانتور تغییرات عدد ماخ مشاهده می‌شود که در این شکل موج ضربه‌ای ناشی از جدایش، موج



شکل ۷. تغییرات فشار استاتیک در راستای عمودی در موقعیت $x=3.81$ cm

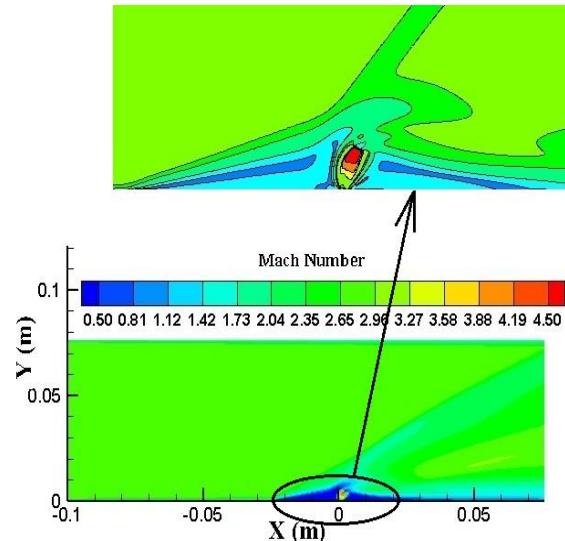


شکل ۹. تغییرات کسر جرمی هلیوم در راستای عمودی در موقعیت $x=3.81$ cm

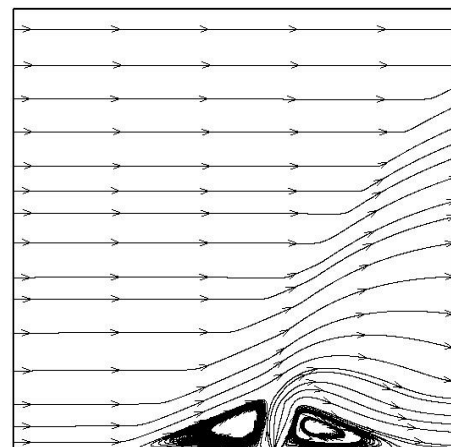
ماخ مشابه شرایط جت هلیوم در آزمایش تجربی مرجع [۴۶] در نظر گرفته شده است. در این کار فاصله جت هوا از جت سوخت از 0.5 تا 6 سانتیمتر تغییر داده شده است و شبیه‌سازی‌ها برای چند حالت مختلف صورت پذیرفته‌اند. نمایی از شکل مسأله حوزه حل پاشش جت هوا قبل از جت سوخت در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود.

پس از اینکه صحنه‌گذاری نتایج حل عددی با داده‌های تجربی صورت پذیرفت، حالا حوزه حل برای شرایط پاشش سوخت هیدروژن به شکلی بررسی می‌شود که یک پاشش جت هوا قبل از پاشش هیدروژن صورت پذیرفته است و سپس تأثیر فاصله پاشش جت هوا از نقطه پاشش هیدروژن بر حوزه پاشش بررسی می‌شود. شرایط پاشش جت هیدروژن و جت هوا از قبیل فشار، دما و عدد

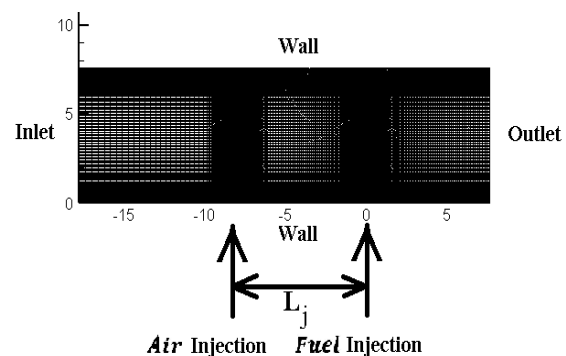
نشان دهد [۵۰ و ۴۹]. در برخی مراجع وسط خط دیسک ماخ و در برخی مراجع دیگر ماکزیمم ارتفاع دیسک ماخ به عنوان ارتفاع دیسک ماخ معرفی شده است. محل ایجاد دیسک ماخ در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود و در کار حاضر وسط خط دیسک ماخ به عنوان ارتفاع دیسک ماخ در نظر گرفته شده است که با h_{MD} نشان داده شده است. همچنین بیشترین ارتفاعی که سوخت توانسته تا آنجا نفوذ کند به عنوان عمق نفوذ سوخت در نظر گرفته شده است و با h_f نشان داده شده است و نقطه‌ای در نظر گرفته شده است که در آنجا کسر حجمی هیدروژن حداقل ۹۹٪ باشد. در شکل ۱۴ ارتفاع عمق نفوذ سوخت نشان داده شده است. در شکل ۱۵ کانتور تغییرات عدد ماخ برای حالت پاشش جت هیدروژن به تنهایی و بدون پاشش جت هوا نشان داده شده است. در شکل ۱۶ کانتور تغییرات عدد ماخ برای چند حالت مختلف با فواصل متفاوت بین جت هوا و جت سوخت نشان داده شده است. جت هوا به صورت یک مانع در مسیر جریان عمل نموده و با ایجاد موج ضربه‌ای کمانی و تولید گردابه باعث بهبود مخلوط شدن سوخت و هوا می‌شود. در شکل ۱۷ نمودارهای تغییرات عمق نفوذ سوخت و تغییرات ارتفاع دیسک ماخ بر حسب تغییر فاصله بین جت هوا و جت سوخت نشان داده شده است که L_j فاصله بین جت هوا و جت سوخت است. همانگونه که از شکل ۱۷ مشاهده می‌شود رفتار تغییرات عمق نفوذ سوخت مشابه رفتار تغییرات ارتفاع دیسک ماخ است. همانگونه که از نتایج مشاهده می‌شود، با پاشش جت هوا در نزدیک نقطه پاشش سوخت، ارتفاع دیسک ماخ و عمق نفوذ سوخت زیاد است و سپس با فاصله گرفتن نقطه پاشش هوا از نقطه پاشش سوخت، ابتدا ارتفاع دیسک ماخ و عمق نفوذ سوخت کاهش یافته و سپس دوباره افزایش می‌یابد. در شکل ۱۸ تغییرات تلفات فشار سکون بر حسب تغییر فاصله بین جت هوا و جت سوخت نشان داده شده است که در این شکل ΔP_t تلفات فشار سکون و $P_{t,ref}$ فشار سکون مرجع است که در اینجا فشار سکون در مقطع ورودی در نظر گرفته شده است. با توجه به نتایج شکل‌های ۱۷ و ۱۸ می‌توان نتیجه گرفت که هر چه پاشش جت هوا به نقطه پاشش جت سوخت نزدیک‌تر شود عمق نفوذ بیشتر سوخت با تلفات فشار سکون پایین‌تری حاصل خواهد شد. البته اگر پاشش جت هوا در فواصل بسیار دور از نقطه پاشش سوخت صورت گیرد باز هم عمق نفوذ سوخت بالایی بدست می‌آید ولی در این شرایط تلفات فشار سکون نیز بالا است.



شکل ۱۰. کانتور تغییرات عدد ماخ

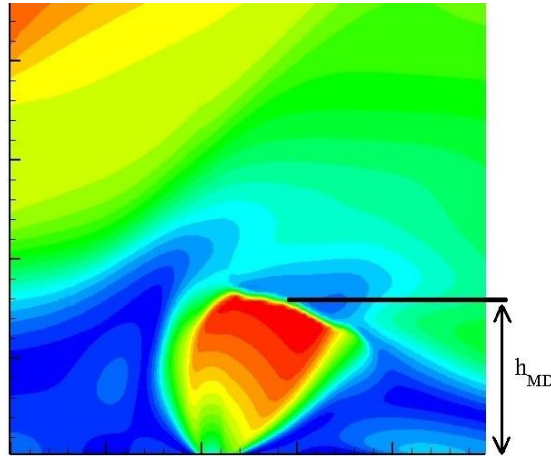


شکل ۱۱. خطوط مسیر جریان در اطراف نقطه پاشش

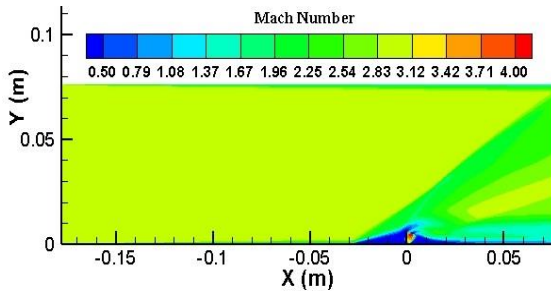


شکل ۱۲. نمایی از شکل مسئله پاشش جت هوا قبل از پاشش سوخت

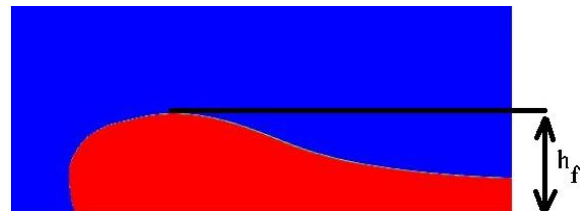
بعد از انجام شبیه‌سازی‌ها، تغییرات افت فشار سکون، عمق نفوذ سوخت و ارتفاع دیسک ماخ برای حالت مختلف با یکدیگر مقایسه شده‌اند. معمولاً از ارتفاع دیسک ماخ به عنوان پارامتری جهت بررسی عمق نفوذ سوخت استفاده شده است و ارتفاع دیسک ماخ می‌تواند عمق نفوذ سوخت را در جریان مافوق صوت



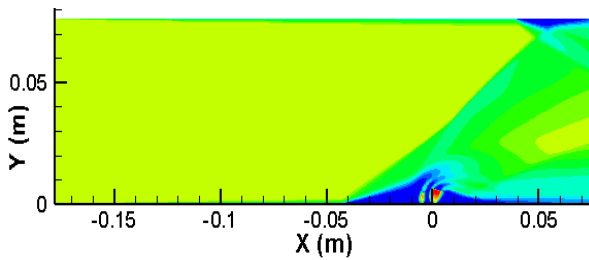
شکل ۱۳. ارتفاع دیسک ماخ



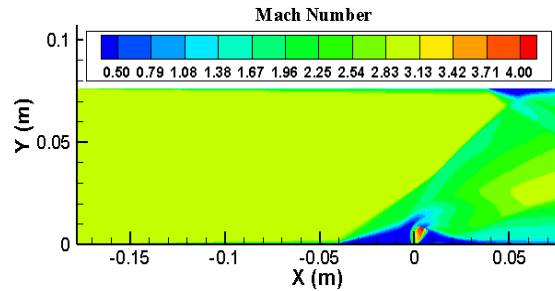
شکل ۱۵. کانتور تغییرات عدد ماخ برای حالت پاشش جت سوخت هیدروژن گازی به تنهایی و بدون پاشش جت هوا



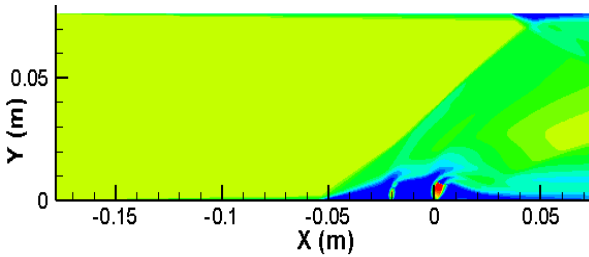
شکل ۱۴. ارتفاع عمق نفوذ سوخت



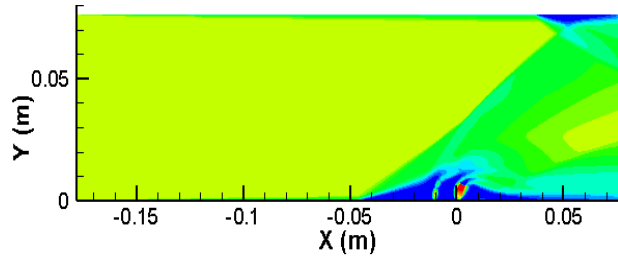
ب) فاصله جت هوا از جت سوخت برابر ۰/۵ سانتیمتر است



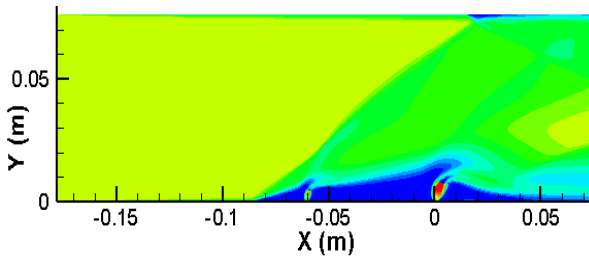
الف) فاصله جت هوا از جت سوخت برابر ۰/۰۵ سانتیمتر است



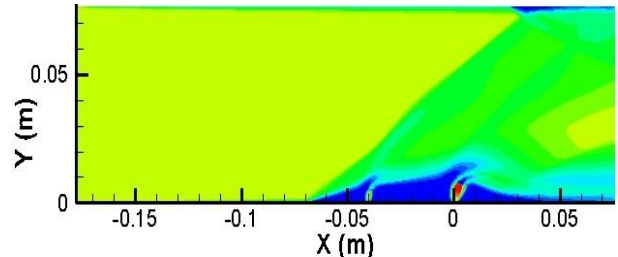
د) فاصله جت هوا از جت سوخت برابر ۲ سانتیمتر است



ج) فاصله جت هوا از جت سوخت برابر ۱ سانتیمتر است

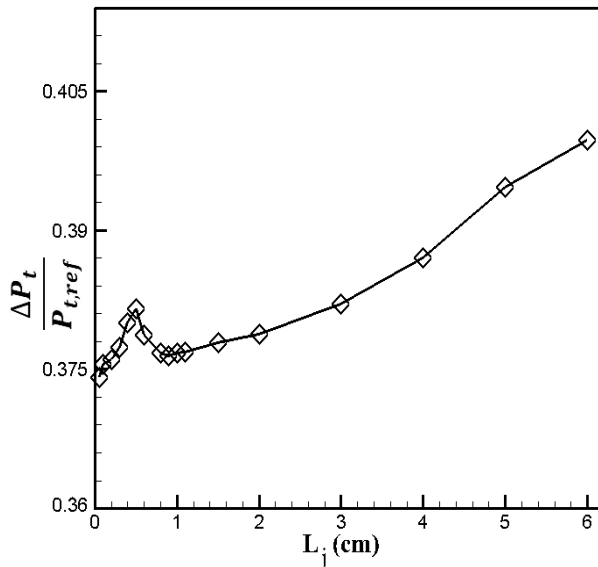


و) فاصله جت هوا از جت سوخت برابر ۶ سانتیمتر است

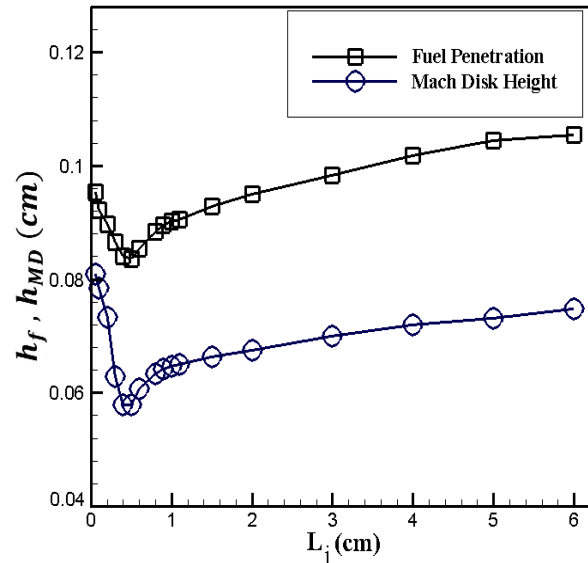


ه) فاصله جت هوا از جت سوخت برابر ۴ سانتیمتر است

شکل ۱۶. کانتور تغییرات عدد ماخ برای چند حالت پاشش مختلف



شکل ۱۸. تغییرات تلفات فشار سکون نسبت به تغییر فاصله بین جت هوا و جت سوخت



شکل ۱۷. نمودارهای تغییرات عمق نفوذ سوخت و تغییرات ارتفاع دیسک ماخ با تغییر فاصله بین جت هوا و جت سوخت

شد. همچنین از نتایج مشاهده می‌شود که رفتار تغییرات ارتفاع دیسک ماخ مشابه رفتار تغییرات عمق نفوذ سوخت است و به همین منظور همانگونه که در برخی مراجع قبلی نیز اشاره شده است، ارتفاع دیسک ماخ می‌تواند به عنوان پارامتری جهت بررسی عمق نفوذ سوخت مورد بررسی قرار گیرد. همچنین نتایج برای حالت فقط پاشش جت سوخت به تنهایی و بدون پاشش جت هوا نیز بررسی شده‌اند و مشاهده شده است که پاشش جت هوا قبل از جت سوخت در تمام حالات مورد بررسی موجب افزایش ارتفاع دیسک ماخ و افزایش عمق نفوذ سوخت شده و در ازای آن تلفات فشار سکون نیز افزایش یافته است.

۷. نتیجه‌گیری

در این کار ابتدا حوزه پاشش متقاطع هلیوم به درون جریان هوای مافوق صوت شبیه‌سازی شده است و نتایج حاصل از حل عددی با داده‌های تجربی مقایسه و صحه‌گذاری شده‌اند که این مقایسه نشان دهنده تطابق خوب بین نتایج عددی و داده‌های تجربی می‌باشد. پس از صحه‌گذاری حل عددی، مسأله تأثیر پاشش جت هوا قبل از پاشش جت سوخت بررسی شده است که نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی نشان می‌دهند که هر چه پاشش جت هوا به نقطه پاشش جت سوخت نزدیک‌تر شود عمق نفوذ بیشتر سوخت با تلفات فشار سکون پایین‌تری حاصل خواهد

۸. مأخذ

- [1] Martin, Michael A., Huy H. Nguyen, William D. Greene, and David C. Seymout, Transient mathematical modeling for liquid rocket engine systems: Methods, capabilities, and experience, 5th International Symposium on Liquid Space Propulsion, Chattanooga, TN; United States, Oct 27-30. 2003.
- [2] Sutton, George P., and Oscar Biblarz. Rocket propulsion elements. John Wiley & Sons, pp. 223-225, 2016.
- [3] Binder, Michael, Thomas Tomsik, and Joseph P. Veres. RL10A-3-3A rocket engine modeling project, NASA Technical Report, 1997.
- [4] Binder, Michael. A transient model of the RL10A-3-3A rocket engine. In 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, p. 2968. 1995.
- [5] Binder, Michael. An RL10A-3-3A rocket engine model using the Rocket Engine Transient Simulator (ROCETS) software. 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. 1993.
- [6] Di Matteo, Francesco. Modelling and simulation of liquid rocket engine ignition transients. PhD Thesis, Department of Aerospace Engineering, SAPIENZA University, Roma, 2010..
- [7] Di Matteo, Francesco, Marco De Rosa, and Marcello Onofri. Start-up transient simulation of a liquid rocket engine. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2011.
- [8] Di Matteo, Francesco, Marco De Rosa, and Marcello Onofri. Transient simulation of the RL-10A-3-3A rocket engine. Space Propulsion Conference. 2012.

- [9] A. Santana Jr., F.I. Barbosa, M. Niwa, L.C.S. Goes, Modeling and Robust Analysis of a Liquid Rocket Engine, 36th Joint Propulsion Conference & Exhibit Huntsville, Alabama, July 2000.
- [10] H. Karimi, A. Nassirharand, and M. Beheshti, Dynamic and Nonlinear Simulation of Liquid Propellant Engines, AIAA Journal of Propulsion and Power, pp. 938-944, vol. 19, no. 5, 2003
- [11] A. Kanmuri, T. Kanda, Y. Wakamatsu, Y. Torri and E. Kagawa, K. Hasegawa, Transient Analysis of LOX/LH2 Rocket Engine (LE-7), 25th Joint Propulsion Conference & Exhibit Huntsville, Monterey, CA, July 10-12, 1989
- [12] Liu Kun, Zhang Yulin, Study on Versatile Simulation of Liquid Propellant Rocket Engine Systems Transients, 36th Joint Propulsion Conference & Exhibit Huntsville, Huntsville, AL, July 17-19, 2000
- [13] D. Ramesh, M. Aminpoor, Nonlinear, Dynamic Simulation of an Open Cycle Liquid Rocket Engine, 43th Joint Propulsion Conference & Exhibit Huntsville, Cincinnati, OH, July 8 - 11, 2007.
- [14] i Bel, Núria Margarit, and Manuel Martínez Sánchez. Simulation of a Liquid Rocket Engine, 1st Meeting of EcosimPro Users, UNED, Madrid, 3-4 May 2001.
- [15] Beliaev, E. Chevanov, V. , Chervakov, V., Mathematical Modeling of Operating Process of Liquid Propellant Rocket Engines, , MAI , 1999. (In Russian)
- [16] Hybrid Systems Analysis Unit and System Dynamics Unit, Engine Balance and Dynamics Model, Rockwell International Corporation, Rocket dyne Division, report number RL00001, January 19, 1992.
- [17] Avsianikov, B.V. , Theory and calculation of feed system's elements of liquid propellant rocket engines, Mashinostroeinye Publications, Moscow, Russia, 1983. (In Russian)
- [18] V.A. Shesterianikov, Hydraulic Modeling of Start Regime of Liquid Propellant Rocket Engines, 1981. (In Russian)
- [19] T.P.C. Lozano, Dynamic models for liquid rocket engines with health monitoring application, Master of Science, Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 1998.

پی نوشت

-
1. Hyshot II
 2. NASA X-43A
 3. Mass sampling
 4. Schlieren
 5. Rayleigh/Mie scattering
 6. LIIF: Laser-Induced iodine fluorescence
 7. PLIIF: Planar Laser-Induced iodine fluorescence
 8. Wake
 9. Leeward side
 10. Aero-ramp injector