

مطالعه عددی پاشش متقاطع جت‌های صوتی دومرحله‌ای در جریان عرضی مافوق صوت بعد از یک پله

مصطفی زاهدزاده^{۱*}، فتح‌الله امی^۲

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۳۹۶/۱۲/۱۲	
پذیرش مقاله: ۱۳۹۷/۰۲/۲۲	
واژگان کلیدی: محفظه احتراق اسکرمجت، پاشش متقاطع، جریان مافوق صوت، امواج ضربه‌ای، جریان عرضی.	مخلوط شدن مناسب سوخت و هوا تأثیر زیادی بر احتراق کارآمد در محفظه‌های احتراق موتورهای اسکرمجت دارد. در طراحی موتورهای اسکرمجت، اختلاط کافی بین جریان هوای مافوق صوت و جت سوخت پاشش‌شده، مسئله‌ای حیاتی است. به دلیل زمان اقامت خیلی کوتاه مخلوط در جریان مافوق صوت، پایداری احتراق بسیار مشکل است. زمان اقامت سیال در یک موتور اسکرمجت فقط در حدود چند میلی ثانیه است. بنابراین تحقیق بر روی پاشش و انتشار سوخت، مسئله‌ای بسیار مهم در طراحی این موتورها است. در این مقاله پاشش متقاطع دومرحله‌ای جت صوتی دایروی به درون جریان مافوق صوت بعد از پله به صورت عددی بررسی شده است. در مقایسه با پاشش موازی، پاشش متقاطع، عمق نفوذ سوخت بهتر و ترکیب مناسب‌تری فراهم می‌کند؛ ولی افت فشار سکون در این روش بیشتر از روش پاشش موازی است. معادلات ناویر-استوکس رینولدز - متوسط به همراه مدل آشفتگی $k - \omega$ SST و معادله حالت گاز کامل با استفاده از نرم‌افزار فلونت حل شده‌اند. نتایج حل عددی با داده‌های تجربی در دسترس، مقایسه و صحه‌گذاری شده‌اند که نتایج عددی، تطابق خوبی با داده‌های تجربی دارند. شبیه‌سازی‌ها به خوبی موقعیت و شکل مشخصات اصلی جریان را نشان می‌دهند. حوزه جریان شامل امواج ضربه‌ای مختلفی از قبیل امواج ضربه‌ای کمانی، امواج ضربه‌ای ناشی از جدایش و امواج ضربه‌ای بشکه‌ای است. نتایج نشان می‌دهند ارتفاع دیسک ماخ انژکتور دوم بیشتر از انژکتور اول بوده که دلیل آن، افت فشار سکون ناشی از انژکتور اول است.

۱- مقدمه

احتراق درون محفظه احتراق در جریان مافوق صوت نسبت به موتور صورت می‌پذیرد. برخلاف موتور رمجت که جریان در محفظه احتراق مادون صوت است، سرعت جریان درون موتور اسکرمجت همچنان مافوق صوت باقی می‌ماند [۲] و [۳]. به‌عنوان یک نمونه عملی استفاده از موتور اسکرمجت می‌توان به پرنده ایکس - ۴۳ در پروژه ناسا اشاره کرد که در شکل (۱) تصویری از آن مشاهده می‌شود. این پرنده توانست با استفاده از موتور اسکرمجت به طور موفقیت‌آمیزی در حدود ۱۱ ثانیه در عدد ماخ حدود ۹/۶ یا تقریباً ۷۰۰۰ مایل بر ساعت در ارتفاع ۱۱۰۰۰۰ پایی پرواز

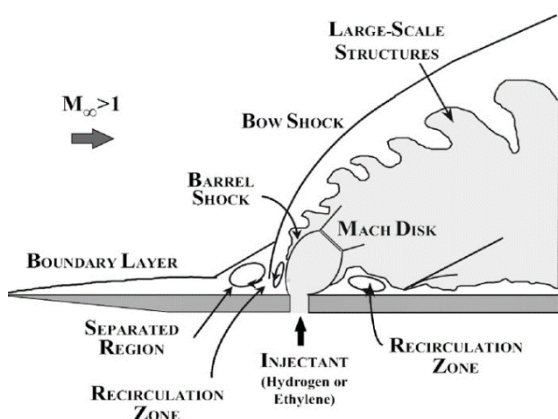
امروزه توسعه تکنولوژی وسایل پروازی ماورای صوتی هوا - تنفسی برای اهداف نظامی و تجاری در حال افزایش است. موتور اسکرمجت یکی از موتورهای نویدبخش برای پروازهای ماورای صوتی در آینده نزدیک است. بنابراین یک شیوه پاشش خوب با عمق نفوذ زیاد سوخت و راندمان اختلاط بالا، عملکرد کلی وسیله پيشرانشی را بهبود می‌بخشد [۱]. اسکرمجت‌ها موتورهایی هستند که برای عملکرد در سرعت‌های خیلی بالا طراحی می‌شوند. موتور اسکرمجت، یک موتور هوا - تنفسی ماورای صوتی است که

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: mo.zahedzadeh@chmail.ir

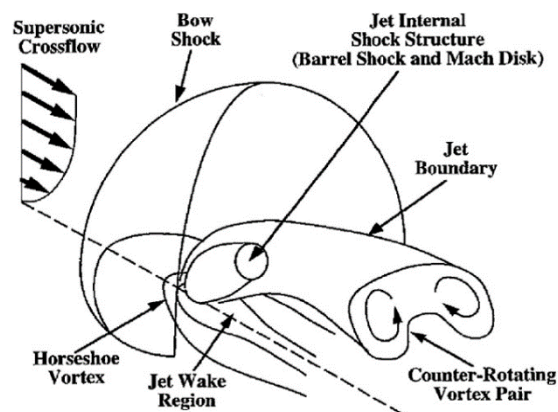
۱. دانشجوی دکتری هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

۲. دانشیار گروه هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

ساختارهای مختلفی برای بهبود اختلاط استفاده می‌شود. در بعضی ساختارها گاهی یک پله در محفظه احتراق اسکرمجت به دلیل پایداری و تثبیت شعله به کار می‌رود. استفاده از یک محفظه احتراق با پاشش عمودی در پایین دست یک پله در محفظه احتراق، یکی از ساده‌ترین طراحی‌ها برای بهبود اختلاط سوخت و هوا و پایداری شعله در محفظه احتراق یک موتور اسکرمجت است. در شکل (۳) شماتیکی از حوزه جریان پاشش جت متقاطع در جریان عرضی مافوق صوت مشاهده می‌شود.



الف- نمای دوبعدی



ب- نمای سه‌بعدی

شکل ۳: شماتیکی از حوزه پاشش جت متقاطع در جریان عرضی مافوق صوت [۹ و ۱۰]

پاشش عمودی به درون جریان مافوق صوت بعد از یک پله در محفظه احتراق نسبتاً پیچیده است. نمایی شماتیک از این حوزه جریان در شکل (۴) نمایش داده شده است. با برخورد جریان هوای آزاد با جریان ثانویه، یک موج ضربه‌ای کم‌انرژی در جلوی نقطه پاشش و پس از آن یک موج ضربه‌ای بشکله‌ای ایجاد می‌شود. همچنین قبل از نقطه پاشش، جدایش لایه مرزی صورت می‌پذیرد که به دلیل

کند [۴ و ۵]. یک نمونه وسیله دیگر با پیش‌رانش اسکرمجت در تست موفقیت‌آمیز پرنده ایکس-۵۱ صورت گرفته است. در شکل (۲) تصویری از پرنده ایکس-۵۱ مشاهده می‌شود که در زیر بال یک هواپیمای بی-۵۲ نصب شده است. پرنده ایکس-۵۱ یک وسیله با موتور اسکرمجت و به طور یکپارچه با بوستر موشکی است. این پرنده رکورد بیشترین مدت زمان پروازی با موتور اسکرمجت را شکست و توانست به مدت ۲۱۰ ثانیه با موتور اسکرمجت پرواز کند. پرنده ایکس-۵۱ در اولین پروازش توانست به عدد ماخ پروازی ۵ در ارتفاع ۷۰۰۰۰ پایی دست یابد [۶].



شکل ۱: پرنده ایکس-۴۳ ناسا با موتور اسکرمجت [۵]



شکل ۲: پرنده ایکس-۵۱ به همراه بوستر سوخت جامد آن [۶]

اختلاط کافی و مناسب جریان هوای مافوق صوت با سوخت برای فرایند احتراق مافوق صوت در موتور اسکرمجت بسیار مهم است و توجه بسیاری از محققان را در سطح جهان به خود جلب کرده و تاکنون روش‌های مختلفی برای بهبود اختلاط سوخت و هوا ارائه شده است [۷]. با توجه به اینکه زمان اقامت هوا درون موتور از مرتبه میلی ثانیه است، زمان اختلاط سوخت با هوا در سطح مولکولی، یک فاکتور محدودکننده خواهد بود [۸]. به همین دلیل از روش‌ها و

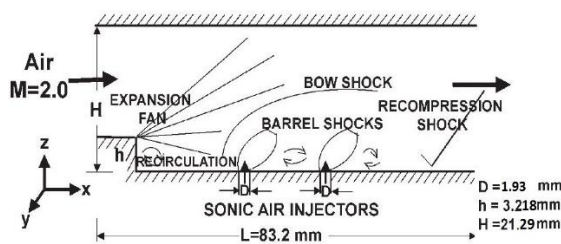
اختلاط با یک پاشش هوای عمودی از یک شکاف با طول محدود بررسی شده است [۲۳]. همچنین در کار دیگری توسط یوکوتا و کاجی، جریان مافوق صوت دوبعدی و حوزه اختلاط آن با یک پاشش عمودی از شکاف، مورد بررسی قرار گرفته است [۲۴]. ون و همکاران پاشش جت هیدروژن به درون جریان عرضی مافوق صوت را شبیه‌سازی کرده‌اند [۲۵]. چاکروبرتی و همکاران به بررسی عددی پاشش متقاطع دومرحله‌ای بعد از پله در جریان مافوق صوت با استفاده از حل سه‌بعدی معادلات ناویر - استوکس و مدل آشفتگی $k-\epsilon$ پرداخته‌اند [۲۶]. همچنین سریرام و چاکروبرتی، پاشش عمودی درون جریان مافوق صوت بعد از یک پله را به صورت عددی بررسی کرده‌اند [۲۷]. سان و هو، ایجاد جفت گردابه‌های ناهمسان‌گرد ناشی از یک جت صوتی درون یک جریان عرضی مافوق صوت را به صورت عددی مورد بررسی قرار داده‌اند [۲۸]. سانکاران و همکاران، به تحقیق بر روی شبیه‌سازی عددی در محفظه احتراق مافوق صوت با تزریق متقاطع دومرحله‌ای بعد از یک پله با حفره پرداخته‌اند. پاشش سوخت به درون یک محفظه احتراق مافوق صوت با یک حفره، یکی از روش‌های مؤثر برای پایدارسازی و نگهداری شعله در بازه وسیعی از شرایط عملکردی است [۲۹]. میشر و سریده‌هار، یک محفظه احتراق مافوق صوت دوبعدی با پاشش سوخت مستقیم از کف یک حفره با زوایای پاشش مختلف سوخت برای دو حالت در شرایط واکنش‌پذیر و غیرواکنشی را با استفاده از نرم‌افزار فلونتت بررسی کرده‌اند [۳۰]. کومار و همکاران، نیز به شبیه‌سازی عددی پاشش متقاطع با حفره برای بهبود اختلاط در یک موتور اسکرمت پرداخته‌اند [۳۱].

در این کار، پاشش متقاطع دو مرحله‌ای جت صوتی دایروی به درون جریان مافوق صوت بعد از پله به صورت عددی بررسی می‌شود. پس از انجام شبیه‌سازی و صحت‌گذاری نتایج، تأثیر ارتفاع پله بر ساختار جریان، بررسی و ارتفاع دیسک ماخ ناشی از پاشش اول و دوم برای هندسه‌های مختلف با یکدیگر مقایسه شده است.

۲- مدل فیزیکی

مدل فیزیکی مورد بررسی برای شبیه‌سازی عددی از مطالعه تجربی مک‌دنیل و همکاران [۲۰ و ۲۱] گرفته شده است. دو گروه آزمایش‌های تجربی توسط مک‌دنیل برای مطالعه اختلاط جریان سرد پاشش صوتی متقاطع دومرحله‌ای بعد

تداخل لایه مرزی و موج ضربه‌ای است. یک موج ضربه‌ای نیز از جدایش لایه مرزی ایجاد شده که در ادامه به موج ضربه‌ای کمائی متصل می‌شود [۱۱].



شکل ۴: شماتیکی از خصوصیات جریان صوتی عمودی پاشش شده به درون جریان هوای مافوق صوت بعد از پله [۱۱]

روش تزریق متقاطع جت سوخت به درون جریان عرضی مافوق، یکی از ساده‌ترین روش‌ها برای توسعه فرایند اختلاط بین سوخت و هوا است که به صورت تجربی [۱۲ و ۱۳] و عددی [۱۴ و ۱۵] بررسی شده و تاکنون تحقیقات زیادی بر روی این حوزه جریان صورت پذیرفته است. 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 کرده‌اند [۱۶]. آبی و همکاران، به مطالعه اختلاط مافوق صوت در محفظه احتراق پرداخته‌اند و اندازه‌گیری کسر مولی را در شرایط تجربی انجام داده‌اند [۱۷]. پاپاموسچو و همکاران، اثر عدد ماخ جریان آزاد، عدد ماخ جت، نسبت فشار استاتیک، نسبت چگالی و نسبت مومنتوم را بر روی عمق نفوذ با استفاده از تصویربرداری شیلینر بررسی کرده‌اند [۱۸]. عمق نفوذ جت‌های عمودی بعد از پله‌ها در جریان مافوق صوت توسط یامچی و همکاران بررسی شده است [۱۹]. مک‌دنیل و همکاران به طور تجربی، اختلاط متقاطع جریان سرد جت‌های صوتی را در جریان مافوق صوت بررسی کرده‌اند. آن‌ها پاشش دومرحله‌ای بعد از پله را در جریان آزاد با عدد ماخ ۲ به صورت تجربی بررسی کرده‌اند [۲۰ و ۲۱]. لیو و همکاران به بررسی تجربی پاشش جت تنها و پاشش جت دوتایی در یک محفظه احتراق مافوق صوت پرداخته‌اند. آن‌ها مشاهده کردند که پاشش جت دوتایی، عمق نفوذ سوخت بیشتری ایجاد می‌کند و فاصله بهینه‌ای برای مکان جت‌ها وجود دارد که در آن فاصله عمق نفوذ جت سوخت بیشینه است [۲۲]. یوکوتا و کاجی جریان مافوق صوت سه‌بعدی و اختلاط با یک پاشش هوای عمودی از یک شکاف با طول محدود را بررسی کرده‌اند. در این کار، جریان مافوق صوت و حوزه‌های

صورت پشت سر هم، نفوذ و اختلاط سوخت و هوا را بهبود بخشد.

پارامترهای جریان هوای ورودی به محفظه احتراق و جت صوتی پاشش شده به طور خلاصه در جدول ۲ آورده شده است. عدد ماخ جریان آزاد برابر ۲ بوده که دارای فشار استاتیکی ۳۵ کیلوپاسکال و دمای استاتیکی ۱۶۷ کلوین است و یک جریان هوای یدار شده با فشار استاتیک ۱۳۹ کیلوپاسکال و ۲۵۰ کلوین به صورت جت عمودی به درون هوای مافوق صوت پاشش شده است.

۳- روش حل عددی و معادلات حاکم

در این تحقیق، معادلات ناویر - استوکس رینولدز متوسط‌گیری شده سه‌بعدی بر پایه روش چگالی مبنا توسط نرم‌افزار فلونت حل شده‌اند. معادلات حاکم، شامل معادله پیوستگی، معادله مومنتوم در جهت‌های x, y, z ، معادله انرژی و معادله حالت گاز کامل هستند و همچنین از مدل آشفتگی دومعادله‌ای $k-\omega$ SST برای 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 $k-\omega$ SST معمولاً تخمین خوبی از لایه‌های اختلاط و جریان‌های جت را فراهم می‌کند [۳۲]. این مدل بدین جهت انتخاب شده است که در مقایسه با سایر مدل‌های دومعادله‌ای و مدل انتقال تنش رینولدز ویلکاکس، قابلیت خوبی در تخمین جدایش و مواجهه با گرادبان‌های فشار معکوس و جریان‌های جدا شده دارد [۳۳] و [۳۴]. در مقایسه با بیشتر مدل‌های لزجت گردابه، حداقل برای مورد پاشش جت در جریان عرضی تراکم‌پذیر، مدل ویلکاکس توانایی‌های تخمین بهتری از حوزه حل را دارا است.

معادلات حاکم برای جریان سه‌بعدی به صورت زیر هستند [۳۵]:

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

معادله مومنتوم در راستای x :

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 + P)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v u)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w u)}{\partial z} - \text{div}(\mu \text{grad } u) = S_{Mx} \quad (2)$$

از پله به درون جریان آزاد مافوق صوت با عدد ماخ ۲ انجام شده است. در کار تجربی اول، عمق نفوذ جت پاشش شده و نمودارهای انتشار برای سه نسبت فشار مختلف جت به جریان آزاد و در کار تجربی دوم جزئیات اندازه‌گیری‌های مختلف پارامترهای جریان در موقعیت‌های محوری مختلف ارائه شده است.

جدول ۱: جزئیات هندسی محفظه احتراق

پارامترهای هندسی	مقادیر (میلی‌متر)
طول قسمت آزمایش (L)	۷۱/۸۵
ارتفاع قسمت آزمایش (H)	۲۱/۲۹
عرض قسمت آزمایش (W)	۳۰/۴۸
ارتفاع پله (h)	۳/۲۱۸
قطر انژکتور (D)	۱/۹۳
فاصله موقعیت پله از اولین انژکتور	-۹/۵۳۴
موقعیت محوری انژکتور اول	۰
موقعیت محوری انژکتور دوم	۱۲/۷

جدول ۲: پارامترهای جریان‌های ورودی برای محاسبه

پارامتر	جریان هوا	انژکتور
فشار سکون جریان آزاد، کیلوپاسکال (P_0)	۲۷۴	۲۶۳
فشار استاتیک جریان آزاد، کیلوپاسکال (P_α)	۳۵	۱۳۹
عدد ماخ (M)	۲	۱
دمای سکون جریان آزاد، کلوین (T_0)	۳۰۰	۳۰۰
دمای استاتیک جریان آزاد، کلوین (T_α)	۱۶۷	۲۵۰
سرعت جریان آزاد، متر بر ثانیه (u_α)	۵۱۸	۳۱۷/۲
وزن مولکولی	۲۸/۸	۲۸/۸
نسبت گرمای ویژه	۱/۴	۱/۴

جزئیات هندسی محفظه احتراق در جدول ۱ نشان داده شده است. ابعاد قسمت آزمایش، طول (L)، ارتفاع (H)، عرض (W) محفظه احتراق به ترتیب برابر ۷۱/۸۵ و ۲۱/۲۹ و ۳۰/۴۸ میلی‌متر است. دو انژکتور با ابعاد مشابه با قطر ۱/۹۳ میلی‌متر به ترتیب به فاصله ۹/۵۳۴ و ۲۲/۲۳۴ میلی‌متری از پله نصب شده‌اند. هدف اصلی از پله جداسازی لایه مرزی ورودی از افزایش فشار تولید شده در محفظه احتراق است. انتظار می‌رود پله و استفاده از دو انژکتور به

که در این معادلات، P_ω و F_1 به صورت زیر خواهند بود:

$$P_\omega \equiv 2\gamma\rho(S_{ij} - \omega S_{mn} \delta_{ij}/3)S_{ij} \approx \gamma\rho\Omega^2 \quad (9)$$

$$F_1 = \quad (10)$$

$$\tanh \left\{ \left(\min \left[\max \left[\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega}, \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right)^4 \right\}$$

در معادله (10)، $CD_{k\omega}$ به صورت زیر است:

$$CD_{k\omega} = \max \left[\frac{2\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right] \quad (11)$$

از موارد کاربرد این مدل می‌توان به شبیه‌سازی جریان‌های دارای گرادیان فشار معکوس، جریان‌های حول ایرفویل‌ها، پاشش جت، جریان‌های داخل کانال، جریان‌های برشی و جریان‌های دارای امواج ضربه‌ای اشاره کرد [39].

۴- نتایج و بحث

۴-۱- استقلال از شبکه

شبکه‌بندی مناسب در شبیه‌سازی عددی دارای اهمیت زیادی است. نمایی از شبکه ایجاد شده در شکل (5) مشاهده می‌شود. شبکه در اطراف انژکتور و نزدیک به دیواره‌ها ریز شده است. شبیه‌سازی‌ها برای تعداد شبکه‌های مختلف صورت پذیرفته است. هندسه مسئله باید به نحوی شبکه‌بندی شود که تغییر شبکه با ازدیاد سلول‌ها و ناحیه‌های شبکه، تأثیری بر نتایج شبیه‌سازی عددی نداشته یا خطایی قابل چشم‌پوشی داشته باشد. استقلال از شبکه برای شبکه‌های با تعداد سلول مختلف از ۱۰۷۲۲۶ سلول تا ۲۴۲۵۴۳۶ سلول بررسی شده است. شکل (۶-الف) نمودار استقلال از شبکه را برای فشار استاتیک بر روی خط عمود بر مرکز انژکتور اول نشان می‌دهد و شکل (۶-ب) تغییرات میانگین فشار استاتیک بر روی خط عمود بر مرکز انژکتور اول با ریزتر شدن شبکه را نشان می‌دهد و مشاهده می‌شود که با ریز شدن شبکه و افزایش تعداد سلول‌ها، تقریباً نتایج تغییری نمی‌کنند.

۴-۲- مشخصات اصلی حوزه جریان

نمای کلی مشخصات اصلی جریان با نمایش کانتور عدد ماخ بر روی صفحه متقارن محوری در راستای طولی در شکل (۷) نشان داده شده است. هوای مافوق صوت با عدد ماخ ۲ وارد حوزه جریان می‌شود و بعد از پله یک ناحیه بازچرخشی به وجود می‌آید. دو جت صوتی در عدد ماخ ۱ بعد از پله به صورت عمودی به درون جریان هوای مافوق صوت پاشیده

معادله مومنوم در راستای y:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2 + P)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} - \text{div}(\mu \text{grad } v) = S_{My} \quad (3)$$

معادله مومنوم در راستای z:

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2 + P)}{\partial z} - \text{div}(\mu \text{grad } w) = S_{Mz} \quad (4)$$

معادله انرژی:

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho e + P)u}{\partial x} + \frac{\partial(\rho e + P)v}{\partial y} + \frac{\partial(\rho e + P)w}{\partial z} - \text{div}(k \text{grad } T) - \Phi = S_e \quad (5)$$

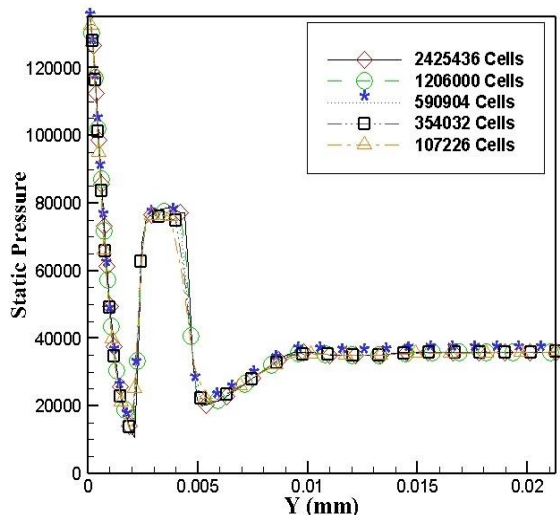
معادله حالت گاز کامل:

$$P = \rho RT \quad (6)$$

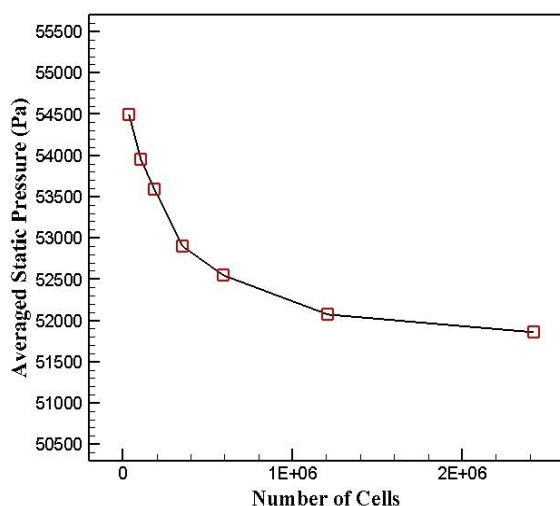
به طور کلی دو دسته روش RANS و LES برای شبیه‌سازی جریان آشفته وجود دارد که تفاوت آن‌ها در نوع میانگین‌گیری از معادله ناویر - استوکس است. در دسته روش‌های LES از میانگین‌گیری مکانی با استفاده از فیلتر و در دسته روش‌های RANS از میانگین‌گیری زمانی استفاده می‌شود. در متوسط‌گیری رینولدز، متغیرهای لحظه‌ای جریان به دو قسمت متوسط و نوسانی تقسیم می‌شوند [36 و 37]. مدل‌های مختلفی برای مدل‌سازی جریانات آشفته وجود دارد که از میان مدل‌های دومعادله‌ای بسیار مورد توجه قرار گرفته‌اند که در این میان، مدل‌های دومعادله‌ای $k - \omega$ و $k - \varepsilon$ رواج زیادی یافته‌اند. در اینجا از مدل آشفته‌گی دومعادله‌ای $k - \omega$ استفاده شده که $\omega = \varepsilon/k$ است. k انرژی جنبشی جریان آشفته، ε نرخ اتلاف انرژی آشفته‌گی و ω فرکانس آشفته‌گی است. در مدل آشفته‌گی دومعادله‌ای $k - \omega$ ، دو معادله حل می‌شود که ویسکوزیته مغشوش (μ_t) فقط تابعی از k و ω است [38]. پس معادلات آشفته‌گی به صورت زیر هستند:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j k - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = \tau_{til} S_{ij} - \beta^* \rho \omega k \quad (7)$$

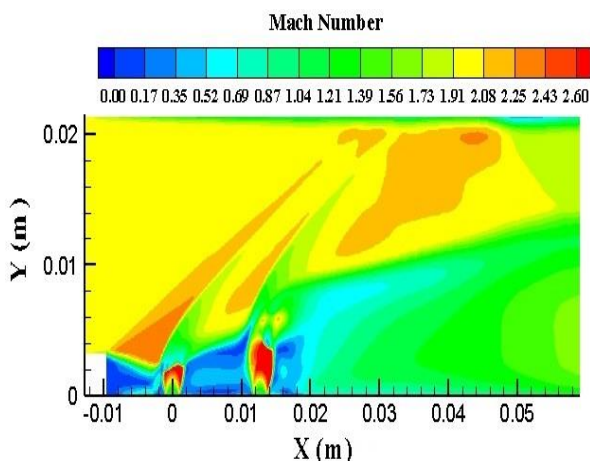
$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \omega - (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) = P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (8)$$



الف- نمودارهای تغییرات فشار استاتیک بر روی خط عمود بر مرکز انژکتور اول

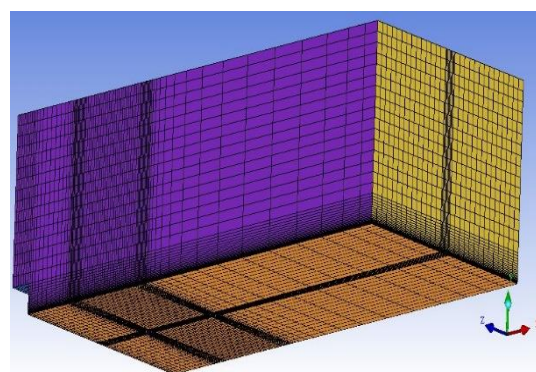


ب- تغییرات میانگین فشار استاتیک بر روی خط عمود بر مرکز انژکتور اول با ریزتر شدن شبکه
 شکل ۶: بررسی استقلال از شبکه

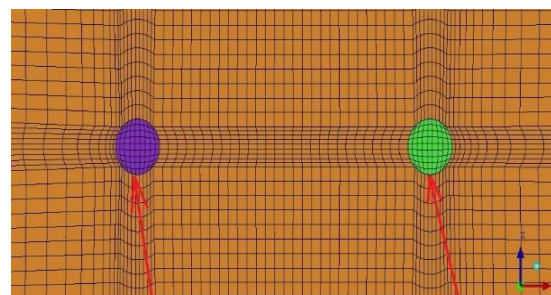


شکل ۷: کانطور عدد ماخ بر روی صفحه متقارن محوری در راستای طولی (صفحه x-y)

می‌شوند. در شبیه‌سازی عددی انجام‌شده همه مشخصات جریان از قبیل فن انبساطی ناشی از پله، نواحی بازچرخشی، امواج ضربه‌ای بشکهای، دیسک‌های ماخ، امواج ضربه‌ای کمانی و امواج ضربه‌ای ناشی از جدایش لایه مرزی، به خوبی مشاهده می‌شوند. از آنجایی که جت صوتی پاشش‌شده به صورت یک مانع عمل می‌کند، یک موج ضربه‌ای کمانی قبل از مجرای پاشش، تشکیل و یک موج ضربه‌ای ناشی از جدایش نیز توسط گرادیان فشار منفی اعمال می‌شود که در ادامه به موج ضربه‌ای کمانی متصل می‌گردد. همچنین یک موج ضربه‌ای بشکهای مایل تولید می‌شود. از آنجایی که جت به شدت فرو - منبسط شده است، در یک دیسک ماخ خاتمه می‌یابد. در سمت بالادست موج ضربه‌ای بشکهای نیز نقطه سه‌گانه به خوبی دیده می‌شود. نقطه سه‌گانه جایی است که موج ضربه‌ای بشکهای، دیسک ماخ را قطع می‌کند. دیسک ماخ اساساً یک موج ضربه‌ای عمودی است که جریان مافوق صوت درون پلوم را به جریان مادون صوت بعد از دیسک ماخ تبدیل می‌کند. ارتفاع دیسک ماخ می‌تواند عمق نفوذ سوخت را در جریان مافوق صوت نشان دهد. موج ضربه‌ای بشکهای و ارتفاع دیسک ماخ انژکتور اول کوتاه‌تر از انژکتور دوم است و در نتیجه جت پاشش‌شده از انژکتور دوم، عمق نفوذ بیشتری دارد.

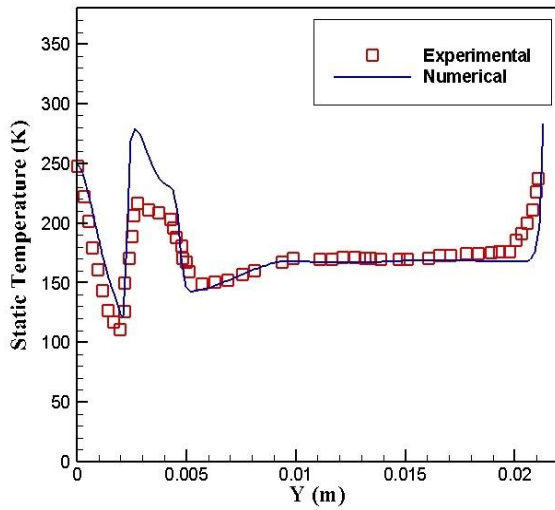


الف- نمای سه‌بعدی شبکه

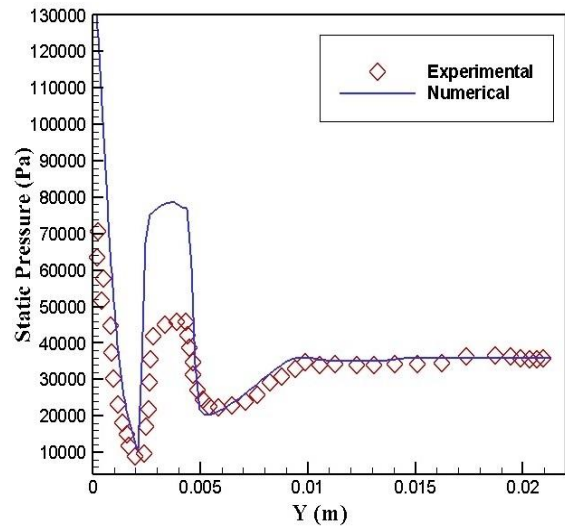


ب- شبکه تولید شده در اطراف انژکتورها

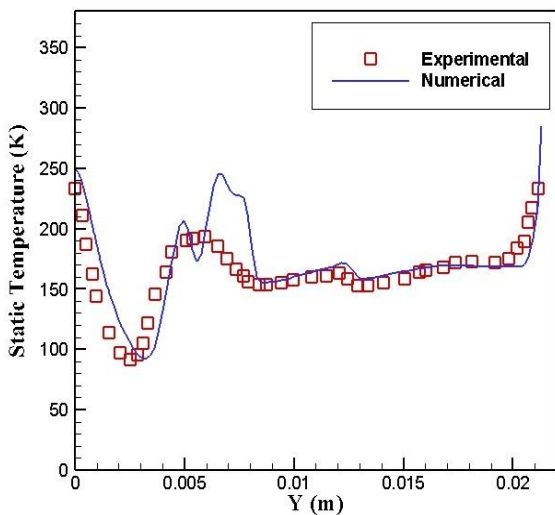
شکل ۵: نمای شماتیکی از شبکه تولید شده



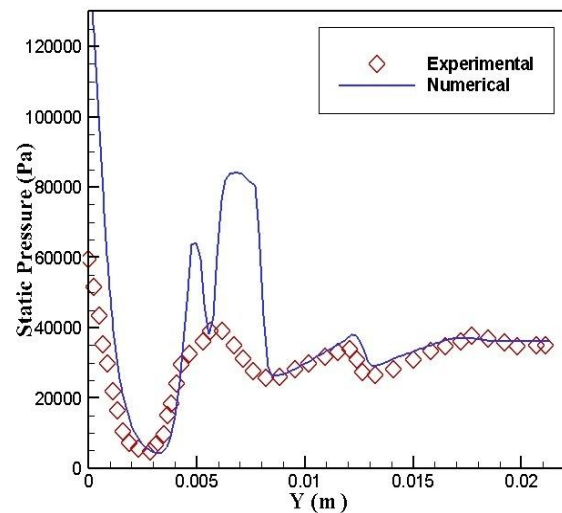
الف- در موقعیت $x=0$



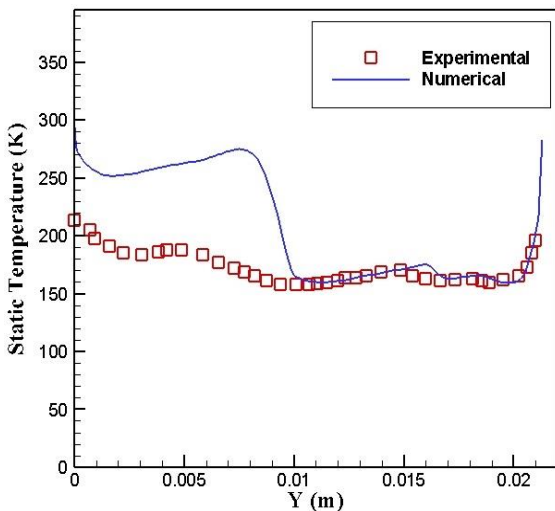
الف- در موقعیت $x=0$



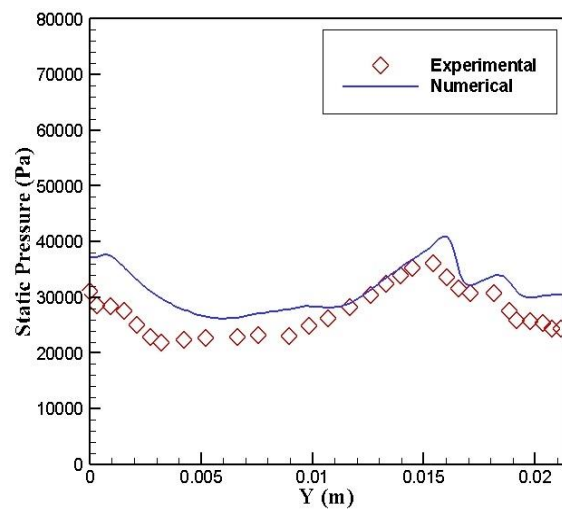
ب- در موقعیت $x=12.738$ میلی متری



ب- در موقعیت $x=12.738$ میلی متری



ج- در موقعیت $x=24.704$ میلی متری



ج- در موقعیت $x=24.704$ میلی متری

شکل ۹: مقایسه نمودارهای دمای استاتیک در موقعیت‌های محوری مختلف

شکل ۸: مقایسه نمودارهای فشار استاتیک در موقعیت‌های محوری مختلف بر روی خط عمود بر مرکز صفحه $x-z$

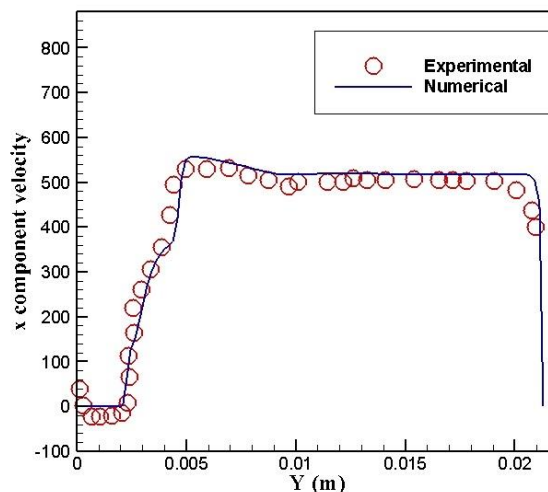
موج ضربه‌ای کمانی در طول صفحه متقارن محوری بالادست موج ضربه‌ای بشکه‌ای بیشترین قدرت را دارد که اساساً یک موج ضربه‌ای عمودی است. با دور شدن از این موقعیت، موج کمانی در هر دو جهت عرضی و عمودی به سمت پایین دست انحنا می‌یابد که سطحی پوشاننده در اطراف موج ضربه‌ای بشکه‌ای ایجاد می‌کند. سریعاً بعد از موج ضربه‌ای عمودی، نواحی محلی جریان مادون صوت تشکیل شده و این جریان با مخلوط شدن با جریان مافوق صوت جریان عرضی، دوباره به جریان مافوق صوت تبدیل می‌شود. موج ضربه‌ای کمانی یک گرادیان فشار معکوس قوی ایجاد می‌کند. این گرادیان فشار معکوس قوی ایجاد شده توسط موج کمانی، از طریق ناحیه مادون صوت لایه مرزی به سمت بالادست منتشر می‌شود.

۴-۳- صحه‌گذاری حل عددی

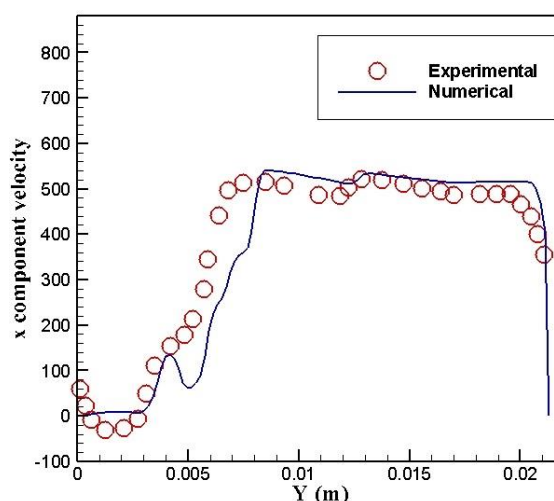
برای صحه‌گذاری شبیه‌سازی عددی انجام شده و اطمینان از نحوه کار برنامه، پارامترهای مختلف به دست آمده از حل عددی با داده‌های تجربی مک‌دنیل [۲۰ و ۲۱] مقایسه شده است که مقایسه نتایج نشان‌دهنده تطابق خوب نتایج حل عددی و نتایج آزمایشگاهی است. در شکل (۸) نمودارهای تغییر فشار استاتیک، در شکل (۹) نمودارهای تغییر دمای استاتیک و در شکل (۱۰) نمودارهای تغییر سرعت محوری در سه موقعیت محوری مختلف با داده‌های تجربی مقایسه شده‌اند. این مقایسه‌ها تطابق خوب نتایج حل عددی و نتایج تجربی را نشان می‌دهند. البته هنوز مقدار کمی اختلاف در نتایج حوزه نزدیک پاشش وجود دارد که می‌تواند به دلیل فرض یکنواختی جریان در مرز مجرای پاشش یا مرز ورودی یا به خاطر عدم دقت کافی مدل آشفتگی باشد.

۴-۴- ساختارهای گردابه‌ای حوزه جریان

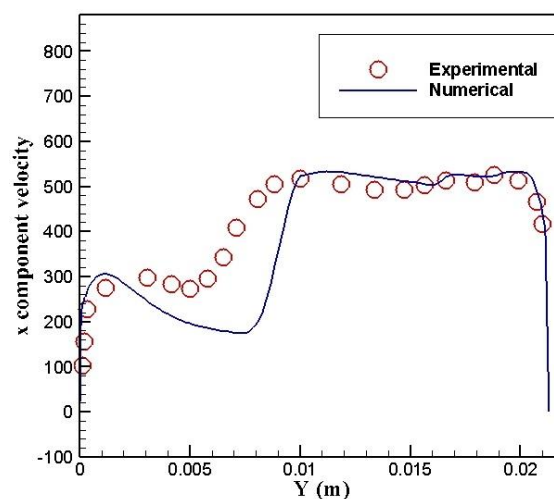
امواج ضربه‌ای موجود در جریان مافوق صوت به همراه گرادیان چگالی ایجاد شده توسط دو گاز مختلف (سوخت و هوا) شرایط لازم را برای ایجاد گشتاور فشاری برای بهبود فرایند اختلاط فراهم می‌کند. مشاهده شده است که تولید گردابه می‌تواند توسط ایجاد گشتاور فشاری بر روی صفحه مشترک سوخت و هوا در یک جریان هوا که از یک موج ضربه‌ای می‌گذرد، صورت پذیرد. به محض اینکه جت به صورت متقاطع وارد جریان آزاد اصلی می‌شود، عدم مطابقت سرعت و فشار در سطح مشترک، منجر به تشکیل گردابه‌ها در لایه برشی از ناپایداری کلونین - هلمهولتز شده، همچنین



الف- در موقعیت $x=0$



ب- در موقعیت $x=12.738$ میلی‌متری



ج- در موقعیت $x=24.704$ میلی‌متری

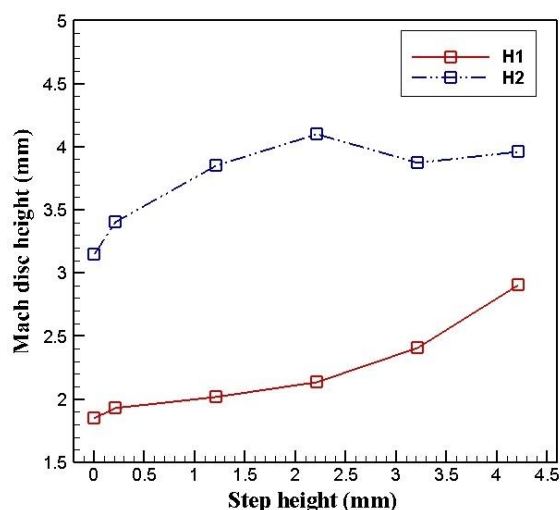
شکل ۱۰: مقایسه نمودارهای سرعت محوری در موقعیت‌های محوری مختلف

شده است. همان گونه که از نتایج مشاهده می‌شود، ارتفاع دیسک ماخ ناشی از پاشش اول، با افزایش ارتفاع پله به طور پیوسته در بازه مورد بررسی افزایش یافته است؛ ولی ارتفاع دیسک ماخ ناشی از پاشش دوم ابتدا تا نقطه ارتفاع پله ۲/۲۱۸ میلی‌متری افزایش و سپس کاهش یافته است.

۵- نتیجه‌گیری

در این کار شبیه‌سازی عددی پاشش متقاطع دومرحله‌ای جت صوتی بعد از پله به درون جریان عرضی مافوق صوت صورت پذیرفته و از معادلات سه‌بعدی ناویر - استوکس به همراه مدل آشفتگی $k-\omega$ SST استفاده شده است. برای صحت‌گذاری نتایج حل عددی با داده‌های تجربی مک‌دنیل و همکاران [۱۷ و ۱۸] مقایسه شده است که تطابق خوبی بین نتایج تجربی و عددی مشاهده شد. شبیه‌سازی‌ها به‌خوبی موقعیت و شکل مشخصات اصلی جریان را نشان می‌دهند. حوزه جریان شامل امواج ضربه‌ای مختلفی از قبیل امواج ضربه‌ای کمائی، امواج ضربه‌ای ناشی از جدایش و امواج ضربه‌ای بشکهای است. نتایج نشان می‌دهند ارتفاع دیسک ماخ انژکتور دوم بیشتر از انژکتور اول بوده که علت آن، افت فشار سکون ناشی از انژکتور اول است. مطالعه عددی حاضر، نتایج خوبی در حوزه دوردست پاشش نشان می‌دهد؛ ولی هنوز مقداری اختلاف در نتایج حوزه نزدیک پاشش وجود دارد. این اختلاف می‌تواند به دلیل فرض یکنواختی جریان در مجرای پاشش و ورودی یا به دلیل عدم دقت کافی مدل آشفتگی باشد. همچنین تأثیر ارتفاع پله بر حوزه جریان و ارتفاع دیسک ماخ ناشی از پاشش اول و دوم برای چند ساختار مختلف با ارتفاع‌های پله مختلف بررسی و مشاهده شد که ارتفاع دیسک ماخ ناشی از پاشش اول، با افزایش ارتفاع پله به طور پیوسته در بازه مورد بررسی افزایش یافته، ولی ارتفاع دیسک ماخ ناشی از پاشش دوم ابتدا تا نقطه ارتفاع پله ۲/۲۱۸ میلی‌متری افزایش و سپس کاهش یافته است.

اغتشاش و اعوجاج و سازماندهی مجدد گردابه در دو لایه مرزی القا می‌شود. چهار ساختار منسجم گردابه‌ای ظاهر می‌گردد: ۱. گردابه‌های لایه برشی جت؛ ۲. گردابه‌های نعل اسبی؛ ۳. جفت گردابه ناهمسان‌گرد؛ ۴. گردابه‌های ویک (جریان‌های حلقوی). از میان این ساختارها، جفت گردابه ناهمسان‌گرد غالب‌ترین ساختار در حوزه جریان است. یک ناحیه گردابه‌ای نعل اسبی در اطراف کف جت و یک جفت گردابه ناهمسان‌گرد در پایین‌دست ناحیه پاشش جت تشکیل شده‌اند. گردابه نعل اسبی به دلیل گرادیان فشار معکوس در جلوی سوراخ پاشش به وجود می‌آید. به نظر می‌رسد جفت گردابه ناهمسان‌گرد که ساختار غالب در پایین‌دست نقطه پاشش جت است، تأثیر زیادی در بهبود اختلاط سوخت و هوا در حوزه دوردست دارد [۴۲-۴۰].



شکل ۱۱: تغییرات ارتفاع دیسک ماخ ناشی از پاشش اول و دوم نسبت به تغییر ارتفاع پله

۵-۴- تأثیر ارتفاع پله بر ساختار جریان

در ادامه، تأثیر ارتفاع پله بر ساختار جریان بررسی شده است. در بسیاری از مطالعات صورت گرفته معمولاً از ارتفاع دیسک ماخ به‌عنوان پارامتری برای بررسی عمق نفوذ سوخت استفاده شده است. ارتفاع دیسک ماخ می‌تواند عمق نفوذ سوخت را در جریان مافوق صوت نشان دهد [۴۳ و ۴۴]. در اینجا شش ارتفاع مختلف ۲/۲۱۸، ۳/۲۱۸، ۴/۲۱۸، ۵/۲۱۸، ۶/۲۱۸ و ۷/۲۱۸ میلی‌متری به‌عنوان ارتفاع پله بررسی شده‌اند. در شکل (۱۱) تغییرات ارتفاع دیسک ماخ ناشی از انژکتور اول و دوم را نسبت به تغییرات ارتفاع پله می‌بینیم. در این شکل ارتفاع دیسک ماخ ناشی از پاشش اول با H1 و ارتفاع دیسک ماخ ناشی از پاشش دوم با H2 نشان داده

۶- مراجع

- [1] W. Huang, *Mixing Enhancement Strategies and Their Mechanisms in Supersonic Flows: A Brief Review*, Acta Astronautica, 2018.
- [2] S. Corin, *The Scramjet Engine Processes and Characteristics*, New York: Cambridge University Press, 2009.
- [3] م. زاهدزاده و ف. امی، «بررسی عددی جریان گازها در شیپوره خروجی یک موتور اسکرمجت»، شانزدهمین کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران، تهران، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، ۳ تا ۵ اسفند ۱۳۹۵.
- [4] C. McClinton, D. Rausch, J. Sitz and P. Reukauf, "Hyper-X Program Status", 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, 2001.
- [5] P. Harsha, L. Keel, A. Castrogiovanni and R. Sherrill, "X-43A Vehicle Design and Manufacture", AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, 2005.
- [6] J. Hank, J. Murphy and R. Mutzman, "The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program", 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [7] J.M. Seiner, S.M. Dash and D.C. Kenzakowski, "Historical Survey on Enhanced Mixing in Scramjet Engines", *Journal of Propulsion and Power* Vol. 17, No. 6, 2001, pp. 1273-1286.
- [8] W.H. Heiser and D.T. Pratt, "Hypersonic Airbreathing Propulsion", AIAA Educational Series, 1994.
- [9] A. Ben-Yakar, M.G. Mungal and R.K. Hanson, "Time Evolution and Mixing Characteristics of Hydrogen and Ethylene Transverse Jets in Supersonic Crossflows", *Physics of Fluids* Vol. 18, No. 2, 2006, pp. 026101.
- [10] M. Gruber, A.S. Nejad, T.H. Chen and J.C. Dutton, "Mixing and Penetration Studies of Sonic Jets in a Mach 2 Freestream", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 2, 1995, pp. 315-323.
- [11] P. Manna and D. Chakraborty, "Numerical Investigation of Transverse Sonic Injection in a Non-Reacting Supersonic Combustor", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 219, No. 3, 2005, pp. 205-215.
- [12] F. Sakima, T. Arai, J. Kasahara, M. Murakoshi, T. Ami, F. He and H. Sugiyama, "Mixing of a Hydrogen Jet from a Wedge Shaped Injector into a Supersonic Cross Flow", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 154, 2004, pp. 217-223.
- [13] N. Kuratani, Y. Ikeda, T. Nakajima, S. Tomioka and N. Kuratani, "Mixing Characteristics of Normal Injection into a Supersonic Backward-facing Step Flow Measured with PIV", 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, USA, 2002.
- [14] E. Hassan, J. Boles, H. Aono, D. Davis and W. Shyy, "Supersonic Jet and Crossflow Interaction: Computational Modeling", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 57, 2013, pp. 1-24.
- [15] H-Y. Xu, H. Yang, Z.Y. Ye and D. Zhang, "Numerical Study of the Discrete Staggered Staged Sonic Jet Interaction in a Supersonic Crossflow", 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, Xiamen, China, 2017.
- [16] M. Hersch, F.P. Povinelli and L.A. Povinelli, "Optical Study of Sonic and Supersonic Jet Penetration from a Flat Plate into a Mach 2 Airstream", NASA TN D-5717, 1970.
- [17] J.D. Abbitt III, R.J. Hartfield and J.C. McDaniel, (1991). "Mole-fraction Imaging of Transverse Injection in a Ducted Supersonic Flow", *AIAA journal*, Vol. 29, No. 3, 1991, pp. 431-435.
- [18] D. Papamoschou, D.G. Hubbard and M. Lin, "Observations of Supersonic Transverse Jets", *Space Manufacturing 8-Energy and Materials from Space*, AIAA paper 91-1723, 1991.
- [19] K. Yamauchi, H. Kitadani, G. Masuya, S. Tomioka and M. Izumikawa, "Penetration of Jets Injected Behind Backward-Facing Step in Supersonic Stream", AIAA paper 99-2106, 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Los Angeles, CA, USA, 1999.
- [20] J.C. McDaniel and J. Raves, "Laser-Induced-Fluorescence Visualization of Transverse Gaseous Injection in a Nonreacting Supersonic Combustor", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4 No. 6, 1988, pp. 591-597.
- [21] J.C. McDaniel, D.G. Fletcher, R.J. Hartfield and S.D. Hollo, "Staged Transverse Injection into Mach 2 Flow behind a Rearward Facing Step: A 3-D Compressible Test Case for Hypersonic Combustor CFD Validation", AIAA paper 92-0827, 1992.
- [22] Q. Liu, D. Baccarella, B. McGann, T. Lee and H. Do, "Experimental Investigation of Single Jet and Dual Jet Injection in a Supersonic Combustor", AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, 2018.
- [23] K. Yokota and S. Kaji, "The Three-Dimensional Supersonic Flow and Mixing Fields with a Perpendicular Air Injection from a Finite Length Slit", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 124, 1996, pp. 173-183.
- [24] K. Yokota and S. Kaji, "The Two-Dimensional Supersonic Flow and Mixing Field with a Perpendicular

- Injection", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 39, No. 123, 1996, pp. 28-42.
- [25] S-H. Won, I.S. Jeung, B. Parent and J.Y. Choi, "Numerical Investigation of Transverse Hydrogen Jet into Supersonic Crossflow Using Detached-Eddy Simulation", AIAA journal, Vol. 48, No. 6, 2010, pp. 1047-1058.
- [26] D. Chakraborty, A.P. Roychowdhury, V. Ashok and P. Kumar, "Numerical Investigation of Staged Transverse Sonic Injection in Mach 2 Stream in Confined Environment", The Aeronautical Journal, Vol. 107, No. 1078, 2003, pp. 719-729.
- [27] A. Sriram and D. Chakraborty, "Numerical Exploration of Staged Transverse Injection into Confined Supersonic", Defence Science Journal, Vol. 61, No. 1, 2011, pp. 3-11.
- [28] M.B. Sun and Z.W. Hu, "Generation of Upper Trailing Counter-Rotating Vortices of a Sonic Jet in a Supersonic Crossflow", AIAA Journal, 2018, pp. 1-13.
- [29] A. Sankaran, K. Sundararaj and R. Santhanakrishnan, "Certain Investigations of Numerical Simulation on Supersonic Combustor of Staged Transverse Injection behind a Backward Facing Step with Cavity", Asian Journal of Research in Social Sciences and Humanities, Vol. 7, No. 2, 2017, pp. 603-614.
- [30] D. Mishra and K. Sridhar, "Numerical Study of Effect of Fuel Injection Angle on the Performance of A 2D Supersonic Cavity Combustor", Journal of Aerospace Engineering, Vol. 25, No. 2, 2010, pp. 161-167.
- [31] K.M. Krishna and M. Natesan, "Numerical Simulation of Mixing Enhancement of Cavity Based Transverse Injection in a Scramjet Engine", Journal of Applied Sciences Research, Vol. 11, No. 23, 2015, pp. 51-57.
- [32] D.C. Wilcox, Turbulence Modeling for CFD, DCW industries La Canada, CA, 1998.
- [33] J. Payne, C. Roy and S. Beresh, "A Comparison of Turbulence Models for a Supersonic Jet in Transonic Crossflow", 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, 2001.
- [34] V. Viti, J. Schetz and R. Neel, "Comparison of First and Second Order Turbulence Models for a Jet/3D Ramp Combination in Supersonic Flow", 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 2005.
- [35] H.K. Versteeg and W. Malalasekera, An introduction to computational fluid dynamics: the finite volume method, Pearson Education, John Wiley & Sons, Inc, 2007.
- [۳۶] ا. ابراهیمی، ع. حاجیلو و م. راد، «مدل‌سازی عددی جریان اطراف شناورکاتاماران و محاسبه مقاومت هیدرودینامیکی آن به روش دینامیک سیالات محاسباتی»، مجله مدل‌سازی در مهندسی، سال یازدهم، شماره ۳۲، ۱۳۹۲، صفحه ۴۱-۲۹.
- [۳۷] ق. حیدری‌نژاد و ا. جدیدی، «شبیه‌سازی نحوه پخش آلودگی در پشت یک ساختمان با استفاده از یک روش «RANS-LES»، مجله مدل‌سازی در مهندسی، سال پانزدهم، شماره ۴۹، ۱۳۹۶، صفحه ۲۷-۱۷.
- [۳۸] م. طاهریان، س. سعدالدین و م. ولی‌پور، «شبیه‌سازی جت اجکتور مادون صوت»، مجله مدل‌سازی در مهندسی، سال چهاردهم، شماره ۴۵، ۱۳۹۵، صفحه ۷۸-۶۳.
- [۳۹] م. شجاعی‌فرد و م. طحانی، مقدمه‌ای بر جریان‌های آشفته و مدل‌سازی‌های آن، چاپ اول، انتشارات دانشگاه علم و صنعت، ایران، ۱۳۹۱.
- [40] A.M. Ruiz, G. Lacaze and J.C. Oefelein, "Flow topologies and turbulence scales in a jet-in-cross-flow", Journal of Physics of Fluids, Vol. 27, No. 4, 2015, pp. 1-41.
- [41] L. Cortelezzi and A.R. Karagozian, "On the formation of the counter-rotating vortex pair in transverse jets", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 446, 2001, pp.347-373.
- [42] A. Coussement, O. Gicquel and G. Degrez, "Large eddy simulation of a pulsed jet in cross-flow", Journal of fluid mechanics, Vol. 695, 2012, pp.1-34.
- [43] R.S. Amano and D. Sun, "Numerical simulation of supersonic flowfield with secondary injection", in The 24th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), Yokohama, 2004, p. 1.
- [44] M. Dharavath, P. Mana and D. Chakraborty, "Computational Study of Transverse Slot Injection in Supersonic Flow", Defence Science Journal, Vol. 68, No. 2, 2018, pp. 121-128.