



مطالعه عددی تاثیر آشفتگی جریان ورودی عرضی بر مسیر و شکست پاشش جت مایع در جریان عرضی گازی

بهرام جلیلی^۱، فتح الله امی^۲، سید سلمان نورآذر^۳ و داود دومیری گنجی^{۴*}

^۱ استادیار مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران شمال، تهران

^۲ استاد مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

^۳ استاد مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

^۴ استاد مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل، بابل

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۱/۲۰، تاریخ بازنگری: ۱۳۹۸/۰۳/۲۰، تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۵/۰۵

چکیده

در این مقاله مطالعه عددی تاثیر آشفتگی جریان هوای ورودی روی مسیر و شکست جت مایع در جریان عرضی و سرعت و فشار جریان دو فاز در کل میدان جریان انجام گرفته است. روش عددی مورد استفاده برای گسسته سازی معادلات ناویر استوکس، روش شبیه سازی گردابه‌های بزرگ است و از مدل ترکیبی حجم سیال و تعیین سطح برای مدل سازی دوفاز استفاده شده است. نتایج نشان داد، با افزایش شدت آشفتگی، گردابه‌های موجود در میدان جریان، انرژی بیشتری را در خود ذخیره می‌کنند؛ در نتیجه طول شکست حدوداً ۳۳٪ و ارتفاع شکست نیز، ۱۱٪ به محل شکست نزدیک می‌شود؛ زیرا مکانیزم شکست، متفاوت می‌شود؛ همچنین معادله مسیر پاشش جت، در شدت آشفتگی‌های متفاوت، تغییر چندانی نمی‌کند که به دلیل مقدار بسیار ناچیز انرژی دینامیک موجود در نوسانات آشفتگی است؛ همچنین مسیر جت مایع در هندسه‌های مختلف نازل، مورد بررسی قرار گرفت. نتایج حاکی از آن است که مسیر جت مایع برای هندسه های بیضوی و دایروی متفاوت است. در ادامه معادلات مسیر جت برای دو نوع هندسه متفاوت ارائه شده است. اعتبارسنجی نشان می‌دهد، نتایج بدست آمده در این تحقیق با نتایج دیگر محققان همخوانی مطلوبی دارد.

کلمات کلیدی: مطالعه عددی؛ آشفتگی جریان عرضی؛ جریان عرضی گازی؛ روش شبیه سازی گردابه‌های بزرگ.

Numerical Study of Effect of Inlet Flow Turbulent on Trajectory and Breakup of Liquid Jet in Crossflow

B. Jalili¹, F. Ommi^{2,*}, S. S. Nourazar³, D. D. Ganji⁴

¹ Assistant Professor, Mechanical Eng., Islamic Azad University of Tehran North Branch, Tehran, Iran.

² Professor, Aerospace Eng., Modares Univ., Tehran, Iran.

³ Professor, Mech. Eng., Amirkabir Univ., Tehran, Iran.

⁴ Professor, Mech. Eng., Babol Univ., Babol, Iran.

Abstract

In present study, the velocity and pressure of two-phase flow in flow field and the effect of inlet turbulence on trajectory and breakup of liquid jet in crossflow are investigated numerically. Large eddy simulation method is used to discriminate Navier Stokes equations. A hybrid fluid volume model and level set are applied for two-phase modeling. Results show, with increasing the turbulence intensity, the vortices in the flow field store more energy. According to breakup mechanism changes the breakup length and breakup height are closed to injector output 33% and 11% respectively. Also, due to the very small amount of dynamic energy present in the turbulent fluctuations, the jet trajectory equation doesn't change in the different turbulence intensity. Liquid jet trajectory has been studied in different nozzle geometries. The results indicate that liquid jet trajectory is different for elliptic and circular geometries. Results are in good agreement with the results of other researchers.

Keywords: Numerical Study; Crossflow Turbulence; Crossflow; Large Eddy Simulation.

۱- مقدمه

ویژگی‌های اختلاط بهتر جت متقاطع در مقایسه با جت در هوای ساکن، این موضوع را برای کاربردهای مهندسی خصوصاً جایی که اختلاط سریع مد نظر است، جذاب‌تر کرده است. همینطور رقیق‌سازی جت‌های گازی در محفظه احتراق اولیه و یا ثانویه به منظور کاهش دمای محصولات احتراق قبل از ورود به ناحیه توربین از کاربردهای جت متقاطع است [۱]. پاشش متقاطع جت سوخت مایع در جریان عرضی گازی راهکاری است که اغلب در هردو سیستم تولید قدرت زمینی و هوایی در جایی که نفوذ سریع سوخت، تبخیر، ترکیب بخار و احتراق و نهایتاً فرآیند احتراق پایدار مدنظر باشد، بکار می‌رود [۲]. تا به امروز چندین تعریف متفاوت برای مسیر حرکت جت تعریف شده است. در یکی از تعریف‌ها، به خط جریانی که از مرکز سوراخ جت خارج می‌شود و یک منحنی را به وجود می‌آورد، مسیر جت گفته می‌شود [۳]. در برخی دیگر از تحقیقات، محققان مرز جلویی جت که در مواجهه با جریان عرضی است را به عنوان مسیر جت تعریف کرده‌اند. انتقال مومنوم از جریان عرضی جت به واسطه اختلاط جت با جریان عرضی و به‌خصوص گردابه‌های مربوط به لایه برشی (به علت اینکه بیشترین انحنا در قسمتی از جت وجود دارد که این ساختارها فعالند) تاثیر چشمگیری در این اختلاط دارند. پسای فشاری دومین عامل تاثیرگذار در خمیده شدن جت است. فشار جریان در بالادست زیاد است، ولی در پایین دست به دلیل وجود دنباله‌ها کاهش می‌یابد که این اختلاف فشار سبب ایجاد نیروی پسای فشاری روی ستون جت می‌شود [۴].

جریان جت متقاطع یکی از مسائل مهم در جریان‌های دوفازی است که تاکنون فیزیک آن برای محققان به طور کامل مشخص نشده است و با توجه به اهمیتی که این نوع از جریان در علوم و صنایع مختلف دارد، باعث شده که تحقیقات گوناگونی روی این جریان انجام شود. از مهمترین کاربردهای آن می‌توان به موتورهای رم جت و اسکریم جت اشاره کرد. برخی از جنبه‌های فیزیکی جریان به دلیل محدودیت تجهیزات سنجش آزمایشگاهی در روش تجربی قابل بررسی نبوده (از جمله آشفتگی) و در حل عددی آشکارسازی این پدیده‌ها و شناخت با جزئیات بیشتر این پدیده‌ها بهتر است [۵]. در حل عددی، برخی پارامترها از

جمله مسیر پاشش و نقطه شکست به منظور اعتبارسنجی در مقایسه با حل آزمایشگاهی استفاده شده است، ولی بسیاری از پارامترها و پدیده‌های جریانی از جمله جریان‌های ثانویه، آشفتگی جریان، لایه مرزی، اثرات دیواره و ... تنها در حل عددی قابل استخراج بوده است، همچنین روش عددی، امکان بررسی مسأله در شرایط فیزیکی بیشتری را فراهم آورده است.

دموران و همکاران [۶] تنش‌های رینولدز را در شبیه‌سازی جریان عرضی با نسبت سرعت ۰.۵ و ۲ مورد مطالعه قرار دادند و نتایج آنرا با داده‌های آزمایشگاهی رودی و همکاران [۷]، مورد ارزیابی قرار داده که تقریباً با یکدیگر مطابقت داشتند. کلووس و همکاران [۸]، مدل $k-\epsilon$ را مورد استفاده قرار دادند و نتیجه گرفتند که گردابه‌های کوچک در جریان میرا می‌شوند، زیرا ویسکوزیته مؤثر سیال افزایش می‌یابد که این در اثر وجود گردابه‌های نعل اسبی است. فروردین و همکاران [۹]، نقطه شکست را در جریان عرضی با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، مورد بررسی قرار داده و برای مدل‌سازی دوفاز نیز از روش VOF استفاده نمودند. آنها با در نظر گرفتن نازل بیضوی، عمق نفوذ و ارتفاع شکست را مورد بررسی قرار دادند و نشان دادند که قطر قطرات، زاویه پاشش و نفوذ سیال در این انژکتورها متفاوت است. برومند و همکاران [۱۰] با استفاده از روش ترکیبی اولری و لاگرانژی عمق نفوذ را برای جریان زیرصوت، مورد بررسی قرار دادند. آنها ۲ رابطه توانی و لگاریتمی، به ترتیب برای پاشش ستون جت و پیش‌بینی رفتار قطرات ارائه دادند و نشان دادند که روابط بدست آمده برای شرایط آزمایش متفاوت و زوایای مختلف پاشش مورد قبول است.

برومند و همکاران [۱۱] در یک نوآوری، تاثیر آشفتگی ورودی انژکتور را بر مسیر پاشش و محل شکست به‌صورت تجربی، مورد ارزیابی قرار دادند؛ به‌طوری‌که با در نظر گرفتن هندسه‌های متفاوت برای انژکتور، تاثیر آشفتگی را مورد بررسی قرار داده و از روش سایه‌نگاری برای مشخص کردن مسیر و نقطه شکست و از روش PIV برای مشخص کردن سرعت ذرات استفاده نمودند. مرزبالی و همکاران [۱۲] در مقاله‌ای به‌صورت تئوری تغییرات مسیر ستون جت مایع ورودی به یک جریان متقاطع گازی را مورد بررسی قرار دادند. آنها برای نسبت مومنوم کمتر از ۱۰۰ و عدد وبر بالای

تحقیقات پیشین، بررسی عددی این موضوع در این مقاله، مورد بررسی قرار گرفته است.

۲- شبیه سازی عددی

شبیه سازی پاشش متقاطع در یک کانال مستطیل شکل، با محدوده سرعت زیر صوت در این بخش، مورد بررسی قرار گرفته است. به منظور شبیه سازی جریان دوفاز، با استفاده از نرم افزار انسیس فلونت، مدل عددی برای مسأله روی میدان گسسته سازی شده ایجاد و تحلیل شده است.

۲-۱- هندسه و شبکه بندی

هندسه میدان پاشش از یک کانال مستطیلی به طول ۹۰ سانتی متر، ارتفاع ۱۵ سانتی متر و عرض ۱۰ سانتی متر تشکیل شده است که به فاصله ۵۰ سانتی متری از ورودی کانال (شکل ۱)، انژکتور پاشش مایع نصب شده است.

به منظور بررسی اثرات هندسه انژکتور، در قالب تغییر سطح مقطع به اشکال دایره با شعاع ۱ میلی متر، دایره با شعاع ۲ میلی متر، بیضی با نسبت منظری ۲، بیضی با نسبت منظری ۴، بیضی با نسبت منظری ۰/۲۵ و بیضی با نسبت منظری ۰/۵ انجام شده است (شکل ۲).

با توجه به لزوم بررسی پاشش در شرایطی با اعداد بدون بعد برابر، هندسه های مقاطع خروجی سیال مایع در انژکتور، به نحوی انتخاب شده است که در تمامی آنها، قطر معادل برابر با ۱ میلی متر باشد. قطر معادل یک بیضی با فرمول رابطه (۱) محاسبه می شود و ثابت بودن قطر معادل به این معناست که در تمامی اشکال، مساحت خروجی سیال مایع از انژکتور برابر با π میلی متر مربع خواهد بود.

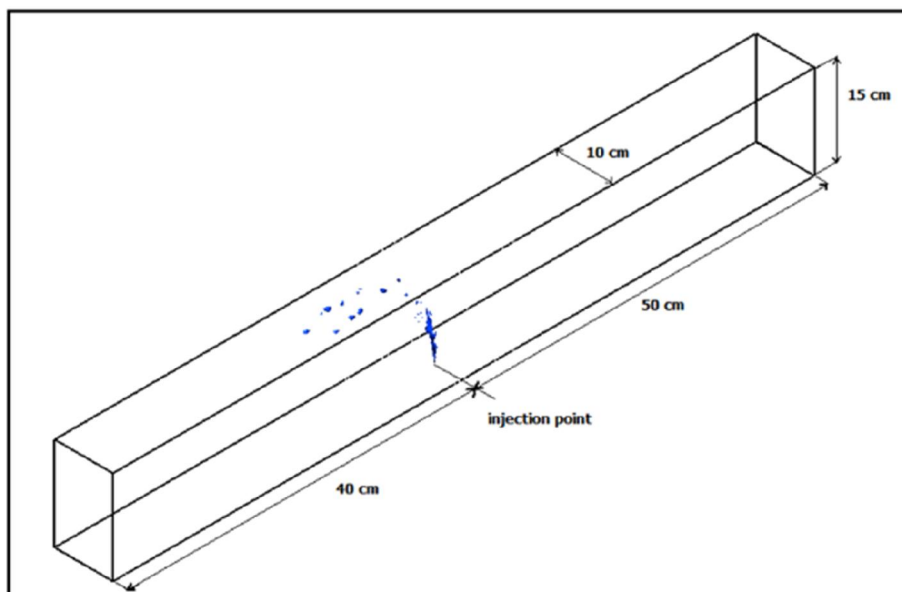
$$d_{eq} = \sqrt{ab} \quad (1)$$

در مواردی که اثر آشفته گی جریان ورودی مورد بررسی قرار گرفته است، به منظور تکامل ساختار نوسانات ورودی و هماهنگ شدن این نوسانات با آشفته گی مطابق با فیزیک جریان سیال، گسترش دامنه ورودی ضروری است. در این شرایط نیز، دور کردن مرز ورودی از محل پاشش به میزان ۳۰ سانتی متر باعث تکامل یافتن آشفته گی ورودی می شود، به نحوی که بررسی آماری آشفته گی در فواصل مختلف تفاوت خاصی در ویژگی های آشفته گی نشان نمی دهد. با توجه به بررسی میدان برای هندسه دایره و احتمال اثرگذاری تغییر

مسیر جت مایع در نزدیکی انژکتور را به صورت تحلیلی، مورد بررسی قرار دادند و برای مسیر جت یک رابطه تحلیلی ارائه نمودند.

بیروک و همکاران [۱۳]، در یک تحقیق بسیار ارزشمند، مروری بر کارهای انجام شده در حوزه پاشش عرضی پرداخته و چالش های پیشرو در این حوزه را بررسی نمودند. آنها پارامترهایی از قبیل، مسیر پاشش، انواع شکست و طول قطره را مورد ارزیابی قرار داده و نشان دادند که نوع شکست فقط به عدد وبر وابسته است. فروردین و همکاران [۱۴]، به صورت تجربی تاثیر سوخت دیزل و بایودیزل را بر مسیر پاشش و نوع شکست مورد بررسی قرار دادند. آنها از روش سایه نگاری برای آشکارسازی جریان استفاده نموده و نشان دادند که در بایودیزل، رژیم های شکست متفاوت با رژیم های بایودیزل و کارهای محققان پیشین است. در یکی از تحقیقات صورت گرفته، برومند و همکاران [۱۵] به صورت تجربی تاثیر آشفته گی ورودی هوای عرضی را روی مشخصه های پاشش، مورد بررسی قرار دادند. آنها نشان دادند که با تغییر شدت آشفته گی، نوع شکست سیال تغییر می یابد و تغییر نوع شکست به تاخیر می افتد. جلیلی و همکاران [۱۶]، در یک تحقیق تجربی تاثیر هندسه نازل ورودی جت مایع و پارامترهای بی بعد از جمله نسبت مومنتوم و عدد وبر را روی شکست و مسیر جت در جریان عرضی گازی زیر صوت، مورد بررسی قرار دادند. آنها نشان دادند که طول شکست مستقل از نسبت مومنتوم بوده، ولی برای هندسه های بیضوی و دایروی متفاوت است.

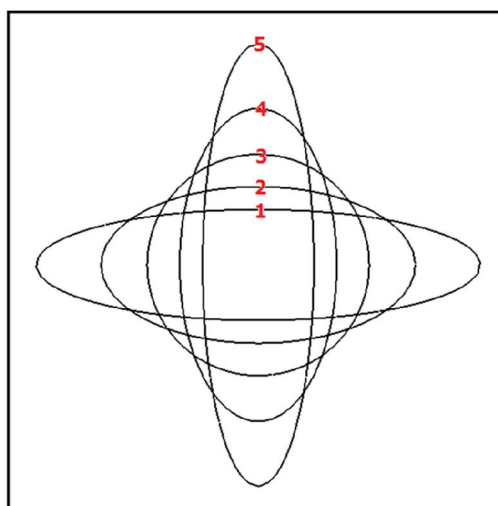
در این مقاله با در نظر گرفتن انژکتور دایروی، مسیر و شکست جت مایع در جریان هوای عرضی، مورد بررسی قرار می گیرد. بدین منظور تاثیر آشفته گی ورودی جریان هوا را روی مسیر و شکست جت مورد بررسی قرار داده و اثر شدت آشفته گی نیز، مورد بررسی قرار گرفته است؛ همچنین تاثیر هندسه نازل بر مسیر و معادله مسیر در جریان آرام نیز، مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به پیچیدگی های جریان که در جریان عرضی وجود دارد و همچنین گردابه ها و اغتشاشاتی که بواسطه جریان آشفته بوجود می آید، تاثیر آشفته گی جریان هوای عرضی روی مسیر و شکست جت مایع پرداخته نشده است؛ بنابراین با توجه کاستی های موجود در



شکل ۱- اندازه میدان استفاده شده در تحلیل عددی پاشش متقاطع مایع در جریان گازی

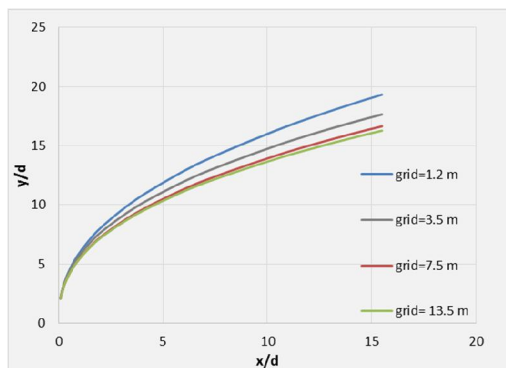
سلول‌های شبکه، در صفحه عمود بر ستون جت سیال مایع، به شکل چهار ضلعی هستند و تراکم در نواحی نزدیک-تر به محل پاشش افزایش می‌یابد. با توجه به بررسی اثر تغییر هندسه انژکتور، در تمامی هندسه‌های بررسی شده (دایره و بیضی با نسبت منطری‌های مختلف) ابعاد سلول در محل پاشش و ضریب افزایش ابعاد سلول ثابت در نظر گرفته شده است (برای شبکه‌های مختلف بین $1/0.2$ تا $1/1.5$). تراکم سلول در جهت پاشش به نحوی است که کمیت $Y+$ در صفحه پایینی (سمت قرار گرفتن انژکتور) کمتر از ۱ است و حدود ۱۰ سلول در لایه مرزی قرار دارد. در صفحات دیواره‌های دیگر، کمیت $Y+$ مقداری در محدوده ۱۰۰ تا ۳۰۰ دارد.

در شکل ۳ به منظور نمایش استقلال پاسخ عددی از تعداد نقاط شبکه، مسیر پاشش جت مایع روی شبکه‌های دارای سلول مختلف، با شرایط کاملاً مشابه بررسی شده است. شبکه‌های انتخاب شده با نسبت یکسان در تمامی جهات متراکم شده‌اند و تنها به منظور رعایت شرط $Y+$ در اولین سلول اطراف دیواره، تغییرات کمی در اندازه اولین سلول ایجاد شده است که می‌توان شبکه‌ها را کاملاً مشابه در نظر گرفت. در نمودار مشاهده می‌شود که شبکه دارای $7/5$ میلیون سلول اختلاف بسیار اندکی در خط میسر با شبکه



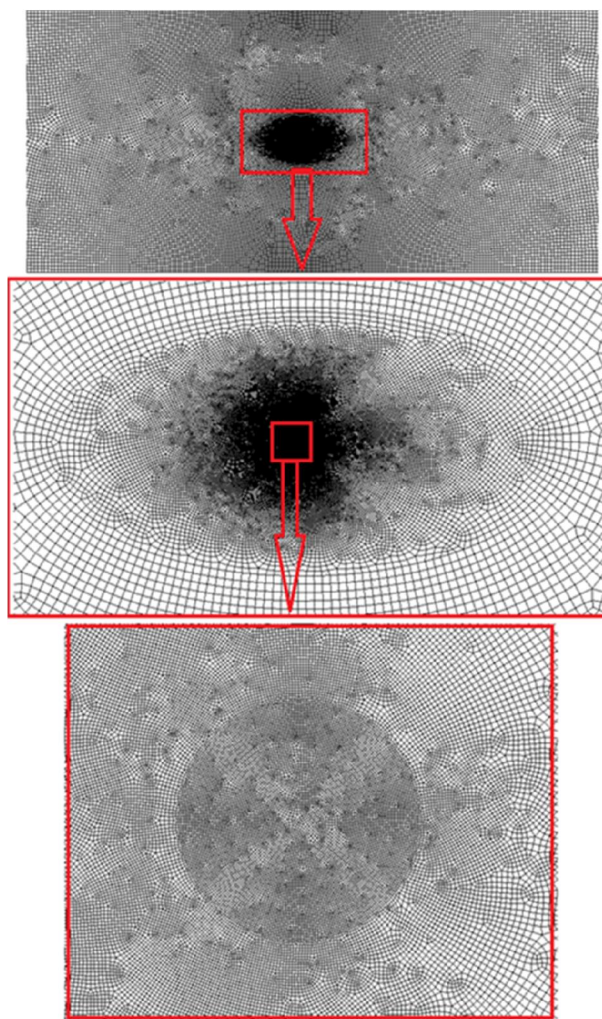
شکل ۲- انواع هندسه‌های استفاده شده به عنوان خروجی انژکتور (۱ بیضی با نسبت منطری 0.25 ، ۲ بیضی با نسبت منطری 0.5 ، ۳ دایره کامل ۴ بیضی با نسبت منطری ۲، ۵ بیضی با نسبت منطری ۴

هندسه انژکتور بر پارامترهای جریان، میدان حل در تمامی موارد با در نظر گرفتن حاشیه اطمینان، در ۵۰ سانتی‌متری محل پاشش ورودی و ۴۰ سانتی‌متری محل پاشش خروجی در نظر گرفته شده است.



شکل ۳- نمودار همگرایی مسیر پاشش بدست آمده با حل عددی با افزایش تعداد نقاط شبکه

دارای ۱۳ میلیون سلول دارد که نشان دهنده کافی بودن این تراکم سلول برای بررسی مسیر پاشش است. به منظور بررسی نقاط شکست و همچنین بررسی مسیر حرکت ستون مایع در جریان آشفتگی، از شبکه دارای بیش از ۷/۵ میلیون سلول برای تمامی هندسه‌ها استفاده شده است؛ همچنین برای بررسی اثر شدت آشفتگی جریان گاز ورودی بر مسیر پاشش از شبکه دارای ۱۳ میلیون سلول برای هندسه دایره استفاده شده است که نمایی از شبکه تولید شده با ۱۳ میلیون مش در شکل ۴ مشخص است.



شکل ۴- نمایش تراکم شبکه دارای بیش از ۱۳ میلیون سلول در محل پاشش

۲-۲- روش حل عددی

حل عددی جریان در نرم افزار انسیس فلوئنت انجام شده است. در این نرم افزار روش حجم محدود برای حل معادلات در میدان گسسته سازی شده به کار گرفته می شود. برای حل جریان دوفاز، در نرم افزار به کار رفته، تنها حل فشارمبنای قابل استفاده است. در این روش حل، معادلات ناویر-استوکس فیلتر شده (معادلات ۲ و ۳)، مورد استفاده قرار می گیرند. در این معادلات عبارت تانسور تنش ناشی از ویسکوزیته مولکولی (σ_{ij}) به شکل رابطه ۴ تعریف می شود. عبارت مربوط به تنش زیر شبکه (τ_{ij}) نیز در رابطه ۵ تعریف شده است.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) \\ = \frac{\partial}{\partial x_i} (\sigma_{ij}) - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\sigma_{ij} = \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \delta_{ij} \quad (4)$$

$$\tau_{ij} \equiv \overline{\rho u_i u_j} - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j \quad (5)$$

در حل مسائل دو فازی، استفاده از روش های فشار مینا اجتناب ناپذیر است. در این روش ها، معادله بقای جرم ارتباطی میان عبارت گرادیان فشار در معادله ی مومنتوم و مشتقات سرعت برقرار می کند. انواع روش های تصحیح فشار با تکنیک های مختلف معادلات بقای جرم و بقای مومنتوم را از طریق گرادیان فشار مرتبط می سازند که از این میان می توان به روش های SIMPLE، SIMPLEC و PISO اشاره کرد. روش های SIMPLEC و PISO در برابر روش SIMPLE توان همگرایی با گام های زمانی بزرگ تر را دارند، ولی در حل های روش شبیه سازی گردابه های بزرگ (LES) به دلیل احتیاج به دقت زمانی بالا و انتخاب گام زمانی بسیار کوچک، استفاده از روش SIMPLE برای تصحیح فشار توصیه شده است [۱۷].

در شبیه سازی عددی، به منظور حل عددی از روش گردابه های بزرگ استفاده شده است. به منظور مدل سازی دوفاز در کنار یکدیگر، از روش ترکیبی حجم سیال در کنار روش تعیین سطح استفاده شده است. در این روش، در کنار حل معادله حجم سیال، از تابع تعیین سطح استفاده می شود.

به منظور شبیه سازی نوسانات آشفتگی جریان ورودی، در نرم افزار فلوئنت، از روش گردابه سازی استفاده شده است. در این روش، گردابه ها با استفاده از فرمول های تابع زمان تولید شده و به شکل نوسانات دو بعدی سرعت در ورودی جریان اعمال می گردند. این نوسانات با معادلات حاکم بر جریان سیال همخوانی ندارند، ولی در مراجع مختلف [۱۹، ۱۸] مشخص شده است که این نوع از نوسانات مصنوعی، با تداوم حرکت در کانال و تکرار در معادلات ناویر-استوکس، با حل عددی این معادلات همخوانی پیدا می کنند.

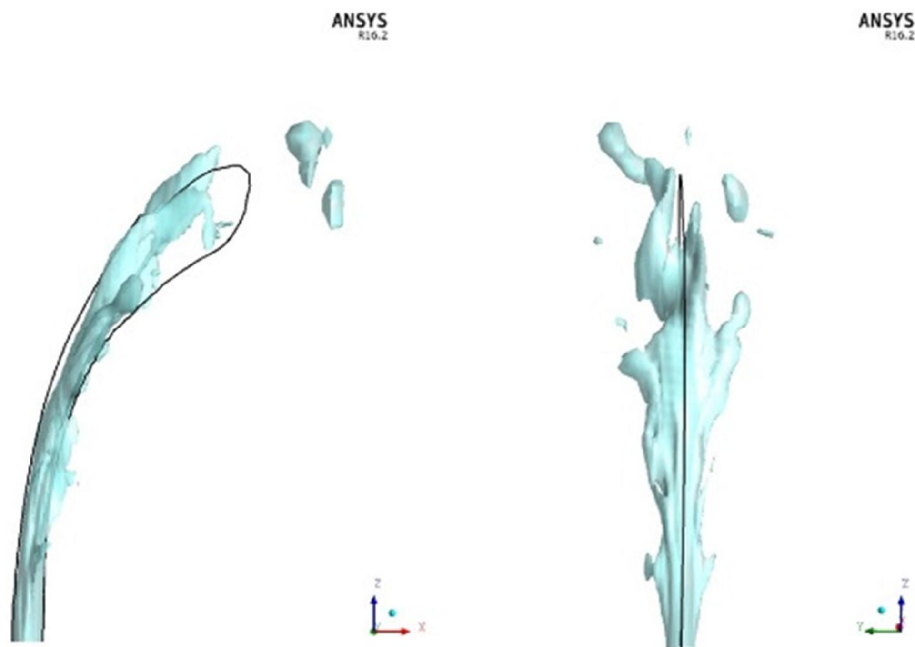
۳- بررسی نتایج

در شکل ۵ ستون پاشش سیال مایع در جریان عمودی گاز، برای انژکتور با هندسه خروجی دایره ای با قطر معادل ۲ میلی متر، با استفاده از سطوح نسبت فازی ثابت لحظه ای ترسیم شده است. خط سیاه رنگ در این تصاویر، نشان دهنده مرز سطوح نسبت فازی ثابت میانگین گیری شده در زمان حل عددی است. مشاهده می شود که ستون سیال مایع با خروج از دهانه انژکتور، در جهت عرضی به دلیل تنش های ناشی از نیروهای آیرودینامیکی (نیروی درگ) منتشر می شوند و با دور شدن از خروجی انژکتور، لیگامنت های سیال مایع از ستون پاشش جدا می شوند.

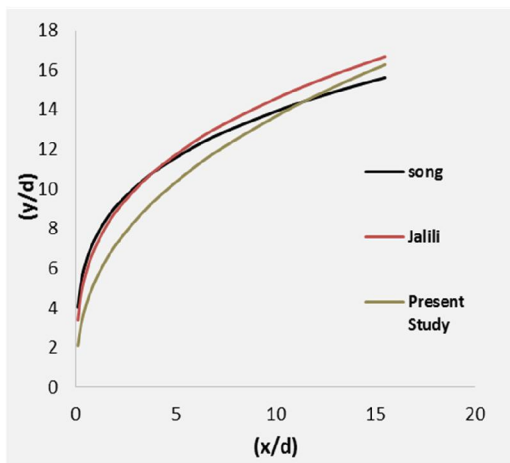
در شکل ۶ کانتورهای چگالی میانگین گیری شده در زمان، به منظور نمایش ساختار میانگین چتر پاشش، در صفحه وسط کانال ترسیم شده است. دوشاخه شدن این کانتور میانگین، به دلیل جدا شدن لیگامنت ها در انتهای ستون سیال مایع بطور نوسانی است. دلیل نوسان در جدایش لیگامنت ها از ستون سیال مایع، می تواند ناشی از گردابه پراکنی جریان باشد [۱۳].

با در نظر گرفتن مرز بالایی مسیر جت مایع برای انژکتور های دایروی و بیضوی، می توان معادله مسیر پاشش مایع را مشخص نمود که با استفاده از روش رگرسیون کمترین مربعات معادله مسیر به صورت زیر بدست می آیند:

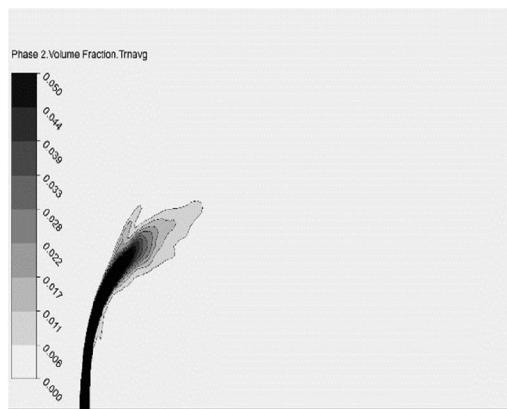
$$\begin{aligned} \text{انژکتور دایروی} \quad \left(\frac{y}{d}\right) &= 3.84 \left(\frac{x}{d}\right)^{0.32} q^{0.29} \\ \text{انژکتور بیضوی} \quad \left(\frac{y}{d_{eq}}\right) &= 1.68 \left(\frac{x}{d_{eq}}\right)^{0.4} q^{0.49} \end{aligned} \quad (6)$$



شکل ۵- سطوح نسبت فازی ثابت



شکل ۷- مسیر پاشش جت مایع برای نازل بیضوی

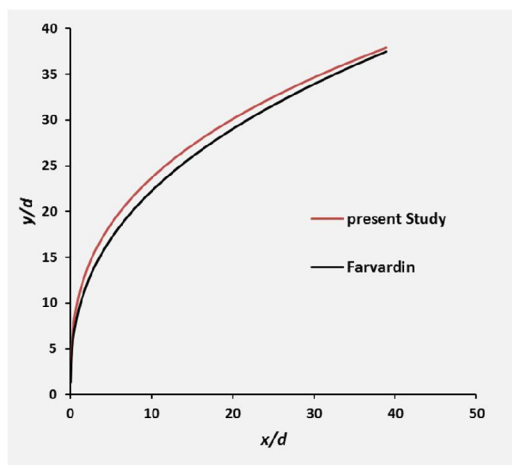


شکل ۶- کانتورهای چگالی میانگین گیری شده در زمان حل، برای هندسه انژکتور دایره‌ای

داده شده است؛ همچنین در مسیر پاشش دایروی در شکل ۸، مقادیر بدست آمده از تحقیق حاضر با تحقیق آقای فروردین [۹] ۷/۵۴٪ خطای میانگین دارد که همانند نازل بیضوی بدست می‌آید. مهمترین علت خطای بوجود آمده می‌تواند به یکسان نبودن دقیق شرایط جریان اعم از عدد وبر،

همانطور که در شکل‌های ۷ و ۸ مشخص است، معادله مسیر بدست آمده در مقایسه با نتایج دیگر محققان مطابقت خوبی دارد و بطور میانگین در شکل ۷ خطای میانگین ۱۶/۷۵٪ با تحقیق آقای سانگ و همکاران [۲۰] و ۱۶/۲۴٪ با تحقیق جلیلی و همکاران [۱۶] دارد که در جدول ۱ نشان

آشفته‌گی مقادیری در بازه تقریبی ۵ تا ۲۰ درصد می‌تواند داشته باشد [۲۱].



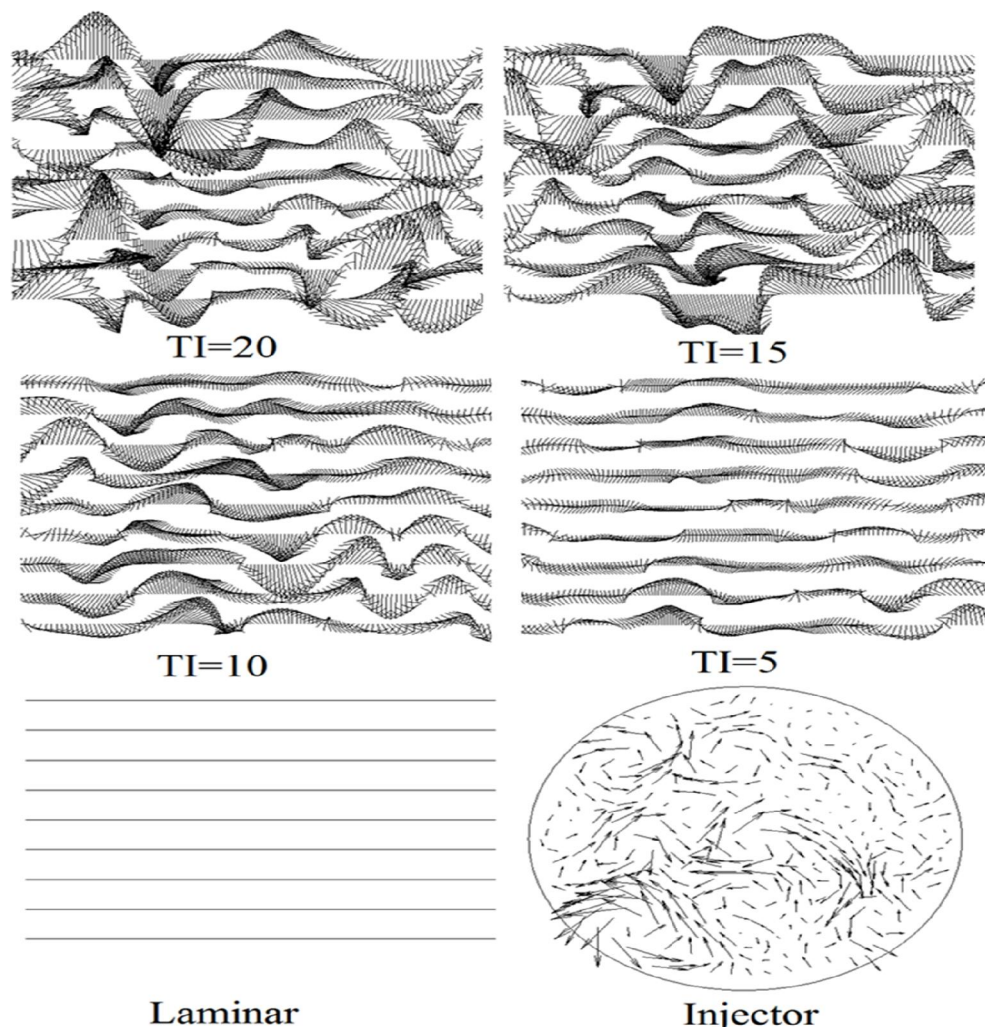
شکل ۸- مسیر پاشش جت مایع برای نازل دایروی

سرعت سیال ورودی و... باشد؛ همچنین این اختلاف می‌تواند ناشی از روش حل عددی استفاده شده و همچنین خطای اندازه‌گیری در روش تجربی باشد.

در شکل ۹ نوسانات سرعت جریان ورودی در مرزهای ورودی، نمایش داده شده است. در مرز ورود سیال مایع (خروجی انژکتور)، با توجه به داده‌های آزمایشی [۱۱] مقدار شدت آشفته‌گی در تمامی شبیه‌سازی‌های انجام شده برابر با ۵ درصد در نظر گرفته شده است. در مرز ورودی جریان هوا، شدت آشفته‌گی در مقادیر ۰، ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ درصد شبیه‌سازی شده است. افزایش شدت آشفته‌گی با افزایش دامنه نوسانات بردار سرعت مشخص شده است (با توجه به زاویه‌ی دید همراستا با جریان میانگین، تنها نوسانات سرعت قابل مشاهده است). شدت آشفته‌گی در جریان حقیقی، بسته به شرایط ابزار آزمایش دارد در تونل باد شدت آشفته‌گی قابل تنظیم است (با استفاده از لانه‌زنبوری و توری با ابعاد مختلف). در محفظه احتراق موتورهای هواتنفسی، شدت

جدول ۱- مقدار خطا برای مسیر پاشش بیضوی

	مسیر مطالعه حاضر	مسیر SONG [۲۰]	مسیر جلیلی [۱۶]	درصد خطا با تحقیق SONG	درصد خطا با تحقیق جلیلی
۱	۲/۰۸۱	۴/۰۲۷	۳/۳۸۷	۴۸/۳۰	۳۸/۵
۲	۳/۲۳	۵/۳۷۹	۴/۷۶۱	۳۹/۹۵	۳۲/۱
۳	۴/۲۶۲	۶/۴۵۸	۵/۹۰۳	۳۳/۹۹	۲۷/۷
۴	۵/۲۲۸	۷/۳۸۹	۶/۹۱۶	۲۹/۲۳	۲۴/۳
۵	۶/۳۱۰	۸/۳۶۳	۸/۰۰۰۸	۲۴/۵۵	۲۱/۱
۶	۷/۴۲۱	۹/۳۰۷	۹/۰۷۲	۲۰/۲۶۱	۱۸/۱
۷	۹/۱۹۴	۱۰/۷۱۸	۱۰/۷۱	۱۴/۲۱	۱۴/۱
۸	۱۰/۹۸	۱۲/۰۵۳	۱۲/۲۹۶	۸/۸۴۷	۱۰/۶
۹	۱۲/۱۹	۱۲/۹۰۸	۱۳/۳۲۸	۵/۵۵۷	۸/۵
۱۰	۱۳/۸۸	۱۴/۰۶۶	۱۴/۷۴۶	۱/۲۶۱	۵/۸
۱۱	۱۴/۹۴	۱۴/۷۵۹	۱۵/۶۰۳	-۱/۲۲۴	۴/۲
۱۲	۱۵/۷۳	۱۵/۲۷۰	۱۶/۲۴۰	-۳/۰۲۱	۳/۱
۱۳	۱۶/۲۷	۱۵/۶۱۷	۱۶/۶۷۵	-۴/۳۲۸	۲/۳
				۱۶/۷۵	۱۶/۲۴
	٪ میانگین خطا				

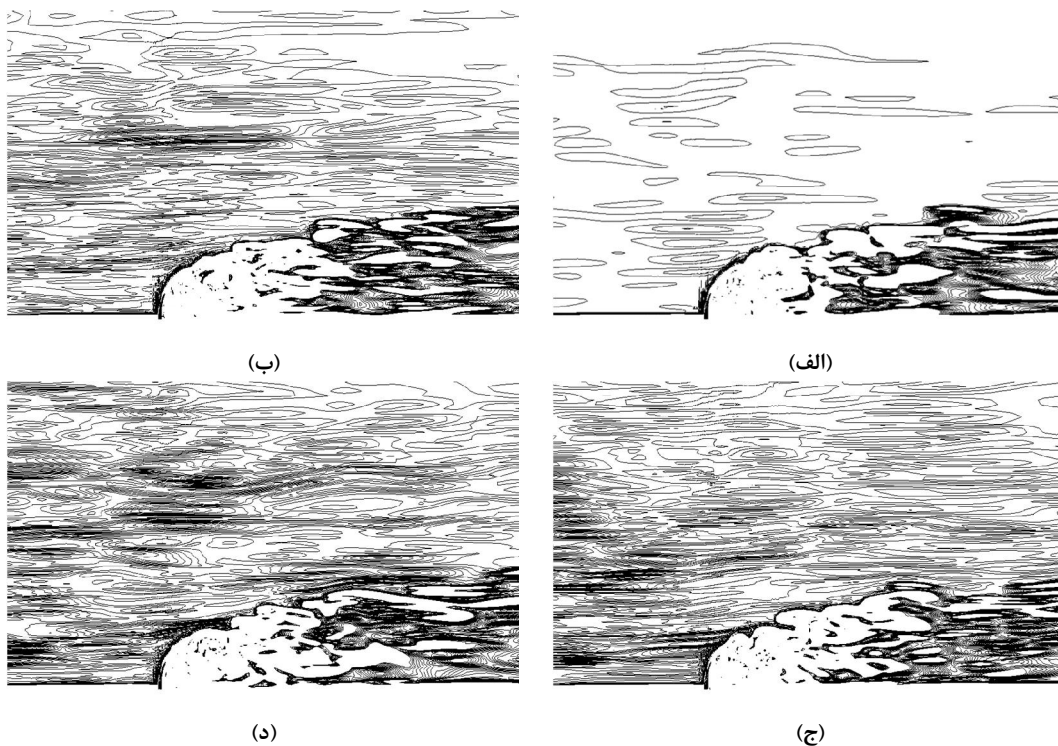


شکل ۹- نمایش گردابه‌های ایجاد شده با روش گردابه‌سازی در مرزهای ورودی جریان، برای شدت‌های مختلف آشفتگی و همچنین گردابه‌های ایجاد شده در ورودی مایع از انژکتور

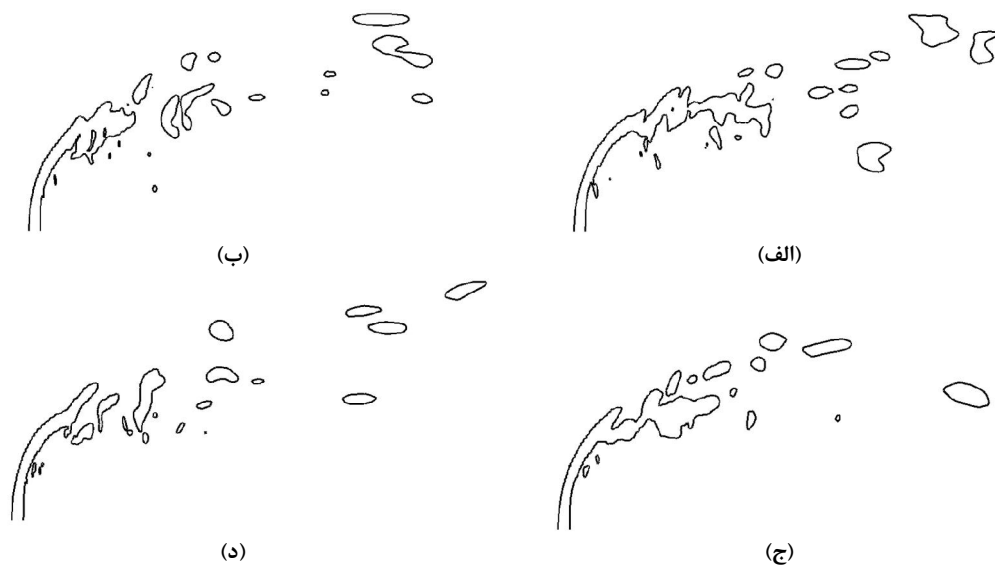
انرژی بیشتری در آشفتگی جریان ذخیره شده است و نوسانات بسیاری در جریان ایجاد خواهد کرد. شدت آشفتگی پس از پاشش افزایش چشم‌گیری می‌یابد. افزایش شدت آشفتگی جریان ورودی، به طور واضح نوسانات سطح روبه جریان چتر پاشش را افزایش می‌دهد.

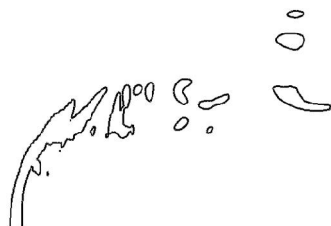
در شکل ۱۱ مسیرهای پاشش در شدت آشفتگی مختلف ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش شدت آشفتگی، شکست جت مایع به شدت دچار تغییراتی می‌شود. به طور ویژه در شدت آشفتگی ۲۰٪، محل شکست جت مایع

گردابه‌های ورودی در جریان با گذشت زمان و پیشروی در میدان حل، با معادلات ناویر-استوکس (مدل فیزیکی جریان) هماهنگ می‌شوند و مشخصاتی نزدیک به آشفتگی حقیقی پیدا می‌کنند. در شکل ۱۰ نوسانات جریان در صفحه تقارن کانال مورد بررسی، در نزدیکی محل پاشش با استفاده از کانتورهای ورتیسیتی ترسیم شده است. کانتورهای ورتیسیتی می‌توانند بیانگر طول مشخصه نوسانات آشفتگی باشند و گردابه‌های جریان را تفکیک کنند. با افزایش شدت آشفتگی، کانتورهای ورتیسیتی بسیار متراکم‌تر می‌شوند، زیرا



شکل ۱۰- کانتور ورتیسیتته میدان جریان، الف) شدت آشفتگی ۵٪، ب) شدت آشفتگی ۱۰٪، ج) شدت آشفتگی ۱۵٪ و د) شدت آشفتگی ۲۰٪





(ه)

شکل ۱۱- تاثیر شدت آشفته‌گی جریان ورودی بر نقطه شکست و مسیر پاشش، الف) جریان آرام ب) شدت آشفته‌گی ۵٪، ج) شدت آشفته‌گی ۱۰٪، د) شدت آشفته‌گی ۱۵٪ و ه) شدت آشفته‌گی ۲۰٪

نامطلوب ناتوان است و پس از جدایش، اغتشاشات جریان زیاد شده و مومتوم سیال زیاد می‌شود، بنابراین خطوط جریان انرژی لازم جهت اتصال مجدد به صفحه را پیدا می‌کنند. در این شرایط، لایه مرزی سطح منظمی ندارد و تا فاصله قابل توجهی از محل پاشش، نوسانات سطح لایه مرزی ادامه خواهد داشت.

در ادامه می‌توان به کانتورهای فشار و سرعت در میدان جریان دوفازی نیز اشاره کرد. در شکل ۱۳ کانتور سرعت میانگین نشان داده شده است. همانطور که مشخص است، در پایین دست جریان و در قسمت های بالایی و پایینی سرعت میانگین بیشترین است و در نزدیکی دیواره در قسمت بالا و پایین سرعت بعلت وجود لایه مرزی کم شده است. در مسیر سیال پاشیده شده بعلت اینکه سرعت پاشش در قیاس با سرعت هوای عرضی کمتر است، سرعت کل نیز کم است و بعلت وجود نیروی پسا سرعت کل کاهش پیدا می‌کند. سیال پاشیده شده در مقابل جریان هوای عرضی به عنوان یک دیواره عمل می‌کند که باعث وجود آمدن گردابه شده و در نتیجه سرعت در پشت جریان سیال کاهش می‌یابد.

در شکل ۱۴ کانتور فشار میانگین نشان داده شده است. همانطور که در شکل نشان داده شده است، جایی که هوای عرضی با پاشش سیال برخورد می‌کند، فشار بیشترین مقدار خود را دارد که این امر قابل پیش‌بینی بود؛ چرا که با کاهش سرعت، فشار افزایش می‌یابد؛ همچنین در پشت مایع پاشیده شده نیز فشار کاهش می‌یابد؛ چرا که در این ناحیه بعلت وجود گردابه فشار نیز کاهش می‌یابد و به فشار اتمسفر نزدیک می‌شود.

به شدت به محل پاشش نزدیک می‌شود که مقادیر کمی آن را می‌توان در جدول ۲ مشاهده نمود. دلیل این شکست زود هنگام را می‌توان به تغییر مکانیزم شکست ارتباط داد [۱۱]. معادله مسیر با افزایش شدت آشفته‌گی تغییر زیادی نمی‌کند، که به دلیل مقدار بسیار ناچیز انرژی دینامیک موجود در نوسانات آشفته‌گی است.

جدول ۲- طول و ارتفاع شکست در شدت آشفته‌گی متفاوت

شدت اغتشاشی	X_b	Y_b
TI=۰	۹/۸۰۶۴۵	۱۴/۹۶۷۷
TI=۵	۸/۰۳۲۲۶	۱۳/۸۳۸۷
TI=۱۰	۸/۱۳۲۲۶	۱۳/۹۳۸۷
TI=۱۵	۷/۰۰۸۳۹	۱۳/۲۵۸۱
TI=۲۰	۶/۵۴۹۶۸	۱۳/۱۵۱۶

در اثر برخورد جریان با ستون مایع، ساختارهای آشفته بسیاری در جریان ایجاد خواهد شد (شکل ۱۲) که تقریباً تمام میدان اطراف را تحت تأثیر قرار خواهد داد. در محل لایه مرزی در سطح پاشش، لایه مرزی دچار ناپایداری خواهد شد و سطح لایه مرزی نوسانی و آشفته می‌شود. در شکل ۱۲، نوسانات لایه مرزی در پایین شکل و در سمت راست محل پاشش مشاهده می‌شود.

در اثر نوسانات سطح لایه مرزی، حباب‌های جدایش در سطح آن ایجاد می‌شود و جریان به طور متناوب از لایه مرزی خارج و دوباره به داخل آن باز می‌گردد. این پدیده بدین علت است که لایه مرزی که ایجاد می‌شود، در برابر گردایان فشار

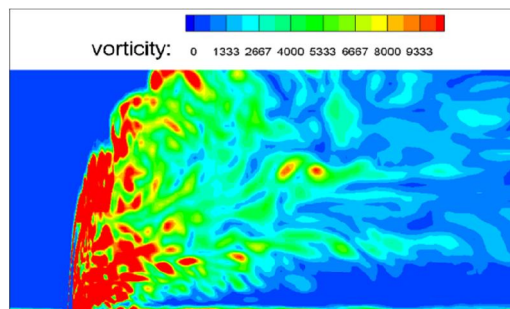
آشفتگی جریان هوای ورودی به کانال در شدت آشفتگی‌های متفاوت مورد بررسی قرار گرفت. با افزایش شدت آشفتگی، گردابه‌های موجود در میدان جریان انرژی بیشتری را در خود ذخیره می‌کنند و در نتیجه ورتیسیتی افزایش می‌یابد. با افزایش شدت آشفتگی، محل شکست به خروجی انژکتور نزدیک‌تر می‌شود؛ چراکه مکانیزم شکست، متفاوت می‌شود. بطوریکه از شدت آشفتگی صفر تا ۲۰ نقطه شکست از ۹/۸ به ۶/۵ می‌رسد. معادله مسیر پاشش جت، در شدت آشفتگی‌های متفاوت، تغییر چندانی نمی‌کند که به دلیل مقدار بسیار ناچیز انرژی دینامیک موجود در نوسانات آشفتگی است (انرژی دینامیک متناسب با مربع سرعت است، یعنی انرژی دینامیک موجود در نوسانات آشفتگی، در شدت آشفتگی ۱۰٪، برابر با ۱ صدم انرژی دینامیک جریان اصلی خواهد بود).

۵- فهرست علائم

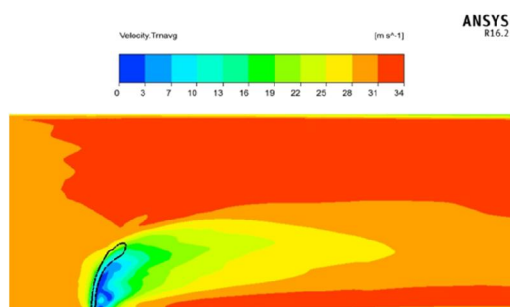
قطر معادل، mm	d_{eq}
طول شکست، mm	X_b
ارتفاع شکست، mm	Y_b
نسبت مونتوم	q
شدت آشفتگی	Π
تانسور تنش، N/m^2	τ_{ij}
ویسکوزیته مولکولی، $kg/m.s^2$	σ_{ij}
چگالی، kg/m^3	ρ
فشار، pa	p

۶- مراجع

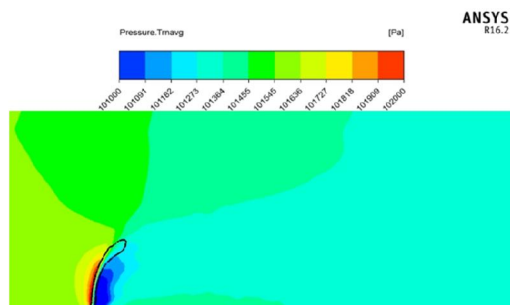
- [1] Cerri G, Giovannelli A, Battisti L, Fedrizzi R (2007) Advances in effusive cooling techniques of gas turbines. Appl Therm Eng 27(4): 692-698.
- [2] Guo M, Kishi R, Shi B, Ogata Y, Nishida KR (2015) Effects of cross-flow on fuel spray injected by hole-type injector for direct injection gasoline engine. Atomization Spray 25(1).
- [3] Wang Q, Mondragon UM, Brown CT, McDonell VGR (2011) Characterization of trajectory, break



شکل ۱۲- ساختارهای آشفته ایجاد شده در جریان در اثر تداخل جریان کانال با جریان ستون پاشش سیال مایع



شکل ۱۳- کانتور سرعت میانگین در میدان جریان دو فازی



شکل ۱۴- کانتور فشار میانگین در میدان جریان دو فازی

۴- نتیجه گیری

در این پژوهش مطالعه عددی تأثیر آشفتگی جریان ورودی عرضی بر جت مایع، مورد بررسی قرار گرفت. ابتدا معادله مسیر در جریان آرام برای نازل‌های دایروی و بیضوی بدست آورده شد و سپس تأثیر هندسه نازل روی مسیر پاشش، مورد ارزیابی قرار گرفت و نشان داده شد که مسیر بدست آمده برای نازل بیضوی حدود ۷٪ و نازل دایروی حدود ۱۶٪ با مسیر بدست آمده از تحقیق سایر محققین اختلاف دارد.

- Horizons Forum and Aerospace Exposition (p. 186).
- [13] Broumand M, Birouk MR (2016) Liquid jet in a subsonic gaseous crossflow: Recent progress and remaining challenges. *Prog Energ Combust* 57: 1-29.
- [14] Farvardin E, Johnson M, Alaei H, Martinez A, Dolatabadi AR (2013) Comparative study of biodiesel and diesel jets in gaseous crossflow. *J Propul Power* 29(6): 1292-1302.
- [15] Broumand M, Ahmed MM, Birouk MR (2019) Experimental investigation of spray characteristics of a liquid jet in a turbulent subsonic gaseous crossflow. *P Combust Inst* 37(3): 3237-3244.
- [۱۶] جلیلی ب، امی ف، نورآذر س، (۱۳۹۶)، مطالعه تجربی عوامل موثر بر مسیر و شکست پاشش جت مایع در جریان عرضی گازی، *مجله مهندسی مکانیک مدرس*، ۳۵۴-۳۶۰، (۱۲) ۱۷.
- [17] Ansys Fluent tutorial, theory guide.
- [18] Sagaut P, Garnier E, Tromeur E, Larcheveque L, Labourasse ER (2004) Turbulent inflow conditions for large-eddy-simulation of compressible wall-bounded flows. *AIAA J* 42(3): 469-477.
- [19] Keating A, Piomelli U, Balaras E, Kaltenbach HJ R (2004) A priori and a posteriori tests of inflow conditions for large-eddy simulation. *Phys Fluids* 16(12):4696-712.
- [20] Song Y, Hwang D, Ahn KR (2017) Effect of orifice geometry on spray characteristics of liquid jet in Crossflow. 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Texas, USA.
- [21] Behzad M, Ashgriz N, Karney BWR (2016) Surface breakup of a non-turbulent liquid jet injected into a high pressure gaseous crossflow. *Int J Multiphas Flow* 80: 100-117.
- point, and break point dynamics of a plain liquid jet in a crossflow. *Atomization Spray* 21(3).
- [4] Yuan LL, Street RL R (1998) Trajectory and entrainment of a round jet in crossflow. *Phys Fluids* 10(9): 2323-2335.
- [5] Aalburg C, Faeth G, Sallam KR (2005) Primary breakup of round turbulent liquid jets in uniform gaseous crossflows. In 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (p. 734).
- [6] Demuren AOR (1993) Characteristics of three-dimensional turbulent jets in crossflow. *Int J Eng Sci* 31(6): 899-913.
- [7] Andreopoulos J, Rodi WR (1984) Experimental investigation of jets in a crossflow. *J Fluid Mech* 138: 93-127.
- [8] Claus RW, Vanka SPR (1992) Multigrid calculations of a jet in crossflow. *J Propul Power* 8(2): 425-31.
- [9] Farvardin E, Dolatabadi AR (2012) Breakup simulation of elliptical liquid jet in gaseous crossflow. In 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit (p. 2817).
- [10] Broumand M, Birouk MR (2016) Two-zone model for predicting the trajectory of liquid jet in gaseous crossflow. *AIAA J* 54(1): 1499-1511.
- [11] Broumand M, Rigby G, Birouk MR (2017) Effect of nozzle exit turbulence on the column trajectory and breakup location of a transverse liquid jet in a gaseous flow. *Flow Turbul Combust* 99(1): 153-171.
- [12] Najafi Marzbali S, Dolatabadi AR (2011) Near-field trajectory of circular liquid jets injected into subsonic gaseous crossflow. In 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New