



## بررسی تجربی جت‌های مایع مستطیلی تزریق‌شده به درون جریان گازی عرضی فروسوت

روژین شگری خانقاه، مهران تاج‌فر، امین جابری\*

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۸/۰۹/۲۲  
بازنگری: ۱۳۹۸/۰۹/۲۲  
پذیرش: ۱۳۹۹/۰۵/۲۸  
ارائه آنلاین: ۱۳۹۹/۰۶/۱۲

### کلمات کلیدی:

جت مستطیلی  
مسیر جت مایع  
پهنای جت مایع  
تزریق جت مایع به جریان گازی

**خلاصه:** در این پژوهش مشخصه‌های جریان جت‌های مایع مستطیلی تزریق‌شده به جریان گازی عرضی فروسوت به صورت تجربی بررسی شده است. از چهار انژکتور با نسبت منطری‌های ۱، ۲، ۳ و ۴ برای بررسی جت‌های مستطیلی استفاده شده است. فیزیک لحظه‌ای جریان با استفاده از عکس‌برداری سرعت بالا ثبت شده و پارامترهای مختلف جریان به کمک کدهای پردازش تصویر محاسبه شده‌اند. با توجه به تصاویر آشکارسازی جریان، رژیم‌های ستونی، کمانی، کیسه‌ای و ترکیبی (کیسه‌ای و برشی) مشاهده شده‌اند. همچنین، تاثیر نسبت مومنتوم و نسبت منطری بر مشخصه‌های جت مایع مستطیلی از جمله مسیر، پهنای و تشکیل کیسه بررسی شده است. با افزایش نسبت مومنتوم، قدرت جت افزایش یافته و کمتر در جریان خم می‌شود. نسبت منطری تاثیر کمتری بر روی مسیر جت داشته است اما پهنای جت به شدت تحت تاثیر نسبت منطری می‌باشد. همچنین، نتایج به‌دست‌آمده نشان داد که علاوه بر نسبت مومنتوم، عدد وبر جت نیز تاثیر بسزایی بر روی مسیر جت و پهنای جت دارد. با افزایش عدد وبر گاز، نیروی پسای وارد بر ستون مایع افزایش یافته و در نتیجه جت بیشتر در جریان گاز خم می‌شود. بر همین اساس، مدلی ریاضی برای تخمین مسیر جت مستطیلی ارائه شد که در آن اعداد وبر جت و گاز، و همچنین ضریب منطری به عنوان متغیرهای مدل در نظر گرفته شده‌اند. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده برای پهنای جت، مشخص شد که پدیده تغییر محور به طور مستقیم موجب افزایش پهنای جت می‌شود.

### ۱- مقدمه

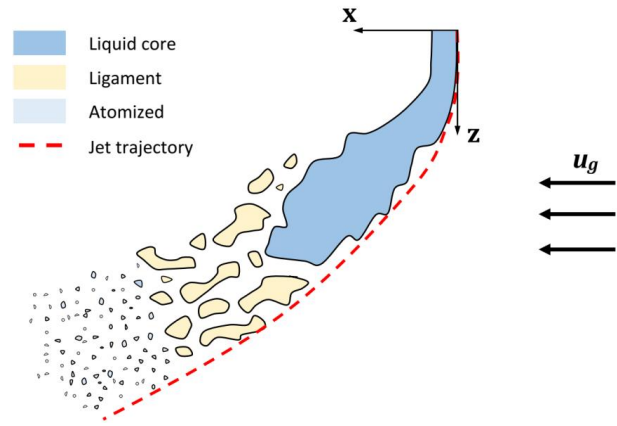
به ذرات کوچک تسریع می‌شود [۳].  
به دلیل اهمیت کاربری این کار، مقالات بسیاری بر روی درک بهتر فیزیک جریان‌هایی که با تزریق جت همراه هستند، تمرکز کرده‌اند. در این مطالعات، ویژگی‌های جریان از جمله فرآیند شکست جت، پاشش جت، مسیر جت، پراکندگی قطرات و میزان اختلاط مورد بررسی قرار گرفته‌اند [۴]. در ادامه به بعضی از کارهایی که بر روی جت مایع به صورت عمودی به جریان عرضی زیرصوتی تزریق شده است، به طور خلاصه اشاره‌ای می‌کنیم. چن و همکاران [۵]، وو و همکاران [۶] و مازالون و همکاران [۷] ویژگی‌های اصلی جریان جت‌های مایع را بررسی کرده‌اند. چن و همکاران با استفاده از روش پاشش مای سه ناحیه پاشش را معرفی کردند: (۱) مایع پیوسته (۲) محدوده‌ی تکه‌ای و (۳) ناحیه متمیزه یا قطره‌ای. همانطور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، ناحیه مایع کروی (پیوسته) قسمت شکسته‌نشده از جت است که در نزدیکی انژکتور قرار دارد. بنا بر کارهای ریلی-تیلور و کلونین-هلموتز، ناپایداری‌های محوری در جهت ستون مایع پیشرفت می‌کنند و در

تزریق جت مایع به جریان هوای عرضی یک پدیده بنیادی در علم مکانیک سیالات است که به صورت گسترده‌ای مورد مطالعه قرار گرفته‌است. علاوه بر علاقه علمی به تحقیق و بررسی فیزیک پیچیده‌ی این نوع از جریان‌ها، تزریق جت مایع به جریان عرضی هوا در تزریق سوخت به محفظه احتراق موتورهای توربین گاز کاربرد به سزایی دارد [۱]. به‌دست‌آوردن حالت بهینه‌ی اختلاط سوخت مایع و جریان هوا در محفظه احتراق توربین گاز بسیار اهمیت دارد زیرا که منجر به کاهش انتشار آلاینده‌ها و پایداری احتراق می‌گردد. این مسئله تا آنجایی اهمیت پیدا کرده‌است که در دهه‌ی اخیر، قوانین سختگیرانه‌ای برای کاهش آزادکردن آلاینده‌های سمی در هوا از جمله نیتروژن اکسید و کربن مونو اکسید وضع شده است [۲]. تزریق عمودی جت مایع در جریان عرضی یکی از موثرترین راهکارهای رسیدن به اختلاط سوخت و هوای مناسب است. در این راهکار، به دلیل وجود نیروی برشی بین سوخت و جریان هوا فرآیند تجزیه مایع

\*نویسنده عهده‌دار مکاتبات: ajaberi@aut.ac.ir



جت اتفاق نمی‌افتد و به جای آن رژیم شکست برشی در اعداد وبر پایین رخ می‌دهد. آن‌ها همچنین نشان دادند که ستون جت مایع آشفته زودتر از جت مایع غیرآشفته دچار شکست ستونی می‌شود. در ادامه‌ی این کار نگ و همکاران [۱۱] ویژگی‌های اصلی کیسه‌های ایجادشده در جت مایع غیرآشفته را به صورت تجربی بررسی کردند. پارامترهای مختلفی از جمله تعداد کیسه‌ها، تعداد گره‌ها در هر کیسه، سایز قطرات و طول موج ستون و موج‌های سطحی را اندازه‌گیری کردند. همچنین قطرات ناشی از شکست کیسه‌ای را به سه دسته‌ی: (۱) قطرات گره‌ای (۲) قطرات حلقوی و (۳) قطرات غشایی یا کیسه تقسیم‌بندی کردند. سانگ و همکاران [۱۲] با استفاده از روزه‌هایی با ورودی لبه گرد و لبه تیز، تاثیرات جریان داخلی بر روی ساختمان جت مایع را منتشر کردند. جریان داخلی به جریان پایا، کاپیتاسیون و فلیپ هیدرولیکی تقسیم بندی می‌شود که ویژگی‌های پاشش هرکدام از جمله مسیر، پهنا و عمق نفوذ را مورد بررسی قرار دادند. وانگ و همکاران [۱۳] مطالعات بیشتری بر روی تشکیل و شکست کیسه در جت‌های مایع دایروی در جریان عرضی انجام دادند. آن‌ها متوجه شدند که قطر کیسه و حلقه‌های معمولی به شرایط جریان بستگی ندارد و ثابت می‌ماند. همچنین نشان داده شد که طول محل شروع کیسه به نسبت مومنتوم مایع به هوا بستگی دارد. فروردین و همکاران [۱۴] ویژگی‌های پاشش سوخت‌های دیزل و بیودیزل و ترکیب آن‌ها را مقایسه کردند. آن‌ها نشان دادند که عمق نفوذ جت بیودیزل به صورت قابل مشاهده‌ای کمتر از جت دیزلی است. سپس آن‌ها نتیجه‌گیری کردند که لزجت به شدت بر روی رژیم شکست جت مایع با تاخیرانداختن عدد وبر در گذر از رژیم کیسه به رژیم چند حالتی تاثیر می‌گذارد. اسلامیان و همکاران [۱۵] به مطالعه‌ی متمایز کردن و مسیر جت مایع تزریق‌شده در جریان گاز با فشار و دمای بالا پرداختند. در این مطالعه آن‌ها استدلال کرده‌اند که روابط مسیر جت با نسبت مومنتوم به اندازه‌ی کافی دقیق نیست و بهتر است عدد رینولدز جت و جریان هوا هم در نظر گرفته شوند. آن‌ها همچنین گزارش کردند که هیچ نتیجه خاصی نمی‌توان برای اثر دما و فشار بر روی ویژگی‌های پاشش از جمله عمق نفوذ و مسیر گرفت اما باقی پارامترهای جریان ممکن است تغییر کند. با این وجود، مشاهده شد که در نسبت مومنتوم مایع به هوا و فشار جریان عرضی مشخص، افزایش دما باعث کاهش جزئی در ارتفاع نفوذ می‌شود. اخیراً، عمیقی



شکل ۱. طرحواره تزریق جت مایع به درون جریان گازی عرضی.  
**Fig. 1. Schematic of liquid jet injection into gaseous crossflow**

نهایت موجب شکست قسمت پیوسته‌ی مایع و ایجاد رباط و قطره می‌شود [۸]. به این فرآیند شکست ستونی گفته می‌شود. در سرعت‌های بالای هوا، تنش برشی بین هوا و مایع افزایش می‌یابد قطرات مایع از سطح ستون مایع جدا می‌شوند. به این فرایند شکست سطحی جت مایع گفته می‌شود. وو و همکاران شکست جت مایع را به چهار نوع تقسیم کردند: شکست مویینگی، شکست کیسه‌ای و شکست چندحالتی و شکست برشی. آن‌ها همچنین یک رابطه‌ی تحلیلی برای تخمین مسیر ستون مایع به دست آوردند. مازالون و همکاران [۷] رژیم‌های مختلفی از شکست ستونی را بر اساس عدد وبر ارائه دادند. آن‌ها برای هر رژیم، محدوده‌ای از عدد وبر را ارائه دادند. براساس مشاهدات وی، شکست ستونی در  $We_g < 5$ ، شکست کیسه‌ای در  $5 < We_g < 60$ ، شکست چند حالتی (کیسه‌ای و برشی) در  $60 < We_g < 100$  و شکست برشی در  $We_g > 100$  اتفاق می‌افتد. عدد وبر گاز به صورت  $We = \rho V^2 D / \sigma$  تعریف می‌شود که  $\rho$  چگالی مایع،  $V$  سرعت گاز،  $D$  قطر روزه و  $\sigma$  کشش سطحی مایع است. سلام و همکاران [۹] با بررسی جت‌های دایروی غیر آشفته، محدوده‌های متفاوتی از عدد وبر گاز برای رژیم‌های جریان‌ی پیشنهاد دادند. بنابر مشاهدات آن‌ها، شکست مویینگی در  $We_g < 4$ ، شکست کیسه‌ای در  $4 < We_g < 30$ ، شکست چندحالتی در  $30 < We_g < 110$  و شکست برشی در  $We_g > 110$  اتفاق می‌افتد. لی و همکاران [۱۰] ویژگی‌های جت مایع آشفته را با استفاده از آنزکتورهایی با نسبت طول به قطر بزرگتر از ۱۰۰ بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند که در جت مایع آشفته، شکست کیسه‌ای در طول

مسیر پاشش مورد مطالعه قرار گرفت. ژانگ و همکاران [۲۷] میدان جریان جت مخروطی مایع در جریان هوای کم سرعت را به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. جدیدی و همکاران [۲۸] از روش سایه نگاری برای بررسی شکست جت مایع بیضوی در جریان عرضی گازی استفاده کردند. آن‌ها با به کارگیری روزنه‌های بیضوی با نسبت منظری ۰/۲۲۴ تا ۴/۴۷ نشان دادند که در یک نسبت مونتوم مایع به هوای مشخص، جت‌های مایع بیضوی کمتر از جت‌های دایروی در جریان هوای عرضی نفوذ می‌کنند. علاوه بر این آن‌ها متوجه شدند که جت‌های مایع بیضوی به دلیل ناپایداری ذاتی آن‌ها زودتر از جت‌های دایروی دچار شکست می‌شوند. مسیر جت‌های مایع بیضوی با جزئیات بیشتر توسط سانگ و همکاران [۲۹] مطالعه شد. آن‌ها برای مرز بالایی و میانی مسیر جت‌های بیضوی روابط تجربی ارائه دادند. در این روابط تجربی، نسبت منظری و نسبت مونتوم به عنوان متغیرهای مستقل در نظر گرفته شده است. نتایج آن‌ها نشان داد که با کاهش نسبت منظری، جت مایع بیشتر در جریان عرضی گازی نفوذ می‌کند. در مطالعه‌ای دیگر، مراد و خسروبیگی [۳۰] نیز مسیر و عمق نفوذ جت‌های مایع بیضوی در جریان عرضی گازی کم سرعت را مورد آزمایش قرار دادند. آن‌ها نشان دادند که جت‌های بیضوی بیشتر در جریان هوا خم می‌شوند که این به دلیل نیروی پسای آیرودینامیکی بیشتر وارده بر ستون جت است. علاوه بر این مدل‌های تئوری و تجربی برای پیش بینی مسیر جت‌های بیضوی با نسبت منظری‌های متفاوت ارائه دادند. رضایی و تاج‌فر [۳۱] نیز مسیر و شکست جت‌های بیضوی را مورد مطالعه قرار دادند، معادله‌ی مسیر حاکم بر جت‌ها را بدست آورده و ویژگی‌های تشکیل و شکست کیسه‌ای را در طول زمان را بررسی کردند.

با توجه به مطالعه پیشینه ارائه شده، مشاهده می‌شود که در سالهای اخیر تمایل برای به کارگیری انژکتورهای با شکل‌های مختلف با هدف بهبود شرایط اختلاط سوخت و هوا افزایش یافته است. تاج‌فر و جابری [۲۳] به بررسی مشخصه‌های فیزیکی جت‌های مایع مستطیلی تزریق شده به درون هوای ساکن پرداخته‌اند. در این پژوهش ضریب منظری جت مستطیلی بین ۱ تا ۶ تغییر کرده و پارامترهای مختلف جریان همچون طول شکست، طول موج پدیده تغییر محور، و دامنه تغییر محور را اندازه‌گیری کرده‌اند. در ادامه همین پژوهش، جابری و تاج‌فر [۳۲] به بررسی تحلیلی و تجربی جت‌های مستطیلی و بیضوی

و اشگریز [۱۶] اثر دما و فشار بالای هوای عرضی بر سایز قطرات را مورد مطالعه قرار دادند. آنان مشاهده کردند که در دما و فشار بالای هوای عرضی، سایز قطرات کاهش می‌یابد و نیروی پسای وارده بر قطرات به دلیل افزایش چگالی گاز و لزجت دینامیکی افزایش می‌یابد. در مقالات کارهای بسیار زیاد دیگری بر روی جوانب مختلف جت‌های مایع در جریان عرضی منتشر شده است. با این حال به اختصار تعدادی از آن‌ها را در اینجا بیان کردیم. خوانندگان می‌توانند برای منابع بیشتر به بررسی جامع اخیر در شماره [۱۷] و همچنین پژوهش برومند و بیروک [۱۸] مراجعه کنند.

همه‌ی کارهایی که در بالا به آن‌ها اشاره شد انژکتورها دایروی هستند. با اینکه نازل‌های دایروی متداول‌ترین شکلی هستند که به طور گسترده در سیستم‌های تزریق مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرند، به تازگی توجهات به سمت انژکتورهای غیر دایروی جلب شده است. این توجهات ریشه در فیزیک جدید اشکال غیردایروی دارد که می‌توان از آن‌ها به عنوان کنترل‌کننده‌های مجهول جریان بهره برد [۱۹]. اخیراً دینامیک جریان برخی از جت‌های مایع غیر دایروی از جمله بیضوی، مستطیلی، مربعی و مثلثی در هوای ساکن مورد مطالعه قرار گرفته‌اند [۲۰-۲۳]. این مطالعات نشان دادند که ویژگی‌های ناپایداری جت‌های مایع غیردایروی با جت‌های مایع بسیار متفاوت هستند. توجه فزاینده‌ای در به کارگیری نازل‌های غیر دایروی برای جت‌های مایع در جریان گازی عرضی به وجود آمد. لی و همکاران [۲۴] پاشش جریان در برخورد دو جت مایع در جریان عرضی کم سرعت را بررسی کردند. حالت جریان را به کمک روش سایه‌نگاری در نسبت مونتوم بین ۷ تا ۱۳۰۰۰ آشکارسازی کردند. علاوه بر این، سایز قطرات، طول شکست و عمق نفوذ را در شرایط جریان مختلف اندازه‌گیری کردند. آن‌ها این کار را با مطالعه بر روی شکست و توسعه جریان چرخشی تزریق شده در جریان عرضی زیر صوت ادامه دادند [۲۵]. پراکاش و همکاران [۲۶] فیزیک جت‌های چرخشی در جریان عرضی هوا را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها پنج رژیم برای شکست پاشش را معرفی کردند و همچنین یک نقشه برای مشخص کردن این رژیم‌ها ارائه دادند. آن‌ها همچنین مشاهده کردند که سمت بیرونی صفحه چرخش بیشتر تحت تاثیر شکست کیسه است در حالی که سمت رو به جریان آن از شکست سطحی اثر می‌پذیرد. در این کار سایر ویژگی‌های جت چرخشی از جمله پخش شدن قطرات، فرکانس شکل‌گیری کیسه و

## ۱-۲- سیستم تزریق جت مایع

برای ایجاد فشار بر روی مخزن آبی با ظرفیت ۷۰ لیتر، از گاز نیتروژن فشرده استفاده شده است. استفاده از گاز نیتروژن باعث می‌شود تا از ارتعاشات نامطلوبی که به واسطه‌ی پمپ‌های مکانیکی به وجود می‌آید جلوگیری شود. از یک صفحه حائل برای کاهش اختلاط‌های احتمالی بین گاز و مایع در محل ورودی گاز نیتروژن استفاده شده است. همچنین، از یک تنظیم‌کننده فشار برای کنترل فشار روی مایع استفاده شده تا فشار روی مایع را ثابت نگه دارد. از یک روتامتر با شیر سوزنی برای کنترل و اندازه‌گیری دبی حجمی جریان مایع در آزمایش‌ها بهره گرفته شده است. با توجه به کالیبراسیون انجام‌شده، دقت روتامتر  $\pm 0/15$  لیتر بر ساعت می‌باشد.

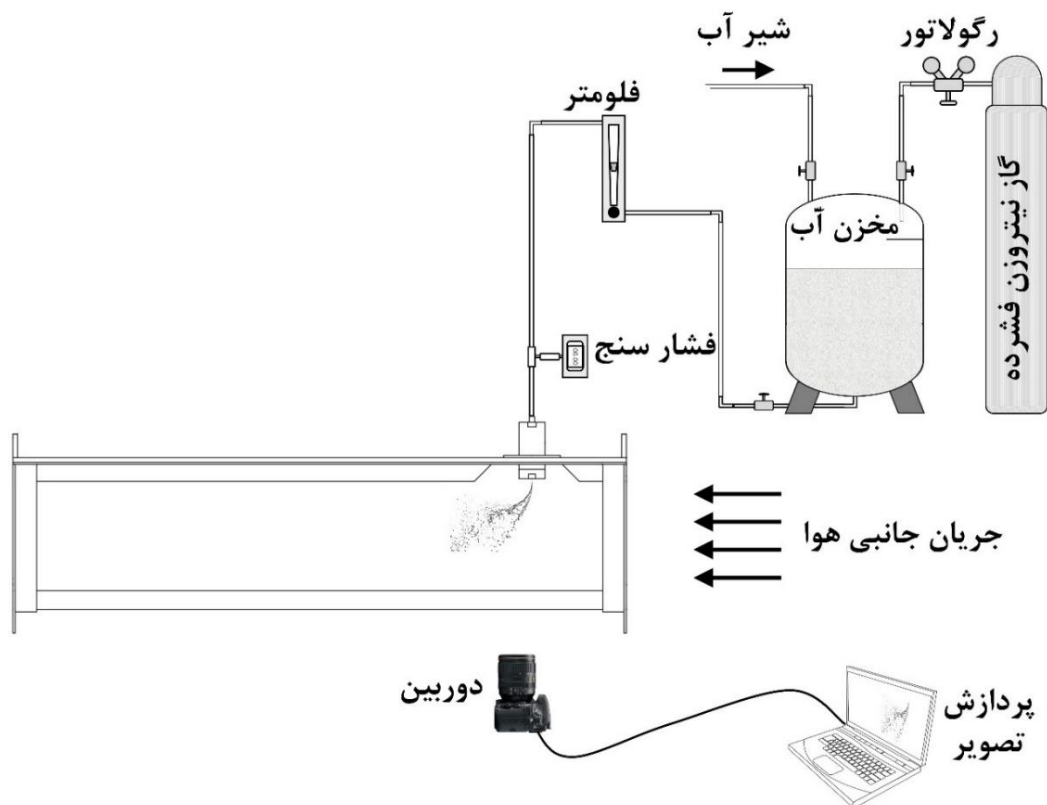
## ۲-۲- تونل باد

آزمایش‌های تجربی در تونل باد چند فاز در آزمایشگاه توربولانس و جریان‌های چند فاز در دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه صنعتی امیرکبیر گرفته شده است. این تونل باد از نوع مدار باز بوده و دارای بیشینه سرعت ۴۵ متر بر ثانیه می‌باشد. یک موتور دمنده، هوا را از

پرداخته‌اند. در این مطالعه، مدلی تحلیلی برای طول موج و فرکانس پدیده تغییر محور جت‌های مستطیلی و بیضوی ارائه شد. پژوهش حاضر، در واقع ادامه این پژوهش‌ها می‌باشد و به بررسی تجربی جت مستطیلی تزریق‌شده به درون جریان هوای عرضی فروصوت می‌پردازد. با توجه به اینکه چند مطالعه به بررسی جت‌های مایع بیضوی تزریق‌شده به درون جریان هوای عرضی پرداخته‌اند، انجام مطالعه‌ای بر روی جت‌های مستطیلی در شرایط مشابه ضروری به نظر می‌رسد. در این پژوهش، با استفاده از چهار جت مستطیلی با ضرایب منظری بین ۱ تا ۴ ویژگی‌های فیزیکی این جت‌ها به صورت تجربی مطالعه شده است.

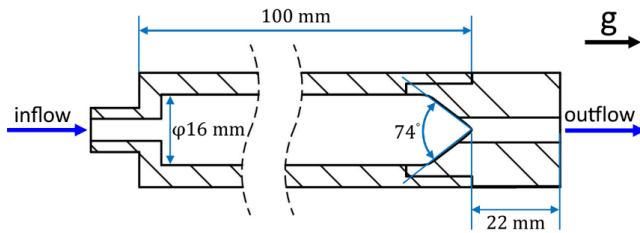
## ۲- تجهیزات آزمایشگاهی

تجهیزات آزمایشگاهی به‌کارگرفته‌شده در این پژوهش از سه سیستم اصلی تشکیل شده است: تونل باد، سیستم تزریق مایع و آشکارسازی جریان. نمایه‌ای از این سیستم‌ها در شکل ۲ آمده است.



شکل ۲. نمایه‌ای از تجهیزات آزمایشگاهی.

Fig. 2. Experimental setup



شکل ۳. نمای برش خورده از انژکتور و محفظه آرامش.

Fig. 3. Schematic of the nozzle assembly

جدول ۱. جزئیات هندسی انژکتورها

Table 1. Geometric details of injectors

انژکتور	نسبت منظری	مساحت (mm <sup>2</sup> )	ضخامت (mm)	عرض (mm)
RC(1)	۱	۶/۲۸	۲/۵۱	۲/۵۱
RC(2)	۲	۶/۲۸	۱/۷۷	۳/۵۵
RC(3)	۳	۶/۲۸	۱/۴۵	۴/۳۴
RC(4)	۴	۶/۲۸	۱/۲۵	۵/۰۱

جدول ۲. ویژگی‌های آب و هوا در دمای اتاق

Table 2. Water and air properties at room temperature

چگالی هوا	$\rho_g$	۱/۲۲۵۵ کیلوگرم بر متر مکعب
چگالی آب	$\rho_j$	۹۹۸ کیلوگرم بر متر مکعب
کشش سطحی	$\sigma$	۰/۰۷۲۸ نیوتون بر متر

۴۸، ۷۲ و ۹۶ لیتر بر ساعت تست گرفته شده است. در این آزمایش‌ها  $V_j$  از ۰/۷ تا ۵/۳ و  $u_g$  از ۳/۲ تا ۳۵ متر بر ثانیه متغیر است. عدد وبر مایع و گاز از روابط زیر به دست می‌آیند.

$$We_j = \frac{\rho_j v_j^2 D_h}{\sigma} \quad (2)$$

$$We_g = \frac{\rho_g u_g^2 D_h}{\sigma} \quad (3)$$

در این روابط  $D_h$  قطر هیدرولیکی انژکتور مستطیلی است. با توجه به نسبت منظری، اعداد وبر جت و گاز،  $We_j$  و  $We_g$ ، به ترتیب از ۱۴ تا ۹۶۳ و ۳ تا ۴۸ تغییر می‌کند. باید اشاره کرد که در هر یک از شرایط آزمایش، ۱۲۰۰ عکس گرفته شده و همه نتایج ارائه شده از میانگین تمامی عکس‌ها به دست آمده‌اند. از آنجا که این مسئله

محیط اطراف به سمت تونل باد می‌بلعد. سرعت دورانی دمنده توسط یک اینونتر تنظیم شده که به وسیله رایانه به صورت مستقیم رصد و کنترل می‌شود. سپس هوای مکش شده به اتاق آرامش می‌رود تا اغتشاشات همراه جریان کمینه شود. سپس هوا پس از گذر از نازل به اتاقک آزمون می‌رسد. اتاقک آزمون دارای مقطعی مستطیلی با ابعاد ۳۰۰ \* ۳۰۰ میلی‌متر و طول ۱۳۰۰ میلی‌متر می‌باشد. به دلیل فضای بزرگ اتاقک آزمون نسبت به ابعاد جت مایع، اثر دیواره‌ها قابل چشم‌پوشی است. به منظور فراهم شدن امکان آشکارسازی جریان جت مایع، دیواره‌های کناری اتاقک آزمون، از شیشه ساخته شده‌اند. سقف اتاقک آزمون از جنس تفلون بوده که در آن یک سوراخ دایروی برای قرارگیری انژکتور تعبیه شده است.

## ۲-۳- انژکتورها

برای تزریق جت مایع از ۴ انژکتور مستطیلی با نسبت‌های منظری ۱، ۲، ۳ و ۴ استفاده شده که نمای برش خورده انژکتور در شکل ۳ آورده شده است. مشخصات انژکتورها در جدول ۱ ذکر شده است. قبل از انژکتور، یک محفظه آرامش تعبیه شده تا به کم کردن آشفتگی‌های جریان مایع کمک کند. انژکتور و محفظه آرامش آن از جنس استیل ضد زنگ می‌باشد. از روش ماشین کاری تخلیه الکتریکی برای ایجاد برش با بالاترین دقت ممکن استفاده شده است. جزئیات هندسی محفظه آرامش و انژکتور در شکل ۳ رسم شده است.

## ۲-۴- شرایط انجام آزمایش‌ها

ویژگی‌های آب و هوا در دمای اتاق در جدول ۲ آورده شده است. نسبت مونتوم جت مایع به جریان گاز، عامل کلیدی برای تعیین دینامیک جریان جت مایع تزریق شده در جریان گاز عرضی است. نسبت مومنتوم به صورت زیر تعریف می‌شود که در آن  $V_j$  و  $u_g$  به ترتیب سرعت جت مایع و سرعت هوا بوده و  $\rho_g$  و  $\rho_j$  نیز به ترتیب چگالی مایع و چگالی هوا هستند.

$$q = \frac{\rho_j v_j^2}{\rho_g u_g^2} \quad (1)$$

در این پژوهش نسبت مومنتوم‌های ۲۰، ۳۰ و ۴۰ مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. همچنین برای هر نسبت مومنتوم، دبی‌های حجمی ۳۲،

بین شدت پیکسل‌های پس‌زمینه و پیکسل‌های جت مایع صورت می‌گیرد. برای هر عکس خام در فضای دیجیتال، به هر پیکسل عدد صحیحی اختصاص داده می‌شود که در سیستم‌های ۸ بیتی مقدار آن بین ۰ تا ۲۵۵ تغییر می‌کند. عدد صفر برای رنگ سیاه و عدد ۲۵۵ برای رنگ سفید تعریف می‌شود. در عکس‌های خام، پیکسل‌های پس‌زمینه دارای شدت پیکسلی بین ۰ تا ۲۵۵ هستند، درحالی که شدت پیکسل مرزهای جت در حوالی صفر یا همان سیاه هستند.

این تفاوت زیاد بین زمینه و جت باعث می‌شود تا بتوان مرزی برای پروفیل جت و تمییز آن از پس‌زمینه پیدا کرد. محل حضور جت که رنگ آن به سیان یا عدد صفر نزدیک است کاملاً سیاه شده و مقدار صفر به آن اختصاص داده می‌شود و جایی که جت حضور ندارد و تقریباً سفید است، و شدت آن نزدیک به ۲۵۵ است، مقدار ۲۵۵ یا همان سفید کامل به آن اختصاص داده می‌شود. در واقع عکس سیاه سفید می‌شود و یک ماتریس دودویی تشکیل می‌شود. مقادیر مرز با استفاده از هیستوگرام هر عکس به دست می‌آید (مرحله ۳). در این هیستوگرام، شدت محدوده‌ی پس‌زمینه و جت کاملاً مشخص است و مرز به خوبی قابل تشخیص است. بنابراین در نهایت می‌توان به یک ماتریس دودویی دست یافت که در شکل ۴ در مرحله ۴ نشان داده شده است. به دلیل فیزیک پیچیده‌ی جریان، نمی‌توان مسیر جت را فقط از یک ماتریس دودویی گرفت بنابراین یک ماتریس تجمعی که حاصل جمع همه‌ی ماتریس‌های دودویی است تشکیل شده است (مرحله ۵). اندازه‌ی ماتریس تجمعی به اندازه‌ی ابعاد عکس است. هر کدام از درایه‌های این ماتریس از صفر تا یک عدد بیشینه پر شده که این عدد بیشینه برابر با تعداد کل عکس‌هایی است که از ویدیوها گرفته شده‌اند. درایه‌های ماتریس تجمعی با مجموع شدت پیکسل‌های مربوط به هر درایه پر شده‌اند. در واقع پیکسل‌هایی که همواره در پس‌زمینه بوده‌اند، با شدت ۱، بیش‌ترین امتیاز را دریافت می‌کنند و پیکسل‌هایی که در قسمت جت مایع بوده‌اند، کم‌ترین امتیاز، حدود صفر، را دریافت می‌کنند. ماتریس تجمعی می‌تواند مانند یک کانتور نمایش داده شود که در مرحله ۶ نشان داده شده است. در نهایت برای استخراج بخش اصلی جت مایع، درایه‌هایی که کمتر از ۹۵ درصد مقدار بیشینه را دارند نگه داشته می‌شوند و درایه‌هایی که بیشتر از ۹۵ درصد مقدار بیشینه را دارند نادیده گرفته می‌شوند. نتیجه‌ی نهایی مطابق مرحله‌ی ۸ به دست می‌آید. باید توجه داشت

فیزیک پیچیده‌ای دارد گرفتن تعداد عکس‌های بالا باعث افزایش دقت و صحت نتایج نهایی می‌شود. همچنین به منظور بررسی تکرارپذیری نتایج، برخی از نقاط آزمایش دو بار تکرار شد. مقایسه نتایج نشان داد که نتایج آزمایش کاملاً تکرارپذیر می‌باشند.

### ۳- آشکارسازی جریان و پردازش تصویر

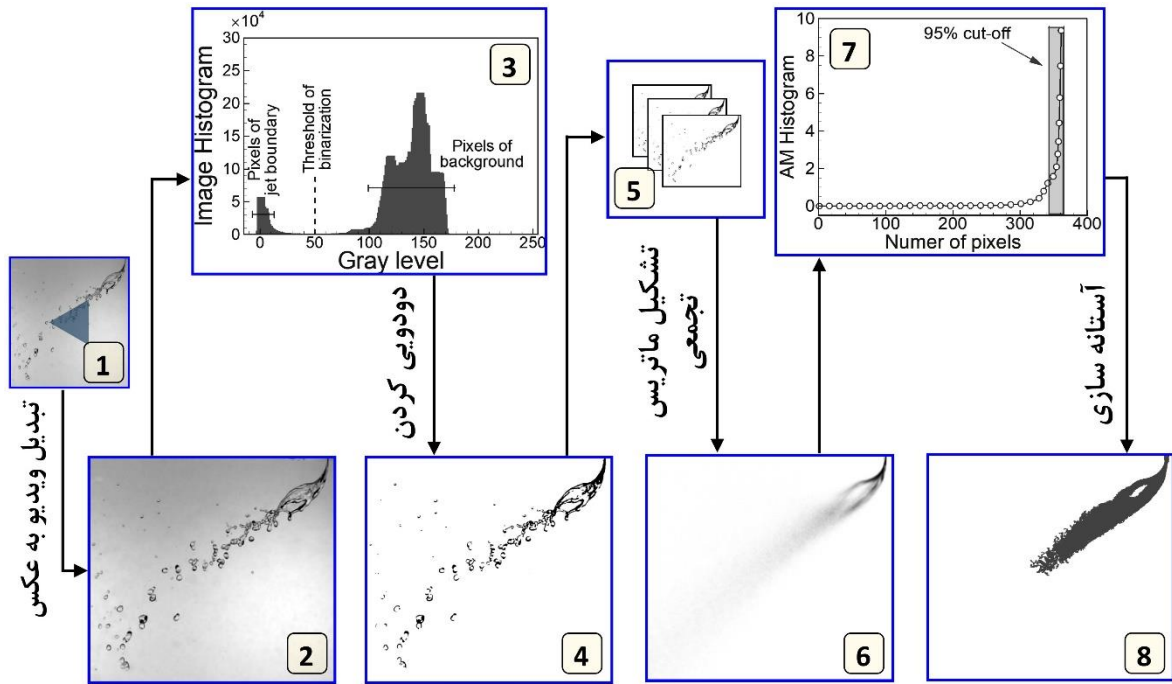
#### ۳-۱- دوربین و آشکارسازی جریان

برای آشکارسازی جریان جت مایع از روش سایه‌نگاری با نور گسترده در پس‌زمینه استفاده شده است. از دو ال‌ای‌دی بسیار پرنور برای روشن‌سازی پس‌زمینه جت مایع استفاده شده که به منظور یکنواخت‌کردن توزیع نور، هر دو ال‌ای‌دی در یک پخش‌کننده نور قرار گرفته شده‌اند. عکس‌های سایه‌نگاری با دوربین دیجیتالی نیکون جی ۴-۱ مجهز به یک لنز ماکرو گرفته شده است. این دوربین می‌تواند با حداقل زمان نورگیری ۶۲/۵ میکروثانیه عکس‌برداری کند که این مقدار برای ثبت فیزیک لحظه‌ای جریان جت مایع کافی است. در تمامی آزمایش‌های انجام‌شده در این پژوهش از حداقل زمان نورگیری استفاده شده است. همچنین این دوربین قادر است که با سرعت‌های ۶۰ تا ۱۲۰۰ فریم بر ثانیه فیلم‌برداری کند. با توجه به اینکه کیفیت تصاویر با افزایش سرعت دوربین رابطه‌ی معکوس دارد، از سرعت ۴۰۰ فریم بر ثانیه بهره گرفته شده که ضمن بالابودن کیفیت تصاویر، فریم‌های ثبت‌شده نیز بالا می‌باشد.

#### ۳-۲- پردازش تصویر

روشی اتخاذشده تا با بهره‌گیری از تصاویر سایه‌نگاری، بتوان مسیر جت مایع مستطیلی را به صورت آماری محاسبه نمود. این روش با استفاده از اجماع ماتریس‌های دودویی (صفر و یکی) که از تصاویر جت مایع به دست می‌آیند، اطلاعات مربوط به پروفیل جت مایع را فراهم می‌سازند. روند کلی این روش پردازش تصویر در شکل ۴ نمایش داده شده که تمامی مراحل آن از ۱ تا ۸ شماره‌گذاری شده است. در مرحله‌ی اول، ویدیوهای گرفته‌شده به عنوان ورودی به برنامه داده می‌شوند. سپس ویدیوها به عکس تبدیل شده و این عکس‌ها برای استفاده‌ی نهایی، برش داده می‌شوند (مرحله دو). در مرحله‌ی سوم، همه‌ی این عکس‌ها توسط کدنویسی به ماتریس‌های دودویی تبدیل می‌شوند. فرآیند دودویی کردن به کمک تفاوت موجود





شکل ۴. مراحل مختلف فرآیند پردازش تصویر.

Fig. 4. Different steps of image processing procedure

$$\frac{z}{D_j} = 1.55q^{0.53} \ln \left( 1.66 \left( \frac{x}{D_j} \right) + 1 \right) \quad (6)$$

$$\frac{z}{D_j} = 1.627q^{0.470} \left( \frac{x}{D_j} \right)^{0.46} \quad (7)$$

مسیرهای بدست آمده از روش توسعه داده شده در این پژوهش با نتایج به دست آمده از آزمایش‌های تجربی در شکل ۵ مقایسه شده‌اند. مشاهده می‌شود که اندازه‌گیری‌ها با دقت بسیار خوبی با داده‌های پیشین هم‌خوانی دارد. بنابراین، از این روش می‌توان برای بدست آوردن مسیر جت مستطیلی نیز بهره گرفت. باید اضافه شود که خطای اندازه‌گیری نتایج مسیر جت کمتر از  $\pm 5$  درصد محاسبه شده است. توضیحات کامل در مورد نحوه محاسبه خطاهای اندازه‌گیری در پژوهش قبلی نویسندگان آمده است [۳۷].

#### ۴- نتایج و بحث

##### ۴-۱- پدیده تغییر محور

پدیده تغییر محور خاص‌ترین پدیده‌ای است که در جت‌های مایع مستطیلی رخ می‌دهد. هنگامی که جت مایع مستطیلی یا بیضوی به یک محیط ساکن تزریق می‌شود، تقابل نیروهای کشش سطحی و اینرسی باعث تبدیل قطر بزرگ و کوچک ستون جت مایع به یکدیگر

که بیشتر درایه‌های ماتریس تجمعی مقادیری بزرگ‌تر از ۹۵ درصد مقدار بیشینه دارند. ماتریس نهایی برای محاسبه‌ی مسیر و پهنای جت مایع مستطیلی استفاده می‌شود.

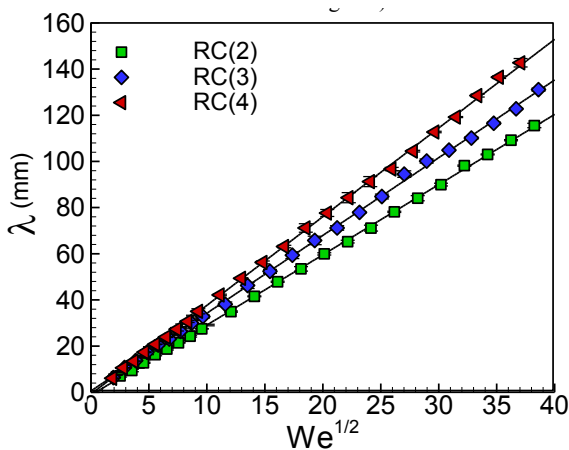
#### ۳-۳- اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی روش استخراج مسیر جت، از یک جت دایروی با قطر ۲/۸۳ میلی‌متر بهره گرفته شده است تا نتایج منابع موجود و معتبر با آن مقایسه شود. آزمایش برای نسبت مومنتوم ۵ انجام شده است. روابط متعددی برای توصیف مسیر جت مایع دایروی تزریق شده در جریان عرضی کم سرعت در فشار و دمای محیط، ارائه شده است. وو و همکاران [۶]، آهن و همکاران [۳۳]، تامب و همکاران [۳۴] و بیروک و همکاران [۳۵]، به ترتیب روابط زیر را پیشنهاد دادند.

$$\frac{z}{D_j} = 1.37q^{0.50} \left( \frac{x}{D_j} \right)^{0.5} \quad (4)$$

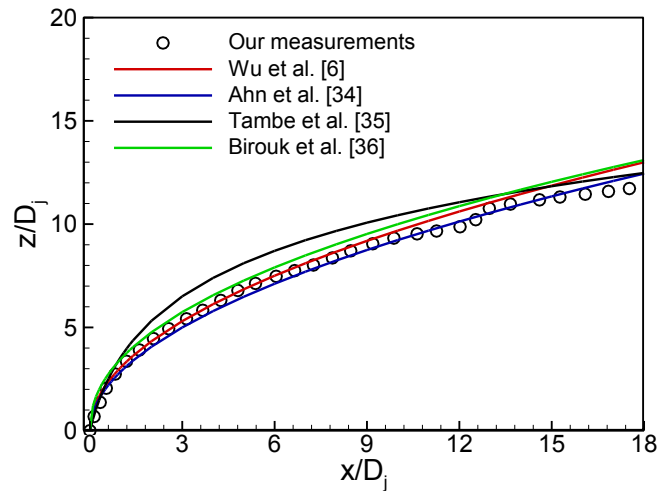
$$\frac{z}{D_j} = 1.297q^{0.491} \left( \frac{x}{D_j} \right)^{0.509} \quad (5)$$

با توجه پژوهش انجام شده توسط تاجفر و جابری [۲۳]، پدیده تغییر محور در جت‌های مستطیلی با نسبت منطری بیشتر از ۱ اتفاق می‌افتد و در جت مربعی، این پدیده مشاهده نمی‌شود. تغییرات طول موج تغییر محور برای RC(۲)، RC(۳) و RC(۴) در شکل ۷ نشان داده شده است که با جذر عدد وبر به صورت خطی تغییر می‌کند. هرچه نسبت منطری جت مایع بیشتر باشد، طول موج تغییر محور آن نیز بیشتر می‌شود. در حقیقت با افزایش ضریب منطری نیروی اینرسی عرضی قوی‌تر شده و در مقابل نیروی کشش سطحی مقاومت بیشتری می‌کند. به همین دلیل، تکمیل چرخه‌ی تغییر محور زمان بیشتری را می‌طلبد و موجب به وجود آمدن طول موج‌های بلندتر می‌شود. همچنین به کمک شکل ۷ می‌توان مشاهده نمود که در اعداد وبر پایین، تفاوت بین طول موج جت‌های مختلف اندک بوده و اختلاف بین آن‌ها در اعداد وبر بالا، چشم‌گیر می‌شود. در این پژوهش همچنین اندازه‌گیری‌های دامنه تغییر محور برای جت‌های RC(۲)، RC(۳) و RC(۴) انجام شد. تغییرات دامنه تغییر محور با مجذور عدد وبر در شکل ۸ رسم شده است. مطابق شکل، در ابتدا با افزایش عدد وبر مقدار دامنه تغییر محور به صورت یکنوا افزایش می‌یابد چراکه اینرسی عرضی جت با افزایش سرعت بیشتر می‌شود. هر چه اینرسی عرضی جت بیشتر شود، رقابت آن با نیروی کشش سطحی بیشتر شده و در نتیجه دامنه تغییر محور نیز بزرگتر می‌شود. شیب افزایش دامنه تغییر محور رفته‌رفته کاهش می‌یابد تا سرانجام این رفتار معکوس شده و شروع به کاهش یافتن می‌کند. دلیل کاهش یافتن



شکل ۷. تغییرات طول موج تغییر محور در جت‌های RC(۲)، RC(۳) و RC(۴).

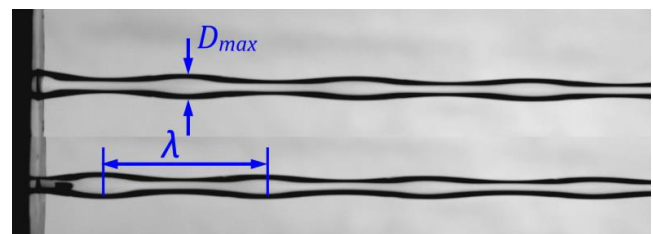
Fig. 7. Measurements of axis-switching wavelength for RC(2), RC(3) and RC(4) jets



شکل ۵. اعتبارسنجی روش استخراج مسیر ما برای جت دایروی در نسبت مومنتوم ۵.

Fig. 5. Validation of trajectory results obtained for a circular jet in momentum ratio of 5

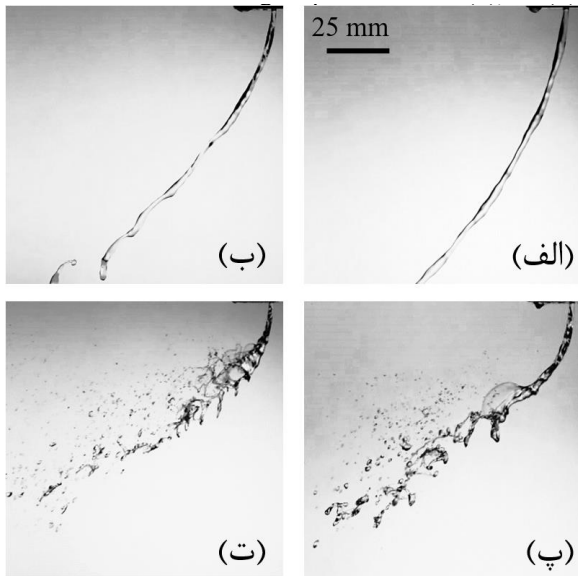
می‌شوند. وقتی جت مایع از یک نازل کشیده همچون بیضوی یا مستطیلی خارج می‌شود، نیروهای کشش سطحی تمایل دارند که جت را به صورت دایروی، که دارای کمترین مساحت سطح است، در بیاورند تا انرژی سطحی کمینه شود. وقتی جت به حالت دایروی رسید، حرکت آن به دلیل وجود نیروهای اینرسی عرضی متوقف نشده و تغییر شکل ادامه می‌یابد. نیروهای اینرسی عرضی شکل مقطع جت را به حالت کشیده در جهت عمود برمی‌گردانند. این حرکت تا زمانی که نیروی کشش سطحی باعث توقف افزایش طول مقطع جت شود، ادامه می‌یابد. این فرایند ممکن است چندین بار در طول محور جت روی دهد. در شکل ۶ پدیده تغییر محور که در یک جت مستطیلی با نسبت منطری ۲ اتفاق افتاده را نشان می‌دهد. عکس‌های بالا و پایین در دو زاویه‌ی عمود بر هم عکس‌برداری شده و طول موج و دامنه تغییر محور نیز در این شکل مشخص شده‌اند.



شکل ۶. پدیده‌ی تغییر محور. بالا) نما از ضلع بزرگتر، پایین) نما از ضلع کوچکتر (دو نما عمود بر هم هستند).

Fig. 6. Axis-switching phenomenon. Top) view from the long axis, bottom) view from the small axis, (two views are orthogonal).

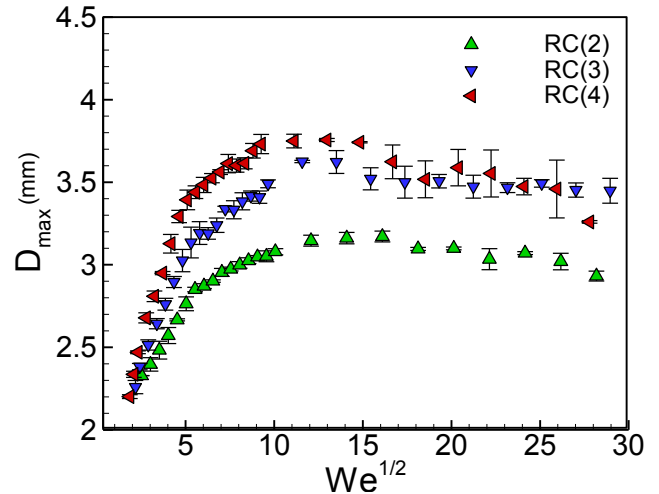




شکل ۹. رژیم‌های جریان جت مایع مستطیلی. انزکتور RC(3) در  $q=20$ . (الف) شکست ستونی،  $We_j = 59.45$  (ب) شکست کمانی،  $We_j = 92.90$  (پ) شکست کیسه‌ای،  $We_j = 182.08$  (ت) شکست چند حالتی  $We_j = 301$ .

Fig. 9. Different breakup regimes. Visualizations from RC (3) jet at  $q=20$ . a) Column breakup.  $We_j = 59.45$  b) Arcade breakup.  $We_j = 92.90$  c) Bag breakup.  $We_j = 182.08$  d) Multimode breakup  $We_j = 301$

جریان به رژیم کمانی تغییر می‌کند. در این پژوهش، رژیم شکست کمانی به عنوان یک رژیم مستقل معرفی شده است. با افزایش سرعت جریان گاز، فشار وارد بر بادخور ستون مایع افزایش یافته و فشار در اطراف جت مایع کاهش می‌یابد. بنابراین ستون مایع تغییر شکل داده و تخت می‌شود. تخت شدن ستون مایع، باعث اعمال نیروی پس‌آی بیشتری به جت شده و در نتیجه بیشتر در جهت جریان گاز خم می‌شود. همراه با تخت شدن جت مایع، گره‌های بر روی جت مایع تشکیل می‌شوند که علت به وجود آمدن آن‌ها به ناپایداری ریلی-تیلور ربط داده شده است [۹، ۳۶]. گره‌های به وجود آمده سنگین‌تر از اتصال بینشان هستند بنابراین کمتر تحت تاثیر جریان گاز منحرف می‌شوند. در نتیجه حالتی کمانی شکل ایجاد می‌شود که در شکل ۹-ب تصویر شده است. با افزایش بیشتر عدد وبر گاز، جت مایع وارد رژیم کیسه‌ای می‌شود. همانطور که در شکل ۹-پ نشان داده شده است، با افزایش سرعت جریان گاز، اتصالات تخت بین گره‌ها در معرض اختلاف فشار بیشتری قرار می‌گیرند. این اختلاف فشار بیشتر باعث تخت شدن بیشتر، انبساط آن و نهایتاً تشکیل قسمت‌های



شکل ۸. تغییرات بیشینه دامنه تغییر محور در جت‌های RC(2)، RC(3) و RC(4).

Fig. 8. Measurements of axis-switching amplitude for RC(2), RC(3) and RC(4) jets

دامنه در اعداد وبر بالا، آشفتگی شدن جریان جت است که باعث ایجاد اینرسی عرضی در جهت مخالف اینرسی عرضی اولیه (ناشی از کشش سطحی) می‌باشد. مطابق شکل ۸ با افزایش ضریب منظری، دامنه تغییر محور افزایش یافته است. در واقع افزایش ضریب منظری موجب قوی تر شدن اینرسی عرضی و در نتیجه بزرگتر شدن دامنه می‌شود.

#### ۴-۲- فیزیک جت مایع مستطیلی تزریق شده به درون جریان گازی عرضی

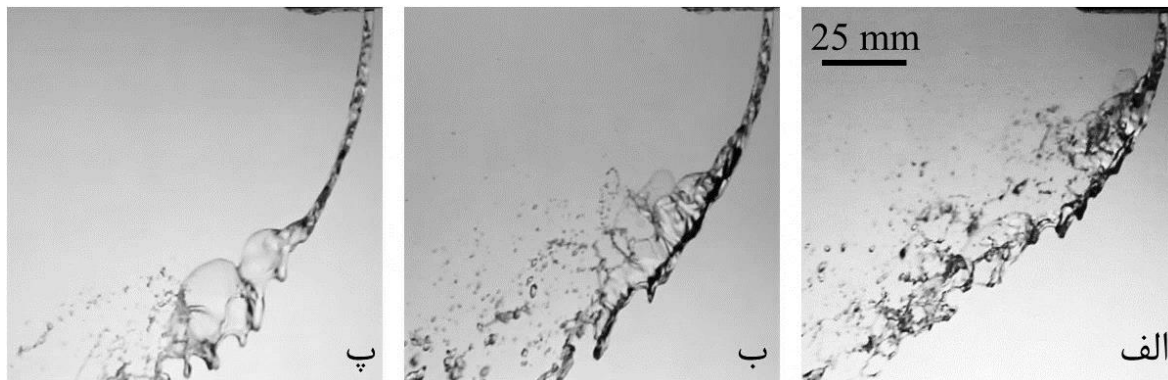
جت مایع در هنگام تزریق به جریان گازی عرضی در برابر نیروی آیرودینامیکی پس‌آ قرار می‌گیرد. تقابل بین نیروهای پس‌آ، کشش سطحی و اینرسی، فیزیک جریان جت مایع و فرآیند شکست آن را کنترل می‌کنند. در شکل ۹ رژیم‌های مختلف شکست جت مایع تزریق شده به درون جریان هوای زیرصوت ارائه شده است. تصاویر ارائه شده در این شکل، مربوط به آشکارسازی جریان جت RC(۳) می‌باشد. نسبت مومنتوم در شکل ۹ ثابت و برابر ۲۰ است. وقتی سرعت هوا کم است، شکل ۹-الف، نیروی آیرودینامیکی وارد بر ستون مایع تنها قادر است که آن را خم کند و نمی‌تواند ستون مایع را دچار شکست کند. در واقع این حالت مانند تزریق جت مایع به هوای ساکن خواهد بود و کشش سطحی، نیروی اصلی در شکست ستون مایع است. به همین دلیل این رژیم شکست ستونی نامیده شده است. با ثابت نگه داشتن نسبت مومنتوم و افزایش عدد وبر گاز، رژیم شکست

جریان خم شده است. در شکل ۱۰-پ، با افزایش نسبت مومنتوم به ۴۰، رژیم جریان جت کیسه‌ای شده و شکست برشی در آن قابل مشاهده نیست. اگر نسبت مومنتوم باز هم افزایش یابد، جت مایع به میزان کمی در جریان عرضی خم می‌شود و شکست کیسه دیگر در آن مشاهده نمی‌شود و به رژیم شکست ستونی می‌رسد. همچنین به کمک این تصاویر آشکارسازی می‌توان مشاهده کرد که با افزایش نسبت مومنتوم، مسیر جت کمتر در جهت جریان گاز خم شده است. در بخش‌های بعدی مسیر جت مایع به صورت کمی مورد مطالعه قرار خواهد گرفت.

تاثیر شکل انژکتور بر روی دینامیک جریان جت مایع تزریق شده در جریان گازی عرضی در شکل ۱۱ بررسی شده است. عکس‌های سایه‌نگاری مربوط به جت‌های  $RC(1)$ ،  $RC(2)$ ،  $RC(3)$  و  $RC(4)$  در نسبت مومنتوم ۴۰ و در سرعت تزریقی  $3/18$  متر بر ثانیه می‌باشد. مطابق شکل، از نظر فیزیک جریان رفتار مشابهی در تمامی جت‌ها مشاهده می‌شود به گونه‌ای که می‌توان گفت که همه آن‌ها در رژیم شکست کیسه‌ای قرار دارند. این مشاهده نشان می‌دهد که که نسبت منظری جت‌های مستطیلی بر روی رژیم شکست جت تأثیری نمی‌گذارد. البته باید اشاره شود که با توجه به اینکه تشکیل کیسه نتیجه‌ی مستقیم تخت‌شدن جت مایع است، تغییر ضریب منظری بر روی مشخصه‌های هندسه‌ای کیسه‌ها تأثیرگذار است. همچنین، بررسی کیفی تصاویر آشکارسازی ارائه‌شده در شکل ۱۱ روشن می‌سازد که مسیر جت تقریباً تغییر محسوسی نداشته و از رفتار یکسانی پیروی می‌کند. به نظر می‌رسد تخت‌شدن جت‌های مایع مستطیلی که به خاطر نیروهای آیرودینامیکی روی می‌دهد، باعث

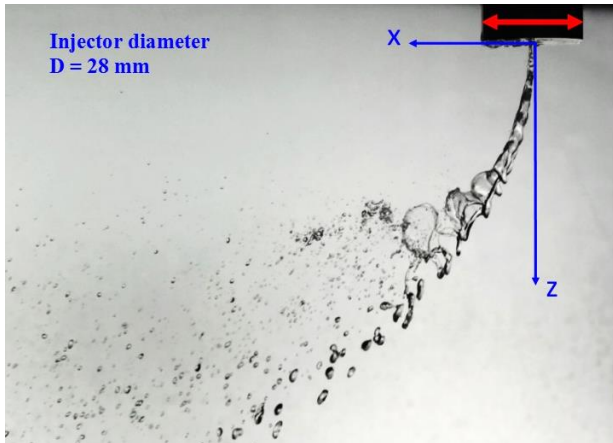
کیسه‌مانند می‌شود. با گذشت زمان، اندازه‌ی کیسه‌ها افزایش یافته تا اینکه غشای آن‌ها آن به قدری نازک شود که نیروهای کشش سطحی دیگر امکان یکپارچه نگه‌داشتن آن را نداشته و کیسه می‌ترکد. تنش برشی بین جریان هوا و جت مایع در سرعت‌های بالاتر افزایش می‌یابد که باعث تقویت بیشتر ناپایداری‌های کلون-هلمهولتز می‌گردد. در واقع به دلیل تنش برشی شدید بین دو سیال، رژیم شکست برشی، مایع از سطح جت کنده شده و به صورت قطرات بسیار ریز وارد جریان گاز می‌شود. در این پژوهش، سرعت گاز به قدری بالا نبوده که امکان مشاهده رژیم برشی کامل میسر شود. با این همه، رژیم چندحالتی، که در آن هر دور مکانیزم شکست کیسه‌ای و برشی روی می‌دهد، مشاهده شد. این رژیم در شکل ۹-ت برای جت  $RC(3)$  و در نسبت مومنتوم ۲۰ نمایش داده شده است.

اثر نسبت مومنتوم بر روی فیزیک جریان جت مایع در این مطالعه بررسی شد. این مطالعه برای نسبت‌های مومنتوم ۲۰، ۳۰ و ۴۰ انجام شد. در شکل ۱۰ آشکارسازی جریان جت  $RC(3)$  در نسبت‌های مومنتوم ۲۰، ۳۰ و ۴۰ در دبی حجمی ۷۲ لیتر بر ساعت آورده شده است. به خوبی مشاهده می‌شود که در نسبت مومنتوم‌های پایین، تاثیر نیروهای آیرودینامیکی بر روی جریان مایع بسیار زیاد است. در شکل ۱۰-الف، جت مایع در رژیم شکست چندحالتی قرار دارد و به صورت قابل توجهی در جهت جریان گازی عرضی خم شده است. برای نسبت مومنتوم ۳۰ در شکل ۱۰-ب، جت مایع همچنان در رژیم شکست چندحالتی است اما وجود کیسه‌ها به نسبت شکل ۱۰-الف، غالب‌تر بوده و با وضوح بیشتر دیده می‌شوند. همچنین عمق نفوذ آن در مقایسه با نسبت مومنتوم ۲۰ افزایش یافته و کمتر در جهت

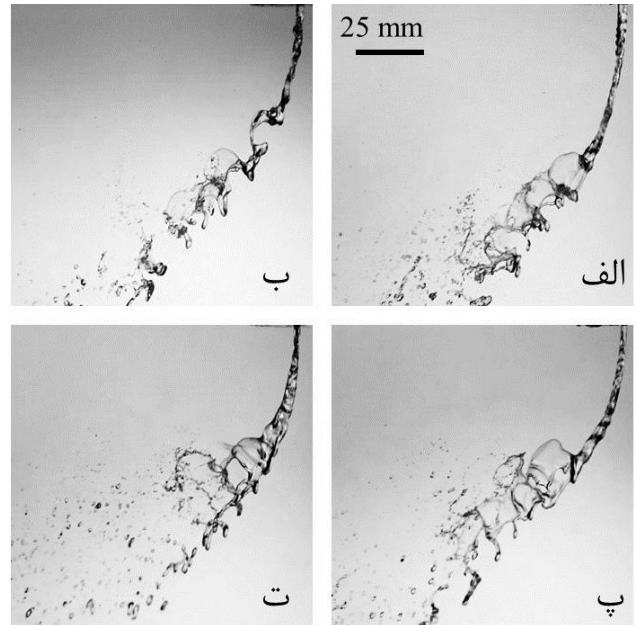


شکل ۱۰. اثر نسبت مومنتوم بر روی جریان جت مایع  $RC(3)$  در  $We_j = 301$ . الف)  $q=20$ ، ب)  $q=30$ ، پ)  $q=40$ .

Fig. 10. Momentum ratio effect on  $RC(3)$  liquid jet in  $We_j = 301$  a)  $q=20$ . b)  $q=30$ . c)  $q=40$

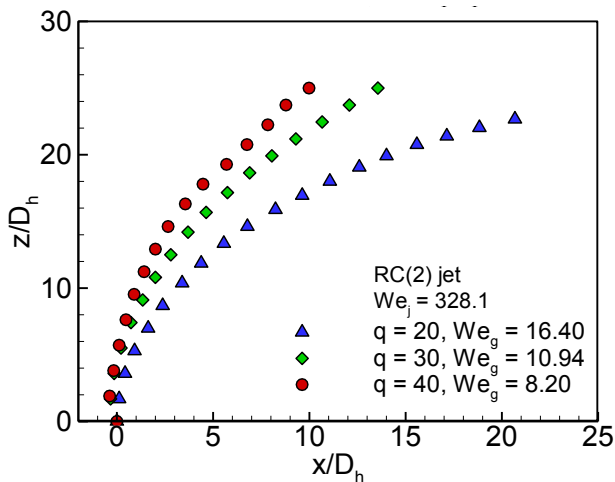


شکل ۱۲. محورهای مختصات جت مایع: محور x در جهت جریان و محور z عمود بر جهت جریان و رو به پایین.  
**Fig. 12. Coordinate system. x axis in the direction of air-flow, z axis perpendicular to the direction of jet flow**



شکل ۱۱. اثر نسبت منظری جت بر روی دینامیک جریان جت مایع در  $q=40$  و  $V_j = 3.18 \text{ m/s}$ . الف) RC(1)، ب) RC(2)، پ) RC(4)، ت) RC(3).

**Fig. 11. Aspect ratio effect on the flow dynamics of liquid jets for  $q=40$ ,  $V_j = 3.18 \text{ m/s}$ . a) RC(1). b) RC(2). c) RC(3). d) RC(4).**



شکل ۱۳. مسیر جت RC(2) در نسبت مومنتوم های ۲۰، ۳۰ و ۴۰ در  $We_j=328.1$ .  
**Fig. 13. RC(2) jet trajectory for the momentum ratios of .20, 30 and 40 at  $We_j=328.1$**

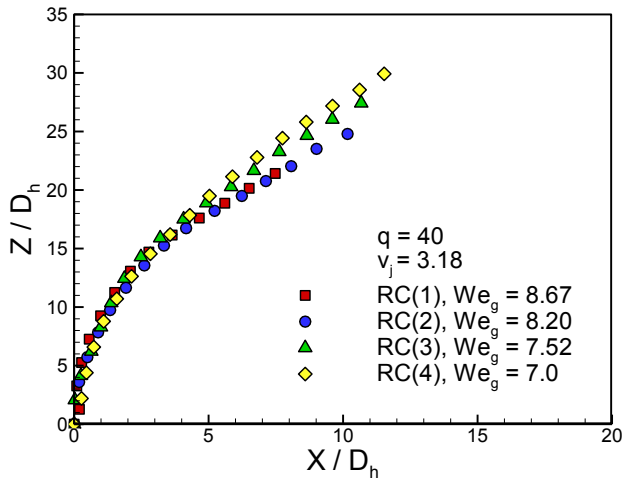
مومنتوم، نسبت منظری و دبی حجمی بر مسیر جت مورد بررسی قرار گرفته تا اطلاعات کاملی از وابستگی مسیر جت به هر یک از این پارامترها به دست بیاید.

مسیر جت در شکل ۱۳ در نسبت مومنتوم های ۲۰، ۳۰ و ۴۰، در عدد وبر جت ثابت  $We_j = 328.1$  و برای انژکتور RC(۲) رسم شده است. در این شکل، هر دو مولفه X و Z با قطر هیدرولیکی بی بعد شده اند. و بر گاز متناظر با هر جت نیز مطابق آنچه که در شکل ۱۳ نیز مشاهده می شود، هر چه نسبت مومنتوم افزایش یافته،

می شود که دینامیک جریان همه جت ها یکسان شود و تفاوت چندانی بین آن ها دیده نشود. به بیانی دیگر، از آنجه که مساحت خروجی و در نتیجه دبی جرمی همه جت ها یکسان است، به نسبت یکسانی تخت شده و مشخصه های فیزیکی مشابه پیدا می کنند.

#### ۴-۳- بررسی مسیر جت

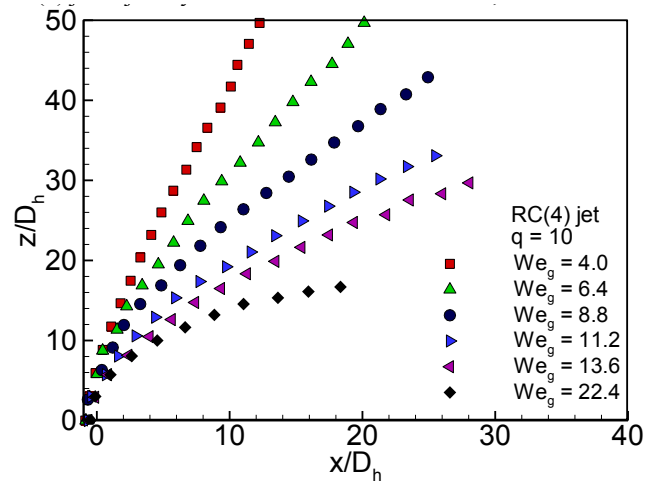
مسیر جت مایع تزریق شده به درون جریان هوای عرضی پارامتر بسیار مهمی در طراحی محفظه های احتراق به شمار می رود، چرا که با توجه به مسیر سوخت مایع، امکان تعیین ابعاد محفظه احتراق ممکن می شود. در این پژوهش، مسیر جت مایع به کمک روش ارائه شده در بخش پردازش تصویر بدست آمده است. نتایج به دست آمده به صورت بی بعد شده در شکل های ۱۳، ۱۴ و ۱۵ ارائه داده شده است. در این بررسی مبدا مختصات، پشت جت مایع در محل تزریق در نظر گرفته شده است. همچنین، مطابق شکل ۱۲ راستای X در جهت جریان و راستای Z عمود بر جهت جریان و به سمت پایین در نظر گرفته شده است. از قطر بیرونی انژکتور به عنوان مرجع برای محاسبه ی ابعاد پیکسل استفاده شده است. همچنین، در این پژوهش اثر نسبت



شکل ۱۵. مقایسه مسیر جت‌های RC(1)، RC(2)، RC(3) و RC(4) در نسبت مومنتوم ۴۰ و سرعت ثابت گاز ۳/۱۸ متر بر ثانیه.  
**Fig. 15. Effect of aspect ratio on liquid jets trajectory at the momentum ratio of 40 and gas velocity of 3.18 m/s**

نیز کمتر شده تا در  $We_j = 4$  تقریباً به صورت یک خط در می‌آید. با افزایش عدد وبر، رفته‌رفته، اثرات آیرودینامیکی تشدید می‌شوند که باعث می‌شود جت مایع بیشتر در جهت جریان هوا منحرف شود. باید اشاره شود که به علت محدودیت شرایط آزمایش امکان افزایش بیشتر عدد وبر در نسبت مومنتوم ۱۰ مقدود نبود، اما اگر این افزایش ادامه پیدا کند، جت وارد رژیم اتمیزاسیون شده و به طور کامل پخش می‌شود. در این حالت مسیر جت دیگر تغییر چندانی نمی‌کند. در واقع اثر عدد وبر جت در وبرهای جت بالا بر روی مسیر کاهش پیدا می‌کند.

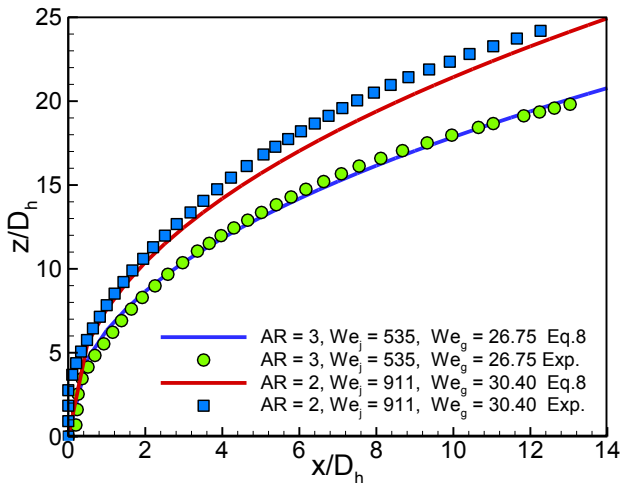
به منظور بررسی اثرات ضریب منظری انژکتورهای مستطیلی بر روی مسیر جت، در شکل ۱۵ مسیر جت برای همه انژکتورها و در نسبت مومنتوم ۴۰ رسم شده است. نتایج ارائه‌شده در این شکل در سرعت خروجی جت مایع یکسان و برابر با ۳/۱۸ متر بر ثانیه به دست آمده است. باید اشاره شود که با توجه به متفاوت بودن قطر هیدرولیکی انژکتورها، اعداد وبر جت و گاز در این سرعت برای آنها متفاوت خواهد بود. چنان که در این شکل مشاهده می‌شود، نسبت منظری تاثیر چندانی بر روی مسیر جت ندارد و نتایج تقریباً یکسانی برای هر چهار جت مایع به دست آمده است. چنان که در بخش قبلی اشاره شد، به نظر می‌رسد تخت‌شدن جت‌های مایع مستطیلی که به خاطر اعمال نیروی پسا روی می‌دهد، باعث می‌شود که فیزیک جریان همه جت‌ها یکسان شود و تفاوت چندانی بین آن‌ها دیده نشود. به بیانی دیگر، از آنجکه که مساحت خروجی و در نتیجه دبی جرمی همه



شکل ۱۴. اثر وبر گاز بر روی مسیر جت RC(4) در نسبت مومنتوم ۱۰.  
**Fig. 14. Effect of gas Weber number on the trajectory of RC (4) jet at the momentum ratio of 10**

نفوذ آن در جریان عرضی گازی بیشتر شده است. از طرفی، هر چه نسبت مومنتوم کاهش یافته جت مایع بیشتر به سمت جریان عرضی خم شده است. در واقع، با توجه به ثابت بودن عدد وبر جت مایع (دبی حجمی ثابت) تغییر نسبت مومنتوم از طریق کم و زیاد شدن سرعت جریان گاز و عدد وبر گاز حاصل شده است. هنگامی که نسبت مومنتوم کاهش می‌یابد، در سرعت جریان گازی افزایش یافته و در نتیجه اثرات آیرودینامیکی تشدید می‌شوند. این اثرات باعث می‌شوند که جت مایع بیشتر در جهت جریان هوا خمیده شود. از طرف دیگر، افزایش نسبت مومنتوم با کاهش اثرات آیرودینامیکی همراه است که باعث می‌شود جت مایع امکان نفوذ بیشتر درون جریان هوا را داشته باشد.

در شکل ۱۴ در نسبت مومنتوم ثابت ۱۰، مسیر جت برای اعداد وبر مختلف بررسی شده است. توجه شود که برای ثابت نگه‌داشتن نسبت مومنتوم، عدد وبر جت و عدد وبر گاز، متناسب با هم تغییر می‌کنند. در این شکل اثر افزایش سرعت هوا و جت مایع بر روی مسیر جت برای انژکتور RC(۴) مشاهده می‌شود. نتایج ارائه‌شده در این شکل به خوبی نشان می‌دهد که عدد وبر، اثر چشمگیری بر روی مسیر جت مایع دارد. این مشاهده از آن نظر اهمیت دارد که نشان می‌دهد علاوه بر اثر نسبت مومنتوم، عدد وبر نیز می‌تواند بسیار موثر باشد. در اعداد وبر پایین، که اثرات آیرودینامیکی بر روی جت چشمگیر نیست، جت مایع کمتر در مسیر جریان خم شده و عمق نفوذ آن بیشتر است. هرچه عدد وبر گاز کمتر شود انحنای جریان جت



شکل ۱۶. مقایسه رابطه تجربی مسیر جت با نتایج تجربی.

Fig. 16. Comparison of the experimental results of trajectory with the empirical model of Eq. (8)

#### ۴-۴- ضریب نیروی پس‌آی ستون جت مایع

وو و همکاران [۶] مدلی تحلیلی برای محاسبه ضریب نیروی پس‌آی وارد بر جت مایع دایروی ارائه دادند. در این مدل تحلیلی، ابتدا رابطه‌ای برای مسیر جت بر حسب نسبت مومنتوم ارائه شده و سپس از روی ثابت آن معادله، ضریب نیروی پس‌آی، محاسبه می‌شود. مدل تحلیلی ارائه‌شده توسط وو و همکاران [۶] در رابطه (۹) آمده است. این رابطه دارای سه ثابت می‌باشد. در این مدل تحلیلی، به کمک ثابت اول می‌توان ضریب نیروی پس‌آی را مطابق با رابطه (۱۰) به دست آورد. البته باید اشاره شود که این مدل تحلیلی برای جت‌های دایروی، توسعه داده شده است، و استفاده از آن برای جت‌های مستطیلی با کمی خطا روبرو خواهد بود. به همین دلیل آنچه که در اینجا مهم است، مقدار ضریب نیروی پس‌آی هر جت نیست، بلکه تغییرات آن با افزایش ضریب منطری دارای اهمیت است. با توجه به نتایج تجربی، مقدار ثابت‌ها برای هر یک از جت‌های مستطیلی به صورت جداگانه محاسبه شده که مقادیر آنها در جدول ۳ گزارش شده است. همچنین، مقدار ضریب نیروی پس‌آی در ستون آخر این جدول آمده است. نتایج ارائه‌شده به خوبی نشان می‌دهد که با افزایش ضریب منطری جت مایع مستطیلی، مقدار ضریب نیروی پس‌آی افزایش یافته است. این نتیجه با فیزیک مسئله همخوانی کامل دارد، چراکه هر چه ضریب منطری افزایش می‌یابد، سطح مقطع روبروی جریان جت مایع بیشتر شده و در نتیجه نیروی اعمالی بر ستون جت از طرف جریان هوای عرضی نیز افزایش می‌یابد.

جت‌ها یکسان است، به نسبت یکسانی تخت شده و مشخصه‌های فیزیکی مشابه پیدا می‌کنند.

با توجه به نتایج تجربی به‌دست‌آمده برای مسیر جت مایع، یک مدل ریاضی ارائه شده است که به کمک آن می‌توان مسیر جت مایع را در شرایط مختلف تخمین زد. در این مدل، چهار متغیر یعنی مولفه‌ی  $X$ ، عدد وبر جت، عدد وبر گاز و همچنین ضریب منطری جت مستطیلی در نظر گرفته شده است. باید به این مهم پرداخت که در مدل‌های ارائه‌شده برای توصیف مسیر جت مایع، معمولاً از نسبت منطری به عنوان متغیر اصلی استفاده می‌شود و اثرات عدد وبر نادیده گرفته می‌شود. با توجه به اینکه نتایج تجربی نشان داد که عدد وبر نیز در مسیر جت مایع میسر است، این پارامتر نیز وارد مدل شد. همچنین با توجه به اینکه نسب عدد وبر جت به عدد وبر گاز، در واقع نسبت مومنتوم است، بنابراین با وارد کردن عدد وبر گاز، به صورت ضمنی اثرات نسبت مومنتوم نیز تاثیر داده شده است. از طرفی، اگر چه ضریب منطری تاثیر محسوسی بر روی نتایج نداشت، اما به منظور عمومی‌تر کردن مدل، این متغیر نیز وارد مسئله شد. این مدلسازی برای برای مسیرهای تمامی شرایط جریان، یعنی انژکتورهای  $RC(1)$ ،  $RC(2)$ ،  $RC(3)$  و  $RC(4)$ ، عدد وبر جت بین ۲۸۰ تا ۹۶۳ و عدد وبر گاز بین ۷ تا ۴۸ انجام شده است. نتیجه این مدلسازی در رابطه (۸) آمده است. مطابق این معادله توان عدد وبر گاز منفی است که یعنی با افزایش عدد وبر، خمیدگی جت بیشتر می‌شود. برخلاف آن، عدد وبر جت مثبت می‌باشد که نشان می‌دهد هر چه توان جت مایع بیشتر شود، مسیر جت بیشتر در جهت  $Z$  خواهد بود. نکته مهم‌تر اینکه توان ضریب منطری، بسیار کم و نزدیک به صفر است که اثبات می‌کند ضریب منطری بر روی نتایج مسیر جت تاثیر چشمگیری نداشته است. رابطه (۷) در شکل ۱۶ در دو انژکتور با نسبت منطری ۲ و ۳ و در نسبت مومنتوم ۲۰ به همراه داده‌های تجربی رسم شده است. به خوبی دیده می‌شود که مسیر به‌دست‌آمده تطابق کاملی با نتایج تجربی دارد که نمایانگر دقت مناسب این رابطه است.

$$\frac{z}{D_j} = 1.516AR^{-0.078}We_j^{0.46}We_g^{-0.42}\left(\frac{x}{D_j}\right)^{0.45} \quad (8)$$



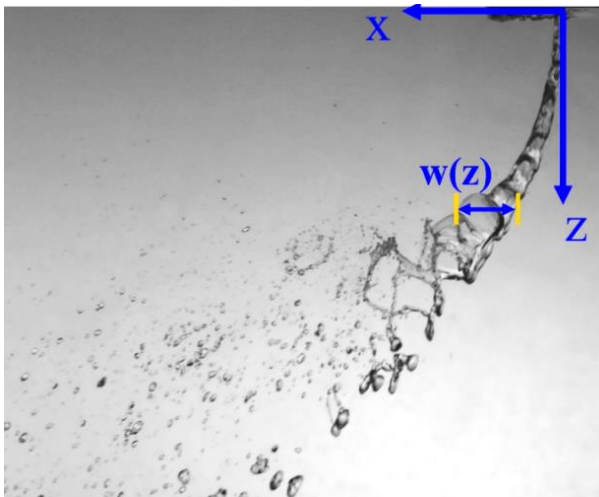
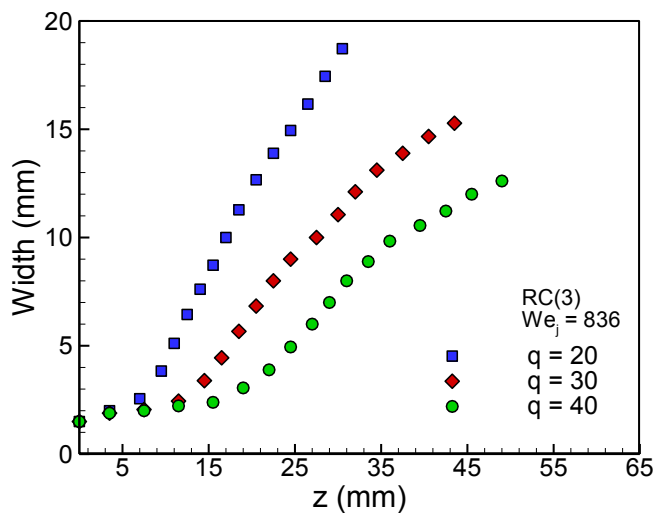


Fig. 17. Definition of liquid jet width

شکل ۱۷. تعریف پهناهای جت مایع.



شکل ۱۸. اثر تغییرات نسبت مومنتوم بر روی پهناهای جت RC(3) در  $We_j=836$ .

Fig. 18. Momentum ratio effects on RC(3) jet width at  $We_j=836$

برابر جریان گازی کمتر باشد، اثرات نیروی آیرودینامیکی بر روی جت بیشتر می‌شود و در نتیجه برهم‌کنش مایع و گاز بیشتر می‌شود. هرچه این برهم‌کنش بیشتر شود، نیروهای آیرودینامیکی جت را بیشتر پخش می‌کنند. در واقع کاهش نسبت مومنتوم باعث پخش بیشتر جت مایع می‌شود.

عدد وبر جت نیز تاثیر بسزایی در پهناهای جت مایع دارد. با افزایش عدد وبر جت در نسبت مومنتوم ثابت، عدد وبر گاز نیز افزایش می‌یابد و برهم‌کنش بین گاز و مایع افزایش می‌یابد. این افزایش برهم‌کنش بین گاز و مایع باعث پخش بیشتر جت مایع شده و در نتیجه پهناهای جت افزایش می‌یابد. شکل ۱۹ نشان‌دهنده تغییرات پهناهای جت مایع

$$z / D_j = C_1 q^{C_2} (x / D_j)^{C_3}, C_1 = \sqrt{\pi / C_D} \quad (9)$$

$$C_D = \pi / C_1^2 \quad (10)$$

جدول ۳. ضرایب معادله مسیر و ضریب پسا برای هر جت مستطیلی.

Table 3. Trajectory equation coefficients and drag coefficients for each rectangular jet

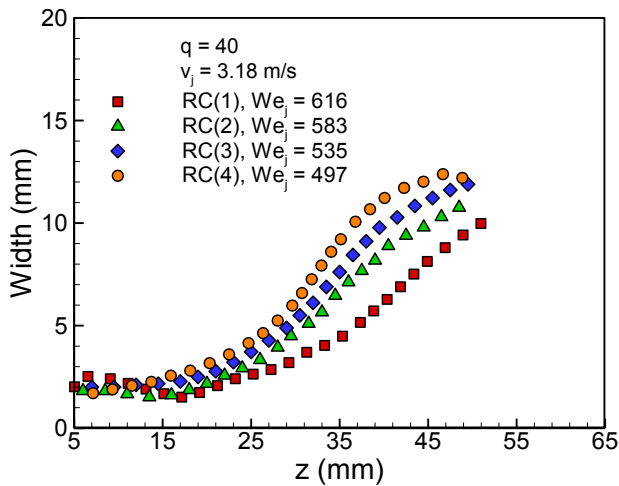
انژکتور	ثابت ۱	ثابت ۲	ثابت ۳	ضریب پسا
RC(1)	۱/۶	۱/۵	۰/۴۶	۱/۲۳
RC(2)	۱/۵۴	۰/۵۴	۰/۴۲	۱/۳۲
RC(3)	۱/۳۶	۰/۴۹	۰/۵۵	۱/۷۰
RC(4)	۱/۲۰	۰/۴۳	۰/۷۰	۲/۱۸

#### ۴-۵- بررسی پهناهای جت مایع

برای بررسی بهتر فیزیک جت تزریق‌شده در جریان عرضی گازی کم سرعت، پهناهای جت نیز اندازه‌گیری شده است. پهناهای جت پارامتری است که می‌تواند به عنوان معیاری برای میزان تاثیرگذاری اتمیزاسیون به کار گرفته شود به گونه‌ای که هر چه پهناهای جت بیشتر باشد به این معناست که مایع بهتر و بیشتر توانسته است درون جریان هوا پخش شود و اختلاط بهتری خواهد داشت. مطابق شکل ۱۷ فاصله افقی بین مسیر بالایی و پایینی جت مایع، به عنوانی پهناهای جت مایع در نظر گرفته شده است. در این پژوهش، اثر نسبت منطری، سرعت جریان و نسبت مومنتوم بر روی پهناهای جت مورد مطالعه قرار گرفته است. باید اشاره شود که این پهنا به کمک روش پردازش تصویری که در بخش ۳ معرفی شد، به دست آمده است.

در شکل ۱۸ اثر نسبت مومنتوم بر پهناهای جت مایع در نسبت مومنتوم‌های ۲۰، ۳۰ و ۴۰ برای جت RC(3) و در عدد وبر جت ثابت ۸۳۶ ارائه شده است. دیده می‌شود که در همه شرایط جریان، هر چه از صفحه خروجی جت مایع فاصله می‌گیریم، پهناهای جت مایع نیز افزایش می‌یابد. در حقیقت، در طول محور z، اثرات آیرودینامیکی بر روی جت مایع افزایش یافته و رفته‌رفته پخش سیال مایع درون گاز بیشتر می‌شود. همچنین مشاهده می‌شود که نسبت مومنتوم اثر قابل ملاحظه‌ای بر روی پهناهای جت دارد. نتایج شکل ۱۸ نشان می‌دهد که کاهش نسبت مومنتوم موجب افزایش پهناهای جت می‌شود. هر چه نسبت مومنتوم کمتر باشد، به این معناست که قدرت جت مایع در





شکل ۲۰. اثر تغییرات نسبت منظری بر روی پهنای جت مایع در نسبت مومنتوم ۴۰ و دبی ثابت ۹۶ لیتر بر ساعت.

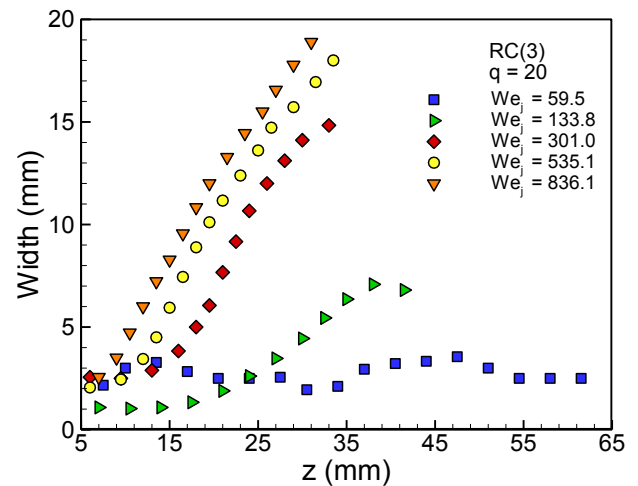
Fig. 20. Aspect ratio effect on jet width for  $q=20$  and  $Q=96$  L/hr

مستطیلی موجب تغییر سطح مقطع موثر جت می‌شود، می‌توان گفت که پدیده تغییر محور موجب افزایش پخش جت مایع به درون جریان گازی عرضی شده است.

### نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی مشخصه‌های جریان جت‌های مستطیلی تزریق‌شده به درون جریان گازی زیرصوت پرداخته شده است. آزمایش‌ها در تونل باد مدار باز فروصوت آزمایشگاه توربولانس و جریان دوفازی دانشکده هوافضای دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام شد. جریان جت مایع به کمک روش سایه‌نگاری آشکارسازی و به کمک دوربین سرعت بالا انجام شد و با استفاده از کدهای توسعه‌یافته برای پردازش تصویر، دو پارامتر اصلی جریان یعنی مسیر و پهنای جت اندازه‌گیری شد. به منظور بررسی اثرات ضریب منظری، چهار جت مستطیلی با نسبت‌های منظری ۱، ۲، ۳ و ۴ به کار گرفته شد. آزمایش‌ها برای نسبت مومنتوم و اعداد وبر مختلف صورت گرفته تا امکان شناخت جریان در شرایط مختلف مهیا گردد.

به کمک آشکارسازی جریان، تغییر مشخصه‌های فیزیکی جت مستطیلی با شرایط جریان به طور کامل بررسی شد. با توجه به این مشاهدات، رژیم‌های مختلف جریان یعنی ستونی، کمائی، کیسه‌ای و ترکیبی (کیسه‌ای و برشی) شناخته شدند. این مشاهدات نشان داد که تغییر ضریب منظری تاثیر قابل توجهی بر روی رژیم جریان ندارد. این رژیم‌ها قبلاً برای جت‌های دایروی نیز شناخته شده بودند. مسیر



شکل ۱۹. اثر دبی جریان جت مایع بر روی پهنای جت RC(3) در نسبت مومنتوم ۲۰.

Fig. 19. Effects of mass flow rate on RC(3) jet width at  $q=20$

RC(3) در نسبت مومنتوم ثابت ۲۰ و در اعداد وبر جت متفاوت است. دیده می‌شود که در  $We_j = 59.5$  پهنای به صورت سینوسی در طول جت تغییر می‌کند. در این شرایط جریان، دبی جریان و همچنین سرعت گاز کم است و نیروی آیرودینامیکی گاز تنها می‌تواند جت را خم کند و اثر چندانی بر روی مشخصه‌های فیزیکی آن نمی‌گذارد. در واقع جت هنوز دارای ویژگی‌های رفتاری مشابه با تزریق جت در هوای ساکن را دارا است و این تغییر سینوسی پهنای جت، نشان‌دهنده پدیده تغییر محور بر روی ستون جت است. با افزایش بیشتر جریان جت و عدد وبر جت، این پدیده حذف شده و دیگر بر روی ستون جت مشاهده نمی‌شود.

در شکل ۲۰ اثر نسبت منظری بر روی پهنای جت در نسبت مومنتوم ۴۰ و سرعت خروجی جت  $3/18$  متر بر ثانیه بررسی شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت منظری پهنای جت افزایش یافته است که دلیل آن عریض‌تر شدن سطح مقطع روبروی جت با افزایش ضریب منظری است. در واقع می‌توان گفت که با افزایش ضریب منظری، شدت اثر نیروهای آیرودینامیکی که موجب پخش جت مایع می‌شوند، بیشتر شده است. همچنین، دیده می‌شود که اختلاف قابل ملاحظه‌ای بین پهنای جت RC(1) با جت‌های RC(2)، RC(3) و RC(4) وجود دارد. با توجه به مطالعه انجام‌شده بر روی جت‌های مستطیلی در محیط ساکن، می‌دانیم در RC(1) پدیده تغییر محور روی نمی‌دهد در حالی که برای دیگر جت‌های این پدیده ظاهر می‌شود. با توجه به اینکه تغییر محور ستون جت

$\rho_g$  چگالی گاز  
 $\rho_j$  چگالی جت مایع  
 $\sigma$  کشش سطحی مایع

### زیر نویس‌ها

$g$  گاز  
 $j$  جت مایع

### مراجع

- [1] M.Y. Leong, V.G. McDonell, G.S. Samuelsen, Mixing of an airblast-atomized fuel spray injected into a crossflow of air, University of California, Irvine, 2000.
- [2] A.H. Lefebvre, D.R. Ballal, Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions, CRC press, 2010.
- [3] T. Inamura, N. Nagai, Spray characteristics of liquid jet traversing subsonic airstreams, Journal of Propulsion and Power, 13(2) (1997) 250-256.
- [4] R.S. Prakash, H. Gadgil, B. Raghunandan, Breakup processes of pressure swirl spray in gaseous cross-flow, International Journal of Multiphase Flow, 66 (2014) 79-91.
- [5] T. Chen, C. Smith, D. Schommer, A. Nejad, Multi-zone behavior of transverse liquid jet in high-speed flow, in: 31st Aerospace Sciences Meeting, 1993, pp. 453.
- [6] P.-K. Wu, K.A. Kirkendall, R.P. Fuller, A.S. Nejad, Breakup processes of liquid jets in subsonic crossflows, Journal of Propulsion and Power, 13(1) (1997) 64-73.
- [7] J. Mazallon, Z. Dai, G. Faeth, Primary breakup of nonturbulent round liquid jets in gas crossflows, Atomization and Sprays, 9(3) (1999).
- [8] M. Broumand, M. Birouk, Effect of nozzle-exit conditions on the near-field characteristics of a transverse liquid jet in a subsonic uniform cross airflow, Physics of Fluids, 29(11) (2017) 113303.
- [9] K. Sallam, C. Aalburg, G. Faeth, Breakup of round nonturbulent liquid jets in gaseous crossflow, AIAA journal, 42(12) (2004) 2529-2540.
- [10] K. Lee, C. Aalburg, F.J. Diez, G.M. Faeth, K.A.

جت مایع مستطیلی تزریق شده به درون جریان هوای عرضی به طور کامل بررسی شد و نتایج به دست آمده نشان داد که هم عدد وبر و هم نسبت مومنتوم تاثیر بسزایی بر روی مسیر جت دارند. نشان داده شد که با کاهش نسبت مومنتوم که با قوی تر شدن اثرات آیرودینامیکی همراه است، جت مایع بیشتر در مسیر جریان گازی خم می شود. همچنین در نسبت مومنتوم ثابت، افزایش عدد وبر گاز نیز باعث بیشتر شدن نیروی پس‌آی وارد بر جت و خم شدن بیشتر آن در مسیر جت شد. مقایسه بین جت‌های مستطیلی نشان داد که ضریب منظری اثر چندانی بر روی مسیر جت ندارد. به کمک این نتایج یک مدل ریاضی برای توصیف مسیر جت ارائه شد. پهنای جت مایع به عنوان فاصله بین مرزهای بالایی و پایینی جت معرفی و اندازه گیری شد. برخلاف مسیر جت، نشان داده شد که مسیر جت به ضریب منظری و پدیده تغییر محور وابسته است. هر چه ضریب منظری بیشتری شود، پهنای جت نیز افزایش می یابد. همچنین، برای جت RC (۱) که در آن پدیده تغییر محور روی نمی دهد، پهنای جت کمتر از دیگر جت‌هاست. همچنین، تغییرات پهنای جت با تغییر نسبت مومنتوم و عدد وبر بررسی شد.

### فهرست علائم

#### علائم انگلیسی

AR نسبت منظری جت مایع مستطیلی  
 $D_h$  قطری هیدرولیک انژکتور  
 $D_j$  قطر جت مایع  
 $D_{max}$  دامنه پدیده تغییر محور  
 $q$  نسبت منظری جت مایع به گاز  
 $u_g$  سرعت گاز  
 $v_j$  سرعت جت مایع  
 $We_g$  عدد وبر گاز  
 $We_j$  عدد وبر جت مایع  
 $x$  فاصله طولی در جهت جریان هوا  
 $z$  فاصله عرضی عمود بر جهت جریان هوا

#### علائم یونانی

$\lambda$  طول موج پدیده تغییر محور

- (2009) 8-19.
- [21] F. Wang, T. Fang, Liquid jet breakup for non-circular orifices under low pressures, *International Journal of Multiphase Flow*, 72 (2015) 248-262.
- [22] K. Rajesh, R. Sakthikumar, D. Sivakumar, Interfacial oscillation of liquid jets discharging from non-circular orifices, *International Journal of Multiphase Flow*, 87 (2016) 1-8.
- [23] M. Tadjfar, A. Jaber, Effects of aspect ratio on the flow development of rectangular liquid jets issued into stagnant air, *International Journal of Multiphase Flow*, 115 (2019) 144-157.
- [24] S. Lee, W. Kim, W.-S. Yoon, Spray formation by like-doublet impinging jets in low speed cross-flows, *Journal of mechanical science and technology*, 23(6) (2009) 1680-1692.
- [25] [1] A.H. Lefebvre, D.R. Ballal, *Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions*, CRC press, 2010.
- [26] R.S. Prakash, H. Gadgil, B. Raghunandan, Breakup processes of pressure swirl spray in gaseous cross-flow, *International Journal of Multiphase Flow*, 66 (2014) 79-91.
- [27] H. Zhang, B. Bai, Y. Wang, Quantitative description of droplet dispersion of hollow cone spray in gaseous crossflow, *Experimental Thermal and Fluid Science*, 93 (2018) 398-408.
- [28] M. Jadidi, V. Sreekumar, A. Dolatabadi, Breakup of elliptical liquid jets in gaseous crossflows at low Weber numbers, *Journal of Visualization*, 22(2) (2019) 259-271.
- [29] Y. Song, D. Hwang, K. Ahn, Effect of Orifice Geometry on Column Trajectories of Liquid Jets in Crossflows, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 20(1) (2019) 139-149.
- [30] M. Morad, H. Khosrobeygi, Penetration of elliptical liquid jets in low-speed crossflow, *Journal of Fluids Engineering*, 141(1) (2019) 011301.
- [31] Y. Rezaei, M. Tadjfar, Experimental Comparison of Injection Elliptical and Circular Liquid Jets into an Air Crossflow, in: *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 2018. (In Persian)
- [32] A. Jaber, M. Tadjfar, Wavelength and frequency Sallam, Primary breakup of turbulent round liquid jets in uniform crossflows, *AIAA journal*, 45(8) (2007) 1907-1916. [1] T. Kasyap, D. Sivakumar, B. Raghunandan, Flow and breakup characteristics of elliptical liquid jets, *International journal of multiphase flow*, 35(1) (2009) 8-19.
- [11] C.-L. Ng, R. Sankarakrishnan, K. Sallam, Bag breakup of nonturbulent liquid jets in crossflow, *International Journal of Multiphase Flow*, 34(3) (2008) 241-259.
- [12] J. Song, K. Ahn, M.-k. Kim, Y. Yoon, Effects of orifice internal flow on liquid jets in subsonic crossflows, *Journal of Propulsion and Power*, 27(3) (2011) 608-619.
- [13] X.-h. Wang, Y. Huang, S.-l. Wang, Z.-l. Liu, Bag breakup of turbulent liquid jets in crossflows, *AIAA journal*, 50(6) (2012) 1360-1366
- [14] E. Farvardin, M. Johnson, H. Alaei, A. Martinez, A. Dolatabadi, Comparative study of biodiesel and diesel jets in gaseous crossflow, *Journal of Propulsion and Power*, 29(6) (2013) 1292-1302.
- [15] M. Eslamian, A. Amighi, N. Ashgriz, Atomization of liquid jet in high-pressure and high-temperature subsonic crossflow, *AIAA journal*, 52(7) (2014) 1374-1385.
- [16] A. Amighi, N. Ashgriz, Global Droplet Size in Liquid Jet in a High-Temperature and High-Pressure Crossflow, *AIAA Journal*, 57(3) (2019) 1260-1274.
- [17] S.-Y. No, A review on empirical correlations for jet/spray trajectory of liquid jet in uniform cross flow, *International journal of spray and combustion dynamics*, 7(4) (2015) 283-313.
- [18] M. Broumand, M. Birouk, Liquid jet in a subsonic gaseous crossflow: Recent progress and remaining challenges, *Progress in Energy and Combustion Science*, 57 (2016) 1-29.
- [19] E. Gutmark, F. Grinstein, Flow control with noncircular jets, *Annual review of fluid mechanics*, 31(1) (1999) 239-272.
- [20] T. Kasyap, D. Sivakumar, B. Raghunandan, Flow and breakup characteristics of elliptical liquid jets, *International journal of multiphase flow*, 35(1)

- viscosity on trajectory of liquid jets in a cross-airflow, *Atomization and Sprays*, 17(3) (2007).
- [36] Z.P. Tan, The physics of twin-fluid jet-in-crossflow at atmospheric and jet-engine operating conditions, *Physics of Fluids*, 31(4) (2019) 045106.
- [37] Jaber, Amin, and Mehran Tadjfar. "Flow Characteristics of Water Jets Discharging from Rectangular and Elliptical Injectors." ASME 2018 5th Joint US-European Fluids Engineering Division Summer Meeting. American Society of Mechanical Engineers, 2018.
- of axis-switching phenomenon formed over rectangular and elliptical liquid jets, *International Journal of Multiphase Flow*, 119 (2019) 144-154.
- [33] K. Ahn, J. Kim, Y. Yoon, Effects of orifice internal flow on transverse injection into subsonic crossflows: Cavitation and hydraulic flip, *Atomization and Sprays*, 16(1) (2006).
- [34] S. Tambe, S.-M. Jeng, H. Mongia, G. Hsiao, Liquid jets in subsonic crossflow, in: 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005, pp. 731.
- [35] M. Birouk, C. Iyogun, N. Popplewell, Role of

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Kh. R. Shokri, M. Tadjfar, A. Jaber, *Rectangular liquid jets injected transversely into subsonic crossflow*, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 53(Special Issue 5)(2021) 3117-3134.

DOI: [10.22060/mej.2020.17526.6612](https://doi.org/10.22060/mej.2020.17526.6612)

