



بررسی فیزیک پایه جت‌های مایع دو بعدی تزریق شده به درون جریان هوای ساکن

امین جابری*، مهران تاج‌فر

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۷-۱۰-۰۷
بازنگری: ۱۳۹۷-۱۱-۱۵
پذیرش: ۱۳۹۸-۰۲-۱۵
ارائه آنلاین: ۱۳۹۸-۰۲-۱۹

کلمات کلیدی:

پاشش سوخت
جت دو بعدی
شکست جت مایع
تزریق مایع

خلاصه: فیزیک جریان جت‌های مایع دو بعدی تزریق شده به درون جریان هوای ساکن به صورت تجربی مورد مطالعه قرار گرفته است. از سه انژکتور با ضخامت ۰/۳۵ میلی‌متر و با ضرایب منطری ۰/۳۰، ۰/۶۰ و ۰/۹۰ برای ایجاد جریان مایع دو بعدی بهره گرفته شده است. آزمایش‌ها در بازه گسترده‌ای از دبی حجمی، بین ۱۰ تا ۱۲۰ لیتر بر ثانیه انجام شده و تصویربرداری سرعت بالا برای آشکارسازی و ثبت ساختار لحظه‌ای جریان مایع دو بعدی استفاده شده است. به کمک تصاویر آشکارسازی، رفتار جریان جت دو بعدی در رژیم‌های مختلف شناسایی و برای اولین بار در چهار گروه دسته‌بندی شده است. این چهار گروه شامل رژیم قطره‌چکان، رژیم ستونی، رژیم مثلی و رژیم حفره‌ای می‌شود. همچنین پارامترهای مختلف صفحه جت مایع دو بعدی همچون زاویه همگرایی جت، طول همگرایی جت، سرعت عقب‌نشینی صفحه مایع و طول شکست جت اندازه‌گیری شده است. نتایج به دست آمده نشان داد که طول همگرایی جت با افزایش ضریب منطری جت افزایش پیدا می‌کند. همچنین دیده شد که زاویه همگرایی و سرعت عقب‌نشینی جت مستقل از ضریب منطری جت است و برای همه انژکتورها رفتار یکسانی دارد. براساس نتایج تجربی به دست آمده، روابط تجربی برای پارامترهای مختلف جریان ارائه شده است.

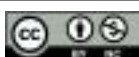
۱-مقدمه

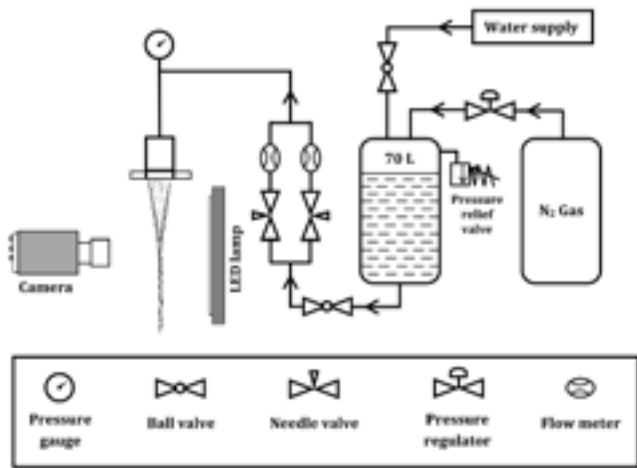
موج‌های نوسانی متقارن و نامتقارن تحلیل کرد. با در نظر گرفتن لزجت مایع و تغییر ضخامت صفحه، این پژوهش، بعدها توسط دومبروسکی و جانز [۷] تکمیل شد. تیلور، در ضمیمه‌ای به مقاله براون [۸]، یک معادله دیفرانسیلی غیرخطی برای توصیف سرعت طولی صفحه مایع به دست آورد. در این تئوری، تیلور از اثرات کشش سطحی مایع صرف‌نظر کرد و همچنین تغییرات سرعت و فشار در عرض صفحه را ثابت در نظر گرفت. در ادامه، کلارک [۹] یک جت مایع دو بعدی لزج و پایا را که تحت تأثیر نیروی جاذبه جریان پیدا می‌کند را به صورت تحلیلی بررسی کرد و دو معادله برای حل جریان در نواحی بالادست (نزدیک به صفحه خروجی انژکتور) و در پایین دست آن به دست آورد. آداچی [۱۰] نیز معادله‌ای برای تخمین ضخامت یک صفحه مایع آرام که به درون هوای ساکن تزریق می‌شود، ارائه داد. با اعمال معادلات ناویر-استوکس به یک صفحه مایع لزج دو بعدی که در بین دو سیم راهنما قرار گرفته، آیدون [۱۱] رابطه‌ای برای تغییرات سرعت طولی جت عرضه کرد که در آن اثرات کشش سطحی مایع نیز در نظر گرفته شده بود. راموس نیز با بهره‌گیری

تزریق مایع به صورت یک صفحه دارای کاربردهای گوناگونی در صنایع مختلف می‌باشد. کاربردهای جت‌های مایع صفحه‌ای شامل مبدل‌های حرارتی [۱]، ریخته‌گری فیلم فلزات [۲]، انجماد سریع فلزات [۳] و از همه مهمتر پوشش‌دهی مواد می‌باشد که در آن یک لایه از مایع به صورت صفحه‌ای یکنواخت بر روی سطح مورد نظر قرار داده می‌شود [۴]. برای تولید جریان صفحه مایع روش‌های متنوعی وجود دارد [۵]، اما در این پژوهش به صورت خاص به جریان صفحه مایع ایجاد شده توسط انژکتورهای دو بعدی، پرداخته می‌شود. این نوع جریان مایع که به صورت گسترده در انژکتورهای هوا-انفجاری استفاده می‌شوند را می‌توان با عبور مایع از یک شیار با ضخامت کم و طول بلند به وجود دارد.

عمده تحقیقات انجام شده بر روی ناپایداری جت‌های مایع دو بعدی به صورت تئوری بوده است. اسکوایر [۶] ناپایداری یک صفحه مایع غیرلزج با ضخامت یکنواخت را با در نظر گرفتن دو مود از

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





شکل ۱: طرحواره سیستم تجربی به کار گرفته شده در این پژوهش

Fig. 1. Schematic of the experimental setup used in the study

بعدی پرداخته و پارامترهای مختلف آن را به صورت کمی گزارش کرده باشد، وجود ندارد. در واقع رفتار پایه یک جت مایع دو بعدی که به درون جریان هوای ساکن تزریق می‌شود، به صورت جامع بررسی نشده و مشخصه‌های مختلف فیزیک آن طبقه‌بندی نشده است. همچنین، تزریق جت مایع دو بعدی، بدون حضور جریان هوای موازی، دارای کاربردهای گسترده دیگری است که نیاز به انجام یک پژوهش جامع را ضروری می‌سازد. در این پژوهش، ویژگی‌های جریان مایع دو بعدی ایجاد شده توسط سه انژکتور شیاری، با ضخامت‌های یکسان و ضرایب منظری مختلف بررسی شده است. فیزیک جریان جت شناسایی و طبقه‌بندی شده و پارامترهای مرتبط به آن به صورت عددی گزارش شده است.

۲- تجهیزات تجربی و روش انجام پژوهش

در این بخش سیستم‌ها و تجهیزات تجربی به کار رفته، نحوه آشکارسازی جریان و پردازش تصویر، و همچنین شرایط انجام آزمایش‌ها در سه بخش ارائه شده است.

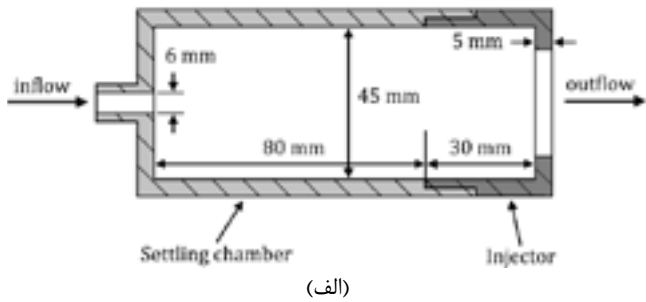
۲-۱- انژکتورها و سیستم تزریق مایع

طرحواره کلی سیستم تجربی استفاده شده در این مطالعه در شکل ۱ آمده است. مطابق شکل، از گاز نیتروژن فشرده شده برای اعمال فشار به آب نگهداری شده در یک مخزن ۷۰ لیتری استفاده شده است. این حجم از مخزن مایع اجازه می‌دهد که انجام آزمایش‌ها

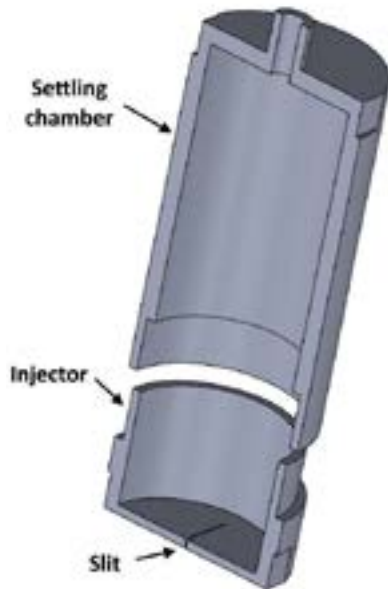
از روش‌های مجانبی، معادله‌ای ناپایا برای توصیف دینامیک جریان صفحه مایع لزج در اعداد رینولدز پایین ارائه داد [۱۲]. اثرات کشش سطحی بر روی فیزیک جریان یک صفحه مایع غیرلزج توسط کوپولا [۱۳] مورد مطالعه قرار گرفت. در این پژوهش، مدلی برای محاسبه تغییرات سرعت طولی و ضخامت جت ارائه شد. تمامی مطالعاتی که تا اینجا به آنها اشاره شد به صورت تحلیلی، ناپایداری جت‌های مایع دو بعدی را بررسی کرده‌اند و هیچ یک از آنها به ساختار فیزیکی مرزهای جت نپرداخته‌اند. همچنین، عقب‌نشینی مرزهای کناری جت‌های دو بعدی بر اثر نیروی کشش سطحی و ایجاد کناره‌های ضخیم در اطراف جت، به صورت تحلیلی توسط سانگ و تریگواسون [۱۴] و ساندرهاف و همکاران [۱۵] بررسی شده است.

برخلاف مطالعات تئوری، پژوهش‌های تجربی بر روی جت‌های مایع دو بعدی تزریق شده به درون هوای ساکن بسیار اندک هستند. در حقیقت، عمده مطالعات تجربی انجام شده بر روی جت‌های مایع دو بعدی، در حضور جریان هوای موازی در ساختار انژکتورهای هوا-انفجاری بوده است. با توجه به اینکه این انژکتورها عمل شکست سوخت مایع را تسریع می‌بخشند و موجب بهبود اختلاط بین هوا و سوخت مایع می‌شوند، مطالعات بر روی آنها گسترده بوده است [۱۶]. در میان عمده پژوهش‌های انجام شده می‌توان به کارهای استاپر و همکاران [۳]، منصور و چیگییر [۱۷]، کاروالهو و همکاران [۱۸]، لوزانو و همکاران [۱۹] و اخیراً نیز اوشیما و سوو [۲۰] اشاره کرد. در هر حال، با وجود اینکه این مطالعات به بررسی جت مایع دو بعدی در حضور جریان هوای موازی پرداخته‌اند، اما منصور و چیگییر [۱۷] و کاروالهو و همکاران [۱۸] به صورت مختصر فیزیک جت مایع دو بعدی، بدون حضور جریان هوای موازی را نیز بررسی کرده‌اند. مطابق مشاهدات صورت گرفته، مرزهای جت مایع دو بعدی، به خاطر نیروی کشش سطحی، به سمت محور طولی جت عقب‌نشینی می‌کند و لبه‌های ضخیمی در اطراف آن شکل می‌گیرد. به خاطر این عقب‌نشینی یک ناحیه همگراشونده ایجاد می‌شود. طول همگرایی در هر دو پژوهش منصور و چیگییر [۱۷] و کاروالهو و همکاران [۱۸] محاسبه شده است، اگر چه اختلاف زیادی بین نتایج دو این دو مطالعه وجود دارد [۱۸].

بنابر مطالعه پیشینه‌ای که توسط نویسندگان این مقاله انجام شده است، هیچ پژوهش دیگری که به بررسی فیزیک جریان مایع دو



(الف)



(ب)

شکل ۲: هندسه کامل محفظه آرامش و انژکتور. (الف) ابعاد سرهم‌بندی شده، (ب) نمای ایزومتریک.

Fig. 2. Detailed geometry of the settling chamber and injector. a) Assembled, b) Isometric view

است. دوربین مورد استفاده در این تحقیق دوربین دیجیتالی نیکون ۱ جی ۴ می‌باشد که زمان نورگیری آن تا ۶۲/۵ میکرو ثانیه کاهش می‌یابد. این مدت زمان برای ثبت جزئیات سریع جریان مایع کافی می‌باشد. رزولوشن بیشینه این دوربین ۵۲۳۲ در ۳۴۸۸ می‌باشد که امکان سنجش دقیق پارامترهای طولی با خطای بسیار کم را مهیا ساخته است.

پس از عکس‌برداری، تصاویر ثبت شده توسط یک کد پردازش تصاویر که با برنامه متلب توسعه داده شده است، مورد تحلیل قرار گرفته‌اند. این کد بر اساس اختلاف موجود بین شدت پیکسل‌های مرزهای جت و پس‌زمینه کار می‌کند و می‌تواند پروفیل جت را به صورت یک شکل یکدست تولید کند. در یک تصویر سیاه و سفید، پیکسل‌های سفید دارای شدت نزدیک به ۱ و پیکسل‌های سیاه دارای

جدول ۱: مشخصات هندسی انژکتورها

Table 1. Geometrical details of the injectors

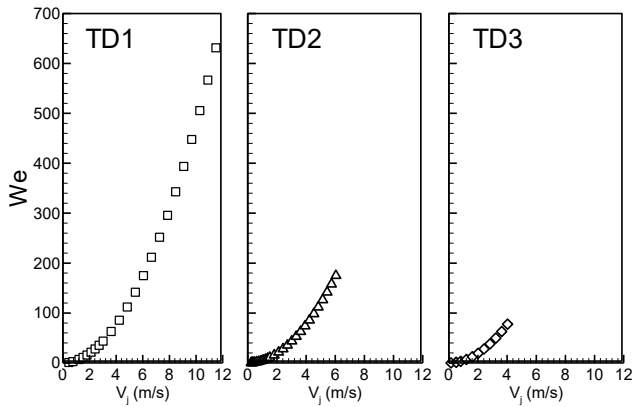
انژکتور	ضخامت (mm)	عرض (mm)	ضریب منظری
TD1	0/35	10/5	30
TD2	0/35	21	60
TD3	0/35	31/5	90

در یک بازه زمانی نسبتاً طولانی قابل انجام باشد. فشار گاز نیتروژن بر روی مخزن به وسیله یک رگلاتور فشار کنترل شده و در طول تمامی آزمایش‌ها فشار ۴/۵ بار بر روی مخزن اعمال شده است. به منظور کمینه کردن تداخلات بین گاز پرفشار و مایع درون مخزن، از یک صفحه حائل استفاده شده که از برخورد مستقیم گاز به مایع جلوگیری می‌کند. همچنین، آهنگ جریان حجمی مایع توسط شیرهای سوزنی کنترل و به کمک دو روتامتر اندازه‌گیری می‌شود. براساس کالیبراسیون انجام شده، خطای اندازه‌گیری روتامترها کمتر از ۰/۱۵ لیتر بر ساعت بوده است.

جت‌های مایع دو بعدی با ایجاد شیارهایی با ضخامت خیلی کم و طول زیاد تولید می‌شوند. بدین منظور، سه انژکتور با ضخامت‌های ۰/۳۵، ۰/۱۰/۵، ۲۱ و ۳۱/۵ میلی‌متر ساخته شده است. ضریب منظری این جت‌ها به ترتیب ۳۰، ۶۰ و ۹۰ می‌باشد. خلاصه اطلاعات هندسی انژکتورها در جدول ۱ گزارش شده است. به منظور جلوگیری از زنگ‌زدگی، انژکتورها از جنس استیل ضد زنگ بوده و شیارهای آنها با روش ماشین‌کاری برش سیم ایجاد شده است که دارای دقت بسیار بالایی در برش‌کاری می‌باشند. جریان مایع قبل از ورود به انژکتور، وارد یک محفظه آرامش به طول ۸۰ میلی‌متر و قطر ۴۵ میلی‌متر می‌شود تا ناپایداری‌های درون جریان مایع کمینه می‌شود. ساختار کلی محفظه آرامش و انژکتور در شکل ۲ آورده شده است.

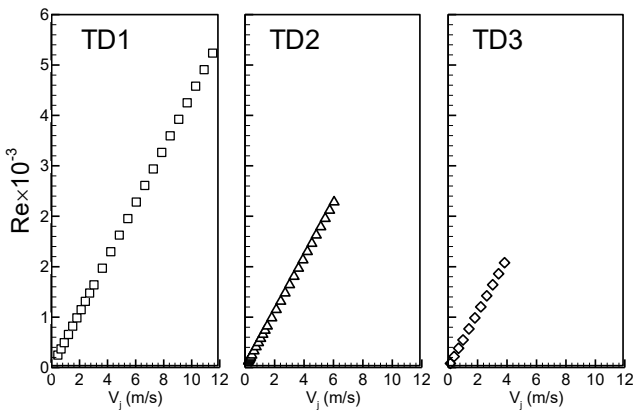
۲-۲- آشکارسازی جریان جت مایع

برای ثبت فیزیک جریان جت‌های مایع دو بعدی، از روش سایه‌نگاری استفاده شده است. در این روش از دو چشمه نور ال ای دی، به منظور روشن کردن پس‌زمینه جت بهره گرفته شده که به صورت ثابت عمل می‌کنند. برای ثبت تصاویر جت، از یک دوربین سرعت بالا با قابلیت تصویربرداری ۱۲۰۰ فریم بر ثانیه استفاده شده



شکل ۴: تغییرات عدد وبر با سرعت جت مایع

Fig. 4. Variations of Weber number with liquid jet velocity



شکل ۵: تغییرات عدد رینولدز با سرعت جت مایع

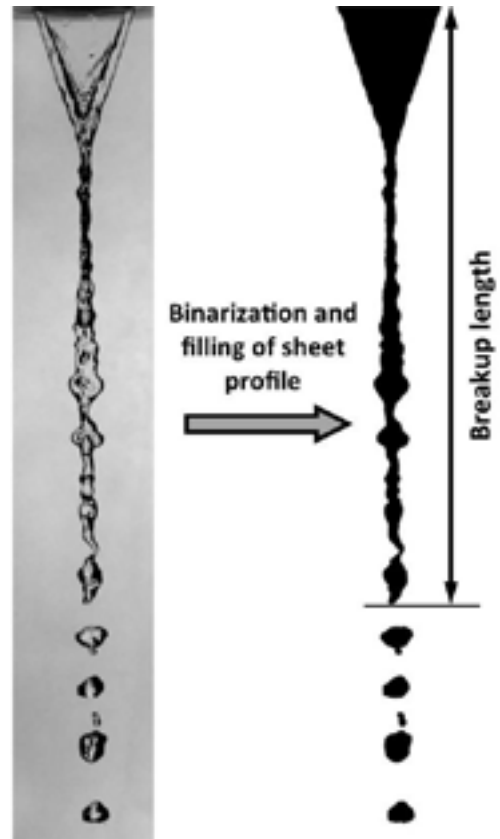
Fig. 5. Variations of Reynolds number with liquid jet velocity

۳-۲- شرایط انجام آزمایش‌ها

در تمامی آزمایش‌ها از آب به عنوان مایع کاری استفاده شده است. بر این اساس، خواص آب به صورت چگالی $\rho = 998 \text{ kg/m}^3$ ، لزجت $\mu = 0.00102 \text{ kg/ms}$ و تنش سطحی $\sigma = 0.0728 \text{ N/m}$ در نظر گرفته شده است. کمینه و بیشینه دبی حجمی مورد آزمایش قرار گرفته، به ترتیب ۴ و ۱۶۰ لیتر بر ساعت بوده است. عدد وبر و عدد رینولدز جت طبق معادله‌های (۱) و (۲) تعریف می‌شوند که در این روابط t ضخامت انژکتور و V سرعت خروجی جت مایع می‌باشد.

$$We = \frac{\rho V^2 t}{\sigma} \quad (1)$$

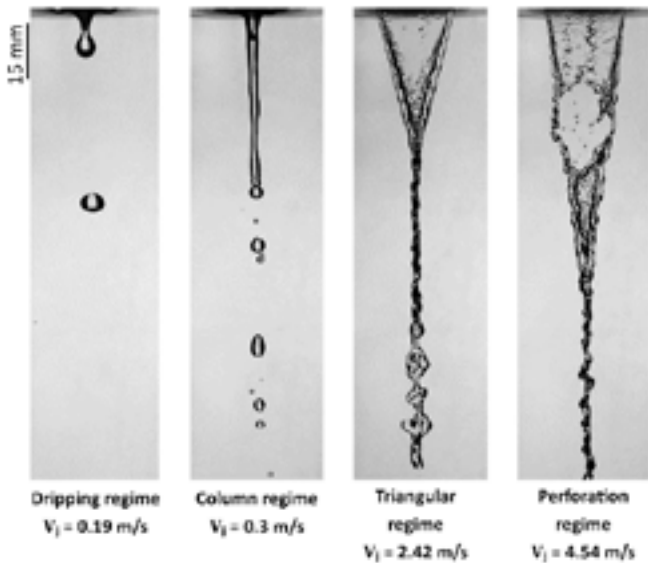
$$Re = \frac{\rho V t}{\mu} \quad (2)$$



شکل ۳: روش پردازش تصویر و جداسازی پروفیل جت مایع

Fig. 3. Image processing method and dissociation of the liquid jet profile

شدت تصویر نزدیک به صفر هستند. بنابراین، می‌توان با اعمال یک فیلتر مناسب بر روی تصویر خام اولیه، مرزهای جت مایع را که دارای شدت پیکسل کمتری هستند از تصویر پس‌زمینه که دارای شدت پیکسل بزرگتری هستند جدا کرد. این فرآیند در شکل ۳ نشان داده شده است. چنان که در شکل دیده می‌شود، نقاط بین مرزهای جت نیز توسط کد سیاه شده است تا پروفیل کامل جت به صورت یکدست به دست آید. از این تصویر دودویی برای محاسبه پارامترهای مورد نظر استفاده می‌شود. همچنین باید اشاره شود که برای پیدا کردن ابعاد پیکسل، از یک نشانگر دایروی استفاده شده که تعداد پیکسل‌های آن به صورت خودکار توسط کد شناخته شده و با توجه اندازه‌گیری دقیق قطر آن، می‌توان ابعاد هر پیکسل را به دست آورد. از قابلیت‌های مطلوب کد این است که توانایی پردازش هزاران تصویر را در مدت زمان نسبتاً کوتاهی را دارا می‌باشد که این ویژگی موجب شد در هر شرایط تعداد بالایی از تصاویر ثبت شود و نتایج گزارش شده نهایی دقیق‌تر باشد.



شکل ۶: رژیم‌های مختلف توسعه جریان مایع دو بعدی (برای جت ۲ TD)

Fig. 6. Different regime of two-dimensional liquid jet development (for TD2 jet)

تغییر اندازه این نیروها تعیین می‌شود، شناسایی و طبقه بندی شده است. در شکل ۶، رژیم‌های مختلف توسعه جریان مایع دو بعدی ارائه شده است. تصاویر ارائه شده در این شکل مربوط به جت ۲ TD می‌باشد. چنانکه دیده می‌شود چهار رژیم برای این جریان پیشنهاد شده است که شامل (۱) رژیم قطره چکان، (۲) رژیم ستونی، (۳) رژیم مثلی و (۴) رژیم حفره‌ای می‌باشد. رژیم قطره چکان در سرعت و اعداد وبر بسیار پایین رخ می‌دهد که در آن اینرسی جت بسیار پایین بوده و کشش سطحی نیروی کامل غالب است. در این رژیم که در جت‌های دیگر (همچون دایروی، بیضوی یا مستطیلی) نیز مشاهده می‌شود، مایع خروجی از انژکتور بلافاصله به صورت قطره چکیده می‌شود. در سرعت‌های بالاتر که اینرسی جت مایع افزایش می‌یابد اما هنوز نیروی کشش سطحی غالب است، جت مایع به صورت یک ستون خارج می‌شود و پس از طی مسافتی شکسته می‌شود. این مرحله که رژیم ستونی نام گرفته است، رفتاری مشابه با رفتار یک جت مایع دایروی مشاهده می‌شود [۲۲]. در حقیقت، در این رژیم نیروی کشش سطحی به قدری غالب است که تمامی مایع موجود در صفحه خروجی انژکتور را جمع کرده و در نقطه میانی به صورت یک ستون تزریق می‌شود.

رژیم مثلی مهم‌ترین رژیمی است که جریان جت مایع دو بعدی تجربه می‌کند. در این رژیم که در شکل ۶ با سرعت ۲/۴۲

تغییرات عدد وبر و عدد رینولدز به ترتیب در شکل‌های ۴ و ۵ نشان داده شده است. چنان که دیده می‌شود به دلیل مساحت خروجی کمتر انژکتور TD۱، سرعت خروجی آن بیشتر از دیگر جت‌ها بوده و بنابراین به اعداد وبر و رینولدز بالاتری نسبت به انژکتورهای دیگر دست پیدا کرده است. نسبت نیروی اینرسی جت به نیروی گرانشی توسط عدد فرود بیان می‌شود که رابطه آن در معادله (۳) آمده است.

$$Fr = \frac{V}{\sqrt{gt}} \quad (3)$$

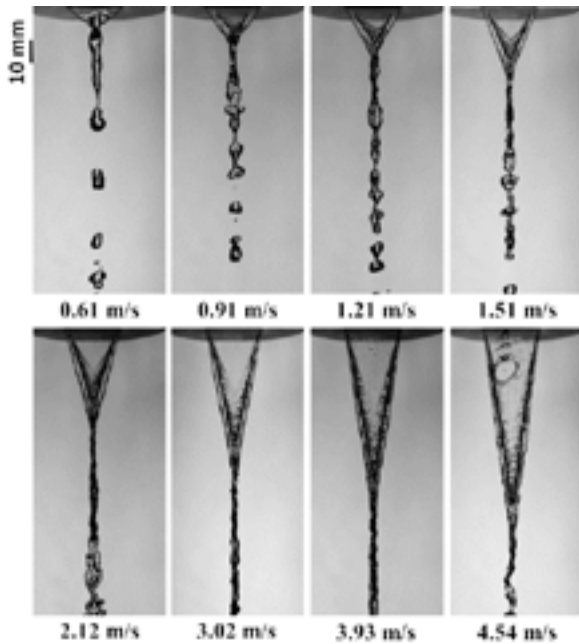
مطابق این رابطه، در اغلب آزمایش‌های انجام شده، سرعت جت به اندازه کافی بزرگ بوده است که بتوان از اثرات گرانش صرفنظر نمود. همچنین باید اشاره شود که در هر شرایط جریان، آزمایش‌ها پنج بار تکرار شده که در هر بار آزمایش، نزدیک به ۲۵۰ عکس از جت گرفته شده است. به این ترتیب مقادیر گزارش شده در این مقاله، از میانگین بیش از ۱۲۰۰ عکس به دست آمده است. برای تحلیل خطای پارامترهای اندازه‌گیری شده از روش‌های آماری مرسوم استفاده شده که شرح آن در مرجع [۲۱] آمده است.

۳- نتایج و بحث

با استفاده از تصاویر آشکارسازی فیزیک جریان مایع دو بعدی به خوبی شناسایی و معرفی شده است. به کمک آشکارسازی‌های انجام شده، ساختار جریان جت مایع دو بعدی و تغییرات آن با سرعت جریان به خوبی توصیف و طبقه‌بندی شده است. همچنین، پارامترهای اصلی جریان نیز به صورت عددی و به کمک کدهای پردازش تصویر محاسبه و ارائه شده است. در بخش اول، ابتدا رفتار کلی جریان و رژیم‌های مختلف جریان مایع دو بعدی توصیف شده و سپس در بخش بعدی، ساختار جریان مایع به صورت کمی گزارش شده است.

۳-۱- رفتار کلی جریان جت دو بعدی

مهم‌ترین نیروهایی که به یک جت مایع دو بعدی وارد می‌شوند نیروهای کشش سطحی و اینرسی هستند. غالب بودن هر یک از این دو نیرو تعیین می‌کند که رفتار جت مایع دو بعدی چگونه است. به کمک تصاویر آشکارسازی، رژیم‌های مختلف این جریان، که به واسطه

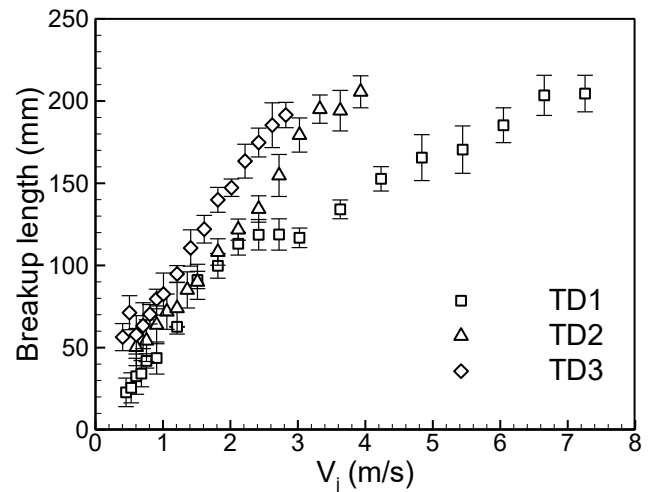


شکل ۸: ساختار جریان صفحه مایع برای جت ۲ TD
Fig. 8. Flow structure of liquid sheet for TD2 jet

جت به صورت نسبتاً خطی با افزایش سرعت جت و افزایش اینرسی جریان، افزایش یافته است. البته باید توجه داشت که برای جت ۱ TD یک کمینه محلی وجود دارد که در آن طول شکست جت یک کاهش نسبی داشته و سپس دوباره روند افزایش خود را از سر می‌گیرد. با توجه به نتایج به دست آمده دیده می‌شود که در سرعت‌ها پایین، طول شکست جت تقریباً مستقل از انژکتور بوده و برای هر سه هندسه تقریباً رفتار یکسانی دیده می‌شود، اما با افزایش سرعت جت، اختلاف بین جت‌ها افزایش پیدا می‌کند. همچنین مشاهده می‌شود که جت‌های ۲ TD و ۳ TD اختلاف اندکی با همدیگر دارند که می‌تواند حاکی از این نکته باشد که با افزایش ضریب منطری، طول شکست جت‌ها به رفتار یکسانی میل پیدا می‌کند.

۲-۳- مشخصه‌های صفحه مایع جت دو بعدی

در این بخش فیزیک جریان جت‌های مایع دو بعدی به طور کامل و به صورت کیفی و کمی مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل ۸ تغییرات ساختار جریان جت دو بعدی از نمای روبرو با افزایش سرعت خروجی از ۰/۶۱ متر بر ثانیه تا ۴/۵۴ متر بر ثانیه، نشان داده شده است. تمام تصاویر ارائه شده مربوط به رژیم‌های مثلی است، مگر تصویر آخر که مربوط به رژیم حفره‌ای است. در سرعت‌های پایین همچون ۰/۶۱ و ۰/۹۱ متر بر ثانیه، نیروی اینرسی جریان کوچک

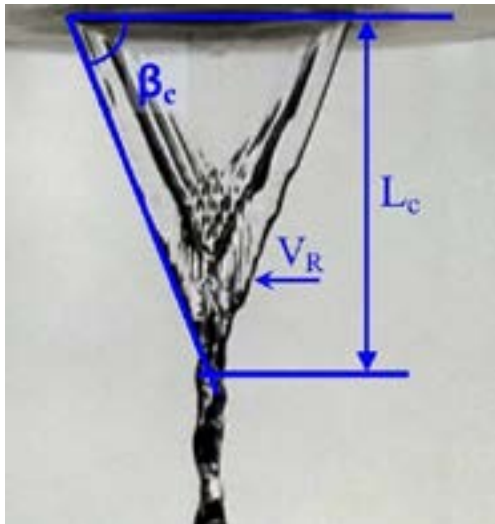


شکل ۷: تغییرات طول شکست جت مایع دو بعدی با سرعت جریان

Fig. 7. Variations of two-dimensional liquid jet breakup length with jet velocity

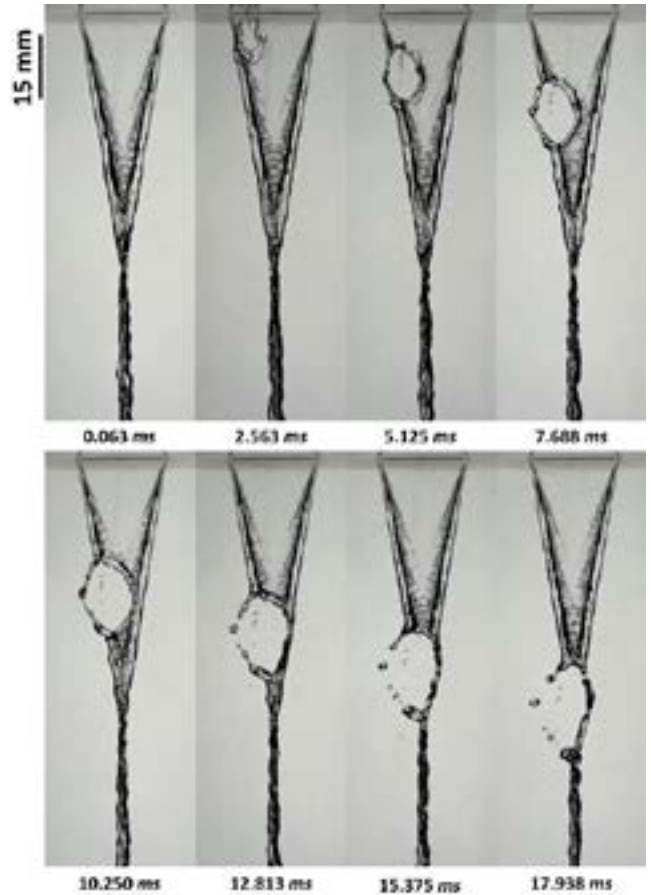
متر بر ثانیه مشخص شده است، اینرسی جت به قدری افزایش یافته است که جریان مایع به صورت یک صفحه تزریق می‌شود. به دلیل وجود نیروی کشش سطحی، مرزهای کناری جت مایع به سمت محور مرکزی آن عقب‌نشینی می‌کنند و تشکیل لبه‌های ضخیمی را می‌دهند. عقب‌نشینی این لبه‌ها باعث همگرایی صفحه جت و ایجاد شکلی مثلی می‌شود. تغییرات طول بخش مثلی که به عنوان طول همگرایی شناخته می‌شود و همچنین زاویه همگرایی آن به صورت کامل در بخش بعدی بررسی می‌شود. با افزایش بیشتر سرعت جت و رشد آشفته‌گی‌ها بر روی جت، صفحه نازک مایع دچار پارگی موضعی می‌شود و جت مایع دو بعدی وارد رژیم حفره‌ای می‌شود. این پارگی اولیه تحت تأثیر نیروی کشش سطحی رشد پیدا کرده و باعث ایجاد حفره‌ای درون بخش مثلی جت می‌شود. این حفره با گذر زمان رشد پیدا کرده تا اینکه نهایتاً به لبه‌های کناری جت رسیده و موجب شکست زود هنگام مایع می‌شود. با افزایش بیشتر سرعت جت، تعداد دفعات وقوع این حفره‌ها نیز بیشتر می‌شود و به همین دلیل سطح جت دچار شکستگی‌های مداوم می‌شود.

تغییرات طول شکست جت دو بعدی مطابق تعریف ارائه شده در شکل ۳ اندازه‌گیری شده و نتایج به دست آمده برای همه انژکتورها در شکل ۷ آورده شده است. این نمودار شامل تغییرات طول شکست جت دو بعدی در رژیم‌های ستونی و مثلی می‌باشد که طول پیوسته و مشخصی از جریان جت تشکیل می‌شود. چنان که دیده می‌شود برای هر سه جت رفتاری افزایشی دیده می‌شود که طول شکست



شکل ۱۰: مشخصه‌های اصلی صفحه مایع
Fig. 10. Main characteristics of the liquid sheet

سرایت می‌کند به گونه‌ای که سطح این لبه‌ها دیگر یکدست و صاف نیست و موج‌هایی با دامنه‌های کوچک بر روی آن‌ها ظاهر شده است. همچنین ساختار منظمی که در موج‌های ضربدری در سرعت‌های پایین وجود داشت، به دلیل حضور این آشفتگی‌ها مخدوش شده است. با افزایش بیشتر سرعت جت و تقویت اغتشاش‌های درونی جریان آشفته، رژیم حفره‌ای آغاز شده و سوراخ‌های کوچکی بر روی سطح نازک جت مایع تشکیل می‌شود. وجود حفره در تصویر مربوط به سرعت ۴/۵۴ متر بر ثانیه به خوبی دیده می‌شود. نحوه شکل‌گیری و توسعه یافتگی حفره بر روی صفحه جت و شکست آن به طور کامل در شکل ۹ نمایش داده شده است. در این شکل که شامل تصاویر متوالی در یک بازه زمانی ۱۸ میلی ثانیه‌ای می‌باشد، سیر زمانی ساختار حفره در ۸ تصویر، آمده است. در لحظه شروع، یک ناپایداری بر روی صفحه نازک جت موجب شکستگی اولیه صفحه جت می‌شود. با ایجاد این شکستگی، نیروی کشش سطحی باعث عقب‌نشینی صفحه جت در اطراف حفره می‌شود و به این ترتیب ابعاد حفره رشد پیدا می‌کند. چنان که مشاهده می‌شود مایع جت به صورت لبه‌هایی در اطراف حفره تجمع می‌شود که ضخامت آن با گذر زمان بیشتر می‌شود. افزایش ابعاد حفره تا زمانی ادامه پیدا می‌کند که حفره کاملاً به لبه‌های کناری جت می‌رسد و تشکیل یک حفره بزرگ را می‌دهد. به دلیل اینرسی عرضی‌ای که درون لبه‌های حفره وجود دارد، رشد حفره ادامه پیدا می‌کند تا اینکه سرانجام در قسمت‌های نازک‌تر لبه حفره، کشش سطحی موجب شکست حفره و جت می‌شود. این شکستگی

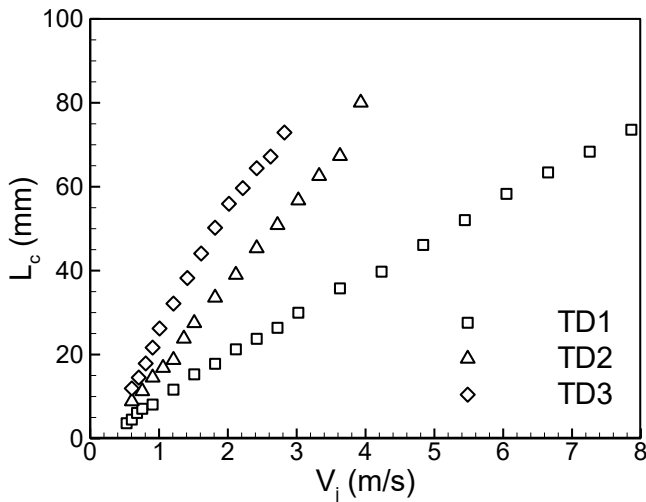


شکل ۹: تغییرات زمانی حفره ایجاد شده بر روی صفحه مایع جت ۲ TD در سرعت ۴/۵۴ متر بر ثانیه

Fig. 9. Time evolution of the perforation formed over the sheet of TD2 jet at the velocity of 4.54 m/s

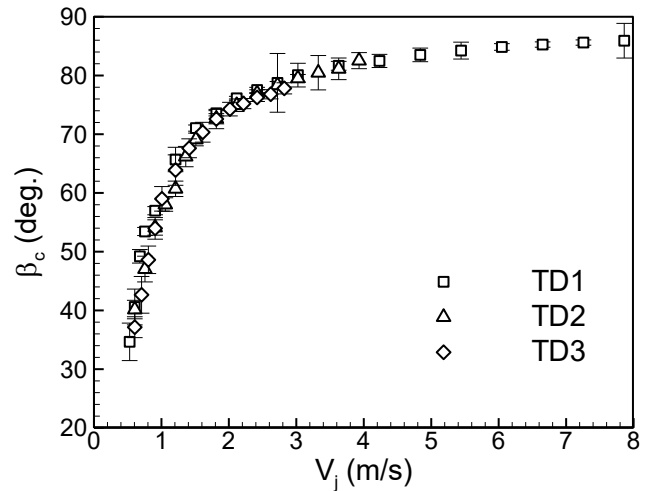
است و نیروی کشش سطحی غالب است. در این سرعت‌ها، نیروی کشش سطحی موجب همگرایی سریع صفحه جت می‌شود و به همین دلیل لبه‌های ضخیمی در کناره‌های جت تشکیل می‌شود. با افزایش سرعت جت (۱/۵۱ و ۱/۲۱ متر بر ثانیه) و با تقویت شدن نیروی اینرسی، ناحیه همگرایی صفحه جت کشیده‌تر می‌شود و ضخامت لبه‌های تشکیل شده نازک‌تر می‌شود. همچنین در این سرعت، تشکیل موج‌های ضربدری در ناحیه میانی صفحه جت کاملاً مشهود است. این موج‌های ضربدری که از لبه‌های صفحه جت سرچشمه می‌گیرند به دلیل افزایش ضخامت لبه‌های صفحه جت تشکیل می‌شوند.

در سرعت‌های بالاتر صفحه جت، به تدریج جریان آشفته شده و ناآرامی‌های ریزی بر روی صفحه میانی جت (ناحیه بین لبه‌های جت) ظاهر می‌شوند. نحوه افزایش تشکیل این ناآرامی‌های در تصاویر بین سرعت‌های ۲/۱۲ متر بر ثانیه تا ۳/۹۳ متر بر ثانیه به خوبی مشهود است. همچنین می‌توان گفت که این ناآرامی‌های به لبه‌های جت نیز



شکل ۱۲: تغییرات طول همگرایی جت‌های مایع دو بعدی با سرعت جت خروجی

Fig. 12. Variations of convergence length of two-dimensional liquid jets with exit velocity



شکل ۱۱: تغییرات زاویه همگرایی جت‌های مایع دو بعدی با سرعت جت خروجی

Fig. 11. Variations of convergence angle of two-dimensional liquid jets with exit velocity

که مؤید این نکته است که زاویه همگرایی جت تنها به ضخامت آن بستگی دارد و مستقل از طول آن است. در حقیقت، با توجه به اینکه نیروی کشش سطحی، که عامل ایجاد این همگرایی است، تنها به ابتدا و انتهای جت وارد می‌شود و با توجه به یکسان بودن انحنای جت در آن نواحی، صفحه مایع در هر سه انژکتور با زاویه یکسانی جمع می‌شود و با افزایش طول جت تغییر نمی‌کند. با برازش نتایج به دست آمده از هر سه منحنی در فرم یک تابع نمایی، می‌توان به یک رابطه تجربی برای تغییرات زاویه همگرایی بر حسب سرعت جت خروجی رسید. معادله به دست آمده در رابطه (۴) آورده شده است.

$$\beta_c = 93.52 \text{Exp} \left(-\frac{0.487}{V_j} \right) \quad (4)$$

که در این رابطه سرعت جت خروجی، V_j بر حسب متر بر ثانیه و زاویه همگرایی β_c ، درجه می‌باشد. خطای استاندارد و ضریب تشخیص این رابطه به ترتیب برابر است با ۱/۸۶۶ و ۰/۹۸۴. طول همگرایی جت مایع دو بعدی از آن جهت دارای اهمیت است که میزان نفوذ صفحه مایع را در محیط مشخص می‌سازد. مطابق شکل ۱۰، فاصله بین صفحه خروجی جت تا نقطه‌ای که مرزهای کناری جت به هم می‌رسند به عنوان طول همگرایی جت در نظر گرفته شده است. تغییرات طول مایع با سرعت جت خروجی برای هر سه در شکل ۱۲ آمده است. چنانچه در این شکل دیده می‌شود، طول همگرایی

معمولاً روی یکی از شاخه‌های حفره اتفاق می‌افتاد.

مطابق شکل ۱۰، سه پارامتر اصلی وجود دارد که به کمک آن‌ها می‌توان رفتار جت مایع را توصیف کرد. این سه پارامتر شامل زاویه همگرایی، طول همگرایی و سرعت عقب‌نشینی جت مایع می‌باشند. زاویه همگرایی جت مایع، β_c ، زاویه بین خط افق صفحه خروجی انژکتور و مرزهای جت در حال پیشروی است که به دلیل نیروی کشش سطحی ایجاد می‌شود. طول همگرایی، L_c ، طولی است که از صفحه خروجی جت تا نقطه برخورد مرزهای جت از طرفین تعریف می‌شود و سرعت عقب‌نشینی جت، V_R ، سرعت همگرا شدن جت از طرفین می‌باشد. در ادامه نتایج به دست آمده برای تغییرات هر یک از این سه پارامتر با سرعت تزریق جت مایع برای همه انژکتورهای مورد بررسی آمده و با هم مقایسه شده است.

در شکل ۱۱، تغییرات زاویه همگرایی جت‌های مایع دو بعدی برای هر سه انژکتور داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، زاویه همگرایی دارای رفتاری نمایی است به گونه‌ای که با افزایش سرعت خروجی جت، زاویه همگرایی به ۹۰ درجه میل می‌کند. در واقع، برای سرعت‌های کمتر از ۲ متر بر ثانیه، تغییرات زاویه همگرایی بسیار شدید بوده اما برای سرعت‌های بالاتر، زاویه همگرایی جت با آهنگ آرام‌تری تغییر می‌کند تا نهایتاً به سمت ۹۰ درجه میل می‌کند. نکته قابل توجه یکسان بودن رفتار جت‌ها با ضرایب منظری مختلف است. چنان که دیده می‌شود، هر سه جت رفتار کاملاً یکسانی بروز داده‌اند

جت نسبت به عرض جت، W ، می‌توان به یک رفتار کلی رسید. در شکل ۱۳ تغییرات طول همگرایی بدون بعد با سرعت جت برای هر سه انژکتور آورده شده است. چنان که پیداست، نتایج به دست آمده از هر سه انژکتور کاملاً بر هم منطبق بوده و یک رفتار یکسان را بروز می‌دهند. از برازش نتایج ارائه شده در شکل ۱۳ می‌توان به رابطه‌ای تجربی رسید که به خوبی رفتار طول همگرایی بدون بعد صفحه جت را توصیف می‌کند. این رابطه که در معادله (۵) داده شده است در شکل ۱۳ به صورت خط توپیر رسم شده است. در این رابطه سرعت جت خروجی بر حسب متر بر ثانیه وارد می‌شود. خطای استاندارد و همچنین ضریب تشخیص این رابطه به ترتیب با 0.095 و 0.997 برابر است.

$$\frac{L_c}{W} = 0.924V_j - 0.1 \quad (5)$$

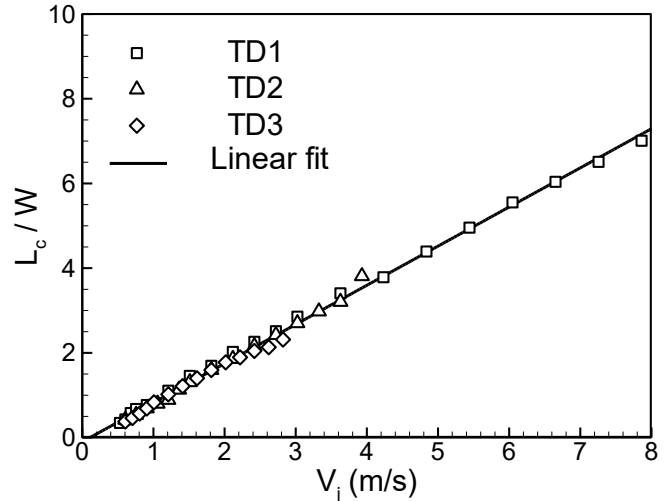
سرعت عقب‌نشینی یا سرعت همگرایی صفحه جت در واقع پارامتری است که بیانگر تقابل نیروی کشش سطحی و اینرسی طول جت می‌باشد. نحوه محاسبه سرعت عقب‌نشینی جت در شکل ۱۴ توضیح داده شده است. مطابق شکل، برای هر تصویر دو ایستگاه عمودی که با خط‌چین مشخص شده است، انتخاب می‌شود. طبق تعریف جابجایی‌هایی عمودی، Δz و عرضی، Δx مرز صفحه جت به دست می‌آیند. برای سرعت عقب‌نشینی جت داریم که:

$$V_R = \frac{\Delta x}{\tau} \quad (6)$$

که در این رابطه، τ مدت زمانی است که مرز جت به اندازه Δx جابجا شده است. برای به دست آوردن τ از سرعت خروجی جت استفاده می‌شود. با این فرض که سرعت عمودی جت در طول آن ثابت باقی می‌ماند و بر اثر نیروی گرانش تغییر نمی‌کند، می‌توان نوشت که:

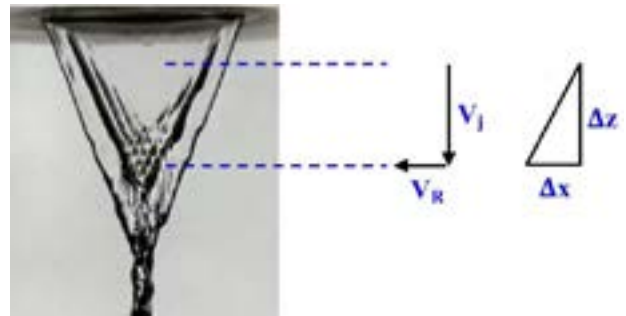
$$\tau = \frac{\Delta z}{V_j} \quad (7)$$

باید اشاره شود که با توجه به بالا بودن اینرسی طولی جت و بالا بودن عدد فرود، فرض ثابت ماندن سرعت خروجی جت معتبر است. نهایتاً با به دست آمدن τ می‌توان سرعت عقب‌نشینی جت را محاسبه کرد. باید اشاره شود که برای هر شرایط جریان، این فرآیند برای 1200 عکس انجام شده و مقدار نهایی از میانگین آن‌ها به دست آمده است.



شکل ۱۳: طول همگرایی بدون بعد برای جت‌های مایع دو بعدی با ضرایب منظری متفاوت

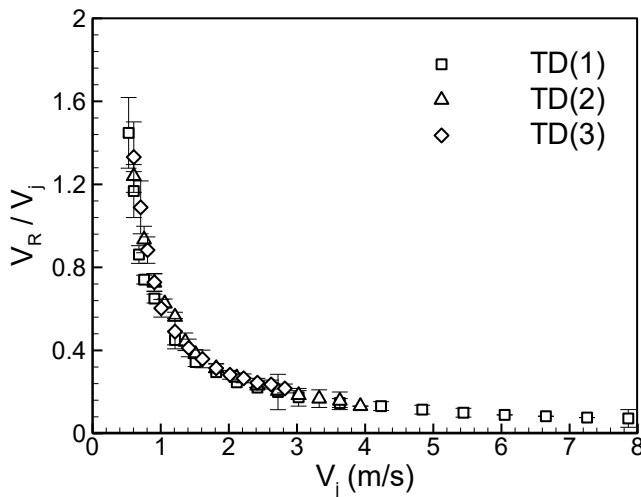
Fig. 13. Dimensionless convergence length of two-dimensional liquid jets with different aspect ratios



شکل ۱۴: روش محاسبه سرعت عقب‌نشینی جت‌های مایع دو بعدی

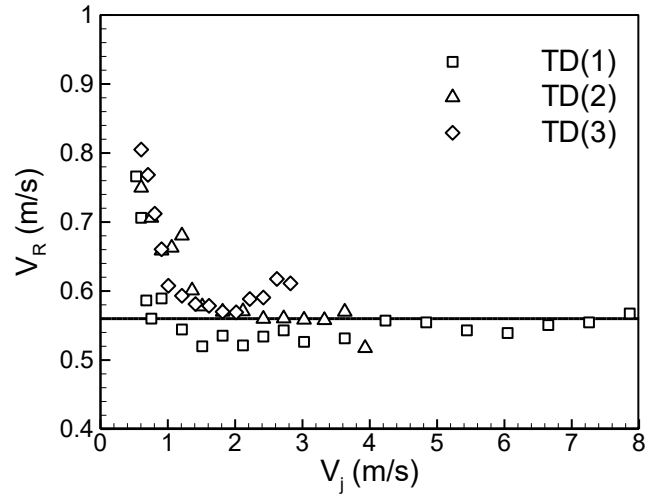
Fig. 14. Method of retraction velocity calculation of two-dimensional liquid jets

جت‌ها با افزایش سرعت جت به صورت خطی افزایش پیدا می‌کند. از طرفی، شیب افزایش طول همگرایی کاملاً به ضریب منظری هر انژکتور وابسته است، به گونه‌ای که برای جت ۱TD دارای کمترین شیب و برای جت ۳TD دارای بیشتر شیب است. به عبارت دیگر با افزایش ضریب منظری یک جت دو بعدی، طول همگرایی آن با آهنگ بیشتری افزایش می‌یابد. همچنین، باید اشاره شود که با افزایش سرعت خروجی جت، نیروی اینرسی جت افزایش یافته و متعاقباً قدرت تقابل آن با نیروی کشش سطحی نیز افزایش می‌یابد. همین امر سبب می‌شود که نیروی کشش سطحی نتواند به راحتی موجب همگرا شدن صفحه جت شود. به همین دلیل همگرا شدن صفحه جت در مدت زمان بیشتری رخ می‌دهد که در نتیجه طول همگرایی صفحه جت نیز افزایش می‌یابد. با بدون بعد کردن طول همگرایی صفحه



شکل ۱۶: سرعت عقب‌نشینی بدون بعد جت‌های مایع دو بعدی با ضرایب منطری متفاوت

Fig. 16. Dimensionless retraction velocity of two-dimensional liquid jets of different aspect ratios



شکل ۱۵: سرعت عقب‌نشینی جت‌های مایع دو بعدی با ضرایب منطری متفاوت

Fig. 15. Retraction velocity of two-dimensional liquid jets of different aspect ratios

نکرده است، سرعت عقب‌نشینی جت نیز رفتار ثابتی بروز دهد. با استفاده از نتایج به دست آمده برای سرعت عقب‌نشینی بدون بعد جت‌های دو بعدی می‌توان به رابطه (۸) دست پیدا کرد که در آن سرعت جت خروجی، V_j بر حسب متر بر ثانیه وارد می‌شود. در این رابطه تجربی خطای استاندارد و ضریب تشخیص به ترتیب برابر با ۰/۰۵۱ و ۰/۹۹۶ به دست آمده است.

$$\frac{V_R}{V_j} = 0.65 V_j^{-1.226} \quad (8)$$

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، ساختار جریان جت‌های مایع دو بعدی که به درون محیط ساکن تزریق شده‌اند، به صورت تجربی مورد مطالعه قرار گرفته است. به کمک روش عکس‌برداری سایه‌نگاری و با کمک دوربین سرعت بالا، فیزیک جریان جت مایع آشکارسازی و ثبت شده است. از سه انژکتور با ضخامت‌های یکسان ۰/۳۵ میلی‌متر و ضرایب منطری ۳۰، ۶۰ و ۹۰ برای تولید جریان جت دو بعدی استفاده شده است. به کمک تصاویر آشکارسازی، برای اولین بار چهار رژیم برای فیزیک جت دو بعدی شناسایی و طبقه‌بندی شد. این رژیم‌ها شامل (۱) رژیم قطره‌چکان، (۲) رژیم ستونی، (۳) رژیم مثلی و (۴) رژیم حفره‌ای می‌باشند. با استفاده از کدهای پردازش تصویر توسعه داده شده، پارامترهای مختلف صفحه مایع جت دو بعدی همچون طول همگرایی، زاویه همگرایی و سرعت عقب‌نشینی به صورت کمی

هر گاه که نیروی کشش سطحی بیشتر باشد، صفحه جت سریع‌تر عقب‌نشینی می‌کند و سرعت عقب‌نشینی آن بالا است. اما با افزایش سرعت جت، اینرسی ایجاد شده در مقابل کشش سطحی عمل کرده و سرعت عقب‌نشینی جت کاهش پیدا می‌کند. این رفتار به خوبی در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود. در این شکل تغییرات سرعت عقب‌نشینی صفحه جت با سرعت جت خروجی، برای هر سه انژکتور رسم شده است. در سرعت‌های پایین که نیروی کشش سطحی غالب است، سرعت عقب‌نشینی جت بالا می‌باشد اما با افزایش سرعت جت و غالب شدن نیروی اینرسی، سرعت عقب‌نشینی صفحه جت رفته رفته کاهش یافته و به یک مقدار تقریباً ثابت میل می‌کند. این مقدار ثابت حدوداً برابر با ۰/۵۶ متر بر ثانیه می‌باشد. چنانچه دیده می‌شود در این نمودار نوسان‌هایی وجود دارد که امکان تحلیل دقیق تغییرات سرعت عقب‌نشینی را دشوار می‌کند. با بی‌بعد کردن سرعت عقب‌نشینی جت با سرعت جت خروجی، می‌توان رفتار آن را بهتر بررسی کرد. در شکل ۱۶ نتیجه این بی‌بعدسازی آورده شد است. مشاهده می‌شود که سرعت عقب‌نشینی بدون بعد یک رفتار کاهشی کاملاً یکنوا دارد. همچنین نتایج حاصله از هر سه انژکتور کاملاً بر روی هم منطبق شده‌اند که نشان می‌دهد سرعت عقب‌نشینی جت نیز کاملاً مستقل از ضریب منطری می‌باشد. در واقع با توجه به اینکه سرعت عقب‌نشینی جت توسط کشش سطحی و اینرسی کنترل می‌شود، می‌توان انتظار داشت که تا زمانی که ضخامت جت یا خواص مایع تزریقی تغییر

- vertically in the atmosphere, *Journal of non-newtonian fluid mechanics*, 24(1) (1987) 11-30.
- [11] C.K. Aidun, Mechanics of a free-surface liquid film flow, *Journal of applied mechanics*, 54(4) (1987) 951-954.
- [12] J. Ramos, Planar liquid sheets at low Reynolds numbers, *International journal for numerical methods in fluids*, 22(10) (1996) 961-978.
- [13] G. Coppola, F. De Rosa, L. de Luca, Surface tension effects on the motion of a free-falling liquid sheet, *Physics of Fluids*, 25(6) (2013) 062103.
- [14] M. Song, G. Tryggvason, The formation of thick borders on an initially stationary fluid sheet, *Physics of Fluids*, 11(9) (1999) 2487-2493.
- [15] G. Sünderhauf, H. Raszillier, F. Durst, The retraction of the edge of a planar liquid sheet, *Physics of Fluids*, 14(1) (2002) 198-208.
- [16] N. Rizk, A. Lefebvre, The influence of liquid film thickness on airblast atomization, *Journal of Engineering for Power*, 102(3) (1980) 706-710.
- [17] A. Mansour, N. Chigier, Dynamic behavior of liquid sheets, *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, 3(12) (1991) 2971-2980.
- [18] I. Carvalho, M. Heitor, D. Santos, Liquid film disintegration regimes and proposed correlations, *International journal of multiphase flow*, 28(5) (2002) 773-789.
- [19] A. Lozano, F. Barreras, C. Siegler, D. Löw, The effects of sheet thickness on the oscillation of an air-blasted liquid sheet, *Experiments in fluids*, 39(1) (2005) 127-139.
- [20] I. Oshima, A. Sou, Longitudinal oscillation of a liquid sheet by parallel air flows, *International Journal of Multiphase Flow*, 110 (2019) 179-188.
- [21] A. Jaber, M. Tadjfar, Flow Characteristics of Water Jets Discharging from Rectangular and Elliptical Injectors, in: *ASME 2018 5th Joint US-European Fluids Engineering Division Summer Meeting*, American Society of Mechanical Engineers, 2018, pp. V003T018A001.
- [22] a. jaber, M. Tadjfar, A. Sheidani, Experimental Comparison of Breakup and Flow Characteristics of Rectangular and Elliptical Water Jets, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, (2018) (In Persian).
- بررسی شد. مقایسه نتایج به دست آمده از آنزکتورهای مختلف نشان داد که به دلیل یکسان بودن ضخامت جت‌ها، زاویه همگرایی و سرعت عقب‌نشینی جت‌ها یکسان است. از طرفی نشان داده شد که طول همگرایی صفحه مایع با افزایش ضریب منطری افزایش پیدا می‌کند. همچنین، با بی بعد کردن طول همگرایی، رفتار یکسانی برای هر سه آنزکتور به دست آمد. نهایتاً، برای توصیف پارامترهای مختلف صفحه مایع و به کمک نتایج به دست آمده، روابطی تجربی ارائه شده است.
- مراجع**
- [1] X. Hu, A. Jacobi, The intertube falling film: Part 1— Flow characteristics, mode transitions, and hysteresis, *Journal of heat transfer*, 118(3) (1996) 616-625.
- [2] P. Barq, J. Haudin, J.F. Agassant, H. Roth, P. Bourgin, Instability Phenomena in Film Casting Process: Experimental and Numerical Approaches, *International Polymer Processing*, 5(4) (1990) 264-271.
- [3] B. Stapper, W. Sowa, G. Samuelsen, An experimental study of the effects of liquid properties on the breakup of a two-dimensional liquid sheet, in: *ASME 1990 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, American Society of Mechanical Engineers, 1990, pp. V003T006A032.
- [4] S.J. Weinstein, K.J. Ruschak, Coating flows, *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 36 (2004) 29-53.
- [5] N. Dombrowski, R. Fraser, A photographic investigation into the disintegration of liquid sheets, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 247(924) (1954) 101-130.
- [6] H. Squire, Investigation of the instability of a moving liquid film, *British Journal of Applied Physics*, 4(6) (1953) 167.
- [7] N. Dombrowski, W. Johns, The aerodynamic instability and disintegration of viscous liquid sheets, *Chemical Engineering Science*, 18(3) (1963) 203-214.
- [8] D. Brown, A study of the behaviour of a thin sheet of moving liquid, *Journal of fluid mechanics*, 10(2) (1961) 297-305.
- [9] N. Clarke, Two-dimensional flow under gravity in a jet of viscous liquid, *Journal of Fluid Mechanics*, 31(3) (1968) 481-500.
- [10] K. Adachi, Laminar jets of a plane liquid sheet falling

