



مطالعه تجربی جت مایع مستطیلی با ضریب منظری بالا در جریان گازی موازی

اشکان عالی‌مهر، مه‌رمان تاج‌فر*، امین جابری

دانشکده مهندسی هوافضا، صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۹/۱۲/۱۹
بازنگری: ۱۴۰۰/۰۳/۰۹
پذیرش: ۱۴۰۰/۰۳/۲۹
ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۴/۲۵

کلمات کلیدی:

توزیع موازی
جت مایع مستطیلی
ناپایداری جریان مایع
مطالعه تجربی

خلاصه: در این پژوهش، فیزیک جریان یک جت مستطیلی تزریق شده به درون جریان هوای موازی به صورت تجربی مورد مطالعه قرار گرفت. جریان جت مایع توسط یک انژکتور مستطیلی با ضخامت $0/64$ میلی‌متر و ضریب منظری 21 تولید شد. این انژکتور به صورت موازی و با استفاده از یک نگهدارنده خاص برای کاهش اثرات اغتشاشی در مرکز اتاقک آزمون تونل باد فروصوت قرار گرفت. به منظور شناسایی فیزیک جریان از روش سایه‌نگاری و برای ثبت تصاویر از عکسبرداری سرعت بالا استفاده شد. به منظور بررسی و تحلیل فیزیک جریان، آزمایش‌ها در بازه گسترده‌ای از شرایط جریان انجام شده و تصاویر آشکارسازی ارائه شده است. در این پژوهش عدد وبر جت و عدد وبر گاز به ترتیب بین 3 تا 120 ، و $0/2$ تا 13 تغییر یافته‌اند. نشان داده شد که اثرات جریان گاز باعث ایجاد موج‌های متناوب کمانی شکل بر روی ستون جت مایع می‌شود که باعث تسریع شکست جت می‌شوند. همچنین، برای اولین بار رژیم‌های مختلف جریان شامل رژیم ستونی، ستونی/اگرانشی، کمانی، کیسه و ترکیبی شناسایی و معرفی شدند. یک نقشه دسته‌بندی با متغیرهای عدد وبر گاز و نسبت مومنتوم نیز برای تفکیک این رژیم‌ها ارائه شد. طول شکست جریان مایع نیز اندازه‌گیری شد و نتایج آن بر حسب متغیرهای مختلف ارائه شد. نتایج نشان می‌دهد با افزایش عدد وبر جت سیال در سرعت ثابت جریان گازی، طول شکست افزایش می‌یابد.

۱- مقدمه

تزریق جت‌های مایع دارای کاربردهای مختلف خانگی و صنعتی همچون پزشکی، چاپ، کشاورزی، شستشو و غیره می‌باشد [۱]. همچنین، تزریق سوخت‌های مایع به درون توربین‌های قدرت هوایی دارای اهمیت ویژه است، چرا که افزایش کیفیت اختلاط سوخت مایع با هوا نقش مهمی در کاهش تولید آلاینده‌های زیست محیطی دارد. با توجه به این کاربرد گسترده، از انژکتورهای مختلفی برای کاربردهای گوناگون استفاده می‌شود. در واقع، بهینه‌سازی طراحی انژکتور متناسب با کاربرد آن نقش بسزایی در افزایش عملکرد آن دارد. فاکتورهای مختلفی همچون هندسه داخلی، جنس، زبری سطح و هندسه خروجی در تعیین عملکرد انژکتور نقش دارند [۲]. هر یک از این عوامل با تغییر فیزیک مسئله موجب تغییر رفتار جت مایع شده که می‌تواند باعث بهبود عملکرد انژکتور گردد. از بین این فاکتورها، ساختار هندسی انژکتور، نقش بسزایی در تعیین فیزیک مسئله ایفا می‌کند. به همین دلیل، در سال‌های اخیر سعی شده است که با تغییر ساختار انژکتور و با

دستکاری جریان، به عملکرد مطلوب‌تری دست یافت [۳]. در دهه گذشته مطالعات زیادی بر روی انژکتورهای غیردایروی انجام شده و هندسه‌های مختلفی مورد بررسی قرار گرفته است. به صورت خاص جت‌های بیضوی توجه زیادی را به خود جلب کرده و پژوهش‌هایی زیادی بر روی آنها انجام شد [۴-۷]. این پژوهش‌ها نشان داد که در جت‌های بیضوی محورهای بزرگ و کوچک در طول ستون جت جابجا می‌شوند و پدیده‌ای به نام پدیده تغییر شکل می‌گیرد. این پدیده که به ضریب منظری جت وابسته است موجب افزایش ناپایداری‌ها بر روی سطح جت می‌شود. علاوه بر جت‌های بیضوی، جت‌های مستطیلی نیز در چند سال اخیر مورد توجه پژوهشگران بوده‌اند. شارما و فانگ [۸] نشان دادند که پدیده‌ی تغییر محور بر روی جت‌های مستطیلی نیز رخ می‌دهد. در ادامه این کار، وانگ و فانگ طول موج پدیده‌ی تغییر محور را اندازه‌گیری کرد و نشان داد که طول موج پدیده تغییر محور به صورت خطی با عدد وبر جت افزایش می‌یابد. اولین مطالعه جامع بر روی جت‌های مستطیلی توسط تاج‌فر و جابری [۹] انجام شد. در این مطالعه از شش جت مستطیلی با ضرایب منظری مختلف بین 1 تا 6

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



استفاده شد و مشخصه‌های مختلف آن اندازه‌گیری گزارش شد. این پژوهش نشان داده شد که ضریب منظری تأثیر بسزایی در تعیین فیزیک جریان جت‌های مستطیلی دارد. علی‌پولداسی و همکاران [۱۰] اثرات هندسه درونی را بر روی فیزیک جریان جت مستطیلی با ضریب منظری سه را بررسی کردند و نشان دادند که افزایش طول درونی جت باعث افزایش اغتشاشات جریان می‌شود. مراد و همکاران [۱۱] نیز به صورت عددی فیزیک جریان جت‌های مستطیلی را مورد مطالعه قرار دادند.

در تمامی پژوهش‌هایی که تا به اینجا به آنها اشاره شده است جت مایع به درون هوای ساکن تزریق شده بود. جت‌های با هندسه غیردایروی اخیراً در جریان‌های گازی عرضی نیز مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. تزریق جت مایع به صورت عرضی به درون جریان گازی راهکاری است که اخیراً برای بهبود اتمیزاسیون و اختلاط سوخت مایع با جریان هوا برای موتورهای احتراق داخلی هوایی مورد توجه قرار گرفته است. جدیدی و همکاران [۱۲] با تزریق جت‌های بیضوی با ضرایب منظری مختلف به درون جریان گازی فרוصوصت نشان دادند که در نسبت مومنتوم ثابت، جت‌های بیضوی زودتر از جت‌های دایروی دچار شکست شده و در نتیجه ضریب نفوذ کمتری دارند. سانگ و همکاران [۱۳] نیز به صورت گسترده مسیر جت‌های بیضوی تزریق شده به درون جریان هوای گازی را بررسی و گزارش کردند. در این پژوهش برای روابط تجربی گوناگونی برای توصیف مسیر جت بیضوی و با در نظر گرفتن ضریب منظری جت پیشنهاد شد. در پژوهشی که اخیراً انجام گرفته است، شکری و همکاران [۱۴] به صورت تجربی فیزیک جریان جت‌های مستطیلی تزریق شده به درون جریان هوای عرضی را مورد مطالعه قرار دادند. در این پژوهش از چهار جت مستطیلی با ضرایب منظری بین ۱ تا ۴ استفاده شد و رژیم‌های مختلف جریان شناسایی و گزارش شد. اخیراً جابری و تاج‌فر [۱۵] با تزریق یک صفحه مایع دو بعدی به درون جریان گازی توانستند پدیده‌های جدیدی را برای روی این جریان شناسایی کنند. در این مطالعه‌ی تجربی، یک جت مستطیلی با ضریب منظری ۹۰ مورد مطالعه قرار گرفت و مشخصه‌های مختلف جریان همچون مسیر جت، نقطه شکست و فرکانس تشکیل و شکست کیسه اندازه‌گیری شد.

در مقالاتی که در بالا به آنها اشاره شد جت مایع به صورت عمود بر جریان هوا تزریق شده است. با توجه به اهمیت نیروهای آیرودینامیکی هوا بر روی ناپایداری‌ها و شکست جت مایع، در این پژوهش تزریق جت مایع به صورت موازی با جریان هوا انجام شده است تا اثرات این نوع تزریق برای اولین بار شناسایی شود. بدین منظور، در پژوهش حاضر یک جت مستطیلی

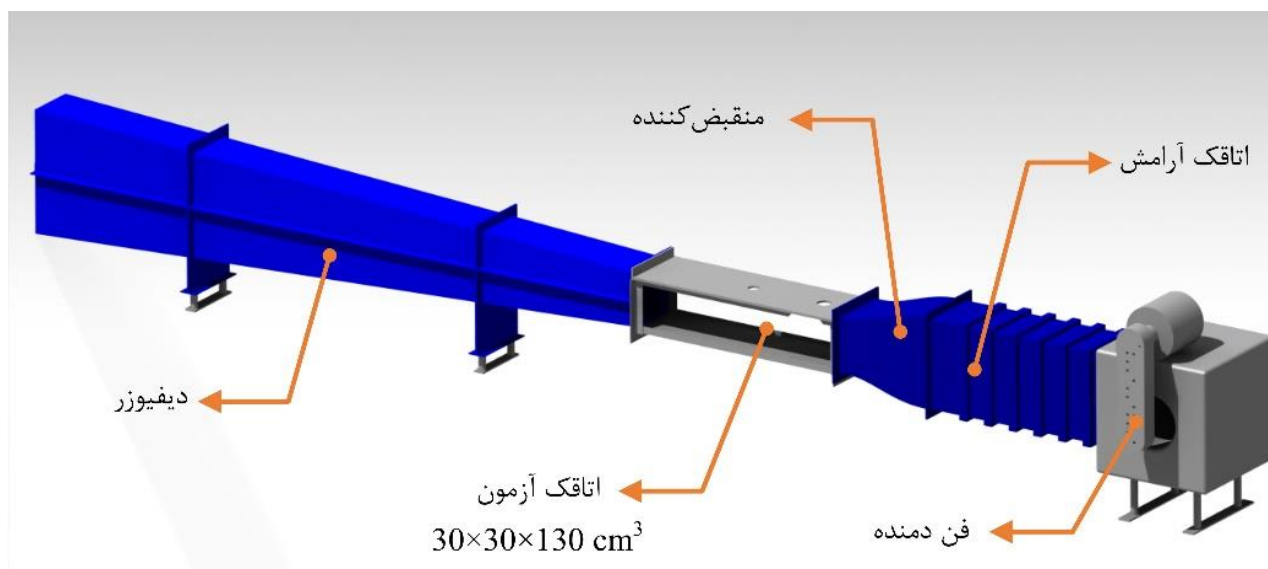
با ضریب منظری بالا به صورت موازی به درون جریان هوای فרוصوصت تزریق شده است. پیشینه پژوهش انجام شده توسط نویسندگان نشان داده که تاکنون فیزیک این مسئله مورد بررسی قرار نگرفته است و تنها تزریق جت‌ها به صورت عمودی به درون جریان هوا انجام شده است. این تغییر شرایط جریان باعث می‌شود که تأثیرگذاری جریان هوا بر روی جریان مایع دستخوش تغییر شود و فیزیک مسئله کاملاً تغییر یابد. بدین منظور از یک جت مستطیلی با ضریب منظری ۲۱ و ضخامت ۰/۶۴ میلی‌متر استفاده شده است. روش‌های تجربی به کار رفته در بخش ۲ توضیح داده شده است و سپس تصاویر آشکارسازی و نتایج به دست آمده ارائه شده است.

۲- تجهیزات تجربی و روش انجام کار

چنان که در مقدمه بیان شد در این پژوهش اثرات جریان هوای گازی موازی با صفحه جریان مایع بررسی شده است. به این ترتیب، روش تجربی متناسب با نیازمندی‌های پژوهش تدارک دیده شد. در این بخش تجهیزات تجربی به کار رفته، سیستم آشکارسازی جریان و همچنین شرایط انجام آزمایش‌ها به تفصیل معرفی شده است.

۲-۱- سیستم تجربی

سیستم تجربی به کار رفته در این پژوهش را می‌توان شامل سه سیستم دانست، تونل باد، سیستم تزریق و سیستم عکسبرداری. به منظور ایجاد جریان هوای موازی از تونل باد دوفازی آزمایشگاه توربولانس و جریان‌های چند فازی دانشکده هوافضای دانشگاه امیرکبیر استفاده شد. این تونل باد از نوع دمنده مدار باز بوده که بیشینه سرعت آن در اتاقک آزمون به ۴۲ متر بر ثانیه نیز می‌رسد. اتاقک آزمون این تونل دارای یک مقطع مربعی به ابعاد ۳۰۰ در ۳۰۰ میلی‌متر مربع و طول آن ۱۳۰۰ میلی‌متر است. ابعاد اتاقک آزمون به گونه‌ای است که می‌توان از اثر دیواره‌ها بر روی جریان مایع چشم پوشی کرد. از طرفی دیواره‌های اتاقک آزمون جهت تصویربرداری و آشکارسازی جریان از شیشه شفاف ساخته شده است. برای قرار دادن انژکتور و نگه داشتن در جای مطلوب سقف تونل باد از جنس تفلون ساخته شده است. سرعت درون تونل باد با دقت بسیار بالا توسط رایانه کنترل می‌شود. اندازه‌گیری سرعت در فاصله ۱۰۰۰ میلی‌متری از ابتدای اتاقک آزمون و به کمک یک سرعت‌سنج اکس‌تک اندازه‌گیری شده است. در شکل ۱ تصویری سه بعدی از تونل باد و اجزای مختلف آن نمایش داده شده است.



شکل ۱. سیستم تجربی به کار رفته در پژوهش حاضر

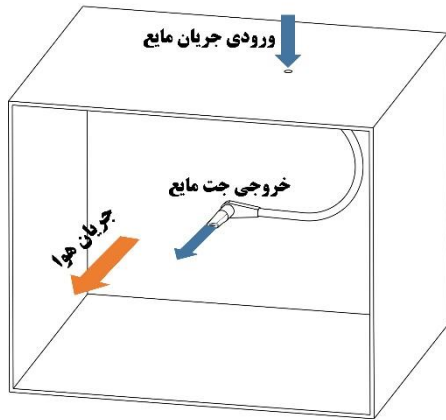
Fig. 1. Experimental setup used in the present study

به این هندسه خاص، برای ساخت این انژکتور برنجی از روش ماشین کاری سی ان سی بهره گرفته شد. برای قرار دادن انژکتور درون اتاقک آزمون نیز تمهیدات ویژه در نظر گرفته شد. نحوه نصب و قرارگیری انژکتور در شکل ۲ (ب) آمده است. به کمک نگاه‌دارنده‌ای با قوس نیم‌دایره‌ای، انژکتور دقیقاً در مرکز اتاقک آزمون قرار گرفت. طراحی این نگاه‌دارنده ویژه به این دلیل بوده است که گردابه‌هایی که با عبور جریان هوا از روی نگاه‌دارنده تشکیل می‌شوند، تا حد ممکن از جریان جت مایع دور شوند و اثرات کمتری بر روی آن داشته باشند. همچنین، شلنگ انتقال مایع از درون این نگاه‌دارنده قوسی شکل عبور داده شده تا از ایجاد مانع اضافی در مقابل جریان هوا و در نتیجه تولید ناپایداری‌های اضافی جلوگیری شود.

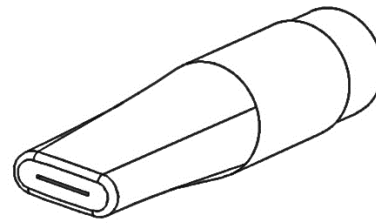
۲-۲- آشکارسازی جریان

تزریق جریان مایع به درون محیط گازی با ظهور ناپایداری‌های فراوانی همراه است که موجب پیچیده شدن فیزیک مسئله می‌شود. به همین دلیل استفاده از روش‌های آشکارسازی کمک شایانی به فهم بیشتر فیزیک مسئله می‌کند. در این پژوهش از روش سایه‌نگاری همراه با عکسبرداری سرعت بالا برای ثبت فیزیک جریان مسئله استفاده شده است. در این روش چشمه نور پر قدرتی در پشت جریان مایع قرار داده شده و به کمک یک

سیستم تزریق مایع استفاده شده به طور کامل در جابری و تاج‌فر [۹] شرح داده شده است. یک مخزن ۷۰ لیتری برای نگهداری آب به عنوان سیال کاری استفاده شده که قادر به تحمل فشارهای بالای ۱۵ بار نیز می‌باشد. از گاز نیتروژن تحت فشار برای تزریق فشار به مخزن بهره گرفته شده است که به کمک یک رگولاتر میزان آن تنظیم می‌شود. در تمامی آزمایش‌ها فشار ثابت ۷ بار به مخزن مایع وارد شده است. دبی حجمی جریان به کمک روتامتر اندازه‌گیری شده و با شیر سوزنی تنظیم می‌شود. براساس کالیبراسیون انجام شده، خطای اندازه‌گیری روتامتر کمتر از ۰/۱۵ لیتر بر ساعت می‌باشد. انژکتور استفاده شده در این پژوهش یک انژکتور مستطیلی با ضریب منطری ۲۱ و ضخامت ۰/۶۴ میلی‌متر بوده است. انتخاب یک جت مستطیلی ضریب منطری بالا به این دلیل بوده است که سطح تماس جت مایع بیشینه شده و اثرات ناپایدارکننده جریان هوا بر روی آن تشدید شود. از طرفی، محدودیت‌های فضایی (ابعاد محفظه آزمون، نگاه‌دارنده‌ها، ...) و همچنین محدودیت‌های ماشین کاری، امکان ساخت انژکتور با ضریب منطری بالاتر را ممکن ناساخت. هندسه کلی این انژکتور در شکل ۲ (الف) نمایش داده شده است. طراحی خاص و کشیده این انژکتور به این دلیل بوده است که سطح مقطع انژکتور در مقابل جریان هوا کمینه شده و اثرات گردابه‌های ناشی از آن بر روی جریان مایع تا حد امکان کاهش یابد. با توجه



(ب)



(الف)

Fig. 2. a) Rectangular injector with aspect ratio of 21 and 0.64 mm, b) Injector accommodation in the wind tunnel test section

شکل ۱. الف) انژکتور مستطیلی با ضریب منطری ۲۱ و ضخامت ۰/۶۴ میلیمتر، ب) نحوه قرارگیری انژکتور در اتاقک آزمون تونل باد

اعداد بی بعد جریان یعنی عدد وبر جریان جت و عدد وبر گاز نیز به صورت زیر تعریف شده‌اند:

$$We_j = \frac{\rho_l v_j^2 t_H}{\sigma} \quad (2)$$

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

که در روابط بالا، ρ_l چگالی آب، ρ_g چگالی هوا، v_j سرعت جریان مایع، u_g سرعت جریان گاز، t_H ضخامت صفحه مایع و σ ضریب تنش سطحی مایع می‌باشد. خواص به آب به صورت چگالی ۹۹۵ کیلوگرم بر متر مکعب، ضریب لزجت ۰/۰۰۰۸۰۲ کیلوگرم بر متر-ثانیه و تنش سطحی ۰/۰۷۲۸ نیوتن بر متر در نظر گرفته شده است. همچنین، چگالی هوا ۱/۲۲۵ کیلوگرم بر متر مکعب سنجیده شده است [۱۵]. در هر شرایط آزمایش، سه بار آزمایش‌ها تکرار شده و در هر بار ۱۲۰ عکس از جریان گرفته شده است. به کمک این تصاویر تکرارپذیری نتایج به دست آمده کاملاً تحقیق شد. در شکل ۳ تغییرات عدد وبر گاز و عدد وبر جت به ترتیب با سرعت جریان گاز و سرعت مایع خروجی از انژکتور رسم شده است. نتایج ارائه شده در این شکل مربوط به شرایط جریان آزمایش شده در پژوهش حاضر است.

پخش کننده، نور کاملاً به صورت یکنواخت توزیع می‌شود. در سمت دیگر جریان، دوربین سرعت بالا برای عکسبرداری قرار گرفته شده است. این پژوهش، از دوربین دیجیتالی نیکون ۱ جی ۴ استفاده شده است. این دوربین قادر به ثبت تصاویر با مدت زمان ۶۲/۵ میکروثانیه می‌باشد که برای آشکارسازی ناپایداری‌های سریع جریان بسیار مناسب است. همچنین برای افزایش کیفیت تصاویر، دوربین به یک لنز ماکرو نیکور مدل ای-اف-اس ۶۰ میلیمتری مجهز شده است. این دوربین قادر به ثبت تصاویر با سرعت‌های مختلف بین ۶۰ تا ۱۲۰۰ فریم بر ثانیه می‌باشد.

۳-۲- شرایط انجام آزمایش‌ها

در این پژوهش از آب لوله‌کشی شهری به عنوان سیال کاری استفاده شده است. آزمایش‌ها در سه سرعت جریان هوای ۱۴/۲ متر بر ثانیه، ۲۱/۸ متر بر ثانیه، و ۲۹/۴ متر بر ثانیه انجام شد و در هر سرعت، دبی حجمی بین ۲۰ تا ۱۲۰ لیتر بر ساعت تغییر یافت. همچنین، به منظور بررسی کامل و جامع رفتار جریان مایع، آزمایش‌ها در نسبت‌های مومنتوم و اعداد وبر مختلف انجام شدند. نسبت مومنتوم جریان مایع به مومنتوم جریان هوا به صورت زیر تعریف می‌شود:

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

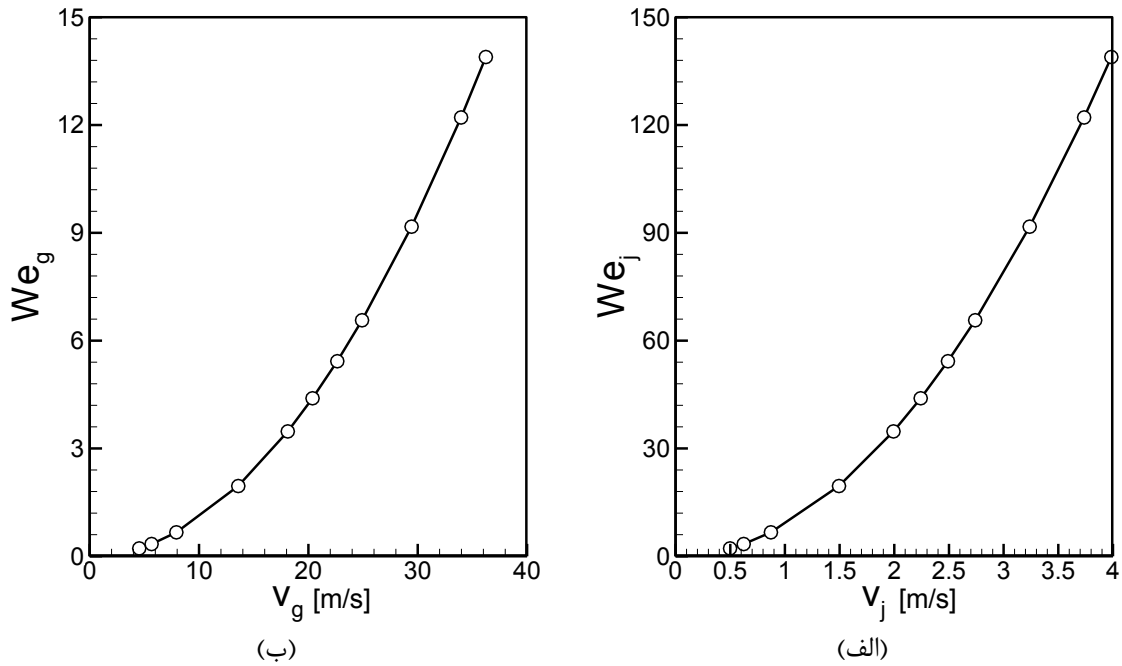


Fig. 3. Range of gas and jet Weber numbers tested in the present study

شکل ۳. بازه تغییرات اعداد وبر جت و گاز در آزمایش‌های انجام شده

۳- نتایج و بحث

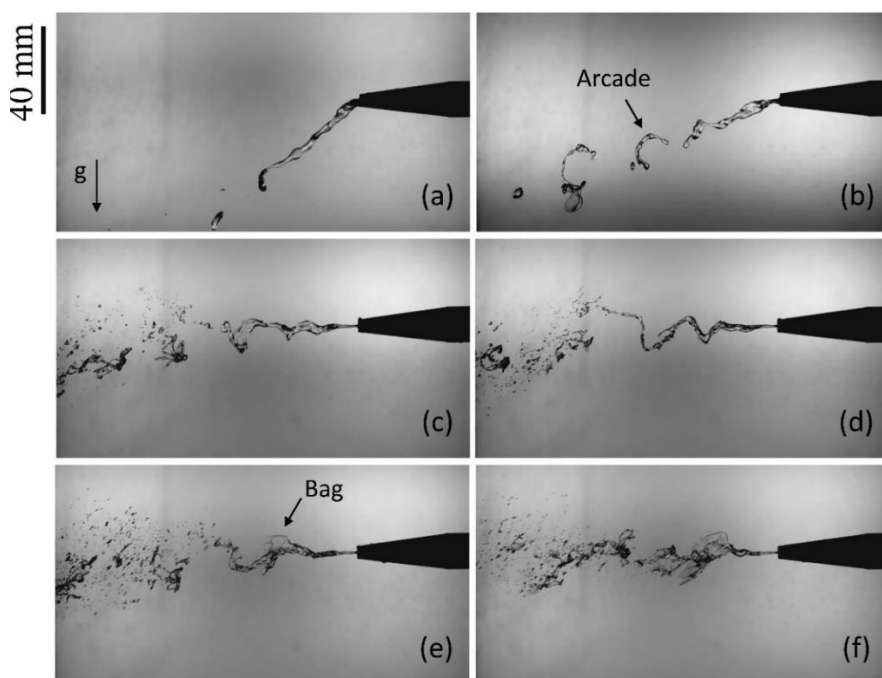
۳-۱- شناسایی فیزیک جریان

فیزیک جت‌های مایع تزریق شده به درون جریان هوای موازی و تاثیرات آن تاکنون بررسی نشده است. به همین دلیل، در این بخش از مقاله سعی شده است که ابتدا با ارائه تصاویر متعدد از شرایط جریان گوناگون، فیزیک مسئله به خوبی بیان شود. در شکل ۴ تصاویر آشکارسازی جریان در نسبت مومنتوم ثابت ۱۰ و در اعداد وبر جت مختلف آورده شده است. باید اشاره شود که برای ثابت نگه داشتن نسبت مومنتوم، عدد وبر گاز نیز متنظر با عدد وبر جت تغییر پیدا کرده است. در شکل ۴ (a) با عدد وبر جت ۳/۳۹، اینرسی جریان مایع کم بوده و چنان که دیده می‌شود اثرات نیروی گرانش بر روی جریان مایع کاملاً قوی است. در واقع اینرسی جریان جت به قدری قوی نیست که بتواند در مقابل نیروی گرانش مقاومت کند و خیلی زود جریان مایع تحت تأثیر گرانش به سمت پایین کشیده می‌شود. همچنین، می‌توان مشاهده نمود که با توجه به پایین بودن اینرسی جریان، پدیده تغییر محور نیز روی نداده است. با توجه به اینکه عدد وبر گاز نیز در این شرایط جریان ۰/۳۴ است، شکست ستون مایع تحت تأثیر آن قرار نگرفته است. در واقع شکست

جریان مایع به خاطر ناپایداری رایلی-پلاتو روی می‌دهد که با نام شکست ستونی نیز نامیده می‌شود. با توجه به چشمگیر بودن اثرات نیروی گرانش، این رژیم را رژیم ستونی-گرانشی^۱ نامگذاری کرده‌ایم.

با افزایش اینرسی جت و همچنین عدد وبر گاز، اثرات جریان هوا بر روی جریان مایع مشهود می‌شود. در شکل ۴ (b) عدد وبر جت ۶/۶۵ و عدد وبر گاز ۰/۶۶ می‌باشد. در مقایسه با شرایط قبل، دیده می‌شود که به دلیل قوی‌تر شدن اینرسی جت، اثرات نیروی گرانش ضعیف‌تر شده و زاویه کشیده شدن ستون مایع به سمت پایین کاهش یافته است. اشاره به این نکته ضروری است که با فاصله‌ی اندکی از خروجی انژکتور، پهنای جت مایع افزایش و سپس کاهش یافته است. این رفتار در واقع نشان‌دهنده وقوع پدیده‌ی تغییر محور است که در جت‌های مستطیلی رخ می‌دهد [۹]. اما مهمترین مشخصه فیزیک جت در این شرایط جریان، الگوی شکست آن است. چنان که در شکل مشاهده می‌شود، در پایین دست جریان، مایع به صورت تکه‌های کمانی شکسته شده و وارد جریان هوا می‌شود. شکست جت مایع به صورت کمانی قبلاً برای جت‌های دایروی توسط بیروک و همکاران [۱۶] نیز مشاهده شده است. وقوع این الگوی کمانی به خاطر اثرات ناپایداری رایلی-تیلور مرتبط

1 Gravity/column breakup



شکل ۴. آشکارسازی فیزیک جریان در نسبت مونتوم ثابت ۱۰ و در اعداد وبر جت (a) ۳/۳۹، (b) ۶/۶۵، (c) ۱۹/۵، (d) ۲۶/۶، (e) ۳۴/۷، (f) ۴۴

Fig. 4. Visualization of flow physics at the constant momentum ratio of 10 and jet Weber numbers of a) 3.39, b) 6.65, c) 19.5, d) 26.6, e) 34.7, f) 44.

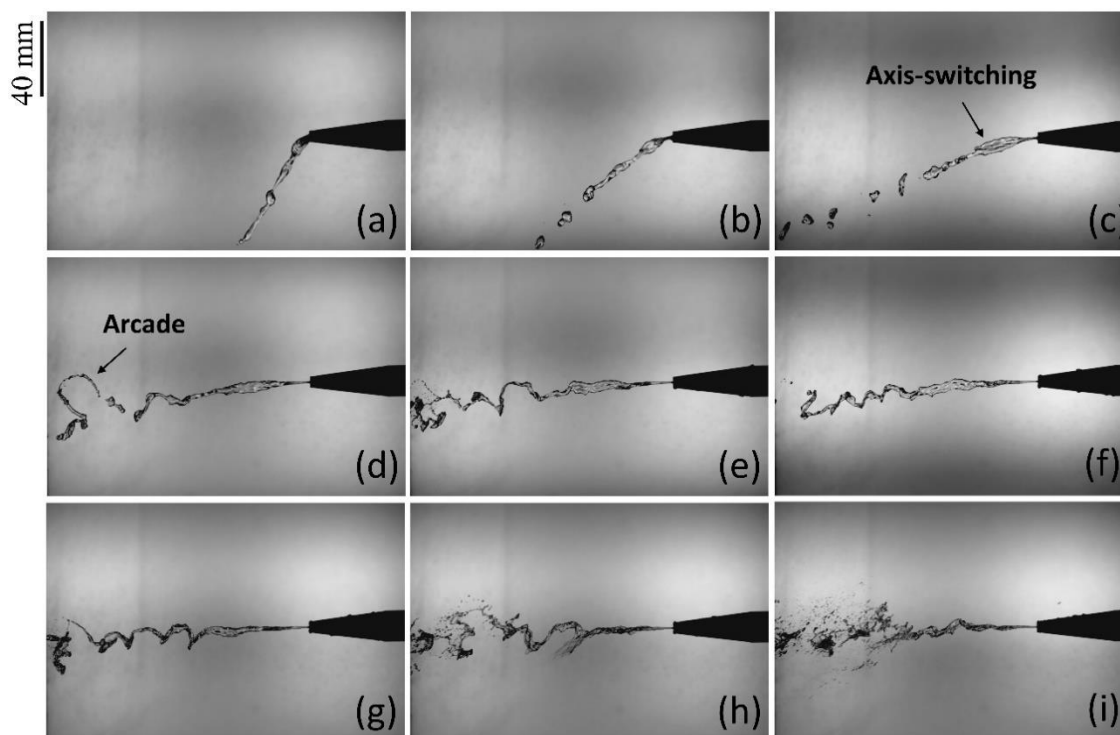
تعقرهای کوچکی بر روی جریان مایع می‌شود که در آن نواحی به صورت محلی فشار گاز به فشار سکون نزدیک می‌شود. اختلاف فشار ایجاد شده در دو سمت جریان باعث تغییر شکل جت و در نتیجه تشکیل کیسه می‌شود. باید دقت کرد که بالا بودن ضریب منطری جت و ساختار صفحه مانند آن، خود باعث ایجاد شرایط مطلوب برای تشکیل کیسه می‌شود. این رژیم به عنوان رژیم کیسه‌ای در نظر گرفته شده است. در شکل ۴ (f) اعداد وبر جت و گاز به ترتیب ۴۴ و ۴/۴ می‌باشد. در این شرایط، اثرات نیروی برشی جریان گاز بر روی جریان مایع بسیار شدید است و می‌توان گفت که شکست سطحی نیز رخ می‌دهد. البته، چنان که در شکل قابل مشاهده است، همچنان کیسه‌ها بر روی جت تشکیل و سپس منفجر می‌شوند. با توجه به اینکه در این شرایط، مکانیزم‌های شکست مختلفی به صورت همزمان فعال هستند، این رژیم را با نام رژیم شکست ترکیبی تعریف کرده‌ایم.

در شکل ۵ تصاویر آشکارسازی جریان در نسبت مونتوم ثابت ۳۰ و برای اعداد وبر جت و گاز مختلف آورده شده است. بالاتر بودن نسبت مونتوم به این معناست که اثرات اینرسی جریان مایع نسبت به اثرات جریان

است که باعث ایجاد ورتیستی و در نتیجه موج‌های متناوب بر روی جریان می‌شود [۱۵]. با توجه به این الگوی شکست، این رژیم را رژیم کمانی^۱ تعریف کرده‌ایم. در شکل‌های ۴ (c) و (d) نیز می‌توان ساختار کمانی شکل بر روی جریان جت را مشاهده کرد. البته کاملاً مشخص است که به دلیل قوی‌تر شدن اینرسی جت، اثرات نیروی گرانش بر روی آن بسیار کاهش پیدا کرده و عملاً جت به صورت مستقیم به مسیر حرکت خود ادامه داده است. از طرفی کاملاً پیدا است که با افزایش اعداد وبر جت و گاز، دامنه این موج‌ها نیز افزایش یافته است. در این شرایط جریان، شکست جت تحت تأثیر رشد ناپایداری‌های درونی جریان و همچنین نیروی برشی جریان هوا هستند که موجب تولید قطراتی ریز در پایین دست جریان شده است.

نیز بر روی جریان مایع شکل می‌گیرد. چنان که در شکل ۴ (e) مشخص شده، یک کیسه در پایین دست جریان بر روی جت شکل گرفته است. تشکیل کیسه بر روی جریان مایعی که به صورت موازی به درون جریان هوا تزریق شده می‌تواند به این دلیل باشد که ناپایداری‌های جریان موجب ایجاد

1 Arcade



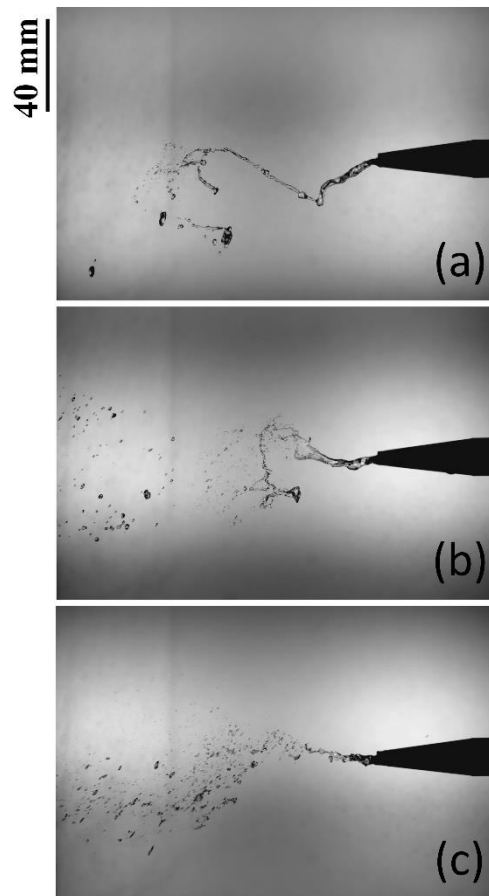
شکل ۵. آشکارسازی فیزیک جریان در نسبت موتوم ثابت ۳۰ و در اعداد وبر جت. (a) ۳/۳۹، (b) ۶/۶۵، (c) ۱۳/۶، (d) ۲۶/۶، (e) ۴۴، (f) ۵۴/۳، (g) ۶۵/۷، (h) ۹۱/۷، (i) ۱۲۲

Fig. 5. Visualization of flow physics at the constant momentum ratio of 30 and jet Weber numbers of a) 3.39, b) 6.65, c) 13.6, d) 26.6, e) 44, f) 54.3, g) 65.7, h) 91.7, i) 122.

تدریج تشدید می‌شود و بخش بیشتری از جریان را در برمی‌گیرد. دلیل این امر را می‌توان قوی‌تر شدن اثرات نیروی برشی گاز بر روی جت مایع دانست. همچنین، مقایسه این تصاویر نشان می‌دهد که ساختار عدسی مانند ناشی از تغییر محور به تدریج کوچک و کوچکتر شده تا آنکه سرانجام در شکل ۵ (g) کاملاً از بین رفته است. در حقیقت، هر چه اینرسی طولی جریان مایع افزایش می‌یابد، پدیده تغییر محور دیرتر تشکیل می‌شود و از آنجا که در پایین دست ناپایداری‌های متعدد بر روی جت ظاهر می‌شوند، به نظر می‌رسد که این پدیده دیگر شکل نمی‌گیرد. افزایش بیشتر سرعت جریان گاز باعث از بین رفتن الگوی نسبتاً منظم موج‌های کمانی بر روی سطح ستون مایع می‌شود در شکل‌های ۵ (h) و (i) به وضوح می‌توان مشاهده کرد که تشدید اثرات گاز باعث شده که ساختار جریان مایع در پایین دست کاملاً به هم ریخته و نواحی با تراکم بالا از قطرات ریز تشکیل شود.

هوا قوی‌تر است که این امکان بررسی بهتر برخی از پدیده‌ها رو ممکن می‌سازد. در تصاویر (a)، (b) و (c) که اینرسی جریان پایین است، نیروی گرانش باعث شده است که خیلی سرعت جت مایع به سمت پایین متمایل شود. البته واضح است که این کشیدگی در شکل ۵ (c) بسیار کمتر از شکل ۵ (a) با اینرسی پایین‌تر است. وقوع پدیده تغییر محور به صورت واضح در این تصاویر قابل بررسی است. تصویر (b) این پدیده هر چند کوچک شکل گرفته است اما با افزایش اینرسی جریان مایع دیده می‌شود که در شکل ۵ (c) این پدیده کاملاً رشد یافته و نمایان است. باید اشاره کرد که نتایج جابری و تاجفر [۱۷] نشان داد که برای جت‌های مستطیلی با ضریب منطری بالا، پدیده تغییر محور تنها یک بار در طول ستون جت مایع رخ می‌دهد.

با افزایش اعداد وبر جت و گاز، الگوی کمانی شکل به تدریج بر روی ستون جت ظاهر می‌شود. در شکل ۵ (d) با عدد وبر جت ۲۶/۶ و عدد وبر گاز ۰/۸۹ می‌توان تکه کمانی شکل جدا شده از جریان مایع را مشاهده کرد. دنبال کردن تصاویر (d)، (e) و (f) نشان می‌دهد که الگوی کمانی شکل به

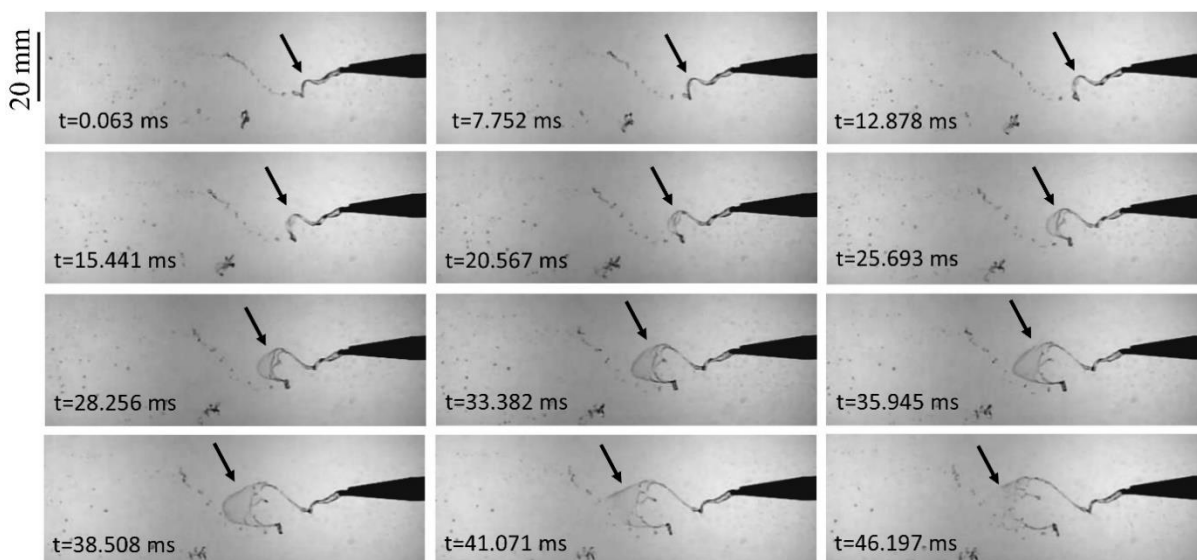


شکل ۶. بررسی اثرات عدد وبر گاز بر روی فیزیک جریان در عدد وبر جت ثابت ۳/۳۹ و در اعداد وبر گاز (a) ۲/۱۴ (b) ۵/۰۴ (c) ۹/۲.

Fig. 6. Effects of gas Weber number on the physics of flow at the constant jet Weber number of 3.39 and gas Weber numbers of a) 2.4, b) 5.04, c) 9.2.

بر جریان مایع موجب ایجاد یک اختلاف فشار بین دو سمت جریان مایع و در نتیجه ایجاد کیسه بر روی آن می‌شود. شکل‌گیری و توسعه زمانی این فرآیند در شکل ۷ آمده است. تصاویر این شکل با سرعت ۱۲۰۰ فریم بر ثانیه ثبت شده‌اند و مدت نورگیری هر فریم ۶۴/۵ میکروثانیه بوده است. به خوبی می‌توان مشاهده نمود که کمان اولیه بر روی جت مایع به تدریج در جهت جریان گاز رشد کرده و تحت تأثیر نیروهای آیرودینامیکی متورم می‌شود. کیسه شکل گرفته به تدریج بزرگ می‌شود تا این که نهایتاً به دلیل نازک شدن غشای آن شکسته می‌شود. در رژیم جریان مرتبط با شکل ۶ (a) این فرآیند به طور متناوب شکل می‌گیرد و رشد و شکست کیسه در جهت جریان موجب ایجاد الگوی شلاقی می‌شود. همچنین، در این شرایط جریان کیسه‌های متعددی شکل می‌گیرد به گونه‌ای که حتی قطرات بزرگ جدا شده از جریان در پایین‌دست تبدیل به کیسه می‌شوند.

به منظور شناسایی بهتر فیزیک مسئله، اثرات جریان هوای و عدد وبر گاز بر روی فیزیک مسئله بررسی شده است. به این منظور تصاویر جریان در دو عدد وبر جت ثابت ۳/۳۹ و ۱۲۲ و برای هر یک، در اعداد وبر گاز ۲/۱۴، ۵/۰۴ و ۹/۲ داده شده است. در شکل ۶ تصاویر آشکارسازی مربوط به عدد وبر ۳/۳۹ و در شکل ۷ تصاویر آشکارسازی مربوط به عدد وبر ۱۲۲ داده شده است. در شرایط جریان مربوط به شکل ۶، اینرسی جریان مایع بسیار پایین است و بنابراین می‌توان اثرات جریان گازی را به خوبی بر روی آن بررسی کرد. در تصویر (a) جریان مایع پس از شکسته شدن توسط جریان هوا کشیده می‌شود و الگویی شلاقی را تشکیل می‌دهد. تشکیل این الگو به دلیل تشکیل و شکست کیسه است. در واقع جت مایع تحت تأثیر گرانش به سمت پایین کشیده می‌شود که همین حرکت موجب می‌شود که نیروی وارد آن از طرف جریان هوا افزایش یابد. افزایش نیروی آیرودینامیکی وارد



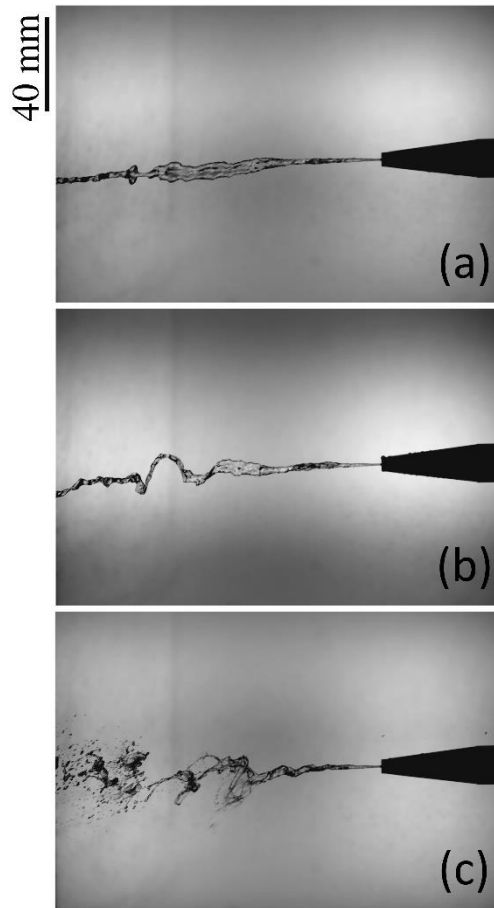
شکل ۷. توسعه زمانی تشکیل و شکست کیسه

Fig. 7. Temporal evolution of development and collapse of bag.

و تنها اندکی تحت تأثیر نیروی گرانش به سمت پایین کشیده شده است. همچنین ساختار تغییر محور نیز تقریباً دست نخورده باقی مانده است که نشان می‌دهد اثرات جریان گازی ناچیز بوده است. این رژیم که در آن جریان مایع تقریباً تنها تحت تأثیر اینرسی خود جت است، با نام رژیم ستونی تعریف شده است. در شکل ۸ (b) عدد وبر گاز افزایش یافته و به ۵/۰۴ رسیده است. آشکارسازی جریان به خوبی نشان می‌دهد که بر روی سطح جت کمان‌های متناوب شکل گرفته است. این کمان‌ها که در واقع موج‌های سینوسی هستند به دلیل افزایش نیروی برشی بین جریان گاز و مایع شکل می‌گیرند [۱۸]. همچنین، در مقایسه با آشکارسازی شکل ۸ (a) می‌توان مشاهده کرد که ساختار تغییر محور نیز از بین رفته است. با افزایش بیشتر عدد وبر گاز در شکل ۸ (c) دیده می‌شود که اثرات جریان هوا بر روی جت مایع کاملاً تشدید شده است. مطابق شکل، در پایین‌دست جریان ناحیه‌ی پرتراکم از قطرات تشکیل شده که به خاطر شکست سریع جت مایع ایجاد شده است. تشکیل و شکست کیسه با فرکانس بالا، شکست سطحی و همچنین شکست ناشی از ناپایداری‌های جریان مکانیزم‌های اصلی شکست در این شرایط جریان می‌باشند.

با افزایش عدد وبر گاز و تشدید اثرات جریان هوا، طول شکست جت مایع کاهش پیدا می‌کند. در شکل ۶ (b) می‌توان مشاهده کرد که به دلیل تشدید اثرات نیروی گاز، شکست جت مایع تسریع یافته است، اگر چه همچنان ساختار شلاقی را می‌توان به وضوح مشاهده کرد. در واقع، با توجه به افزایش سرعت جریان هوا و افزایش پس‌آی آیرودینامیکی وارد بر جت مایع، کیسه در فاصله نزدیکتری از خروجی انژکتور تشکیل می‌شود. نهایتاً در شکل ۶ (c) که دارای بالاترین عدد وبر گاز است دیده می‌شود که رفتار جت مایع کاملاً تغییر یافته است. در واقع، جت مایع هیچ فرصتی برای پیشروی دورن جریان هوا را ندارد و بلافاصله پس از خروج از نازل شکسته و اسپری می‌شود. در این عدد وبر گاز، نیروی برشی وارد بر جت مایع ناشی از جریان هوا آن قدر قوی است که شکست سطحی با آهنگ بالایی رخ می‌دهد و موجب تشکیل قطرات ریز می‌شود.

در شکل ۸ اثرات عدد وبر گاز در عدد وبر جت بالاتر ۱۲۲ بررسی شده است. در این حالت اینرسی جت مایع بسیار بالاتر است و اثرات جریان گاز و نیروی گرانش کمتر هستند. در شکل ۸ (a) غلبه اینرسی جریان مایع چنان بالاست که مایع به صورت خط تقریباً مستقیمی به مسیر خود ادامه می‌دهد



شکل ۸. بررسی اثرات عدد وبر گاز بر روی فیزیک جریان در عدد وبر جت ثابت ۱۲۲ و اعداد وبر گاز (a) ۲/۱۴ (b) ۵/۰۴ (c) ۹/۲

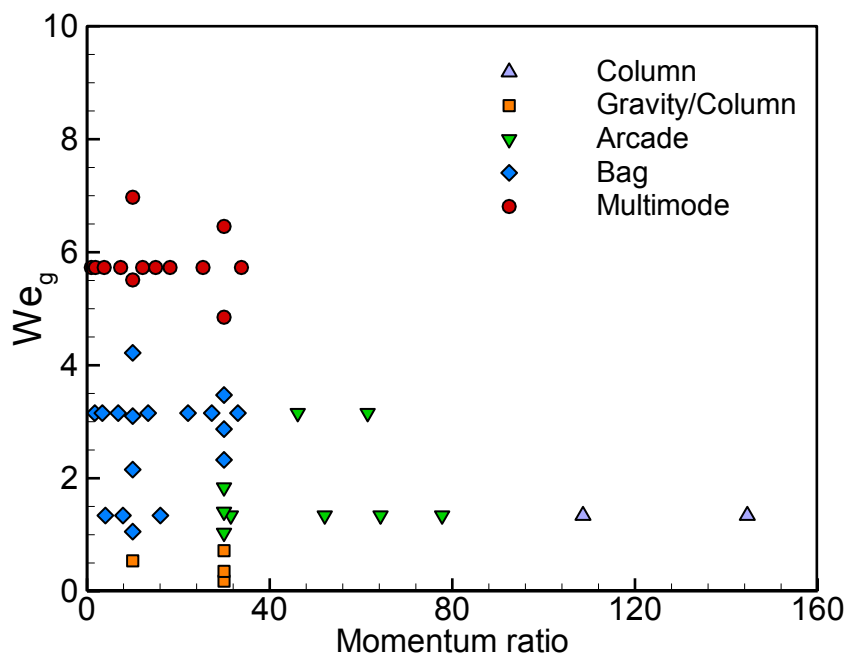
Fig. 8. Effects of gas Weber number on the physics of flow at the constant jet Weber number of 122 and gas Weber numbers of a) 2.14, b) 5.04, c) 9.2.

نوشت. با توجه به فیزیک مسئله که به کمک تصاویر آشکارسازی کاملاً بررسی شد، پنج رژیم مختلف که عبارتند از رژیم ستونی، رژیم ستونی/گرانشی، رژیم کمانی، رژیم کیسه و رژیم ترکیبی تعریف شد. در رژیم ستونی (شکل ۸ (a)) جت مایع تحت تأثیر اندکی از نیروهای گرانش و آیرودینامیکی قرار دارد و ستون جت مسیر مستقیمی را طی می‌کند. در رژیم ستونی/گرانشی (شکل ۴ (a)) اثرات نیروی گرانش بسیار قوی هستند و ستون جت خیلی سریع به سمت پایین کشیده می‌شود. در رژیم کمانی (شکل ۴ (c)) موج‌های کمانی شکل بر روی سطح جت پدیدار شده که این کمان‌ها در پایین دست شکسته شده و از جریان اصلی جدا می‌شوند. رژیم کیسه‌ای (شکل ۴ (e)) با شکل‌گیری و شکست کیسه‌ها همراه است و نهایتاً در رژیم ترکیبی (شکل ۴ (f)) مکانیزم‌های مختلف شکست همزمان باعث شکست جت می‌شوند. تفکیک این رژیم‌ها به خوبی در شکل ۹ انجام شده است.

با توجه به مشاهدات تجربی صورت گرفته در این پژوهش و با در نظر گرفتن این واقعیت که پیش از این مطالعه جامعه‌ای بر روی جت‌های مستطیلی با ضریب منطری بالا در جریان موازی گازی صورت نگرفته بود، یک تعریف و دسته‌بندی برای رژیم‌های مختلف جریان ارائه شد. ویژگی‌های فیزیکی این رژیم‌ها به کمک تصاویر آشکارسازی توضیح داده شد. اما در این بخش نقشه‌ای برای شناسایی رژیم جریان در شرایط مختلف ارائه شده است. این نقشه در شکل ۹ ارائه شده است که در آن عدد وبر گاز و نسبت مومنتوم پارامترهای تعیین رژیم هستند. البته باید توجه داشت که با توجه به رابطه (۱) می‌توان نوشت که:

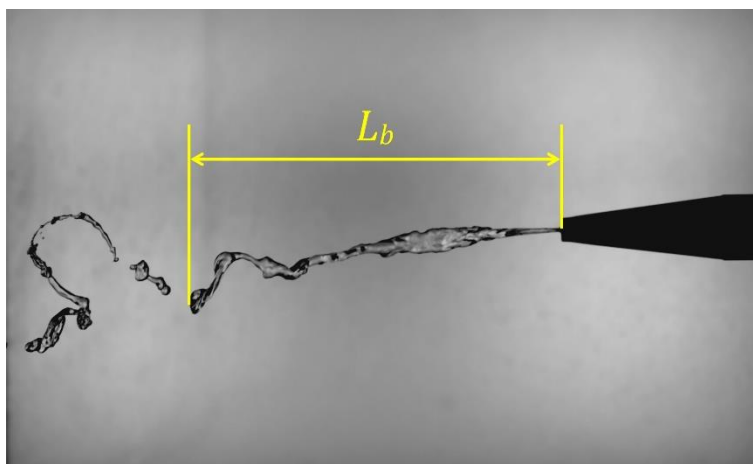
$$q = \frac{We_j}{We_g} \quad (4)$$

بنابراین نقشه شکل ۹ را می‌توان با در نظر گرفتن عدد وبر جت نیز



شکل ۹. نقشه دسته‌بندی رژیم‌های مختلف

Fig. 9. Regime map of different flow regimes.

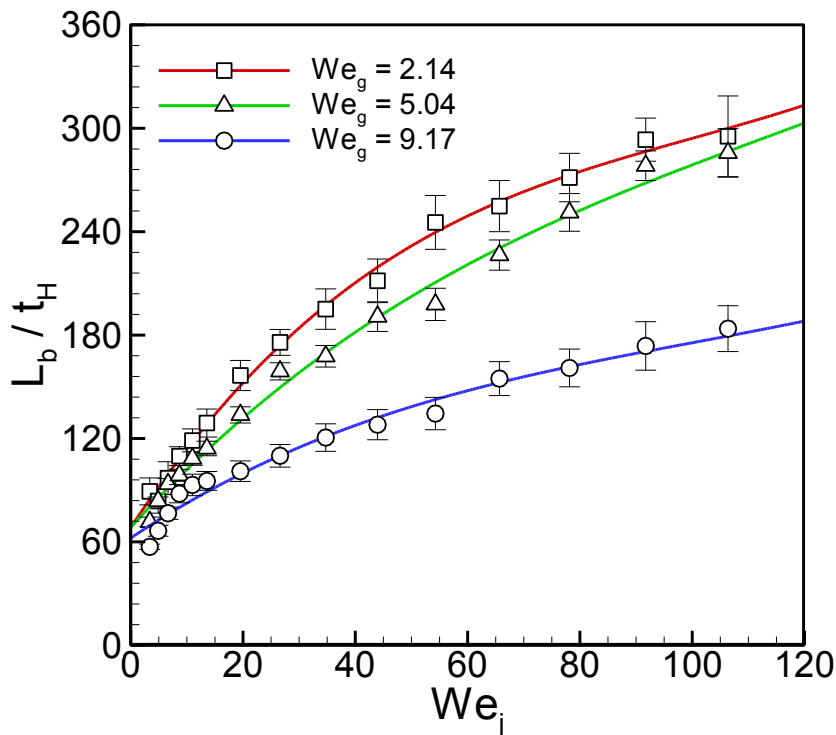


شکل ۱۰. تعریف طول شکست جت مایع

Fig. 10. Definition of liquid jet breakup length.

است چرا که تعیین می‌کند ناحیه اتمیزاسیون یا قطرات از کجا آغاز می‌شود. با توجه به اینکه در مسئله حاضر نیروی گرانشی در بعضی شرایط موجب تغییر مسیر جت به سمت پایین می‌شود، ابتدا باید طول شکست در این مسئله تعریف شود. مطابق شکل ۱۰ طول شکست تنها تابعی از فاصله نقطه شکست تا نقطه خروجی انژکتور در نظر گرفته شده است. در واقع تغییرات

یکی از مهمترین مشخصه‌های جت‌های مایع که به دورن جریان گازی تزریق می‌شوند، طول شکست است. چنان که بحث شد شکست جت مایع تحت تأثیر نیروهای مختلفی است که به جریان وارد می‌شود و بنابراین طول شکست جت مایع به طور مستقیم نتیجه تقابل بین نیروهای مختلف وارد جت مایع است. از نظر کاربردی همچنین طول شکست پارامتر بسیار مهمی



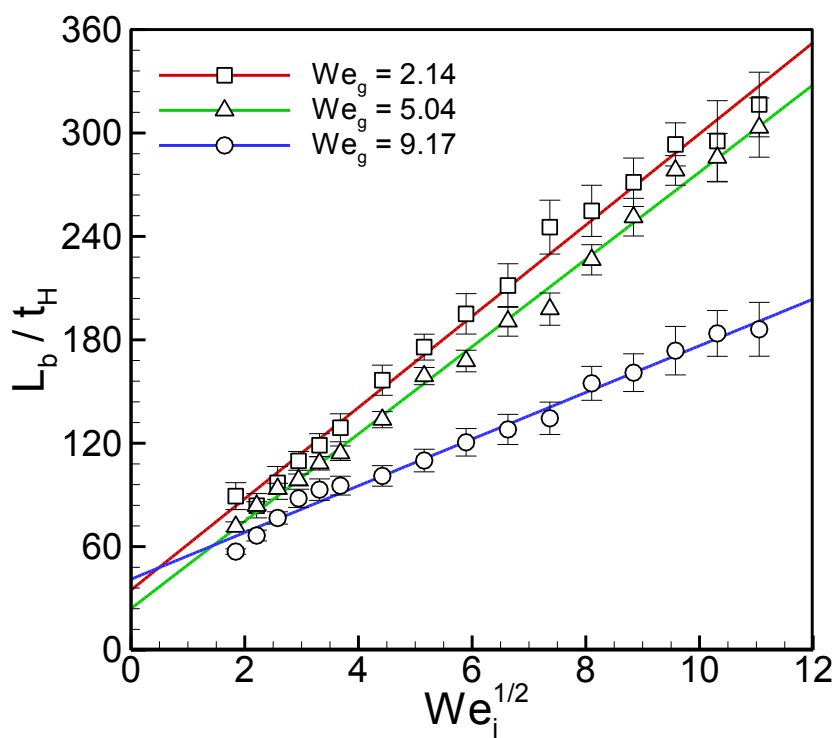
شکل ۱۱. تغییرات طول شکست جت مایع با عدد وبر جت

Fig. 11. Variation of liquid jet breakup length with jet Weber number.

سرعت خروجی و به دنبال آن اینرسی جت افزایش یابد، قدرت نفوذ آن به درون محیط گازی افزایش یافته و طول شکست بیشتر می‌شود. افزایش طول شکست البته خطی نیست بلکه در ابتدا با شیب تندی رشد کرده و سپس با افزایش بیشتر عدد وبر جت شیب آن کاهش می‌یابد. خطوط رسم شده در این شکل بهترین برازش تابع چند جمله‌ای بر روی نتایج است. همچنین مشاهده می‌شود که عدم قطعیت نتایج با افزایش عدد وبر جت افزایش یافته است. هر چه سرعت جت مایع افزایش پیدا می‌کند، به دلیل بالا رفتن عدد رینولدز، آشفتگی‌های جریان و ناپایداری‌های ظاهر شد بر روی جریان مایع نیز تشدید می‌شوند. این ناپایداری‌ها نقش مهمی در شکسته شدن جت مایع دارند و چون ذاتاً نامنظم هستند، موجب افزایش نوسانات طول شکست می‌شوند. به همین دلیل، عدم قطعیت طول شکست جت مایع در اعداد وبر جت بالا افزایش یافته است.

عرضی نقطه شکست در این تعریف گنجانده نشده است. این تعریف از آن جهت ارائه شده است که در بسیار از شرایط جریان نقطه عرضی شکست جت مایع دارای نوسان زیاد بوده و اطلاعات مفیدی از آن قابل استخراج نمی‌باشد. برای هر شرایط جریان طول شکست جت مایع برای ۵۰ تصویر متوالی با فاصله زمانی ۸/۲۷ میلی‌ثانیه به دست آمده و سپس میانگین‌گیری شده است. خطای ناشی از اندازه‌گیری پارامترها از تصاویر آشکارسازی به کمک روش‌های آماری به دست آمده و به صورت میله خطا بر روی نتایج گزارش شده است. شرح مفصل این روش محاسبه عدم قطعیت نتایج به طور مفصل در پژوهش قبلی نویسندگان ارائه شده است [۱۹].

در شکل ۱۱ تغییرات طول شکست جت مایع با عدد وبر جت و برای سه عدد وبر گاز مختلف داده شده است. در این نمودار نتایج طول شکست با ضخامت جت مستطیلی بی‌بعد شده است. چنان که در شکل دیده می‌شود افزایش عدد وبر جت موجب افزایش طول شکست می‌شود. در واقع هر چه



شکل ۱۲. تغییرات طول شکست جت مایع با مجذور عدد وبر جت

Fig. 12. Variation of liquid jet breakup length with square of jet Weber number.

صورت عمودی به درون جریان گازی تزریق می‌شود اما در این پژوهش جریان خروجی از انژکتور به صورت موازی به درون یک جریان هوای فרו صوت تزریق شد. در این پژوهش تجربی از روش آشکارسازی سایه‌نگاری بهره گرفته شد. همچنین از یک دوربین سرعت بالا برای ثبت تصاویر استفاده شد. به منظور کمینه کردن اثرات گردابه‌ها بر روی جریان مایع، از یک نگهدارنده با طراحی ویژه استفاده شد. این نگهدارنده به شکل قوسی ساخته شد تا ضمن قرار دادن انژکتور در مرکز اتاقک آزمون تونل باد، کمترین مقدار گردابه را بر روی جریان مایع القا کند. با توجه به اینکه این مسئله پیش از این بررسی نشده بود، آزمایش‌ها در بازه گسترده‌ای از اعداد وبر جت و گاز، و در نسبت مومتموم‌های مختلف انجام شد. عدد وبر جت بین ۳ تا ۱۲۰ و عدد وبر گاز بین ۰/۲ تا ۱۳ تغییر پیدا کرد. به کمک تصاویر آشکارسازی، فیزیک مسئله به طور کامل شناسایی و تفسیر شد. بنابر مشاهدات انجام شده، پنج رژیم مختلف برای این جریان پیشنهاد شد: رژیم ستونی، رژیم ستونی/گرانشی، رژیم کمائی، رژیم کیسه و رژیم ترکیبی. همچنین یک نقشه دسته‌بندی برای

نتایج طول شکست در شکل ۱۲ نسبت به مجذور عدد وبر رسم شده است. مشاهده می‌شود که تغییرات طول شکست بدون بعدی با مجذور عدد وبر جت کاملاً خطی است. همچنین، اثرات عدد وبر گاز بر روی طول شکست به خوبی قابل شناسایی است. در هر دو شکل ۱۱ و ۱۲ دیده می‌شود که افزایش عدد وبر گاز موجب کاهش شدید طول شکست شده است. در شکل ۱۲ شیب افزایش طول شکست با عدد وبر جت به شدت با افزایش عدد وبر گاز کاهش یافته است. این نتیجه‌گیری نشان می‌دهد که افزایش اثرات آیرودینامیکی جریان هوا باعث تشدید ناپایداری‌های جریان مایع و در نتیجه شکست سریع‌تر آن می‌شود.

۴- نتیجه‌گیری

به منظور کنترل و بهبود جریان مایع خروجی از انژکتورها، یک نازل مستطیلی با ضریب منظری ۲۱ و ضخامت ۰/۶۴ مورد مطالعه قرار گرفت. به منظور افزایش اختلاط جریان مایع با جریان گازی، معمولاً جت مایع به

- jets, Annual review of fluid mechanics, 31(1) (1999) 239-272.
- [4] T. Kasyap, D. Sivakumar, B. Raghunandan, Breakup of liquid jets emanating from elliptical orifices at low flow conditions, Atomization and Sprays, 18(7) (2008).
- [5] G. Amini, A. Dolatabadi, Axis-switching and breakup of low-speed elliptic liquid jets, International Journal of Multiphase Flow, 42 (2012) 96-103.
- [6] C. Muthukumaran, A. Vaidyanathan, Experimental study of elliptical jet from sub to supercritical conditions, Physics of Fluids, 26(4) (2014) 044104.
- [7] A. Jaber, M. Tadjfar, A. Sheidani, Experimental Comparison of Breakup and Flow Characteristics of Rectangular and Elliptical Water Jets, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 51(6) (2020) 1201-1216 (in Persian)
- [8] P. Sharma, T. Fang, Breakup of liquid jets from non-circular orifices, Experiments in fluids, 55(2) (2014) 1-17.
- [9] 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.
- [10] M. Aliyoldashi, M. Tadjfar, A. Jaber, Entrance length effects on the flow features of rectangular liquid jets, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, (2020) 0954410020968445.
- [11] M.R. Morad, M. Nasiri, G. Amini, Axis-switching and breakup of rectangular liquid jets, International Journal of Multiphase Flow, 126 (2020) 103242.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] R. Shokri, M. Tadjfar, A. Jaber, Rectangular Liquid Jets Injected Transversely into Subsonic Crossflow,

متمایز کردن این رژیم‌ها از همدیگر ارائه شد. در این نقشه دسته‌بندی عدد و بر گاز و نسبت مومنتوم متغیرهای تعیین‌کننده رژیم جریان بودند. همچنین، طول شکست جت مایع به عنوان مشخصه‌ی مهم جریان اندازه‌گیری و گزارش شد. نتایج به دست آمده نشان داد که با اینرسی جریان مایع طول شکست جت مایع و نفوذ آن به درون جریان گاز افزایش می‌یابد. همچنین، تشدید اثرات آیرودینامیکی جریان گازی موجب شکست سریعتر و کاهش طول شکست جت مایع می‌شود.

۵- فهرست علائم

علائم انگلیسی

طول شکست، mm	L_b
نسبت مومنتوم جت مایع به گاز	q
ضخامت جت مایع، mm	t_H
سرعت گاز، m/s	u_g
سرعت جت مایع، m/s	v_j
عدد و بر گاز	We_g
عدد و بر جت	We_j

علائم یونانی

چگالی گاز، kg/m ^۳	ρ_g
چگالی مایع، kg/m ^۳	ρ_j
کشش سطحی، N/m	σ

زیرنویس

گاز	g
جت مایع	j

منابع

- [1] S. Kooij, R. Sijs, M.M. Denn, E. Villermaux, D. Bonn, What determines the drop size in sprays?, Physical Review X, 8(3) (2018) 031019.
- [2] M. Birouk, N. Lekic, Liquid jet breakup in quiescent atmosphere: A review, Atomization and Sprays, 19(6) (2009).
- [3] E. Gutmark, F. Grinstein, Flow control with noncircular

- flow and breakup of two-dimensional liquid jets, in: ASME-JSME-KSME 2019 8th Joint Fluids Engineering Conference, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection.
- [18] A. Mansour, N. Chigier, Disintegration of liquid sheets, *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*, 2(5) (1990) 706-719.
- [19] 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 Digital Collection, 2018.
- Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 53(Issue 5 (Special Issue)) (2021) 1-1 (in Persian)
- [15] A. Jaber, M. Tadjfar, Two-dimensional Liquid Sheet in Transverse Subsonic Airflow, *Experimental Thermal and Fluid Science*, (2020) 110326.
- [16] M. Birouk, B.J. Azzopardi, T. Stähler, Primary Breakup of a Viscous Liquid Jet in a Cross Airflow, *Particle & Particle Systems Characterization: Measurement and Description of Particle Properties and Behavior in Powders and Other Disperse Systems*, 20(4) (2003) 283-289.
- [17] A. Jaber, M. Tadjfar, Experimental investigation on

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

A. Alimehr, M. Tadjfar, A. Jaber, *Experimental Investigation of a High Aspect Ratio Rectangular Liquid Jet in Parallel Airflow*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 53(11) (2022) 5429-5444.

DOI: 10.22060/mej.2021.19726.7096



