

مطالعه تجربی جت مایع در جریان پاشش متقاطع توسط تکنیک

شلرین

| | | |
|--|---|--|
| <p>احسان موحدنژاد^۳</p> <p>بخش تحقیق و توسعه</p> <p>شرکت مهندسی و ساخت توربین مینا</p> | <p>فتح‌اله امی^۲</p> <p>دانشکده مهندسی مکانیک</p> <p>دانشگاه تربیت مدرس</p> | <p>راحله اخوین انصاری^۱</p> <p>دانشکده مهندسی مکانیک</p> <p>دانشگاه تربیت مدرس</p> |
|--|---|--|

(تاریخ دریافت: ۹۴/۹/۲۲؛ تاریخ پذیرش: ۹۵/۹/۱۳)

چکیده

تحقیق پیش رو به منظور بررسی تجربی نوع شکست و میزان نفوذ جت مایع در جریان پاشش متقاطع صورت گرفته است. برای مطالعه پارامترهای موردنظر از تکنیک شلرین استفاده شده است. این تکنیک ترکیبی از آینه‌های مقعر و عدسی‌های محدب است که در صورت وجود دوربین پرسرعت و منبع نور مناسب امکان ثبت تصاویر مفید و کاربردی وجود خواهد داشت. در نهایت، با پردازش تصاویر توسط نرم‌افزار می‌توان به اطلاعات موردنیاز دست یافت. آزمایش در دما و فشار محیط و سرعت گاز مادون صوت انجام شد. دو عامل مهم بر میزان نفوذ جت، نسبت شارمومنتوم و عدد وبر می‌باشند. در این تحقیق، نسبت شارمومنتوم بین ۳۲ تا ۵۷ و عدد وبر گاز بین ۰/۵ تا ۱ در نظر گرفته شده‌اند. دو نوع شکست قابل مشاهده است: شکست ستونی و شکست سطحی. ارتباطی بین نفوذ جت با نسبت شارمومنتوم، عدد وبر، طول شکست در جهت جریان و طول شکست در راستای عمود بر جریان به دست آمده است. طبق نتایج، کاهش سرعت جریان گاز و افزایش نسبت شارمومنتوم افزایش نفوذپذیری را در پی دارد. همچنین، شکست سطحی تولید ذرات بیشتری را نسبت به شکست ستونی به همراه دارد.

واژه‌های کلیدی: تکنیک شلرین، پاشش متقاطع، نسبت شارمومنتوم، عدد وبر، نفوذ عمودی

An Experimental Study of Liquid Jet into a Cross Flow, Based on Schlieren Technique

| | | |
|--|---|---|
| <p>R. Akhavein Ansari</p> <p>Mechanical Engineering Department Tarbiat Modares University</p> | <p>F. Ommi</p> <p>Mechanical Engineering Department Tarbiat Modares University</p> | <p>E. Movahednejad</p> <p>Mapna Turbine Engineering and Manufacturing Company (TUGA)</p> |
|--|---|---|

(Received: 13/December/2015; Accepted: 3/December/2016)

ABSTRACT

An experimental study has been performed to study the nature of breakup and penetration of liquid jets injected transversely into cross gas streams. The Schlieren technique was used to study the liquid jet breakup and penetration. This technique include concave mirrors and convex lens which will be useful when used with a high speed camera and a suitable light source. The resulting images are then processed and analyzed, using a processing software for studying the effects of various parameters on spray penetration. Experiment was carried out at ambient conditions and subsonic gas flow. Liquid-to-air momentum flux ratio (q - varied from 32 to 57) and Weber number (from 0.5 to 1) were the principal liquid jet operating parameters. Two modes of breakup have been noticed: column breakup and surface breakup. A correlation has been developed to predict the jet penetration with respect to q . Decrease of cross-flow velocity and increase of gas to liquid ratio are found to increase the penetration. Moreover, surface breakup produces droplets more than column breakup.

Keywords: Schlieren Technique, Jet-into-Cross Flow, Momentum Flux Ratio, Weber Number, Vertical Penetration

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: raransari2@gmail.com
 ۲- دانشیار (نویسنده پاسخگو): f.ommi@modares.ac.ir
 ۳- دکتری: movahednejad.ehsan@mapnaturbine.com

فهرست علائم و اختصارات

| | |
|-----------|------------------------|
| d | قطر، mm |
| \dot{m} | دبی جرمی، kg/s |
| q | نسبت شار مومنتوم |
| Re | عدد رینولدز |
| V | سرعت، m/s |
| We | عدد وبر |
| X | طول افقی شکست جت سیال |
| Y | طول عمودی شکست جت سیال |

علائم یونانی

| | |
|----------|----------------------------|
| μ | ویسکوزیته دینامیکی، kg/m.s |
| ρ | چگالی، kg/m ³ |
| σ | کشش سطحی، N/m |

زیرنویس‌ها

| | |
|------|-----------------|
| cf | جریان عرضی |
| f | سیال واقعی |
| j, L | جت سیال |
| o | نازل |
| T | سیال آزمایشگاهی |

۱- مقدمه

یکی از بهترین شیوه‌های ترکیب دو سیال در زمان کوتاه و فضای کم، استفاده از روش پاشش متقاطع است. پاشش سوخت مایع به درون جریان گاز به طور گسترده در محفظه احتراق موتورهای توربین گازی به کار می‌رود. تزریق عمودی نه تنها در خنک‌کاری محفظه‌های احتراق، بلکه در قسمت افزاینده قدرت موتور توربوجت یا پس‌سوز و در محفظه احتراق موتورهای رم‌جت و اسکرم‌جت کاربرد دارد. در این شیوه، تزریق سوخت از دیواره محفظه احتراق و یا شعله نگهدار^۱ به صورت عمودی انجام می‌شود. از دیگر کاربردهای این روش می‌توان به ایجاد شعله پیش‌آمیخته در محفظه‌های احتراق اشاره کرد، در این روش سوخت و اکسیدکننده قبل از احتراق و در خارج از محفظه به صورت یکنواخت با یکدیگر مخلوط شده و سپس مشتعل می‌گردند. گاهی در طراحی موتور برای اجتناب از برخورد جت پاشش با دیواره‌ی محفظه نیاز به عمق نفوذ کمتر

و برای اختلاط بهتر اکسیدکننده و احیاکننده نیاز به عمق نفوذ بیشتری است. در نتیجه لازم است عمق نفوذ فواره در راستای محوری و افقی تحت شرایط مختلف بررسی گردد. تلاش‌های زیادی در جهت بررسی نوع شکست جت سیال [۵-۱]، میزان نفوذپذیری [۷، ۶، ۳] و ساختار جت سیال [۸، ۵، ۳] صورت گرفته است. روش شلرین ترکیبی از آینه‌های مقعر و عدسی محدب است که با بزرگ‌نمایی فرایندها و ثبت تصاویر توسط دوربین مناسب، امکان مطالعه جزئی و دقیق‌تر را فراهم می‌آورد. ستلز در کتاب خود به طور کامل در مورد پیشینه شلرین و محققانی که بر روی آن کار کرده‌اند بحث کرده است، که می‌توان این کتاب را یکی از بهترین مراجع در زمینه استفاده از روش‌های نوری جهت مشاهده فرایندهای متفاوت به شمار آورد [۹]. افراد زیادی از سامانه شلرین برای به تصویر کشیدن انواع جریان پاشش در شرایط مختلف استفاده کرده‌اند [۱۴-۱۰]. شدوگرافی روش نوری دیگری است که استفاده از آن به کثرت در گزارشات دیده می‌شود. سلام و همکاران به وسیله سامانه شدوگرافی به بررسی شکست جت سیال در جریان پاشش متقاطع پرداختند. یانگ‌هیو از روش شلرین برای آنالیز جت پاشش سوخت در جریان پاشش متقاطع فراسوت بهره‌گرفت، او زاویه‌ی پاشش سوخت و اثر فشار محوری بر فواره را مورد بحث و تحلیل قرار داد [۸]. اردم و همکاران روی خصوصیات پاشش متقاطع و نفوذ هوا، کربن‌دی‌اکسید و هلیوم با سرعت صوت در جریان ماخ ۵ تحقیق کردند. آنها دریافتند کربن‌دی‌اکسید کمترین نفوذ و جت هلیوم دارای بیشترین نفوذ در مقایسه با جت هوا است [۷].

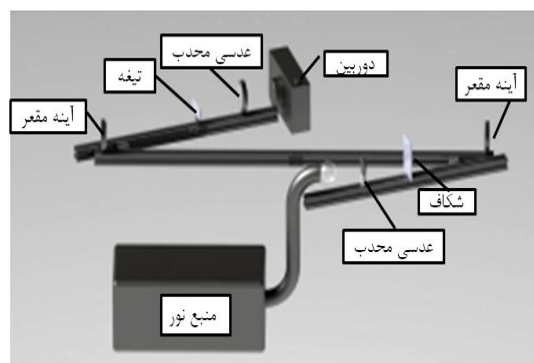
هدف از اجرای این پروژه به تصویر کشیدن جت سیال به‌منظور بررسی نوع شکست، فاصله عمودی و افقی محل شکست اولیه جت و میزان نفوذ مایع به درون جریان هوا با استفاده از روش نوری شلرین است که با بزرگ‌نمایی فرآیند و ثبت تصاویر، امکان مطالعه اثر نسبت شارمومنتوم و عدد وبر گاز بر نوع شکست جت سیال و میزان نفوذپذیری را فراهم می‌سازد.

۲ - مجموعه آزمایش

در این بخش تجهیزات عکسبرداری و خصوصیات بخش تست بیان می‌گردد.

۱-۲- تجهیزات عکسبرداری

برای به تصویر کشیدن ضریب شکست و تغییرات چگالی در فازهای مایع، گاز، مایع و جامد می‌توان از روش‌های نوری استفاده کرد. یکی از این روش‌های نوری روش شلرین است. شلرین ناهمگونی‌های نوری در مواد شفاف است که چشم انسان قادر به دیدن آنها نیست. این ناهمگونی‌ها، تفاوت‌های محلی نوری در طول مسیر هستند که باعث انحراف نور می‌گردند. انحراف نور می‌تواند نواحی تاریک و روشن یا تغییرات رنگی در یک تصویر ایجاد کند. شلرین بر مبنای تغییر ضریب شکست پرتوهای موازی نور عبوری از منطقه آزمون، در اثر تغییرات چگالی در نقاط مختلف عمل می‌کند [۱۵]. چیدمان شلرین در شکل ۱ نشان داده شده است.



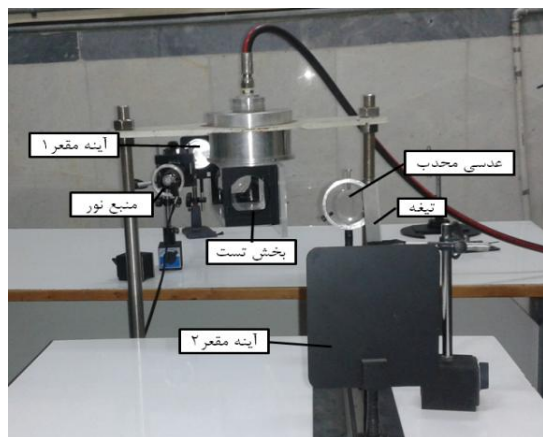
شکل (۱): چیدمان شلرین نوع Z [۱۶].

در این سامانه برای ایجاد یک منبع نور نقطه‌ای، پرتوهای نور خروجی از منبع نور (ال‌ای دی یک واتی) بعد از برخورد به عدسی محدب با فاصله کانونی ۲۵ میلی‌متر، روی یک شکاف با ابعاد 1×2 میلی‌متر کانونی می‌شوند. حال شکاف نقش یک منبع نور نقطه‌ای را ایفا می‌کند. شکاف در فاصله کانونی آینه مقعر اول که ۴۰۰ میلی‌متر است قرار می‌گیرد، کار آینه تولید پرتوهای موازی موردنیاز جهت بزرگ‌نمایی بخش تست است. در فاصله‌ای مناسب از آینه اول که ۳ برابر فاصله کانونی آن است، آینه مقعر دیگری مشابه آینه قبلی قرار داده می‌شود، وظیفه آینه دوم کانونی کردن پرتوهای موازی رسیده به آن است، بخش تست بین دو آینه قرار داده می‌شود. به‌منظور مسدود کردن پرتوهای مزاحم، تیغه‌ای درست قبل از نقطه کانونی آینه دوم قرار می‌گیرد. برای نمایش تصویر روی صفحه حتماً باید بعد از تیغه از عدسی محدب با فاصله کانونی طولانی استفاده کرد این امر باعث بزرگ‌نمایی بهتر تصویر و کاهش اغتشاشات خواهد شد. هر چه فاصله کانونی عدسی بیشتر باشد،

خطاهای رنگی کاهش بیشتری داشته و تصویر بهتری حاصل خواهد شد. در فاصله کانونی عدسی محدب صفحه تصویر قرار می‌گیرد. به‌منظور عکسبرداری یا فیلمبرداری از فرآیند، توصیه می‌شود دوربین دقیقاً بعد از تیغه قرار گیرد و صفحه تصویر حذف گردد. در تصاویر این مقاله اغتشاشاتی مشاهده می‌شود که به دلیل ناهمگنی در سطوح عدسی‌ها، آینه‌ها و شیشه‌های کوارتز موجود در مسیر پرتوهای نور می‌باشد. همچنین سرعت پایین دوربین در کاهش کیفیت تصاویر بی‌تأثیر نیست.

همان‌طور که در شکل ۱ دیده می‌شود زاویه بین راستای پرتوهای موازی و راستای قرارگیری دوربین، عدسی و لبه چاقویی کمترین مقدار ممکن را داراست. هرچه این زاویه بیشتر باشد خطای موجود در تصویر افزایش و کیفیت تصویر نهایی کاهش خواهد یافت. جهت عکسبرداری برای افزایش بزرگ‌نمایی از لنز ماکرو با فاصله کانونی ۷۰ میلی‌متر استفاده شد.

ثبت تصاویر در آزمون‌ها توسط دوربین دیجیتال معمولی نیکون d ۳۲۰۰ انجام شد. نمایی از میز آزمون در شکل‌های ۲ و ۳ مشاهده می‌شود.



شکل (۲): میز آزمون.

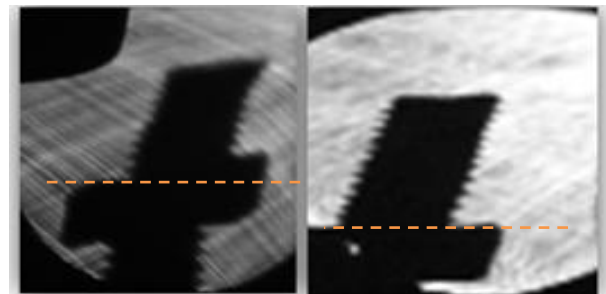


شکل (۳): میز آزمون به همراه تجهیزات عکسبرداری.

۲-۲- کالیبراسیون

جهت تشخیص موازی بودن پرتوهای خروجی از آینه اول، می‌توان از یک صفحه کاغذ استفاده کرد. با دور کردن صفحه کاغذ و اندازه‌گیری قطر تصویر تشکیل شده بر روی کاغذ می‌توان به موازی بودن پرتوها پی برد. اگر با دور کردن صفحه از آینه‌ی اول، قطر تصویر تشکیل شده همچنان ثابت و برابر با قطر آینه باقی بماند نشان دهنده قرار گرفتن صحیح شکاف در فاصله‌ی کانونی آینه اول و موازی بودن پرتوهاست.

تنها راه اطمینان از چیدمان صحیح سامانه شلیرن، بررسی کیفیت تصویر خروجی از آن می‌باشد. برای تشخیص این‌که سامانه درست عمل می‌کند از یک پیچ و مهره استفاده گردید. رزوه‌های پیچ علاوه بر مشخص بودن باید بدون انحنای دیده شوند. همان‌طور که در شکل ۴ سمت چپ مشخص است رزوه‌ها به وضوح دیده نمی‌شوند و مکان مهره در سمت راست و چپ یکی نیست، این تصویر نشانگر عدم کارکرد صحیح سامانه می‌باشد، در حالی‌که در تصویر سمت راست این عیوب با کاهش زاویه بخش Z چیدمان، تغییر ارتفاع اجزاء و تغییر فواصل رفع گردیده است.

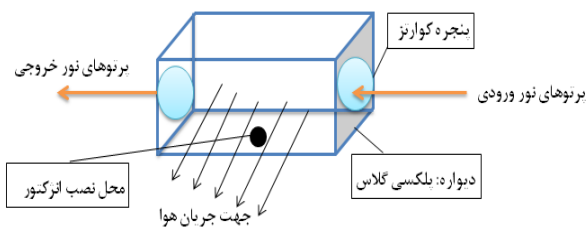


شکل (۴): تست درستی چیدمان با مشاهده رزوه‌های پیچ.

۲-۳- بخش تست

در این آزمایش از انژکتور جریان مستقیم به قطر ۰/۸ میلی‌متر استفاده شد، سیال خروجی از انژکتور، آب و سیال جریان عرضی گاز نیتروژن است. محاسبات بر اساس خواص سیالات در دمای اتاق صورت گرفت. انژکتور در قسمت پایین محفظه از جنس پلکسی‌گلاس به‌گونه‌ای قرار گرفت که به قسمت ورودی گاز نزدیک‌تر و از قسمت خروجی فاصله بیشتری داشته باشد تا انحراف و شکست ستون مایع بهتر به تصویر کشیده شود. به منظور اتمیزاسیون بهتر فواره، افزایش سرعت جریان گاز در قسمت فوقانی و تحتانی جت آزمایش شد. نتیجه شد با برخورد

گاز به پایه جت سیال، میزان اتمیزاسیون افزایش می‌یابد. مسأله بسیار مهم در طراحی محفظه، این بود که در قسمتی از محفظه که نور موازی از آن عبور می‌کند به دلیل غیریکنواخت بودن ساختار شیشه پلکسی، شکست نور ایجاد شده و امکان تشخیص جت مایع در عکس‌های شلیرن وجود نداشت. بنابراین، در این ناحیه پنجره‌ای از جنس کوارتز جایگزین پلکسی شد. برای بخش تست، محفظه‌ای از جنس پلکسی گلس به ضخامت ۶ میلی‌متر بکاربرده شد که دو پنجره‌ی اپتیکی با قطر ۵۰ میلی‌متر به منظور عکسبرداری از فرآیند، روی آن تعبیه گردید. پنجره‌ها از جنس کوارتز با ضریب شکست پایین (۱/۴۶) بودند. این محفظه در شکل ۵ نمایش داده شده است.



شکل (۵): قرارگیری پنجره اپتیکی روی بخش تست.

در بخش واگرای مجرای گاز برای از بین بردن گردابه‌های احتمالی از صفحه‌ای مشبک با شبکه‌های ریز استفاده شد. محل قرارگیری صفحه در شکل ۶ آورده شده است.

قطر پنجره ۵۰ میلی‌متر بود بنابراین تنها امکان عکسبرداری از نواحی نزدیک انژکتور وجود داشت. مشاهده این‌که جت پاشش در جریان پاشش عرضی در چه مکانی پیوستگی خود را از دست داده و کاملاً اتمیزه می‌شود بسیار مهم است. تصویربرداری و عکسبرداری توسط سامانه شلیرن امکان مطالعه و بررسی تأثیر فشار سیال پاشش شده توسط انژکتور و سرعت جریان هوای ورودی به موتور را در بهبود اتمیزاسیون امکان‌پذیر می‌سازد.



شکل (۶): مجرای ورودی گاز به بخش تست.

عدد وبر شده ولی افزایش تنش سطحی، کاهش عدد وبر را به همراه خواهد داشت.

$$We = \frac{\rho_{cf} V_{cf}^2 d_j}{\sigma} \quad (۳)$$

در حالتی که نسبت شار مومنتوم دو سیال با یکدیگر برابر است، افزایش عدد وبر باعث خمش بیشتر جت سیال و در نتیجه افزایش طول افقی شکست خواهد شد. برای مشاهده تغییرات عدد وبر، می توان سرعت جریان عرضی گاز یا چگالی آن را تغییر داد.

۳-۳- نفوذ اسپری

نفوذ اسپری اغلب به رفتار ستون مایع بستگی دارد. لازم به ذکر است که این فاکتور، مشخص کننده اصلی محل اولیه قطره پس از جداشدن از ستون مایع می باشد. در حالت کلی نفوذ عمودی بستگی به دو مشخصه زیر دارد:

۱- نفوذ قطرات در فاصله دور از انژکتور

۲- خط سیر ستون مایع در نزدیک انژکتور

در هر فرآیندی که شامل پاشش جت مایع در جریان متقاطع هوا باشد، محل اسپری و سطح اتمیزاسیون و مخلوط شدن با جریان متقاطع جزء دو مشخصه مهم جریان محسوب می شوند. طراحی جریان پاشش متقاطع باید به گونه ای باشد که جت مایع به دیواره های محفظه برخورد نکند، بنابراین، سطح فوقانی در هر جایی از جت سیال به عنوان میزان نفوذ در آن نقطه انتخاب می گردد، البته اندازه گیری ها باید از قسمت خروجی نازل صورت گیرد. میزان نفوذ عمودی (y/d) عددی بی بعد و برابر نسبت ارتفاع ذره از خروجی نازل (y) به قطر نازل (d) است.

۳-۴- مراحل مختلف شکست جت سیال

بر اساس عکسبرداری سه مرحله شکست در جت سیال مشاهده می گردد:

(۱) ایجاد نوسانات چرخشی و متقارن روی سطح جت بر اثر ایجاد اغتشاشات اولیه و نیروهای تنش سطحی

(۲) افزایش نوسانات و موجی شدن جت با افزایش اثر مقاومت هوا

(۳) شکستن جت به نوارها و تکه های باریک

جهت شناخت دقیق و عملکرد صحیح ساختار اسپری، عکسبرداری باید از فاصله معینی از نازل انژکتور صورت بگیرد. برای جریان هایی با دبی کم، هر چقدر که به نازل انژکتور نزدیک تر باشید تخمین بهتری از ساختار اسپری خواهید داشت

برای تعمیم نتایج به سیالات دیگر می توان از رابطه (۱) استفاده کرد که از معادله دبی جرمی به دست می آید. این رابطه برای تطبیق سیال آزمایشگاهی با سیال واقعی احیاکننده و یا اکسیدکننده در صورت وجود اختلاف چگالی زیاد به کار می رود.

$$\dot{m}_f = \dot{m}_T \times \frac{\rho_f}{\rho_T} \quad (۱)$$

برای مطالعه اثر نسبت شار مومنتوم و عدد وبر بر میزان نفوذ عمودی جت سیال در فرآیند پاشش متقاطع، آزمایش در ۳ سرعت ثابت جت سیال و ۳ فشار مختلف گاز نیتروژن انجام شد. در آزمون ها دمای آب و گاز نیتروژن برابر ۲۹۸ درجه کلونین، فشار گاز از ۴ تا ۶ اتمسفر و سرعت آب از ۱۰ تا ۱۴ متر بر ثانیه متغیر بودند.

۳- پارامترهای مؤثر بر تحلیل

دو پارامتری که برای بررسی میزان نفوذ قطرات جت سیال، بیشتر مورد توجه قرار می گیرند نسبت شار مومنتوم و عدد وبر می باشند. به طور مختصر در مورد هر کدام توضیحی ارائه شده است.

۳-۱- اثر نسبت شار مومنتوم

اولین پارامتری که نفوذ قطرات در راستای عمودی را مشخص می کند نسبت شار مومنتوم آب به جریان گاز متقاطع است. با توجه به نسبت شار مومنتوم و سرعت جریان عرضی سیال، نرخ جریان آب تزریق شده به داخل محفظه احتراق تعیین می گردد. رابطه نسبت شار مومنتوم در رابطه (۲) آورده شده است.

$$q = \frac{\rho_L V_L^2}{\rho_{cf} V_{cf}^2} \quad (۲)$$

با افزایش نسبت شار مومنتوم، نفوذ اسپری در راستای عمودی افزایش پیدا خواهد کرد. با توجه به رابطه فوق جهت افزایش نسبت شار مومنتوم، می توان سرعت جریان عرضی را کاهش داد که در این حالت نیز نفوذ جت سیال افزایش پیدا خواهد کرد.

۳-۲- اثر عدد وبر

عدد وبر یک پارامتر بحرانی در پروسه شکست جت بوده و بر حسب تغییر در سرعت جریان عرضی، جرم مخصوص گاز و چگالی سیال تزریق شده در محفظه تغییر می کند. با توجه به رابطه (۳) مشاهده می شود افزایش جرم مخصوص باعث افزایش

در تزریق عمودی سوخت در محفظه احتراق فرض می‌شود که جریان متقاطع به صورت کاملاً یکنواخت با جت خروجی از انژکتور برخورد خواهد کرد. با گذر زمان، نیروهای آیرودینامیکی ناشی از جریان عبوری باعث خم شدن جت خروجی از انژکتور در جهت جریان می‌گردند. موج‌هایی که در سطح جلویی^۱ جت و در جهت جریان گاز تولید می‌شوند نسبت به موج‌هایی که در سطح پشتی^۲ جت به وجود می‌آیند بیشتر قابل رؤیت بوده، این موج‌ها تنها تا قبل از مکان شکست اولیه، رشد خواهند کرد. شکست ستون مایع و لیگامنت‌ها با گذر زمان، شکست ثانویه را تولید می‌کند. قبل از شکست ستون مایع، قطرات از روی سطح مایع تراشیده می‌شوند. دو مکانیزم اساسی برای شکل‌گیری قطرات وجود دارد، یکی مکانیزم شکست ستونی و دیگری مکانیزم شکست سطحی، که دو مدل از مدل‌های شکست جت عمودی مایع در جریان عرضی را نشان می‌دهند. پروسه شکست ستون مایع با توجه به موج‌های موجود در دو طرف جت خروجی مشخص شده و افزایش دامنه نوسان این امواج، باعث شکسته شدن ستون مایع در فاصله‌ای چند برابر قطر خروجی شده و تشکیل لیگامنت‌ها را سبب می‌گردد، در نهایت همین لیگامنت‌ها شکسته شده و به قطرات ریزتر تبدیل می‌شوند. در مکانیزم شکست سطحی، تشکیل قطرات براساس کنده شدن لایه‌ای تدریجی از سطوح جت صورت گرفته و همین امر باعث فرسایش و نازک شدن ستون مایع می‌شود. معمولاً هر دو مکانیزم شکست سطحی و ستونی به صورت همزمان اتفاق می‌افتند. ولی تنها یکی از این دو مکانیزم به عنوان مکانیزم غالب شناسایی می‌شود.

هنگامی که ستون مایع در جهت عمود بر گاز بیشتر حرکت می‌کند، فشار و نیروی برشی باعث خم شدن ستون جت در جهتی موازی با جریان گاز می‌شود. در محل خم‌شدگی ستون مایع، جریان گردابه‌ای ناپایا به وجود خواهد آمد، برخورد ستون مایع و جریان گردابه‌ای ناپایا مطلب بسیار مهمی بوده و باعث ارتعاش ستون مایع خواهد شد. با توجه به این لرزش ستون مایع، مکان و جهت جریان گردابه‌ای ناپایا تغییر کرده و مهم‌ترین نتیجه آن بعد از چند برخورد، در آمیختگی بین جت و جریان عرضی خواهد بود.

جریان گردابه‌ای ناپایا و لرزش ستون مایع، باعث کنده شدن لایه‌ای قطرات از سطح جلویی جت می‌شوند. نکته قابل توجه این است که سرعت قطرات همیشه در مرکز اسپری کمترین

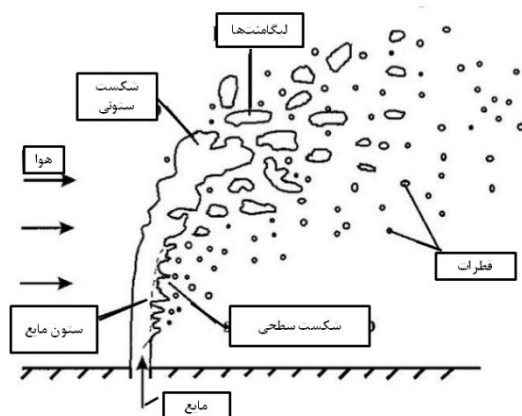
و بالعکس برای جریان‌هایی با دبی بالا لازم است که اندازه‌گیری‌ها از فاصله دورتری صورت گیرند.

۴- نتایج

باتوجه به میز آزمون فراهم شده در شکل‌های ۲ و ۳، عکسبرداری از فرآیند انجام شد. تعیین نوع شکست جت در پیش‌بینی محل انژکتور برای ترکیب بهتر اسپری جت با جریان گاز حیاتی است. [۱۷] در این تحقیق اثر نسبت شارمونتوم و عدد وبر بر عمق نفوذ جت بررسی گردید.

۴-۱- شکست ستون مایع

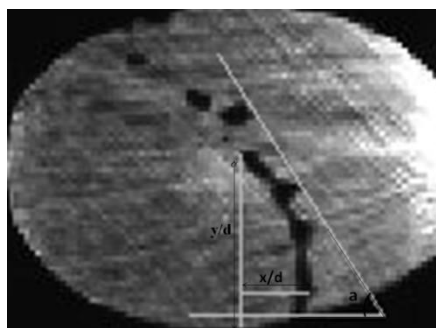
دو موج ناپایدار جهت مشخص شدن فرآیند شکست در جت مایع عمودی پاشش شده در جریان هوا مطرح می‌شوند: موج ستونی و موج سطحی. در ابتدا موج ستونی باعث تغییر شکل ستون مایع شده که سبب تبدیل ستون مایع به لیگامنت‌ها و سپس به قطرات ریزتر می‌گردد، در این حالت گفته می‌شود شکست ستونی اتفاق افتاده است. درحالی که موج سطحی یا آیرودینامیکی در پشت ستون مایع، باعث کوچک‌تر شدن قطرات به دلیل جدایش لایه سطحی آن در ناحیه پشتی ستون مایع می‌گردد. در این شکست که به شکست سطحی معروف است جدایش قطرات پیش از خم شدن کامل ستون جت در جهت جریان آغاز می‌گردد. قطرات تشکیل شده در این روش مطمئناً کوچک‌تر از قطرات حاصل از مکانیزم شکست ستونی خواهند بود. قطر قطرات و عدد وبر به صورت معکوس با یکدیگر در ارتباطند. شکل ۷ شکست جت سیال در جریان پاشش متقاطع را نشان می‌دهد.



شکل (۷): شکست ستون جت [۱۷].

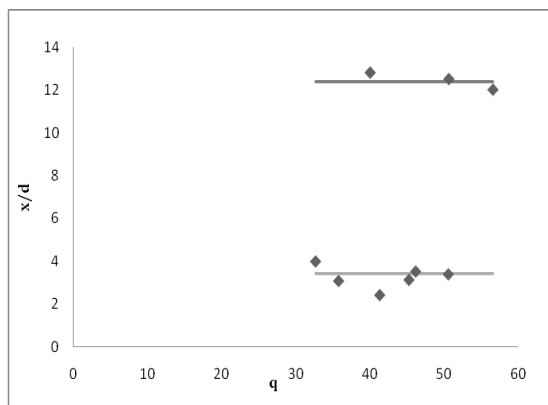
1- Windward
2- Leeward

اندازه‌گیری شده است. پژوهش‌های پیشین در تعیین محل فروپاشی جت در راستای جریان نشان دادند که x مستقل از شرایط عملیاتی است، در حالی که در مقادیر ارائه‌شده توسط محققان تفاوت‌هایی وجود دارد که ممکن است به دلیل تفاوت در ضخامت لایه مرزی به وجود آمده بر دیواره‌های محفظه باشد. به طور مثال اسکتز بیان کرد با افزایش q ، طول شکست اولیه جت (x) افزایش خواهد یافت [۱۸]. بیروک نشان داد محل شکست ستون مایع در جهت جریان (x) برای سیالات با ویسکوزیته بالا همراه با نسبت شارمونتوم تغییر خواهد کرد [۱۹]. در شکل ۱۰ طول و عرض نقطه شکست اولیه مشخص شده است.



شکل (۱۰): طول و عرض نقطه‌ی شکست اولیه.

همان‌طور که در نمودار شکل ۱۱ مشاهده می‌شود طول افقی شکست وابسته به نوع شکست است. در این تحقیق طول افقی شکست سطحی به‌طور میانگین $3/4$ و شکست ستونی $12/4$ است. تغییرات x/d در یک محدوده‌ی خاص اتفاق می‌افتد طول افقی شکست اولیه در حالت ستونی بیشتر از حالت شکست سطحی است.

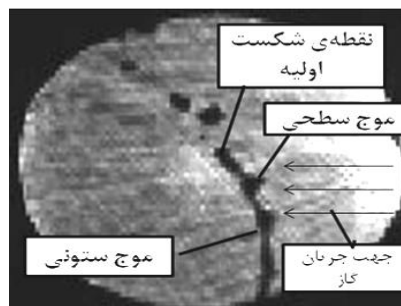


شکل (۱۱): رابطه مکان شکست اولیه در جهت جریان گاز با نسبت شارمونتوم.

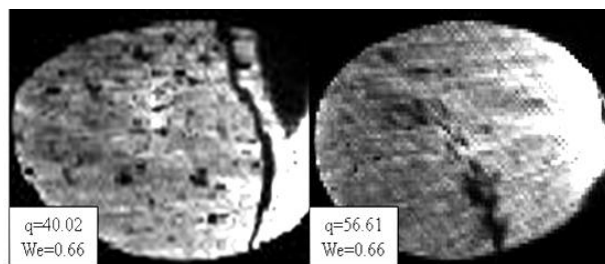
مقدار بوده و مرکز اسپری محل قرارگیری قطرات درشت خواهد بود. بنابراین، افزایش سرعت در بالا و پایین پیرامون اطراف جت، جهت تخمین مکان قطرات ریز و تحلیل شکست ثانویه استفاده می‌شود.

شکل ۸ شکست جت در سرعت 10 متر بر ثانیه سیال و فشار 4 اتمسفر گاز را نشان می‌دهد همان‌طور که مشاهده می‌شود در مقادیر کم نسبت شارمونتوم و عدد وبر شکست ستونی غالب است.

در شکست سطحی قطرات تولیدی به شدت ریز می‌شوند و یک ابر متراکم از ذرات در نواحی پایین دست پاشش به وجود می‌آید در این حالت نقطه شکست اولیه جت به سختی قابل تشخیص است. انتقال از شکست ستونی به سطحی می‌تواند در اثر افزایش فشار محیط، نسبت شارمونتوم، سرعت و چگالی جریان گاز اتفاق بیفتد. شکل ۹ اثر افزایش نسبت شارمونتوم در عدد وبر ثابت را بر نوع شکست و اتمیزاسیون نشان می‌دهد.



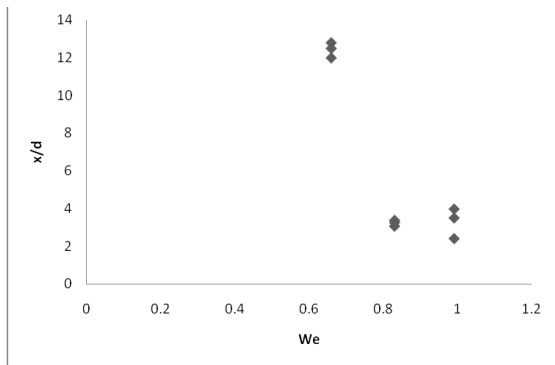
شکل (۸): نمایش موج سطحی و ستونی روی جت سیال در هنگام غالب بودن شکست ستونی.



شکل (۹): تبدیل شکست ستونی به شکست سطحی در جت سیال بر اثر افزایش نسبت شار مونتوم.

۴-۲- محل شکست جت سیال

شکست جت با تشکیل قطرات و آغاز ناحیه اسپری به اوج خود خواهد رسید. تعیین محل شکست اولیه در پیش‌بینی محل انژکتور برای ترکیب بهتر اسپری جت با جریان گاز حیاتی است. در این تحقیق مکان شکست اولیه به‌طور میانگین



شکل (۱۳): رابطه x/d با عدد وبر.

در این پروژه برای نمایش تابع حاکم بر میزان نفوذپذیری جت سیال، ۴۰ تا ۵۰ نقطه از سطح فوقانی اسپری در نسبت شارمونتوم ثابت ۴۵/۲۶ انتخاب، و محدوده اندازه گیری برای x/d بین ۱ تا ۴۷ در نظر گرفته شد. به منظور بررسی تابع حاکم، از ۴ معادله نمایی، توانی، فوریه و چندجمله‌ای درجه دوم استفاده شد، معادلات مربوط به این توابع به ترتیب در روابط (۴) تا (۷) آورده شده است.

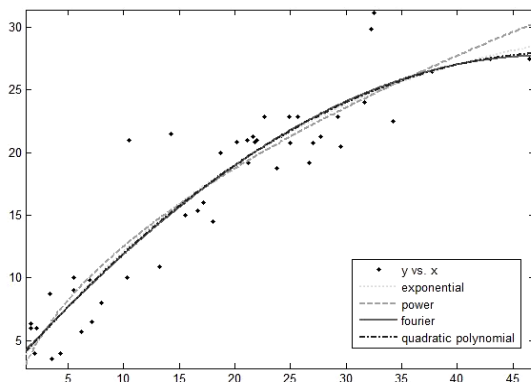
$$y/d = (1.58e^5)e^{-0.01447(x/d)} - (1.58e^5)e^{-0.01447(x/d)} \quad (۴)$$

$$y/d = 4.111(x/d)^{0.5313} - 1.434 \quad (۵)$$

$$y/d = -32.41 + [35.51\cos(0.01965(x/d))] + [48.54\sin(0.01965(x/d))] \quad (۶)$$

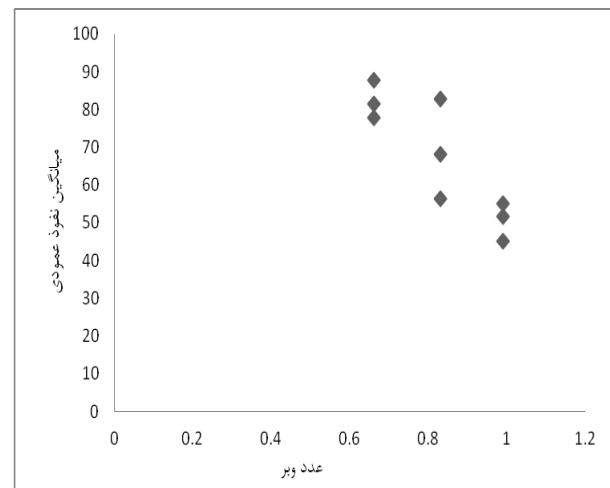
$$y/d = [-0.01009(x/d)^2] + 1.006(x/d) + 2.927 \quad (۷)$$

شکل ۱۴ جهت نمایش بهترین معادله‌ی حاکم بر میزان نفوذپذیری جت سیال، ۴ نمودار ناشی از روابط (۴) تا (۷) را ادغام کرده است. مشاهده می‌شود تقریباً تمام نمودارها بر هم منطبق بوده و تنها نمودار توانی دارای کمی اختلاف است.



شکل (۱۴): ادغام نمودارهای مربوط به روابط (۴) تا (۷) جهت نمایش میزان نفوذپذیری جت سیال.

بیروک نشان داد که y/d به ویسکوزیته مایع وابسته نیست [۱۹]. اما در آزمایشات انجام شده فشار ۴ اتمسفر گاز (وبر ۰/۶۶) شکست اولیه در راستای محور جت پاشش در فاصله دورتری از انژکتور اتفاق می‌افتد، این در حالی است که در فشارهای ۵ و ۶ اتمسفر اختلاف کمتری در محل گسستگی دیده می‌شود، با افزایش عدد وبر y/d کاهش می‌یابد. این موضوع در شکل ۱۲ به خوبی دیده می‌شود. در نمودار ۱۲ عدد وبر ۰/۶۶ مربوط به آزمایش با سرعت ثابت جریان گاز ۷/۲، عدد وبر ۰/۸۳ متعلق به سرعت ثابت جریان گاز ۸ و عدد وبر ۰/۹۹ مربوط به سرعت جریان گاز ۸/۸ می‌باشند. تمام آزمایشات در سه سرعت ۱۰، ۱۲/۷ و ۱۴ متر بر ثانیه آب انجام شده‌اند. مشاهده می‌شود با افزایش عدد وبر و به عبارتی افزایش سرعت جریان گاز، از میانگین نفوذ عمودی جت سیال کاسته شده است.



شکل (۱۲): رابطه نفوذ عمودی (y/d) با عدد وبر.

در کار لاکامراجو با افزایش عدد وبر تغییر چندانی در ماکزیمم مقدار x/d مشاهده نشد [۲۰]. اما نمودار ۱۳ نشان می‌دهد در فشار ۴ اتمسفر جریان گاز که شکست ستونی غالب است محدوده طول شکست اولیه جت در راستای جریان (x/d) حدود ۴ برابر بزرگ‌تر از محدوده شکست برای فشارهایی است که شکست سطحی در آنها اتفاق می‌افتد، در حالی که ماکزیمم مقدار x/d برای دو فشار دیگر ۵ و ۶ اتمسفر تنها به اندازه ۰/۶ میلی‌متر با هم اختلاف دارد.

جدول (۲): نتایج میانگین نفوذ عمودی در شرایط مختلف و

ارتباط آن با نسبت شار مومنتوم و عدد وبر.

| فشار سیال | فشار گاز | q | We | میانگین نفوذ عمودی |
|-----------|----------|-------|------|--------------------|
| ۰/۵ | ۴ | ۴۰ | ۰/۶۶ | ۷۷/۷۳ |
| | ۵ | ۳۵/۷۵ | ۰/۸۳ | ۶۸/۰۹ |
| | ۶ | ۳۲/۶۴ | ۰/۹۹ | ۵۴/۹۸ |
| ۰/۸ | ۴ | ۵۰/۶۵ | ۰/۶۶ | ۸۱/۴۷ |
| | ۵ | ۴۵/۲۶ | ۰/۸۳ | ۵۶/۲۷ |
| | ۶ | ۳۱/۴۱ | ۰/۹۹ | ۴۵ |
| ۱ | ۴ | ۵۶/۶۱ | ۰/۶۶ | ۸۷/۷۳ |
| | ۵ | ۵۰/۵۸ | ۰/۸۳ | ۸۲/۶۷ |
| | ۶ | ۴۶/۷ | ۰/۹۹ | ۵۱/۵۵ |

جدول ۳ مشخصات سیال خارج شده از انژکتور را نشان می دهد.

جدول (۳): مشخصات سیال مورد آزمایش.

| پارامترهای موردنظر | آب |
|---|-------------|
| ρ_j جرم مخصوص (kg/m^3) در دمای اتاق | ۹۹۷/۰۵ |
| ρ_{cf} (kg/m^3) | ۱/۲ |
| U_{cf} (m/s) | ۷/۲۱-۸/۸۴ |
| U_j (m/s) | ۱۰-۱۴/۱۶ |
| ρ_j/ρ_{cf} | ۸۳۰/۸۸ |
| μ_{cf} (kg/m.s) $\times 10^5$ | ۱/۷۷۸ |
| μ_j (kg/m.s) $\times 10^3$ | ۰/۸۹ |
| μ_j/μ_{cf} | ۵۰/۰۶ |
| σ_j (N/m) | ۰/۰۷۵۶۵ |
| d_o (mm) | ۰/۸ |
| We_{cf} | ۰/۶۶-۰/۹۹ |
| $Re_j \times 10^{-3}$ | ۸/۹۷-۱۲/۶۹ |
| $Re_{cf} \times 10^{-3}$ | ۶۵/۱۸-۷۹/۹۱ |
| q | ۳۲/۶۴-۵۶/۶۱ |

۵- نتیجه گیری

در این پروژه از روش شلرین برای عکسبرداری از فرآیند پاشش متقاطع استفاده شد. با بررسی آزمایشات و تحلیل آن‌ها، نتایج زیر در ارتباط با مشخصات جت سیال در فرآیند پاشش متقاطع حاصل شد:

- اگر سرعت جریان گاز و فشار جت سیال تزریقی از انژکتور نسبت به یکدیگر به گونه‌ای باشند که نیروی

جدول ۱ میزان نفوذ عمودی پنج نقطه انتخابی تصادفی در ۹ آزمایش مختلف و جدول ۲ میانگین نفوذ پنج نقطه در هر آزمایش و ارتباط آن‌ها با عدد وبر و نسبت شارمومنتوم را نشان می دهد.

با کاهش نسبت شارمومنتوم در اثر ثابت نگه داشتن سرعت تزریق سوخت و افزایش سرعت جریان عرضی (در دمای ثابت)، میزان نفوذ جت سوخت کاهش یافته، چرا که با افزایش سرعت جریان گاز، نیروهای آیرودینامیکی وارد بر جت افزایش پیدا کرده و سبب جدایش ذرات از سطح جت و کاهش قطر قطرات (افزایش پودر شدن) می گردند، که این‌ها همه از علائم شکست سطحی می باشد. با توجه به جداول ۱ و ۲ نتیجه می شود در سرعت ثابت جت سیال با افزایش سرعت جریان گاز، نسبت شارمومنتوم کاهش، عدد وبر افزایش و میزان نفوذ عمودی کاهش خواهد یافت.

جدول (۱): نفوذ عمودی نقاط مختلف در هر آزمایش.

| فشار سیال | فشار گاز | نقاط انتخابی | | | | |
|-----------|----------|--------------|--------|--------|--------|--------|
| | | نقطه ۱ | نقطه ۲ | نقطه ۳ | نقطه ۴ | نقطه ۵ |
| ۰/۵ | ۴ | ۸۷/۱۱ | ۸۰ | ۸۱/۷۸ | ۷۸/۴۴ | ۶۱/۳۳ |
| ۰/۵ | ۵ | ۳۸/۲۲ | ۶۴/۴۴ | ۷۶/۸۹ | ۷۵/۵۶ | ۷۷/۷۸ |
| ۰/۵ | ۶ | ۲۱/۵۶ | ۳۹/۱۱ | ۷۶/۴۴ | ۶۶/۸۹ | ۷۰/۸۹ |
| ۰/۸ | ۴ | ۲۹/۶۷ | ۴۹ | ۹۲/۳۳ | ۱۰۲/۳۳ | ۸۵ |
| ۰/۸ | ۵ | ۲۰/۶۷ | ۴۹/۶۷ | ۵۵/۳۳ | ۷۲/۶۷ | ۸۳ |
| ۰/۸ | ۶ | ۲۰/۳۳ | ۳۹ | ۵۶ | ۵۶/۱۷ | ۵۳/۵۰ |
| ۱ | ۴ | ۶۴/۳۳ | ۸۵/۶۷ | ۹۲ | ۹۳/۳۳ | ۱۰۳/۳۳ |
| ۱ | ۵ | ۳۶/۳۳ | ۱۰۶/۳۳ | ۱۰۴/۳۳ | ۸۹/۶۷ | ۷۶/۶۷ |
| ۱ | ۶ | ۳۹/۵۰ | ۴۵/۲۵ | ۵۶/۵۰ | ۶۳/۵۰ | ۵۳ |

با توجه به جدول ۲ در فشار ثابت جت سیال با افزایش فشار و در نتیجه سرعت جریان گاز، نسبت شارمومنتوم و میزان نفوذ عمودی کاهش می یابد. افزایش سرعت جریان گاز که افزایش عدد وبر گاز را به همراه دارد موجب خم شدن بیشتر جت سیال، تبدیل شکست ستونی به شکست سطحی و در نتیجه بهبود اتمیزاسیون می گردد.

- Flows”, the 36th Aerospace Science Meeting & Exhibit, Reno, NV, Paper No. AIAA - 716. 1998.
5. Eslamian, M., A. Amighi, and N. Ashgriz. "Atomization of liquid jet in high-pressure and high-temperature subsonic crossflow." *AIAA journal* 52.7 (2014): 1374-1385.
 6. Anubhav, S. and Ravikrishna, R.V. "Studies on Spray in Crossflow for a Cavity Combustor", the 4th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2013. 3775.
 7. Erinc, E., Kontis, K. and Saravanan, Selvaraj. "Penetration Characteristics of Air, Carbon Dioxide and Helium Transverse Sonic Jets in Mach 5 Cross Flow", *Sensors*, Vol. 14, No. 12, pp. 23462-23489, 2014.
 8. Hui, Y.A.N.G., Feng, L.I., and Baigang, S.U.N. "Trajectory Analysis of Fuel Injection into Supersonic Cross Flow Based on Schlieren Method", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol.25, No.1, pp. 42-50, 2012.
 9. Settles, G.S. "Schlieren and Shadowgraph Imaging in the Great Outdoors", The 2nd Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing, Honolulu, Pacific Center of Thermal-Fluids Engineering, Tokyo, 1999.
 10. Kotchourko, N., Kuznetsov, M., Kotchourko, A., Grune, J., Lelyakin, A., and Jordan, T. "Concentration Measurements in a Round Hydrogen Jet, Using Background Oriented Schlieren (BOS) Technique", *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 39, No. 11 pp. 6201-6209, 2014.
 11. Skeen, S. A., Manin, J., and Pickett, L.M. "Simultaneous Formaldehyde PLIF and High-Speed Schlieren Imaging for Ignition Visualization in High-Pressure Spray Flames", *The Combustion Institute*, Vol. 35, No. 3, pp. 3167-3174, 2015.
 12. Gerold, J., Vogl, P., and Pfitzner, M. "New Correlation of Subsonic, Supersonic and Cryo Gas Jets Validated by Highly Accurate Schlieren Measurements", *Experiments in Fluids*. Vol. 54, No. 6, pp. 1-15, 2013.
 13. Cabaleiro, J.M., Aider, J.L., Artana, G., and Wesfreid, J. E. "Single Camera Time-Resolved 3D Tomographic Reconstruction of a Pulsed Gas Jet", *Journal of Visualization*, Vol. 16, No. 4, pp. 263-274, 2013.
 14. Laurence, S.J., Alexander Wagner, and Klaus, H. "Schlieren-based Techniques for Investigating Instability Development and Transition in a Hypersonic Boundary Layer", *Experiments in Fluids*, Vol. 55, No. 8, pp. 1-17, 2014.
 15. Settles, G.S. "Schlieren and Shadowgraph Techniques- Visualizing Phenomena in

کشش سطحی سیال بیشتر از نیروی آیرودینامیکی وارده بر ستون جت باشد جت شکل خود را حفظ کرده، شکست ستونی اتفاق می‌افتد و در نقاط دوردست جریان، به لیگامنت‌ها و قطرات تبدیل خواهد شد.

- در فشارهای بالای گاز، شکست سطحی به‌عنوان شکست غالب در نظر گرفته می‌شود. جدایش قطرات از سطح جت پیش از انحراف کامل در جهت جریان موجب تشکیل ابری متراکم از ذرات می‌شود به‌گونه‌ای که محل دقیق شکست اولیه جت قابل تشخیص نیست.
- میزان نفوذ عمودی به نسبت شارمونتوم و میزان امتیازاسیون به عدد وبر گاز وابسته است.
- در سرعت ثابت جت سیال با افزایش سرعت جریان گاز، نسبت شارمونتوم کاهش، عدد وبر افزایش و میزان نفوذ عمودی کاهش خواهد یافت و
- با افزایش عدد وبر، زاویه جت سیال کاهش و تعداد قطرات ریز تولیدشده افزایش پیدا خواهند کرد، که بیانگر غالب بودن شکست سطحی بر شکست ستونی است.

۶- تشکر و قدردانی

نویسندگان از شرکت دیدگانی مناظر، جناب آقای کمال کثیری‌ها، و مسئول آزمایشگاه میکروموتور فضایی دانشگاه تربیت مدرس، آقای طاهری کمال تشکر را دارند.

۷- مراجع

1. Surya Prakash, R., Sinha, A., Raghunandan, B.N., Tomar, G., and Ravikrishna, R.V. "Breakup of Volatile Liquid Jet in Hot Cross Flow", *Procedia IUTAM*, Vol.15, pp.18-25, 2015.
2. Aalburg, C., G. Faeth, and K. Sallam. "Primary Breakup of Round Turbulent Liquid Jets in Uniform Crossflow", the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2005.
3. Lubarsky, E., Shcherbik, D., Bibik, O., Gopala, Y., Zinn, B. T. "Fuel Jet in Cross Flow-Experimental Study of Spray Characteristics", *INTECH Open Access Publisher*, 2012.
4. Mazallon, J., Dai, Z. and Faeth, G. M. "Aerodynamic Primary Breakup at the Surface of Nonturbulent Round Liquid Jets in Cross-

- Transparent Media”, Ger. Springer-Verlag GmbH, Berlin, 2001.
16. Bugden, W. “Design and Construction of a Supersonic Wind Tunnel with Diagnostics”, PhD Dissertation., Worcester Polytechnic Institute, 2013 .
 17. Rothrock, A.M. and Waldron, C.D. “Effect of Nozzle Design on Fuel Spray and Flame Formation in a High-Speed Compression Ignition Engine”, 1937.
 18. Schetz, J.A., Kush, E.A. and Joshi, P. B. “Wave Phenomena in Liquid Jet Breakup in a Supersonic Crossflow”, AIAA journal, Vol. 18, No. 7, pp. 774-778, 1980.
 19. Birouk, M., Azzopardi, B.J., and Stähler, T. “Primary Break-up of a Viscous Liquid Jet in a Cross Airflow”, Particle & Particle Systems Characterization, Vol. 20, No. 4, pp. 283-289, 2003.
 20. Lakhamraju, R R. “Liquid Jet Breakup Studies in Subsonic Airstream at Elevated Temperatures”, Phd Dissertation. University of Cincinnati, 2005.