



مطالعه تجربی عوامل موثر بر مسیر و شکست پاشش جت مایع در جریان عرضی گازی

بهرام جلیلی¹، فتح‌الله امی^{2*}، سید سلمان نورآذر³

1- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

2- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

3- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

* تهران، صندوق پستی 14115-111، fommi@modares.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 06 مهر 1396
پذیرش: 11 آذر 1396
ارائه در سایت: 24 آذر 1396

کلید واژگان:

جریان عرضی

مسیر جت

نازل بیضی

نقطه شکست

چکیده

روش پاشش متقاطع سوخت مایع در جریان هوای عرضی در سیستم‌های پیش‌رانشی از قبیل موتورهای توربوجت و پس‌سوز آن‌ها، موتورهای رم‌جت، اسکرم‌جت و خنک‌کاری محفظه احتراق قابل کاربرد می‌باشد. تحقیقات اولیه بر روی جت مایع متقاطع به منظور بررسی کاربردهای محیط زیستی آن از قبیل دود خارج شده از آگزوز بده اما به تدریج کاربرد آن گسترش یافت. تزریق متقاطع در مقایسه با تزریق هم‌جهت سوخت و هوا مناسب‌تر خواهد بود، زیرا اختلاف راستای تزریق سوخت با جریان عرضی هوا به اتمیزاسیون و تشکیل قطرات ریزتر کمک کرده و علاوه بر بهبود پارامترهای پاشش به عملکرد محفظه احتراق، افزایش راندمان احتراق و پایداری شعله کمک خواهد کرد. در این مقاله با تمرکز بر مطالعه تجربی و ساخت سیستم آزمایشگاهی، عوامل موثر بر شکست و مسیر جت مایع در جریان هوای عرضی مورد بررسی قرار گرفته است. تاثیر هندسه نازل، عدد وبر و نسبت مومنتوم جت مایع به هوای عرضی بر مسیر پاشش مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین معادله مسیر برای نازل‌های دایروی و بیضی به دست آورده شد. همچنین طول و ارتفاع شکست نیز برای نازل به دست آورده شده است. نشان داده شد که برای نازل‌های بیضی و دایروی مسیر پاشش با هم متفاوت است که این نتیجه برای طراحی محفظه احتراق بسیار مهم است. نتایج با نتایج تحقیق دیگر محققین مورد بررسی قرار گرفته و حاکی از آن است که دارای دقت بسیار بالایی بوده و همخوانی خوبی دارد.

Experimental Study of Effective Factors on Liquid Jet Trajectory and Breakup in Gaseous Crossflow

Bahram Jalili¹, Fatollah Ommi^{1*}, Salman Nourazar²

1- Department of Aerospace Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University, Tehran, Iran

* P.O.B. 14115-111, Tehran, Iran, fommi@modares.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 28 September 2017
Accepted 02 December 2017
Available Online 15 December 2017

Keywords:

Crossflow
Jet Trajectory
Elliptical Nozzle
Breakup Point

ABSTRACT

Jet injected transversely into a crossflow is used to the propulsion system such as, turbo jet engines, ram jet and scram jet engines and cooling of combustion chamber. Earliest research of a jet in a crossflow has been motivated by applications related to environmental problems such as plume dispersal from exhaust but gradually its application increased. In comparison to co-axial injection, transversely injection have a better efficiency. Difference in direction of injection helped to forming the smaller particles indeed, increases the combustion chamber performance. In this paper, effective factors on liquid jet trajectory and breakup are studied. Effect of nozzle geometry, Weber number and moment ratio of liquid jet to the air crossflow are investigated and equation of trajectory for elliptical and circular nozzle is obtained. In addition, length and height of breakup point are obtained and Show that the elliptical and circular liquid jet trajectory have different together. Also the breakup height equation has investigated and comparison to other study. These results are very important for designing of combustion chamber. The results compared to other researchers, the results shows, answers have a good compatibility and accuracy, and they are reliable and trustworthy.

1- مقدمه

که به جریان دوفاز شناخته می‌شود. جریان جت متقاطع کاربردهای بیشماری در صنعت، سیستم‌های محیطی و طبیعت دارد. نمونه‌هایی از این کاربردها شامل موتورهای هواتنفسی (جت‌های هوا رقیق، سیستم‌های خنک کاری پره توربین و پاشش سوخت در رم جت و اسکرم جت)، موتورهای راکتی (کنترل بردار تراست)، سیستم‌های کنترل محیطی (دود خارج شده از دودکش و دودکش قطار و کشتی) و جریان‌های طبیعی (گدازه‌های آتشفشانی در جریان

مطالعه بر روی جت مایع از حدود 70 سال پیش شروع شده است و دانشمندان زیادی بر روی آن تحقیق نمودند [1,2]. میدان جریان پاشیده شده مرتبط با جت سیال متقاطع در جریان عرضی به دو دسته اصلی تقسیم می‌شوند. نوع اول جت گاز (مایع) در جریان عرضی گازی (مایع) که به جریان تک فاز شناخته شده و نوع دوم جت گاز (مایع) در جریان عرضی مایع (گاز)

Please cite this article using:

B. Jalili, F. Ommi, S. Nourazar, Experimental Study of Effective Factors on Liquid Jet Trajectory and Breakup in Gaseous Crossflow, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 12, pp. 354-360, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

پخش جت مایع را به طور تجربی بررسی کرده و روابطی را برای نفوذ، زمان شکست و فرکانس ناپایداری ستون مایع به دست آوردند. بای و همکاران [12] تاثیر زوایای مختلف جت چرخشی را بر مقدار اختلاط فازهای گاز و مایع بررسی کردند. ایشان دریافتند که افزایش توربولانس جریان گاز سبب افزایش اختلاط می‌گردد. بیروک و همکاران [13] اثر ویسکوزیته مایع را بر نفوذ و مسیر جت در جریان متقاطع گازی سرعت پایین به طور تجربی مطالعه کردند. در این تحقیق برای بازه‌های مختلف قطر نازل و نسبت مومنتوم و ویسکوزیته مایع، آزمایشات انجام گرفت و نشان داده شد که در فاصله دور از خروجی نازل در ابتدا افزایش ویسکوزیته سبب افزایش عمق نفوذ می‌گردد و سپس با افزایش ویسکوزیته نفوذ کاهش می‌یابد.

مشایخ و اشگریز [14] در یک مطالعه کامل، نفوذ و مسیر پاشش عرضی را بررسی نمودند و برحسب فیزیک مساله، پاشش عرضی را دسته بندی نمودند. همچنین برومند و همکاران [15] یک مدل تحلیلی را برای مسیر پاشش سیال در جریان مادون صوت در نظر گرفتند. آنها در این تحقیق، نیروی درگ، جاذبه، کشش سطحی و اثرات ویسکوزیته را در نظر گرفتند. همچنین محققین دیگری نیز به تاثیر نسبت پاشش سوخت بر پارامترهای جریان پرداختند و اثرات آنرا مطالعه نمودند [16,17].

بررسی تجربی و جامع عوامل موثر بر مسیر و نفوذ جت مایع در جریان عرضی گازی هدف مطالعه حاضر است. در این راستا تاثیر هندسه دهانه خروجی نازل، اعداد بی بعد نسبت مومنتوم و وبر مورد بررسی قرار می‌گیرد. تمرکز اصلی در مطالعه حاضر بر هندسه نازل می‌باشد بطوریکه با در نظر گرفتن نازل‌های بیضوی و دایروی با قطرهای مختلف، تاثیر آن بر مسیر و نفوذ جت سیال و همچنین طول شکست اولیه جت مایع مورد مطالعه قرار می‌گیرد.

2- تجهیزات آزمایش

تجهیزات استفاده شده در تست آزمایشگاهی همان‌طور که در "شکل 1" نشان داده شده است را می‌توان به 3 دسته اصلی سیستم تامین هوا، سیستم سوخت رسانی و سیستم تصویربرداری و آشکارسازی دسته‌بندی نمود.

2-1- سیستم تامین هوا

برای تولید جریان هوا از دمنده گریز از مرکز محصول شرکت آلمانی گبهارت³ با سرعت 2750 دور بر دقیقه و قابلیت تولید هوا تا دبی 0.45 متر مکعب بر

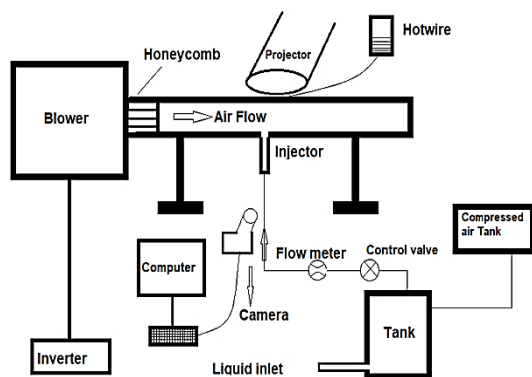


Fig. 1 Schematic of experimental setup

شکل 1 شماتیک سیستم آزمایشگاهی

باد عرضی) می‌باشد. تحقیقات اولیه توسط محققین در رابطه با کاربردهای محیطی جریان عرضی از قبیل دود خروجی از آگزوز و یا دودکش و یا پراکندگی پساب مایع در جریان هوا بوده است [3]. کنترل بردار تراست در موتورهای راکتی بوسیله ردیفی از جت متقاطع بمنظور شکستن سیال در نازل، برای هردو جت متقاطع گازی و مایع کاربرد دارد. این ساختار جت همچنین در طول مدت بلند شدن، ساکن ماندن و تغییر به حالت پرواز به عهده بال¹ در بلند شدن و نشست عمودی هواپیما به منظور کنترل بردارهای لیفت و تراست استفاده می‌شود [4]. ویژگی‌های اختلاط بهتر جت متقاطع در مقایسه با جت در هوای ساکن، این موضوع را برای کاربردهای مهندسی خصوصاً جایی که اختلاط سریع مدنظر است جذاب‌تر کرده است. همین‌طور رقیق‌سازی جت‌های گازی در محفظه احتراق اولیه و یا ثانویه به منظور کاهش دمای محصولات احتراق قبل از ورود به ناحیه توربین از کاربردهای جت متقاطع می‌باشد [5]. پاشش متقاطع جت سوخت مایع در جریان عرضی گازی راهکاری است که اغلب در هر دو سیستم تولید قدرت زمینی و هوایی جاییکه نفوذ سریع سوخت، تبخیر، ترکیب بخار و احتراق و نهایتاً فرآیند احتراق پایدار مدنظر باشد، به کار می‌رود [6].

تزریق جت به صورت متقاطع به دلیل اتمیزاسیون مناسب و نرخ تبخیر بالا، یکی از پیشرفته‌ترین روش‌ها برای سیستم تزریق سوخت می‌باشد. همچنین برای رسیدن به نسبت سوخت به هوای دلخواه می‌توان از تغییرات نسبت مومنتوم و زوایای پاشش قابل تنظیم و یا حتی از یک نوع انژکتور پیچشی استفاده نمود. موارد ذکر شده را می‌توان دلیلی بر قابلیت بسیار بالای این نوع جریان در رسیدن به کیفیت مطلوب مخلوط هوا و سوخت در نظر گرفت. در نهایت تمامی موارد ذکر شده منجر به کاهش تولید آلاینده‌های زیست محیطی، افزایش بازدهی احتراق و کاهش مصرف سوخت خواهند شد [7].

ماهیت جریان متقاطع بسیار ناپایا گزارش شده است. این ناپایایی‌ها به دلیل حضور لایه مرزی در نزدیکی دیواره‌ها و همچنین وجود آشفتگی در جریان می‌باشد. پیچیدگی‌های فیزیکی به دلیل ساختار قوی گردابه‌ها، شکل موج‌ها با مقیاس‌های کوچک، جدا شدن قطرات کوچک از سطح جت و تشکیل لیگامنت‌ها² و قطرات با اندازه‌های مختلف می‌باشد.

مطالعات تئوری عموماً برای به دست آوردن اطلاعات اولیه در مورد شکل‌گیری جت و مسیر آن قبل از تبدیل شدن جت به ذرات کوچک‌تر مورد استفاده قرار گرفته‌اند. همچنین مطالعات تجربی برای به دست آوردن تغییرات مسیر جت و مکانیزم شکست جت به کار گرفته شده‌اند. یوگان و همکاران [8] نشان دادند که در نسبت مومنتوم‌های یکسان، قطر بزرگتر انژکتور سبب افزایش عمق نفوذ خواهد شد. همچنین آنها نشان دادند که برای انژکتور با قطر ثابت، افزایش نسبت مومنتوم به افزایش عمق نفوذ می‌انجامد. لاکرامراجو [9] تاثیر دمای محیط بر روی مسیر حرکت جت و عمق نفوذ را مطالعه کرد و در این تحقیق مشاهده شد که با افزایش دمای محیط، عمق نفوذ کاهش خواهد یافت. همچنین ایشان مشاهده نمودند که با افزایش نسبت مومنتوم طول شکست تغییری نمی‌کند و ثابت می‌ماند. بلوفیوره و همکاران [10] جریان متقاطع هوا را با دما و فشار بالا به صورت تجربی مطالعه کردند و عوامل موثر بر نقطه شکست را نسبت مومنتوم مایع به گاز، عدد رینولدز گاز و عدد وبر آیرودینامیکی به دست آوردند. وانگ و همکاران [11] تزریق جت صفحه ای را در جریان متقاطع گازی مطالعه کردند. آنها شکست، نفوذ و

¹Wing-borne flight

²Ligaments

³ Gebhardt

0.16 الی 1.6 لیتر بر دقیقه و محصول شرکت بستا⁶ می‌باشد. نازل استفاده شده در این مقاله به صورت اریفیس ساده می‌باشد. دهانه نازل‌های استفاده شده به صورت دایروی و بیضوی با ابعاد متفاوت می‌باشد که در "شکل 2" نشان داده شده است.

2-3- سیستم تصویربرداری و آشکارسازی

در این مقاله از روش سایه نگاری برای آشکارسازی جریان متقاطع استفاده شده است. برای گرفتن عکس‌هایی با کیفیت نسبتاً مناسب برای تحلیل جریان متقاطع احتیاج به سیستم‌های آشکارسازی و تصویربرداری خواهیم داشت. دوربین مورد استفاده در این آزمایش، مدل ای ایکس اف وان⁷ ساخت شرکت کاسیو می‌باشد که قادر به عکسبرداری با سرعت 1200 فریم در ثانیه می‌باشد.

در این مقاله عکس برداری با زمان نورگیری 25 میکروثانیه که حداکثر زمانی است که می‌توان با دوربین حاضر دست یافت، انجام شده است. با توجه به زمان نورگیری کم، می‌بایستی از منبع نور قوی استفاده شود که در ادامه توضیح داده می‌شود. مهم‌ترین تأثیری که زمان نورگیری در عکس‌ها می‌گذارد این است که هرچه این عدد کمتر باشد سنسور دوربین مدت زمان کمتری نور را خواهد گرفت و بدین معناست که مثلاً اگر قطرات ریزی در جریان باشد می‌توان با زمان نورگیری پایین این قطرات را با وضوح نسبتاً مناسبی به تصویر کشید.

برای منبع نور از یک پراژکتور با لامپ 1000 واتی ساخت شرکت اونومات استفاده شده است که به دلیل نوع لنز نصب شده بر روی آن و حفاظ های اطراف آن، نوری به نسبت موازی و یکنواخت از آن خارج می‌شود که در "شکل 3" قابل مشاهده است.

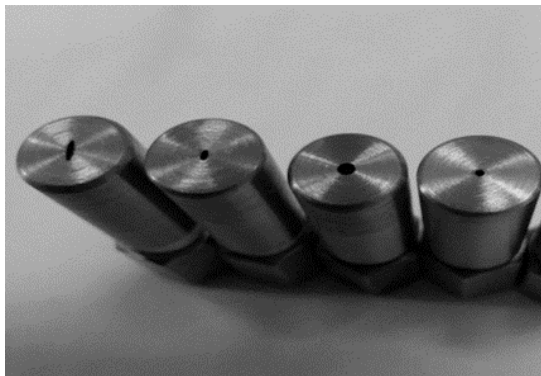


Fig. 2 View of the nozzles used

شکل 2 نمایی از نازل‌های استفاده شده



Fig. 3 View of projector used

شکل 3 نمایی از پروژکتور استفاده شده

ثانیه استفاده شده است. برای دستیابی به سرعت‌های مختلف در کانال، تبدیل کننده¹ شرکت ال اس² به کار برده شده که با تغییر دور دمنده قابلیت این را دارد تا سرعت جریان هوا را کنترل نماید. این وسیله فرکانس ورودی به موتور را از 0 تا 60 هرتز تغییر می‌دهد که بدین وسیله دور موتور از 0 تا 2750 دور بر دقیقه و در نهایت سرعت جریان از صفر تا حدود 53 متر بر ثانیه تغییر می‌کند. بدنه اصلی تونل باد ساخته شده، کانالی از جنس پلکسی‌گلس و با سطح مقطع 50×80 میلی‌متر می‌باشد که طول آن 60 سانتی‌متر می‌باشد. پلکسی‌گلس به دلیل شفاف بودن، اندازه‌گیری اپتیکی در مقطع آزمایش را امکان‌پذیر می‌کند. ضخامت ورق پلکسی‌گلس استفاده شده 2 میلی‌متر و محل قرارگیری نازل در 30 سانتی‌متر کانال قرار دارد. در واقع از 30 سانت اول کانال به منظور یکنواخت کردن جریان استفاده می‌شود. به منظور یکنواخت‌سازی جریان و کاهش مولفه‌های عمودی سرعت از یک شبکه لانه زنبوری³ از جنس آلومینیوم استفاده شده است. همان‌طور که از اسم آن بر می‌آید، این شبکه‌ها از تعداد زیادی تیوب شش‌ضلعی تشکیل شده که باعث می‌شود ادی‌های جریان که دارای مقیاس بزرگی هستند با ورود به این شبکه‌ها از بین بروند. شبکه لانه زنبوری مورد استفاده در این مقاله در راستای جریان 35 میلی‌متر طول دارد و از شش ضلعی‌های منتظمی به طول 6 میلی‌متر تشکیل شده است. دو پایه نگهدارنده نیز برای ثابت نگه‌داشتن کانال و جلوگیری از لرزش آن تعبیه شده است. جنس این پایه‌ها از جنس پلکسی‌گلس توپر با سطح مقطع 20×20 میلی‌متر می‌باشد و برای حفظ تعادل آن‌ها در قسمت پایه و روی میز از صفحه‌هایی به ابعاد 100×100 میلی‌متر از جنس پلکسی‌گلس استفاده شده است. همین‌طور برای جلوگیری از لرزش دمنده، یک پایه نگهدارنده برای آن تعبیه شده که داخل آن با فیبر و یونولیت پوشانده شده است. برای اندازه‌گیری سرعت هوای ورودی از یک باد سنج سیم داغ⁴ مدل 1340 ساخت شرکت تس⁵ استفاده شده که خطای آن کمتر از 3% می‌باشد. نحوه عملکرد این سرعت سنج به گونه‌ای است که پراب انعطاف‌پذیری که به نمایشگر متصل است را در جریان قرار داده و سرعت جریان را نشان می‌دهد.

2-2- سوخت‌رسانی

برای تزریق جت مایع به صورت عمودی در جریان هوا که در تونل باد حرکت می‌کند، احتیاج به یک مسیر خاص می‌باشد تا در آن سوخت با سرعت مورد نظر تزریق شود. این کار بوسیله سیستم تأمین جت انجام خواهد شد. لازم به ذکر است که با توجه به محدودیت‌هایی که در استفاده از سوخت‌های واقعی وجود دارد (در اکثر کارهای انجام شده نیز آب به عنوان جت تزریق شده استفاده شده است) از آب به عنوان مایعی که به صورت جت در جریان تزریق می‌شود استفاده خواهد شد. برای تزریق مایع در جریان هوای عرضی با یک سرعت دلخواه نیاز به افزایش فشار در پشت مایع مورد نظر می‌باشد. برای این کار از مخزن تحت فشار استفاده می‌شود. بدین ترتیب که تانکر تا حدودی از مایع پر شده و بوسیله یک گاز تحت فشار قرار می‌گیرد سپس با استفاده از یک شیر تنظیم، سرعت جریان در خروجی نازل را تنظیم نمود. برای به دست آوردن سرعت جت سیال در دهانه نازل از فلومتر استفاده می‌شود. بدین صورت که با اندازه‌گیری دبی ورودی به نازل و داشتن مساحت نازل به راحتی سرعت خروجی از نازل محاسبه می‌شود. فلومتر استفاده شده در بازه

¹ Inverter
² LS Company
³ Honeycomb
⁴ Hot wire
⁵ TES Company

⁶ Besta company
⁷ EX-F1

2-4- شرایط آزمایش

اندازه‌گیری پروفیل سرعت در نمای عرضی بخش آزمایش نشان می‌دهد که پروفیل سرعت در این بخش یکنواخت می‌باشد. سرعت هوای دمیده شده از 7.6 تا 51.8 متر بر ثانیه تغییر می‌کند. سیال استفاده شده برای آزمایش آب می‌باشد که استفاده از آب بجای سوخت یک کار معمول می‌باشد که در اکثر کارهای مرور شده نیز از آب به عنوان سیال پاشیده شده استفاده می‌شود. با توجه به این که در این مقاله از نازل‌هایی با دهانه متفاوت استفاده شده است، سرعت خروجی آب از نازل نیز متفاوت است. ولی بطور کلی می‌توان گفت که بازه تغییرات سرعت آب از 1.06 تا 33.95 متر بر ثانیه تغییر می‌یابد. همچنین دمای آزمایش، دمای محیط و برابر با 25 درجه سانتی‌گراد می‌باشد که در جدول 1 به صورت کامل آورده شده است.

در مطالعه جریان جت متقاطع می‌توان پارامترهای تاثیرگذار را به صورت گروهی از اعداد بدون بعد در نظر گرفت. با توجه به نوع مطالعه صورت گرفته بر روی جریان متقاطع می‌توان اعداد بدون بعد بسیار زیادی را در مساله وارد نمود. اعداد بی بعدی که در این آزمایش مورد استفاده قرار گرفته است را می‌توان اعداد زیر در نظر گرفت [18]. عدد مومنوم که به صورت نسبت مومنوم جت به مومنوم گاز (فشار دینامیکی جت به فشار دینامیکی گاز) تعریف می‌شود.

$$q = \frac{\rho_l v_l^2}{\rho_g v_g^2} \quad (1)$$

که در رابطه (1)، ρ_l چگالی مایع، v_l سرعت مایع (جت) در جهت y ، ρ_g چگالی گاز (هوا) و v_g سرعت گاز (هوا) در جهت x می‌باشد.

عدد وبر گاز به صورت نیروی اینرسی به نیروی کشش سطحی تعریف می‌شود:

$$we_g = \frac{\rho_g v_g^2 d}{\sigma_l} \quad (2)$$

که در رابطه (2)، d قطر نازل و σ_l کشش سطحی مایع می‌باشد. عدد وبر مایع نیز همانند عدد وبر گاز به صورت رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$we_l = \frac{\rho_l v_l^2 d}{\sigma_l} \quad (3)$$

عدد رینولدز گاز به صورت نسبت نیروی اینرسی به نیروی لزج تعریف می‌شود:

$$Re_g = \frac{\rho_g v_g l}{\mu_g} \quad (4)$$

که در آن L طول مشخصه و μ_g ویسکوزیته هوا می‌باشد. همچنین عدد رینولدز مایع به صورت زیر تعریف می‌شود.

جدول 1 شرایط آزمایش

عنوان	مقدار
چگالی آب ($\frac{m^3}{s}$)	998
سرعت جریان عرضی هوا ($\frac{m}{s}$)	7-50
سرعت خروجی جت آب ($\frac{m}{s}$)	3-23
ویسکوزیته آب ($\frac{N \cdot s}{m^2}$)	0.00089
کشش سطحی ($\frac{N}{m}$)	0.073
عدد وبر گاز	6-88
نسبت مومنوم	10-500
ابعاد دهانه خروجی نازل دایروی (mm)	1,2
ابعاد دهانه خروجی نازل بیضوی (mm)	0.25, 0.5, 2, 4

$$Re_l = \frac{\rho_l v_l l}{\mu_l} \quad (5)$$

3- بحث و نتایج

3-1- مسیر و نفوذ جت سیال

مسیر جت مایع و نفوذ آن در جریان عرضی گازی یکی از مهمترین ویژگی‌های جت متقاطع مایع است. به طوری که تاثیر مستقیمی بر توزیع پاشش سوخت در محفظه احتراق و در نتیجه تبخیر و نرخ اختلاط با اکسید کننده دارد. همچنین برای طراحی محفظه احتراق بمنظور جلوگیری از برخورد جت مایع با دیواره نیز دارای اهمیت می‌باشد. مشاهدات پژوهش حاضر نشان می‌دهد که جت مایع در حالتی که در هوای ساکن پاشیده می‌شود از مسیر مستقیم خود منحرف نشده و با جدار بالایی مقطع آزمایش برخورد می‌کند. این موضوع می‌تواند ناشی از این باشد که ابعاد استفاده شده در آزمایش برای سرعت‌های مورد استفاده کوچک می‌باشد یعنی اگر ابعاد مورد استفاده بزرگتر می‌بود، جت مایع منحرف شده و با سطح بالایی کانال برخورد نمی‌کرد. شماتیکی از جت مایع پاشیده شده در هوای عرضی در "شکل 4" نشان داده شده است. سیال در اثر شکست سطحی از ستون جت به صورت نوار مایع جدا می‌شود. از دیدگاه ناپایداری هیدرودینامیکی جت مایع نازل را به عنوان یک ستون غیر شکننده ترک می‌کند، بواسطه ناپایداری که در طول ستون مایع افزایش می‌یابد شروع به ناپایدار شدن می‌کند و در نهایت به لیگامنت‌ها شکسته می‌شود که به شکست ستونی معروف است. در ادامه تکه‌های جدا شده مایع از ستون جت در طول مسیر تحت تاثیر شکست ثانویه به قطرات ریزتر تبدیل شده و وارد محفظه احتراق می‌شود.

در "شکل 5" نمایی از جت مایع پاشیده شده در جریان هوای عرضی برای نازل دایروی نشان داده شده است. فرآیند کلی شکسته شدن جت مایع در جریان هوای عرضی و تشکیل اسپری در نازل‌های مختلف یکسان است و بسته به هندسه استفاده شده طول نفوذ و شکست متفاوت است که در ادامه بررسی خواهد شد. در "شکل 6" برای هندسه نازل‌های مختلف، مسیر جت سیال نشان داده شده است. در هر هندسه، سرعت مایع و سرعت هوای متفاوت چندین عکس در زمان‌های پشت سرهم گرفته شده که در مجموع 2100 عکس گرفته شده است. برای اینکه بتوان مرزهای ستون جت مایع را بهتر شناسایی نمود و همین‌طور نقطه شکست را بهتر تشخیص داد با استفاده

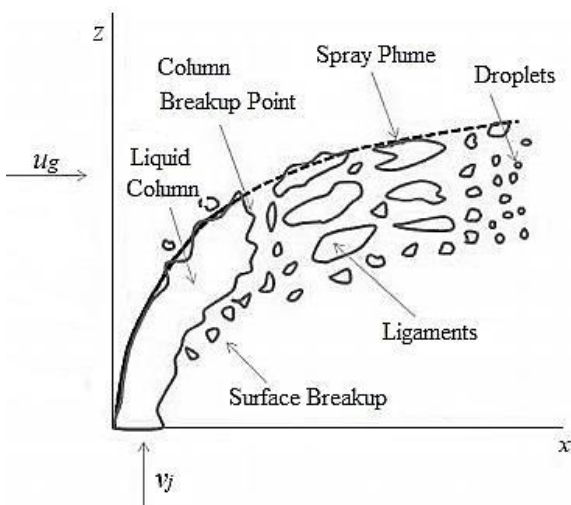


Fig. 4 View of injection of liquid jet structure [15]

شکل 4 نمایی از ساختار پاشش جت مایع [15]

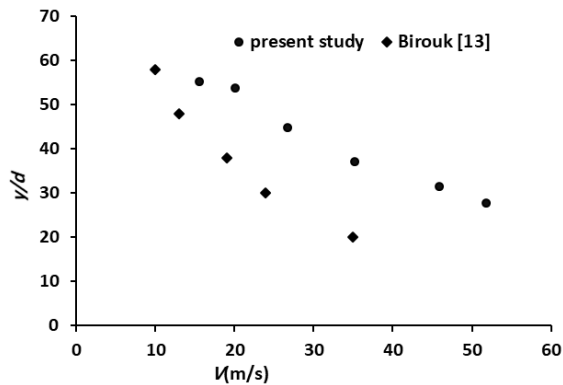


Fig. 7 Effect of air velocity on liquid jet penetration

شکل 7 تاثیر سرعت هوای عرضی بر نفوذ جت مایع

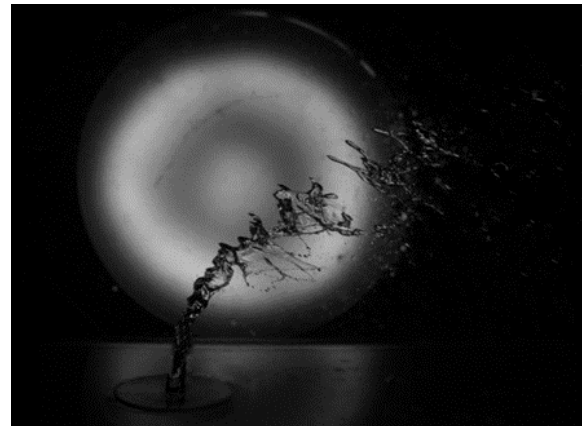


Fig. 5 View of liquid jet in crossflow

شکل 5 نمایی از جت مایع در جریان هوای عرضی

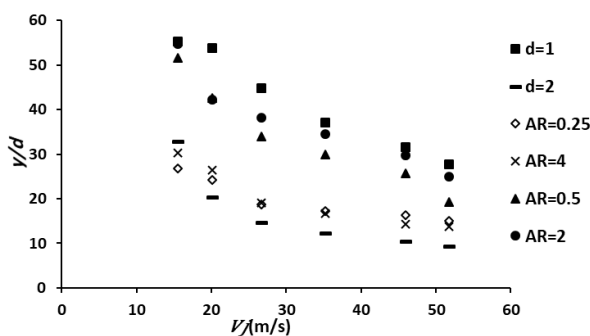


Fig. 8 Effect of air velocity on liquid jet penetration for different injector geometry

شکل 8 تاثیر سرعت هوای عرضی بر نفوذ جت مایع برای هندسه‌های متفاوت انژکتور

نشان داده شده است برای تمامی نازل‌ها رفتار جت مایع یکسان می‌باشد بطوریکه با افزایش مقدار سرعت هوای جریان عرضی و با ثابت بودن سایر پارامترهای حاکم بر جریان، میزان نفوذ جت مایع کاهش می‌یابد.

تاثیر هندسه نازل بر نفوذ جت مایع را می‌توان با در نظر گرفتن عدد وبر و نسبت مومنتوم یکسان مورد بررسی قرار داد. همانطور که در "شکل 9" نیز نشان داده شده است، برای هندسه‌های دایروی با افزایش قطر، در یک وبر ثابت، سرعت هوای ورودی کمتر می‌شود. از طرفی در یک نسبت مومنتوم ثابت، با توجه به اینکه سرعت ورودی هوا کاهش یافته است، طبق فرمول نسبت مومنتوم (q) سرعت سیال ورودی برای قطر بزرگتر کاهش می‌یابد.

با در نظر گرفتن فرمول نیروی درگ که به‌صورت زیر می‌باشد:

$$D = \frac{1}{2} \rho v_g^2 A C_d \quad (6)$$

برای مثال برای دایره 1 و 2 میلی‌متر با توجه به اینکه سطح مقطع خیس شده برای محاسبه نیروی درگ، متناسب با قطر دهانه نازل است و همچنین مربع سرعت گاز برای نازل 3 میلی‌متری دو برابر نازل 1 میلی‌متری است. در نتیجه نیروی درگ، زمانی که سطح مقطع نازل افزایش می‌یابد، تغییری نمی‌کند. از طرفی برای مومنتوم حاصل از جت مایع، با توجه به اینکه مومنتوم با مساحت سطح مقطع و سرعت ورودی نازل ارتباط دارد، سرعت ورودی $(\sqrt{2})/2$ برابر کمتر می‌شود، ولی مساحت آن 4 برابر بیشتر می‌شود، در نتیجه مومنتوم کل $2\sqrt{2}$ برابر می‌شود. حال چون مومنتوم آن بیشتر می‌شود، در نتیجه نفوذ آن نیز بیشتر می‌شود.

همین روال برای نازل‌های بیضوی نیز برقرار است، یعنی با افزایش نسبت قطر بزرگ به کوچک در یک عدد وبر و نسبت مومنتوم مشخص، نفوذ جت



Fig. 6 View of liquid jet in crossflow at different injector geometry

شکل 6 نمایی از جت مایع در جریان هوای عرضی در هندسه‌های مختلف انژکتور

از نرم‌افزار متلب از عکس‌ها در شرایط یکسان میانگین گرفته شده است. در "شکل 7" تاثیر سرعت جریان هوای عرضی بر عمق نفوذ جت مایع نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌گردد، افزایش سرعت جریان هوای عرضی (وبر گاز) سبب کاهش عمق نفوذ جت مایع می‌شود. این موضوع به این علت است که هرچه سرعت هوای عرضی بیشتر باشد، نیروی درگ بیشتری به جت مایع وارد می‌کند و در نتیجه جت مایع زودتر منحرف می‌شود و در نتیجه نفوذ آن نیز کمتر می‌گردد. همان‌طور که در شکل مشخص است روند تغییر عمق نفوذ شبیه به کار محققین دیگر است اما اختلاف به‌دست آمده ناشی از این است که سیال مورد استفاده در تحقیق مرجع مورد نظر روغن بوده که بسیار متفاوت می‌باشد و همچنین بازه سرعت استفاده شده نیز متفاوت است. در این تحقیق هدف این بود که تاثیر سرعت هوای عرضی بر عمق نفوذ جت مایع برای نازل با هندسه‌های مختلف مورد بررسی قرار گیرد. در این پژوهش از دو نازل دایروی به قطرهای 1 و 2 میلی‌متر و دو نازل بیضوی افقی با ابعاد قطرهای کوچک 1 میلی‌متر و قطرهای بزرگ 2 و 4 میلی‌متر استفاده شده است. بدین ترتیب که ابتدا با نازل دایروی با قطر 1 میلی‌متر تست‌های آزمایشگاهی انجام شده و در ادامه از نازل دایروی با قطر 2 میلی‌متر استفاده شده است. بخش دیگری از تست‌های آزمایشگاهی شامل نازل‌های بیضی شکل می‌باشند. نتایج حاصله در نمودارهای زیر قابل مشاهده است. همان‌طور که در "شکل 8"

برای به دست آوردن مسیر پاشش نازل بیضوی نیز می توان از رگرسیون خطی استفاده نمود. با در نظر گرفتن نسبت منطری 2 برای نازل بیضوی معادله مسیر به صورت زیر به دست می آید:

$$\left(\frac{y}{d_{eq}}\right) = 2.051 \left(\frac{x}{d_{eq}}\right)^{0.34} q^{0.52} \quad (8)$$

برای بی بعدسازی مسیر پاشش جت مایع و همچنین قطر استفاده شده در عدد وبر در نازل بیضوی بایستی از یک قطر مشخص استفاده شود. یعنی بایستی از قطری استفاده شود که اگر بیضی معادل با دایره ای با همان مساحت باشد باشد، قطری برابر با آن دایره داشته باشد و نمی توان از قطر بزرگ و یا کوچک بیضی استفاده نمود، لذا از قطر معادل استفاده می شود که را بطه آن به صورت زیر می باشد.

$$d_{eq} = \sqrt{ab} \quad (9)$$

که در آن a قطر بزرگ و b قطر کوچک بیضی می باشد و d_{eq} قطر معادل می باشد.

3-2- طول و ارتفاع شکست

همان طور که پیشتر بیان شد دو نوع فرآیند شکست برای جت مایع در جریان عرضی وجود دارد که به شکست سطحی و ستونی معروف اند. مایع به صورت یک ستون پیوسته بین خروجی نازل و نقطه شکست شکل می گیرد. دانستن محل شکست برای مدل سازی جت مایع در جریان هوای عرضی لازم و ضروری است. البته به دست آوردن محل دقیق آن بخاطر وجود قطرات با چگالی بالا کار مشکلی است. همان طور که در "شکل 11" نشان داده شده است طول شکست ستونی که با x_b و ارتفاع شکست با y_b نشان داده می شوند برابر است با مسیری که جت مایع در جهت جریان عرضی طی می کند تا شکسته شود.

برای به دست آوردن طول شکست می بایست در چند نسبت مومنتوم و عدد وبر مختلف برای یک نازل مختصات نقطه شکست را مشخص نمود و سپس روابط مربوطه را استخراج نمود. اختلاف طول شکست به ازای نسبت مومنتوم های متفاوت و عدد وبرهای کمتر از 10 بسیار کم بوده به طوری که می توان آن را ثابت در نظر گرفت و همین طور به ازای نسبت مومنتوم های متفاوت و اعداد وبر بزرگتر از 10 مقدار ثابت دیگری می باشد. به طوری که می توان مقادیر زیر را برای طول شکست به دست آورد.

$$\left(\frac{x_b}{d}\right) = 4.1 \pm 0.5 \quad \text{we} < 10$$

$$\left(\frac{x_b}{d}\right) = 10.3 \pm 0.6 \quad \text{we} > 10 \quad (10)$$

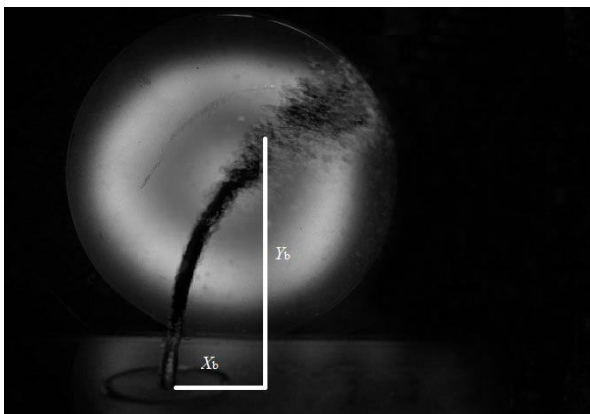


Fig. 11 Length and height of breakup

شکل 11 طول و ارتفاع شکست

مایع بیشتر می شود. همان طور که برای انژکتور دایروی نیز توضیح داده شد، با افزایش نسبت منطری، با توجه به این که عدد وبر ثابت است، نیروی درگ برای نسبت منطری 2، $\sqrt{2}$ نیروی درگ با نسبت منطری 4 می باشد. از طرفی نیروی مومنتوم نیز با توجه به این که مساحت دو برابر شده و سرعت $\sqrt[4]{2}$ برابر شده است، $2^{\frac{3}{4}}$ برابر شده است. در نتیجه با توجه به این که نیروی مومنتوم افزایش یافته و نیروی درگ نیز کاهش یافته است، در نتیجه عمق نفوذ افزایش می یابد.

با در نظر گرفتن مرز بالایی مسیر جت مایع برای نازل دایروی، می توان معادله مسیر پاشش مایع را با استفاده از رگرسیون خطی مشخص نمود. با در نظر گرفتن نازل دایروی با قطر 1 میلی متر معادله مسیر جت مایع در آزمایش به صورت زیر به دست می آید:

$$\left(\frac{y}{d}\right) = 3.94 \left(\frac{x}{d}\right)^{0.35} q^{0.33} \quad (7)$$

همان طور که از "شکل 10" مشخص است مسیر پاشش جت مایع در مقایسه با محققین پیشین [21,20] همخوانی خوبی دارد و اختلاف به دست آمده می تواند ناشی از وسایل آزمایش، متفاوت بودن بازه نسبت مومنتوم و عدد وبر و سیستم عکس برداری و پردازش تصاویر باشد.

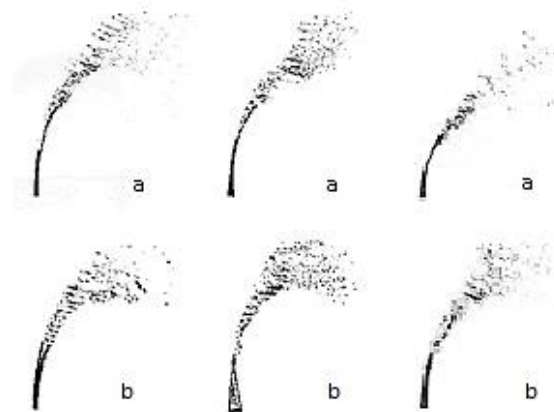


Fig. 9 Effect of Injector geometry on liquid jet penetration

شکل 9 تاثیر هندسه انژکتور بر نفوذ جت مایع

الف) قطر 1 mm a: نسبت منطری 2 ج) نسبت منطری 4
 ب) قطر 2 mm b: نسبت منطری 0.5 b: نسبت منطری 0.25

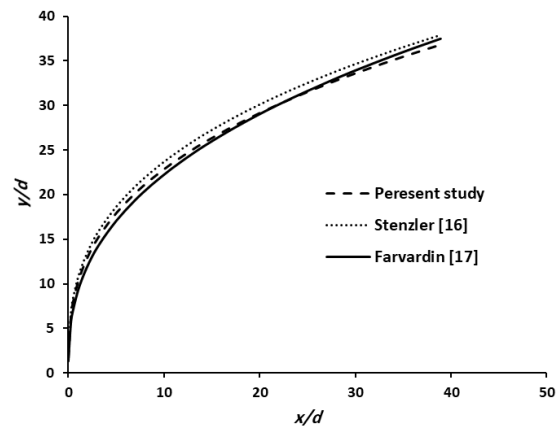


Fig. 10 Liquid jet trajectory for circular injector

شکل 10 مسیر پاشش جت مایع برای نازل دایروی

نازل بیضوی با نسبت منظری 4، 2، 0.5، 0.25 می‌باشد. همچنین نشان داده شد که با افزایش قطر نازل دایروی، عمق نفوذ افزایش می‌یابد و برای نازل بیضوی نیز با افزایش نسبت منظری عمق نفوذ افزایش می‌یابد. همچنین تاثیر سرعت هوای عرضی بر عمق نفوذ مورد بررسی قرار گرفته شد و نشان داده شد که برای هردو نازل دایروی و بیضوی با افزایش سرعت هوای عرضی، عمق نفوذ کاهش می‌یابد. طول و ارتفاع شکست برای نسبت مومنوم‌های مختلف و اعداد وبر متفاوت مورد بررسی قرار گرفت و نشان داده شد که طول شکست تقریباً ثابت است و ارتفاع شکست با نسبت مومنوم رابطه دارد که این رابطه برای اعداد وبر کمتر و بیشتر از 10 متفاوت است. نتایج به دست آمده با نتایج دیگر محققین مورد مقایسه قرار گرفته، که نتایج حاکی از این است که مطالعه تجربی حاضر از دقت بالایی برخوردار است.

5- مراجع

- [1] M. Morad, M. Nasiri, Numerical Simulation of the Liquid Jet Breakup For elliptical orifices with different aspect ratios, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 9, pp. 341-352, 2014. (in Persian)
- [2] S. Khosravi, M. Ansari, The effect of various parameters on breakup length of the outflow from the nozzle, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 2, pp. 125-133, 2012. (in Persian)
- [3] A. R. Karagozian, Transverse jets and their control, *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 36, No. 5, pp. 531-553, 2010.
- [4] K. Mahesh, The interaction of jets with crossflow, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 45, No. 3, pp. 379-407, 2013.
- [5] G. Cerri, A. Giovannelli, L. Battisti, Advances in effusive cooling techniques of gas turbines, *Applied Thermal Energy*, Vol. 27, No. 4, pp. 692-697, 2007.
- [6] M. Guo, R. Kishi, B. Shi, Y. Ogata, K. Nishida, Effects of cross-flow on fuel spray injected by hole-type injector for direct injection gasoline engine, *Atomization and Sprays*, Vol. 25, No. 4, pp. 81-98, 2015.
- [7] N. Ashgriz, *Handbook of Atomization and Sprays*, pp. 657-665, New York: Springer, 2011.
- [8] C. O. Iyogun, M. Birouk, N. Popplewell, Trajectory of Water Jet Exposed to Low Subsonic Cross-Flow, *Atomization and Sprays*, Vol. 16, No. 8, pp. 963-979, 2006.
- [9] R. R. Lakhmaraju, *Liquid Jets in Subsonic Airstream at Elevated Temperatures*, PhD Thesis, University of Cincinnati, Ohio, 2003.
- [10] A. Bellofiore, A. Cavaliere, R. Ragucci, Air density effect on the atomization of liquid jets in crossflow, *Combustion Science and Technology*, Vol. 179, No. 1-2, pp. 319-342, 2007.
- [11] Q. Wang, U. M. Mondragon, C. T. Brown, V. G. McDonell, Characterization of trajectory, break point, and break point dynamics of a plain liquid jet in a crossflow, *Atomization and Sprays*, Vol. 21, No. 3, pp. 203-219, 2011.
- [12] B. Bai, H. Zhang, Experimental study on turbulent mixing of spray droplets in crossflow, *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 33, No. 6, pp. 1012-1020, 2009.
- [13] M. Birouk, C. O. Iyogun, N. Popplewell, Role of Viscosity on Trajectory of Liquid Jets in a Cross-Airflow, *Atomization and Sprays*, Vol. 17, No. 3, pp. 267-287, 2007.
- [14] A. Mashayek, N. Ashgriz, Atomization of a liquid jet in a crossflow, *Handbook of Atomization and Sprays*, pp. 657-683. Springer US, 2011.
- [15] M. Broumand, M. Birouk, A model for predicting the trajectory of a liquid jet in a subsonic gaseous crossflow, *Atomization and Sprays*, Vol. 25, No. 10, pp. 871-893, 2015.
- [16] M. Rahimi-Gorji, M. Ghajar, A. Kakaee, D. D. Ganji, Modeling of the air conditions effects on the power and fuel consumption of the SI engine using neural networks and regression *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, Vol. 39, No. 2, pp. 375-384, 2017.
- [17] M. Hatami, D. D. Ganji, M. Gorji-Bandpy, Experimental investigations of diesel exhaust exergy recovery using delta winglet vortex generator heat exchanger, *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 93, No. 3, pp. 52-63, 2015.
- [18] T. Kasyap, V. Sivakumar, B. Raghunandan, Flow and breakup characteristics of elliptical liquid jets, *International Journal of Multiphase Flow*, Vol. 35, No. 1, pp. 8-19, 2009.
- [19] Y. Song, D. Hwang, K. Ahn, Effect of orifice geometry on spray characteristics of liquid jet in crossflow, *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Texas, USA, January 9-13, 2017.
- [20] J. Stenzler, J. Lee, D. Santavica, W. Lee, Penetration of liquid jets in a cross-flow, *Atomization and Sprays*, Vol. 16, No. 8, pp. 887-906, 2006.
- [21] E. Farvardin, M. Johnson, H. Alaei, A. Martinez, A. Dolatabadi, Comparative study of biodiesel and diesel jets in gaseous crossflow, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 6, pp. 1292-1302, 2013.
- [22] Y. Zhang, A. Marshall, Characterization of the initial spray from low-Weber-number jets in crossflow, *Atomization and Sprays*, Vol. 21, No. 7, pp. 575-589, 2011.

برای به دست آوردن ارتفاع شکست می‌بایست با در نظر گرفتن نسبت مومنوم و عدد وبر مختلف ارتفاع شکست را به دست آورد و سپس معادله ارتفاع شکست را به دست آورد که معادله به دست آمده برای ارتفاع شکست برای عدد وبرهای بزرگتر از 10 و کوچکتر از 10 به صورت زیر می‌باشد.

$$\left(\frac{y_b}{d}\right) = 10.419(q)^{0.278} \quad we < 10$$

$$\left(\frac{y_b}{d}\right) = 4.77(q)^{0.387} \quad we > 10 \quad (11)$$

همان‌طور که از معادلات مشخص است، ارتفاع شکست تنها تابعی از طول شکست می‌باشد، یعنی در نسبت مومنوم‌های مختلف و عدد وبر متفاوت، ارتفاع شکست تنها تابعی از طول شکست می‌باشد که محققین پیشین نیز به آن اشاره داشته‌اند. در "شکل 12" و "شکل 13" معادلات به دست آمده برای ارتفاع شکست با معادلات ژانگ [22] مقایسه شده است. که همان‌طور که از شکل‌ها مشخص است جواب‌های به دست آمده از همخوانی و دقت خوبی برخوردار است.

4- نتیجه گیری

تزریق جت به صورت متقاطع به دلیل اتمیزاسیون مناسب و نرخ تبخیر بالا، یکی از پیشرفته‌ترین روش‌ها برای سیستم تزریق سوخت می‌باشد و بدلیل کاربرد بسیار زیاد آن در صنایع مختلف، مطالعه آن از اهمیت بالایی برخوردار است. در این مقاله تاثیر هندسه نازل بر مسیر جت مایع مورد بررسی قرار گرفت و برای جت‌های دایروی و بیضوی معادله مسیر به دست آورده شد. تست‌های انجام شده برای 2 نازل دایروی به قطرهای 1 و 1 میلی‌متر و 4

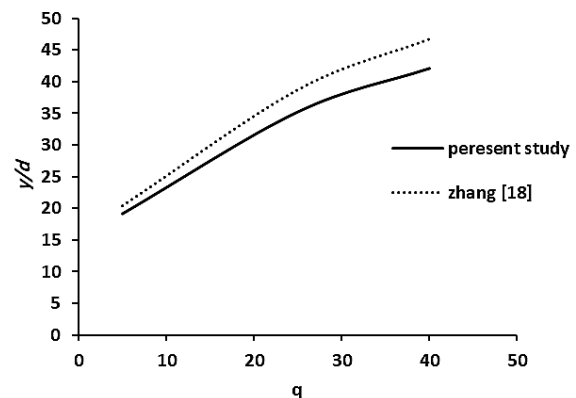


Fig. 12 Breakup height for $We < 10$

شکل 12 ارتفاع شکست برای عدد وبر کمتر از 10

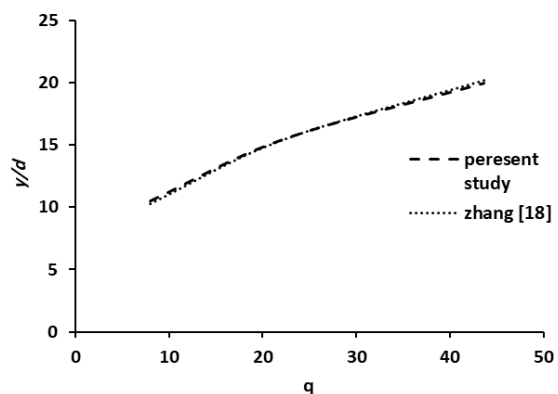


Fig. 13 Breakup height for $We > 10$

شکل 13 ارتفاع شکست برای عدد وبر کمتر از 10