

مطالعه تئوری و تجربی انتقال حرارت جت‌های برخوردی در فرآیندهای جداسازی

داریوش باستانی*

دانشیار دانشکده مهندسی شیمی و نفت، دانشگاه صنعتی شریف (bastani@sharif.edu)*

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله :

دریافت ۳ آذر ۱۳۸۷

دریافت پس از اصلاحات ۱۶ اردیبهشت ۱۳۸۸

پذیرش نهایی ۲۹ اردیبهشت ۱۳۸۸

کلمات کلیدی :

جت برخوردی

فرآیندهای جداسازی

ضریب انتقال حرارت

خنک‌کاری

راکتور

چکیده

در این تحقیق انتقال حرارت جت‌های برخوردی در فرآیندهای جداسازی به طور تجربی و تئوری مورد مطالعه واقع گردیده است. سیستم مورد مطالعه یک دستگاه آزمایشگاهی جهت استفاده در واحد صنعتی مشابه بوده است. این سیستم دارای یک کوره‌ی استوانه‌ای با چشمه‌ی الکتریکی-گرمایی است که با شش حلقه لوله هوای سرد، هر کدام دارای هشت عدد نازل با قطر ۳ میلی‌متر در فاصله‌ی ۲/۵ سانتیمتری دیواره خنک می‌گردد. آزمایشات در دو حالت با اعداد رینولدز تقریبی ۱۳۵۰۰ و ۲۷۰۰۰ و با توان‌های مختلف ۱۴-۷/۵ کیلووات انجام شده است. سیستم تقریباً از دسته‌ی شبه‌محدود شده بوده و در نگاه اول از نوع جت‌های برخوردی چندتایی با سطح برخورد منحنی شکل می‌باشد. اما مطالعات نشان داد که با توجه به فاصله‌ی دو جت از یکدیگر و نسبت قطر نازل به قطر کوره و نیز نسبت فاصله‌ی دهانه‌ی خروجی جت تا صفحه‌ی برخوردی به قطر کوره می‌توان با تقریب خوبی از اثرات تداخل مستقیم دو جت بر یکدیگر و انحنای صفحه‌ی برخوردی بر روی انتقال حرارت صرف‌نظر نموده و سیستم را آرایه‌ای از جت‌های منفرد برخوردی به صفحه‌ی تخت فرض نمود. نتایج نشان دهنده‌ی اثر قابل توجه توزیع دما نسبت به مواضع خروجی جریان برای نواحی هم موقعیت نسبت به ناحیه‌ی برخورد به خصوص در فواصل دورتر از آن است. پارامتر مهم دیگری که برای اولین بار در این مقاله تعریف شده است طول بی‌بعد یا جذر مجموع توانی فواصل از ناحیه‌ی برخورد است که اثر قابل توجه و معناداری بر روی توزیع دما نشان می‌دهد.

حقوق ناشر محفوظ است.

* عهده دار مکاتبات

مقاومت‌های انتقال جرم - مومنتوم و حرارت به ویژه در لایه مرزی است. این نکته سبب ویژگی خاص جت‌های برخوردی در داشتن ضرائب انتقال قابل توجه در مقایسه با مقادیر مشابه در مکانیسم‌های جابجایی است. در این تحقیق مورد اول از کاربردهای مختلف جت‌های برخوردی در فرایندهای سرمایشی- گرمایشی مانند خنک‌کاری راکتورهای شیمیایی و هسته‌ای مورد نظر است، که البته استفاده از نتایج این تحقیق در درک ساختار میدان جریان و مکانیسم عمل جت برخوردی برای زمینه‌های دیگر نیز کاربرد دارد.

لذا به این دو دلیل مذکور و به خاطر موارد گفته شده در قابلیت جت‌های برخوردی در شکست لایه مرزی و سوق مکانیسم انتقال نفوذ مولکولی به جابه جایی اجباری، جت‌های برخوردی یکی از سریعترین مکانیسم‌های انتقال حرارت را به همراه می‌آورد. به دلیل پیچیدگی مکانیسم معمولاً اطلاعات در باره ضرائب انتقال حرارت جت‌های برخوردی در منابع و مراجع متداول و هندبوک‌های انتقال حرارت موجود نبوده و یا روابط و مقادیر ارائه شده بیشتر خاص سیستم‌های خاص مورد مطالعه بوده و از جامعیت کاربردی برخوردار نمیباشند. لذا این موضوع از مباحث روز تحقیقاتی دنیا بوده و هدف تحقیق حاضر فراهم نمودن زمینه‌های اولیه مطالعات تئوری و آزمایشگاهی برای تحقیقات بیشتر در این ارتباط است.

۲- ساختار میدان جریان جت برخوردی

همانطور که در مقدمه اشاره شد بهره‌گیری از مکانیسم عمل جت برخوردی در شکستن لایه مرزی و سوق دادن مکانیسم انتقال نفوذ مولکولی به جابه جایی اجباری و دستیابی به ضرائب بالای انتقال معمولاً هدف اصلی این فرایند است. بدین منظور جریان سیال از یک نازل خارج و تحت زاویه خاصی که معمولاً عمود بر صفحه است به صفحه مورد نظر برخورد میکند. شکل (۱) نواحی مختلف موجود در یک جت برخوردی محدود

مقاومت در لایه مرزی فرایندهای انتقال تاثیر به سزایی بر میزان انتقال دارد. چنانچه بتوان به روشی ضخامت این لایه را کاهش داد بهبود قابل توجهی در افزایش میزان انتقال جرم، حرارت و مومنتوم در فرایندهای جداسازی حاصل خواهد شد. یکی از روشهای نسبتاً جدید در این ارتباط استفاده از جت‌های برخوردی^۱ است. در این روش با اعمال مومنتوم قابل توجه به یک سیال خروجی از نازل و برخورد آن به سطح مورد نظر در فرایند در لایه مرزی اختلال ایجاد نموده و مقاومت مذکور در مقابل انتقال کاهش مییابد. جت‌های برخوردی کاربردهای فراوان و متنوعی در صنعت دارند که می‌توان موارد زیر را نام برد:

۱- در فرایندهای سرمایشی مانند خنک‌کاری راکتورهای شیمیایی و هسته‌ای- خنک‌کاری پره‌های توربین گازی - خنک‌کاری قطعات الکترونیکی. ۲- در فرایندهای گرمایشی شعله و احتراق مانند برخورد مستقیم گازهای حاصل از احتراق باه بدنه کوره‌ها، اخیراً تحقیقات قابل توجهی بر روی توسعه روش‌های نوین احتراق به شیوه جت‌های برخوردی شروع شده است. ۳- در فرایندهای خشک کردن در صنایع دارویی و غذایی، صنایع نساجی، صنایع تولید کاغذ ۴- در فرایند لایه نشانی و تکنولوژی پوشش به روش رسوب بخارات شیمیایی^۲ مانند تولید فیلم نازک الماس صنعتی ۵- در فرایندهای برشی، سایش و خوردگی مانند تکنولوژی برش با آب و یا بررسی پدیده‌های فرسایشی ناشی از برخورد جت به سطوح ۶- در فرایند‌های گرمایشی- سرمایشی همراه با شکل دادن مانند صنایع شیشه‌سازی و تولید ورقه‌های فلزی ۷- در تکنولوژی هواپیماهای عمود پرواز^۳ VSTOL

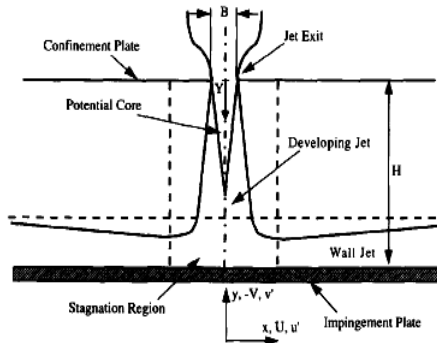
اغلب این کاربردهای مختلف در یک نکته اساسی که در واقع ویژگی اصلی جت‌های برخوردی است مشترکند و آن نکته جهت‌دهی خاص به جریان سیال برای غلبه بر

¹ Impinging jets

² Chemical Vapor Deposition

³ Vertical Short Take Off Land

اغلب تابع نوع فرایند مورد نظر است. در صورتی که کانال جت یا بدنه نازل در این فضای محدود شده فرو رفته باشد انرا به عنوان جت فرورفته^۱ مینامند که باز هم معمولاً در دسته خاص خود مطالعه میگردد. ترکیب و سهم نواحی میدان جریان مانند جت پتانسیلی، جت توسعه یافته و ضخامت لایه مرزی روی صفحه برخوردی و در نتیجه ضرائب انتقال برای این دسته از جتهای برخوردی شاید حساسیت بیشتری نسبت به پارامترهایی چون رینولدز جت و فاصله دهانه خروجی جت تا سطح برخوردی داشته باشد. برای مثال در تحقیقات [۵] Dukle و Hollingsworth عنوان شده است که برای $L/D > 5$ ناحیه هسته پتانسیلی کاملاً توسعه یافته و قبل از رسیدن به صفحه برخوردی از بین میرود. مقدار ضریب انتقال حرارت h معمولاً از یک مقدار ماکزیمم در نقطه سکون به طرفین در نواحی جت دیواره کاهش می‌یابد و دلیل این موضوع همانطور که گفته شد به دلیل میزان توفیق در کاهش لایه مرزی و مقاومت آن است.



شکل (۱): نواحی مختلف یک جت برخوردی [۱]

شکل (۲) نمای شماتیک اثر جت برخوردی در لایه مرزی نشان می‌دهد و بیان می‌نماید که نقطه سکون، مینیمم ضخامت لایه مرزی در حد تقریباً صفر را دارد بنابراین نتیجه این امر داشتن ضریب انتقال حرارت یا عدد ناسلت ماکزیمم برای این ناحیه است.

شده (Confined) را نشان می‌دهد [۱]. معمولاً در این مسئله میدان جریان از سه ناحیه جت آزاد^۱ ناحیه سکون^۲ و جت دیواره تشکیل شده است. کیفیت توزیع سرعت در هنگام خروج از نازل اهمیت قابل توجهی بر محدوده این ساختار و در نتیجه ضرائب انتقال دارد [۲،۳]. این موضوع در فرایندهای مشابهی چون جریانهای متقاطع ورود جت خنک کننده به یک جریان عرضی داغ در پدیده خنک کاری لایه ای در پره های توربین گازی دارای اهمیت قابل توجهی است [۴].

در ناحیه جت آزاد بخشی به نام هسته پتانسیلی^۳ مشاهده میگردد که در واقع به معنای بخشی از جریان جت ورودی است که درون میدان جدید فرو رفته است اما هنوز کاملاً آنرا حس نکرده است. در ادامه که تمام جریان جت میدان جدید را حس نمود به اصطلاح جت توسعه^۴ یافته میگردد. البته بسته به پارامترهای مهمی چون رینولدز جت، فاصله مقطع خروجی جت تا صفحه برخوردی (H) و .. ممکن است این توسعه یافتگی قبل از برخورد صورت نگیرد. جتهای برخوردی را از نظر ارتباط با محیط پیرامونی میتوان به سه دسته محدود شده^۵ محدود نشده^۶ و بین این دو شبه محدود شده^۷ تقسیم نمود. شکل (۱) در واقع یک جت برخوردی محدود شده را نشان میدهد.

اهمیت این موضوع و اثر آن بر ساختار میدان جریان به اندازه ای است که معمولاً در تحقیقات مرتبط بر روی آنها در دسته بندی خاص خود بحث میگردد. دلیل این موضوع قابل درک است چرا که محدود بودن یا نبودن ناحیه بین صفحه مقطع خروجی جت و صفحه برخوردی بر چگونگی رفتار جریانهای برگشتی و گردابه های حاصله بسیار موثر بوده و در ادامه بر انباشتگی سیال موجود در مسیر حرکت جت تاثیر گذاشته و اثر به سزایی بر ضرائب انتقال خواهد داشت. طراحی اینگونه جت برخوردی از این نقطه نظر همواره اختیاری نبوده و

¹ Free Jet
² Stagnation Zone
³ Potential Core
⁴ Developing Jet
⁵ Confined
⁶ Unconfined
⁷ Semiconfined

⁸ Submerged

رینولدز جت، عدد پرانتل سیال، فاصله عمودی دهانه خروجی جت از صفحه برخوردی، فاصله شعاعی از نقطه سکون و زاویه برخورد به صورت معادلات نیمه تجربی ارائه میگردد. برای مثال به کار انجام شده توسط Huang و همکارش برای بررسی ضریب انتقال حرارت جت برخوردی به یک صفحه تخت میتوان اشاره نمود. رابطه پیشنهادی آنها با استفاده از کارهای قبلی دیگران و این نتایج آزمایشگاهی برای پیش بینی عدد ناسلت متوسط برای ناحیه $0 < r/d < R$ برای $0 < r/d < 10$ و $6000 < Re < 60000$ به صورت زیر ارائه شده است.

$$\overline{Nu} = \frac{2}{R^2} \int_0^R R Nu(R) dR$$

$$\overline{Nu} = Re^{0.76} Pr^{0.42} [a + bH + cH^2]$$

که در این رابطه $H=h/d$ نسبت ارتفاع به پهنای جت در صفحه خروجی نازل است. ضرایب a , b , c در این رابطه توابع چند جمله ای از R بوده که ضرایب این چند جمله ای از داده های آزمایشگاهی بدست می آیند [۱۰]. از تحقیقات دیگر در این زمینه میتوان به کار Goldstein و Behbahani [۱۱] اشاره نمود که برای بررسی انتقال حرارت جت برخوردی هوا به یک صفحه تخت برای $6 < H=h/d < 12$ و $30000 < Re < 120000$ در دامنه $0 < r/d < 50$ صورت گرفته است. نتیجه کار آنها رابطه زیر می باشد:

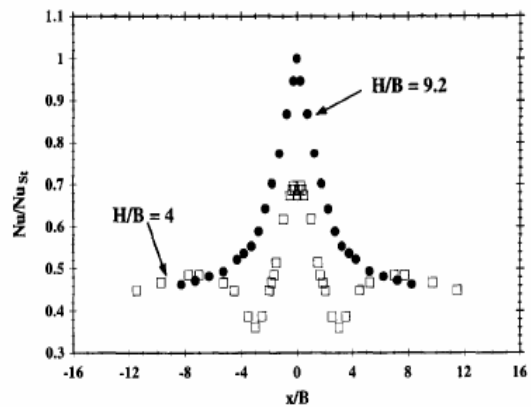
$$\frac{\overline{Nu}}{Re_j^{0.6}} = \frac{1}{A + B(X/D)^n}$$

$$A=3/329, B=0/273, n=1/3 \text{ for } h/d=6$$

$$A=4/577, B=0/4357, n=1/14 \text{ for } h/d=12$$

۴- بررسی آزمایشگاهی

در شکل (۱) شمای کوره مورد نظر برای بررسی انتقال حرارت جت برخوردی دیده میشود. دستگاه بصورت مخروط ناقص به ارتفاع ۱۹۵ cm است که قطر قاعده پائین آن ۳۰ cm و قطر قاعده بالائی آن ۲۵ cm میباشد. دلیل این انتخاب شباهت دستگاه با یک نمونه صنعتی است و لذا نتایج بدست آمده میتواند کاربرد به



شکل (۲): تغییرات عدد ناسلت بر حسب فاصله از نقطه سکون [۱]

۳- مروری بر کارهای دیگران

مسئله جت برخوردی و انتقال جرم، مومنتوم و حرارت آن مانند اغلب مسائل دینامیک سیالات پیشرفته در غیاب حل دقیق تحلیلی برای معادلات ناویر استوکس^۱ کمتر به طریقه تحلیلی مورد بحث واقع شده و بیشتر به دو صورت مطالعات آزمایشگاهی و حل عددی مورد نظر بوده است. از اولین کارهای انجام شده در این زمینه میتوان به مطالعه آزمایشگاهی برای اندازه گیری ضرایب انتقال حرارت در یک جت تیغه ای با جریان نسبتاً دو بعدی به یک صفحه تخت توسط [۶] Gardon و Akfirat اشاره نمود. در این تحقیق مطالعه بر روی یک جت تک و آرایه ای از جتهای برخوردی در هر دو رژیم آرام و درهم صورت گرفت.

در تحقیق دیگری که توسط [۷] Korger و Krizek صورت گرفت از تبخیر نفتالین برای اندازه گیری ضرایب انتقال جرم در یک جت تک و در یک سیستم سه جتی در برخورد به یک صفحه تخت استفاده گردید. برای بررسی اثر پروفایل سرعت خروجی از نازل [۲] Sparrow و Wong با بکار بردن تکنیکی مشابه نشان دادند که این موضوع اثر قابل توجهی بر مشخصه های انتقال حرارت و ضرایب آن دارد.

آنچه معمولاً از این مطالعات به دست می آید اطلاعات ضرایب انتقال حرارت در قالب عدد ناسلت^۲ است که با پشتوانه آنالیز ابعادی معمولاً به صورت تابعی از

^۱ Navier Stocks

^۲ Nusselt Number

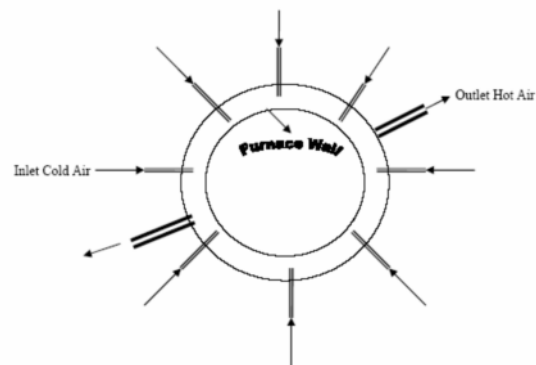
مقایسه با موقعیت جت های خنک کننده در طول کوره به گونه ای است که درجه حرارت نقاطی با فواصل گوناگون نسبت به جت های برخوردی اندازه گیری میشود. بنابراین بعضی از این ترموکوپلها در نزدیکی نقطه برخورد جت سرد به دیواره و بعضی دورترند و در کل میتوان گفت که این توزیع تصادفی دارای این مزیت است که داده های مناسبی را برای بررسی توزیع درجه حرارت روی دیواره کوره فراهم میکند. شکل (۴) موقعیت آرایه جت های خنک کننده و مواضع نصب ترموکوپلهای اندازه گیری کننده دمای دیواره کوره را نشان میدهد.

هوای گرم شده خروجی از دو طرف دستگاه و توسط ۶ ردیف لوله ابتدا به یک لوله با قطر بزرگتر و سپس به خارج هدایت میشود. در واقع شاید بتوان دستگاه را از نظر تقسیم بندی انواع مکانیسم های جتهای برخوردی از رسته Semi-Confined دانست. فشارها، توان حرارتی تولیدی درون کوره و کلیه اطلاعات مربوط به درجه حرارت نقاط مد نظر از طریق صفحه مانیتور مربوطه قابل رویت است. دبی هوای ورودی به کمک اندازه گیری فشار هوا پشت نازل و با استفاده از یک منحنی کالیبراسیون مربوطه که به همین منظور تهیه شده است، بدست می آید.

۵- نحوه انجام آزمایش

در این آزمایشات اقدامات انجام شده بترتیب عبارتند از: الف- هر دو کمپرسور را روشن نموده و اجازه داده می شود تا مخازن هوای فشرده پر شوند ب- توان مورد نیاز در المنت حرارتی تنظیم میشود. ج- شیرهای ورودی و خروجی هوا باز میشوند. د- در زمانهای مختلف درجه حرارت نقاط مختلف در طول دیواره کوره بررسی میشوند تا به حالت پایدار برسد. هنگامیکه تغییرات بسیار ناچیز شدند به حالت Steady State رسیده و در این حالت اطلاعات توزیع دما، دبی، فشار و توان حرارتی مورد استفاده یادداشت میگردد.

سزائی در صنعت داشته باشد. این مخروط ناقص در واقع نقش بدنه یک کوره یا راکتور را دارد که باید خنک شود. در درون این کوره المنت های الکتریکی به گونه ای نصب شده اند که میتوانند حرارت را در محدوده ۲-۳۰ kW تولید نمایند که البته آزمایشات بنابر نیاز در محدوده ۵-۱۵ kW انجام شده است. بالا و پایین این کوره مسدود شده و بنابر این حرارت تولید شده درون آن باید از طریق دیواره ها به بیرون منتقل گردد. در این دستگاه برای خنک کردن بدنه کوره از ۶ سری آرایه حلقوی نازل ها در ۶ مقطع از بدنه کوره استفاده شده است. در شکل (۳) نمای شماتیک یکی از این آرایه جت های حلقوی نشان داده شده است که دارای ۸ عدد نازل به قطر ۳ mm است که در فاصله ۲/۵ cm از دیواره کوره برای دمش هوای خنک قرار دارند.



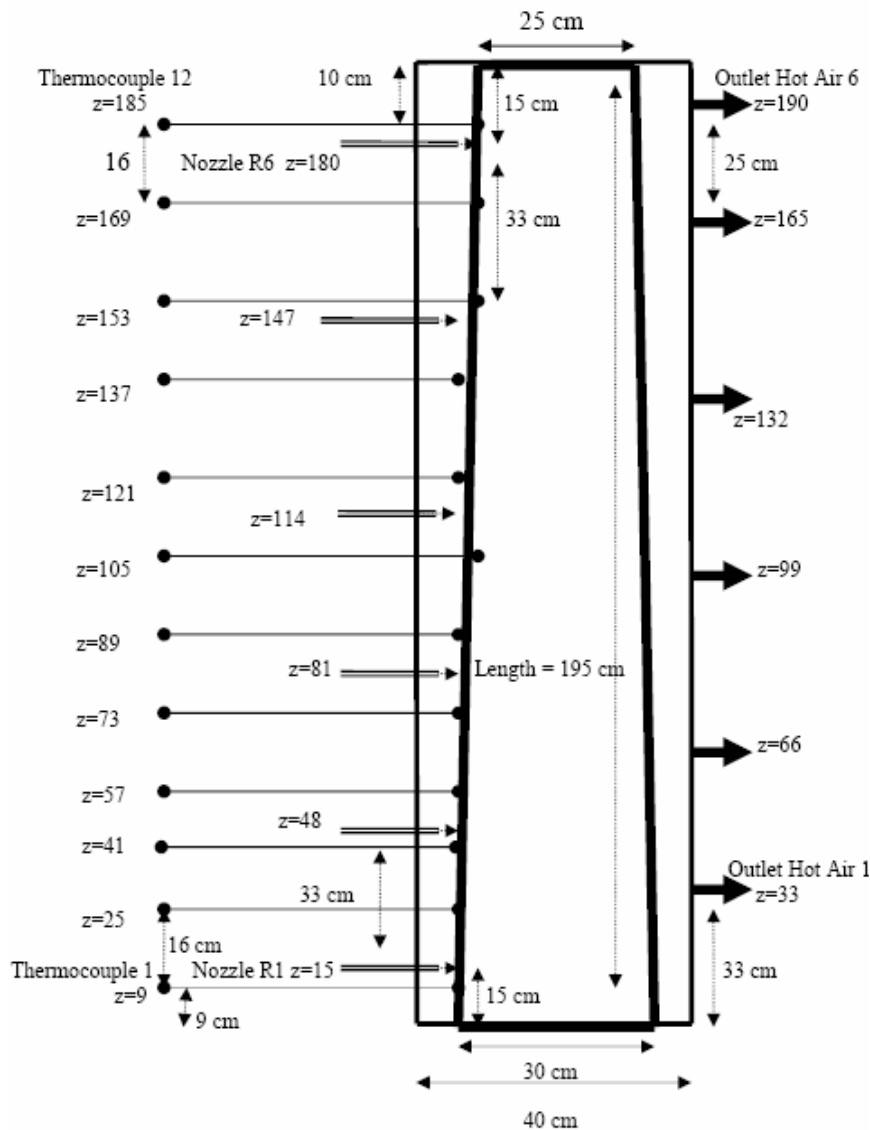
شکل (۳): نمای شماتیک یکی از آرایه حلقوی جت های برخوردی دارای ۸ عدد نازل به قطر ۳ mm در فاصله ۲/۵ cm از دیواره کوره برای دمش هوای خنک و دو مسیر هوای گرم خروجی.

هوای مورد نیاز دستگاه توسط دو کمپرسور و به میزان تقریبی $300 \text{ m}^3/\text{hr}$ و با فشار حدود ۱ bar تامین میگردد. مکانیزم ورود هوا از طریق نازلها به گونه ای طراحی شده است که میتواند نازلها را به راحتی تعویض نموده و فاصله آنها را از دیواره کوره تغییر داد. برای هر سری از آرایه جت ها نیز دو مسیر خروجی هوای گرم که حرارت را از بدنه کوره زدوده است در نظر گرفته شده است که در شکل (۴) دیده می شوند. درجه حرارت دیواره کوره توسط ۱۲ عدد ترموکوپل که در ۱۲ ارتفاع مختلف بر روی یک خط راست نصب شده اند اندازه گیری میشود. فاصله بین این ترموکوپلها در

۶- ارائه نتایج و تحلیل یافته ها

جداول ۱-۴ نتایج آزمایشات انجام شده با استفاده از این دستگاه را برای توانهای مختلف حرارتی تولید شده در کوره و دبی های مختلف هوای خنک کننده نشان میدهند. در همه جداول مذکور قطر نازل ۳ mm و فاصله نوک جت خنک کننده تا دیواره کوره برابر ۲/۵ cm است. به طور متوسط دمای هوای ورودی ۳۵-۳۸ درجه سانتیگراد است که البته تا رسیدن به درون نازلها و قبل از دمش به دیواره به علت تبادل حرارت اولیه در مسیر

عبوری خود با شرایط داغ اطراف کوره به حدود ۵۵-۶۰ درجه میرسد. همانطور که نتایج آزمایشات نشان میدهند و انتظار میرود دمای نقاط به موقعیت آنها از نقطه برخورد جتهای نزدیک آن و دبی هوای ورودی از نازل و نیز محل خروجی هوای داغ بستگی دارد. لازم به ذکر است که اگر چه سعی شده است توزیع شار حرارتی تولیدی درون کوره به طور یکنواخت در بدنه آن توزیع شود اما قطعاً هر گونه خطا در دسترسی به این شرایط میتواند در توزیع درجه حرارت موثر باشد.



شکل (۴): موقعیت آرایه جت های خنک کننده و مواضع نصب ترموکوپل های اندازه گیری دمای دیواره کوره و محل های خروج هوای گرم

جدول (۱): نتایج توزیع درجه حرارت دیواره کوره و هوای خروجی و دبی هوای ورودی از نازلها برای شرایط Total Power = 8.0 kw, Total Flow Rate (Two Compressor)

Thermocouple Number	Thermocouple Position (cm)	Temperature (° C)	Output Air No. Position (cm) and Temperature (° C)	Nozzle Inlet Position (cm) and Flow Rate (m ³ /hr)
T1	z=9	154	Out1 z= 33 , T= 132	Noz1 Z=15, F=50.7
T2	z=25	217		
T3	z=41	256	Out2 z=66, T=157	Noz2 z=48, F=45
T4	z=57	286		
T5	z=73	259	Out3 z=99, T=152	Noz3 z=81, F=57
T6	z=89	265		
T7	z=105	263	Out4 z=132, T=166	Noz4 z=114, F=50
T8	z=121	279		
T9	z=137	280	Out5 z=165, T=157	Noz5 z=147, F=52
T10	z=153	303		
T11	z=169	244	Out6 z=190, T=165	Noz6 z=180, F=51
T12	z=185	284		

جدول (۲): نتایج توزیع درجه حرارت دیواره کوره و هوای خروجی و دبی هوای ورودی از نازلها برای شرایط Total Power = 10.0 kw, Total Flow Rate (Two Compressor)

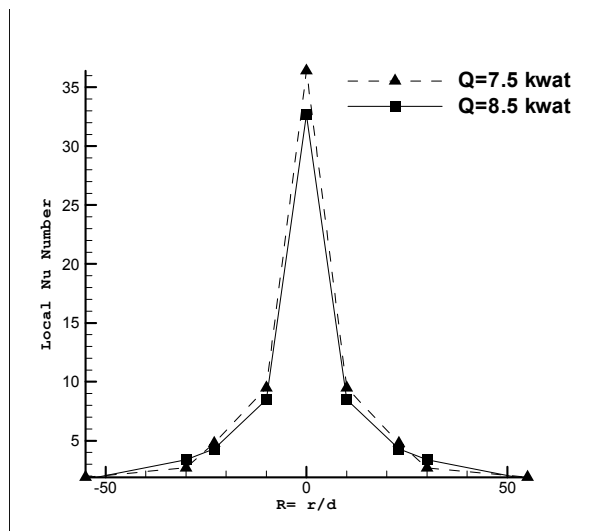
Thermocouple Number	Thermocouple Position (cm)	Temperature (° C)	Output Air No. Position (cm) and Temperature (° C)	Nozzle Inlet Position (cm) and Flow Rate (m ³ /hr)
T1	z=9	161	Out1 z= 33 , T= 142	Noz1 Z=15, F=45.8
T2	z=25	218		
T3	z=41	258	Out2 z=66, T=162	Noz2 z=48, F=41.2
T4	z=57	289		
T5	z=73	255	Out3 z=99, T=159	Noz3 z=81, F=50.1
T6	z=89	265		
T7	z=105	221	Out4 z=132, T=185	Noz4 z=114, F=50.1
T8	z=121	273		
T9	z=137	227	Out5 z=165, T=163	Noz5 z=147, F=52.2
T10	z=153	284		
T11	z=169	247	Out6 z=190, T=174	Noz6 z=180, F=48
T12	z=185	282		

جدول (۳): نتایج توزیع درجه حرارت دیواره کوره و هوای خروجی و دبی هوای ورودی از نازلها برای شرایط Total Power =8.5 kw, Total Flow Rate (One Compressor)

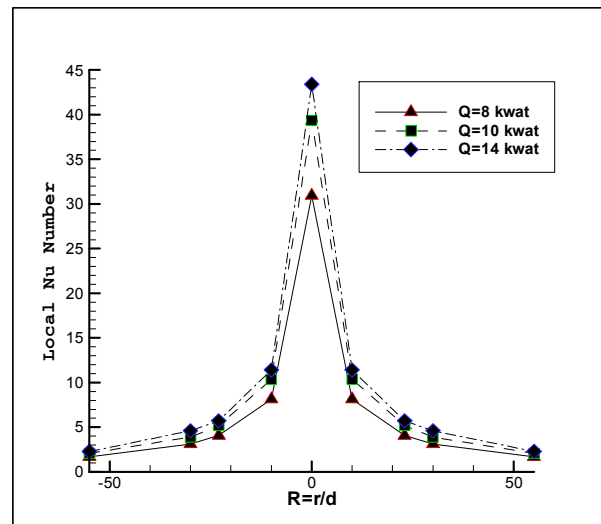
Thermocouple Number	Thermocouple Position (cm)	Temperature (° C)	Output Air No. Position (cm) and Temperature (° C)	Nozzle Inlet Position (cm) and Flow Rate (m ³ /hr)
T1	z=9	171	Out1 z= 33 , T= 153	Noz1 Z=15, F=23.6
T2	z=25	230		
T3	z=41	272	Out2 z=66, T=176	Noz2 z=48, F=21.1
T4	z=57	297		
T5	z=73	274	Out3 z=99, T=170	Noz3 z=81, F=33.7
T6	z=89	285		
T7	z=105	249	Out4 z=132, T=221	Noz4 z=114, F=28.2
T8	z=121	294		
T9	z=137	251	Out5 z=165, T=172	Noz5 z=147, F=29.6
T10	z=153	314		
T11	z=169	267	Out6 z=190, T=190	Noz6 z=180, F=28.2
T12	z=185	294		

جدول (۴): نتایج توزیع درجه حرارت دیواره کوره و هوای خروجی و دبی هوای ورودی از نازلها برای شرایط Total Power =7.5 kw, Total Flow Rate (One Compressor)

Thermocouple Number	Thermocouple Position (cm)	Temperature (° C)	Output Air No. Position (cm) and Temperature (° C)	Nozzle Inlet Position (cm) and Flow Rate (m ³ /hr)
T1	z=9	154	Out1 z= 33 , T= 138	
T2	z=25	209		Noz1 Z=15, F=23.6
T3	z=41	224	Out2 z=66, T=160	
T4	z=57	271		Noz2 z=48, F=21.1
T5	z=73	250	Out3 z=99, T=154	
T6	z=89	258		Noz3 z=81, F=33.7
T7	z=105	227	Out4 z=132, T=196	
T8	z=121	268		Noz4 z=114, F=31
T9	z=137	228	Out5 z=165, T=156	
T10	z=153	289		Noz5 z=147, F=22
T11	z=169	243	Out6 z=190, T=172	
T12	z=185	270		Noz6 z=180, F=18.6



شکل (۶): اثر توان حرارتی بر روی عدد ناسلت

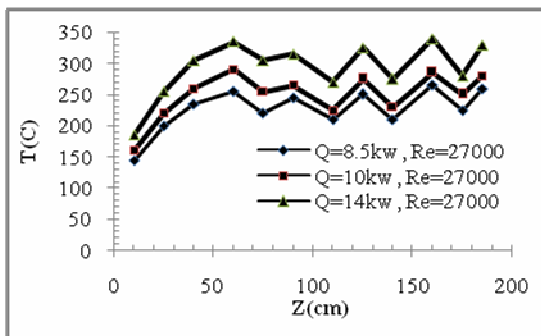


شکل (۵): اثر عدد رینولدز جت بر روی عدد ناسلت موضعی

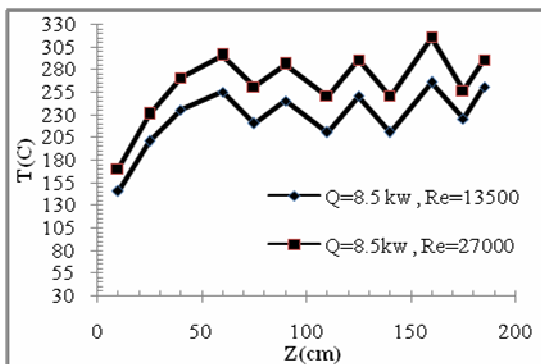
۳ mm بی بعد شود عدد $r/d = 19$ بدست می آید که بیشتر از حد فوق می باشد. حال اگر جتها بصورت عمودی در نظر گرفته شوند با توجه به فاصله جتها از یکدیگر که ۳۳cm است اگر این عدد نیز بر دو تقسیم شود تا وسط این فاصله بدست آید و بعد توسط قطر نازل بدون بعد شود عدد $r/d = 55$ بدست می آید. بنابراین روابط جت های برخوردی منفرد برای آرایه ای از جتهای برخوردی خطای زیادی در محاسبات ایجاد نمی کند. همچنین فرض شده است که به علت کوچک بودن قطر نازل و فاصله جت تا دیواره در مقایسه با قطر کوره می توان سطح برخورد را برای هر جت، سطح مسطح در نظر گرفت. با

با توجه به توضیحاتی که در مورد ساختمان دستگاه داده شد، دستگاه یک multiple jet متشکل از ۸ جت می باشد. در نگاه اول تصور می شد که در محاسبات بایستی اثر تداخل مستقیم جتها بر یکدیگر مورد نظر قرار گیرد، اما مطالعات نشان داد که بخش اصلی اثرات جت برخوردی در فاصله $r/d < 10$ صورت میگیرد [۱۰، ۱۱]. اگر جتها بصورت افقی و در هر حلقه در نظر گرفته شود و محیط دستگاه بر تعداد جتها در رینگ که ۸ می باشد تقسیم شود، فاصله جتها از یکدیگر حدوداً ۱۱/۵cm می شود و حد وسط این مقدار برابر با ۵/۷cm خواهد بود. اگر این عدد توسط قطر نازل یعنی

عنوان پارامتر مهم دیگر این سیستم در مقایسه با مسائل جاری مورد مطالعه در دنیا مشاهده شده است. نتایج در شکل (۹) نشان‌دهنده‌ی اثر قابل توجه توزیع دما نسبت به مواضع خروجی جریان برای نواحی هم‌موقعیت نسبت به ناحیه‌ی برخورد $R = \frac{r}{d} = 26 \pm 4$ به خصوص در فواصل دورتر از آن است. در این شکل دیده می‌شود که افزایش فاصله از موضع خروجی جریان به ویژه در نواحی دوردست از ناحیه‌ی برخورد سبب کاهش انتقال حرارت و افزایش دمای دیواره می‌گردد. پارامتر مهم دیگری که برای اولین بار در این مقاله تعریف شده است، طول بی‌بعد $LEN = \sqrt{(r^2 + s^2)}/d$ یا جذر مجموع توانی فواصل از ناحیه‌ی برخورد و خروجی برای نواحی دوردست برخوردی ($R = \frac{r}{d} > 20$) است که اثر قابل توجه و معنا داری مطابق شکل (۱۰) بر روی توزیع دما نشان می‌دهد. این موضوع می‌تواند به دلیل اثر پارامتر بر رژیم جریان باشد که مدل‌سازی آن مطالعات بیشتری را می‌طلبد.



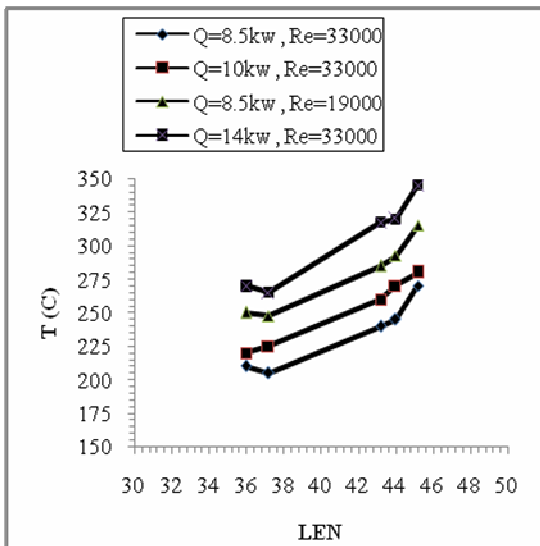
شکل (۷): اثر تغییرات توان حرارتی بر روی توزیع دمای دیواره



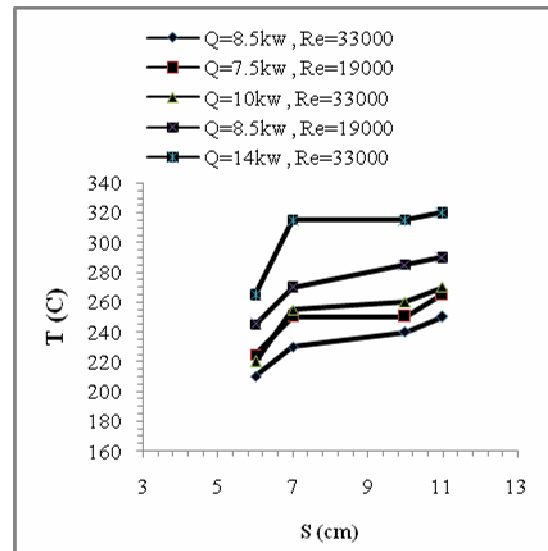
شکل (۸): اثر تغییر عدد رینولدز بر روی توزیع دمای دیواره

استناد به کار تجربی انجام شده توسط [۱۲] Lee، این فرض به واقعیت بیشتر نزدیک می‌شود. در آنجا قطر بی‌بعد شده و فاصله بی بعد شده دستگاه تا دیواره براساس قطر جت در یک محدوده یعنی $\frac{D}{d} = 10/6$ و $\frac{L}{d} = 2-10$ می‌باشد. یعنی در اینجا نمی‌توان سطح را مسطح فرض کرد. اما در دستگاه مورد استفاده در این تحقیق، قطر نازل ۲ mm، قطر دستگاه ۲۵-۳۰ cm و فاصله نازل تا دستگاه ۲/۵ cm و نسبت‌های $\frac{L}{d}$ و $\frac{D}{d}$ بترتیب ۹۱/۶۶، ۸/۲۳ می‌باشند و $\frac{L}{d}$ در برابر $\frac{D}{d}$ آنقدر کوچک است که می‌توان از اثر قوس سطح صرف‌نظر نمود. بنابراین در نزدیکی‌های ناحیه‌ی برخورد رفتاری مشابه سیستم‌های فوق قابل تصور است، که شکل (۵) نمونه‌ای از آن را نشان می‌دهد. در این شکل ملاحظه می‌شود که عدد رینولدز جت اثر قابل توجهی بر ضریب انتقال حرارت به ویژه در نزدیکی نقطه‌ی برخورد دارد.

تغییر توان حرارتی درون کوره اگرچه اثر قابل توجهی بر دمای دیواره دارد، اما همانطور که شکل (۶) نشان می‌دهد اثر جندانی بر عدد ناسلت ندارد و اندک تغییرات مشاهده شده را می‌توان از تفاوت توزیع انتقال حرارت تشعشعی در توان‌های متفاوت و اثر درجه حرارت بر خواص سیال و رژیم جریان دانست. بررسی جامع‌تر تاثیر افزایش توان حرارتی در شکل‌های (۷) و (۸) نشان داده شده است. شکل (۷) اثر تغییر توان حرارتی بر روی توزیع دمای دیواره در رینولدز متوسط ثابت را نشان می‌دهد. در این شکل افزایش توان حرارتی دستگاه سبب تغییرات تقریباً ناهمگون دما در مواضع مختلف دیواره کوره می‌گردد، در حالی که در شکل (۸) اثر تغییر عدد رینولدز بر روی دمای دیواره تقریباً سبب تغییرات همگون دما در مواضع مختلف گردیده است. این موضوع می‌تواند نشان دهنده‌ی عدم توزیع یکنواخت و گسترده سیستم انتقال حرارت الکتریکی-تشعشعی درون کوره این سیستم باشد که خود می‌تواند سبب خطا گردد. اگرچه با فرضیات مذکور در نزدیکی نقاط برخورد می‌تواند مشابه آرایه‌های جت‌های منفرد بررسی شود اما در نقاط دورتر از این ناحیه اثر پارامترهای مختلف بیشتری از جمله موقعیت تا خروجی‌های جریان (S) به



شکل (۱۰): اثر طول معادل بی‌بعد بر روی توزیع دیواره



شکل (۹): اثر مواضع خروجی روی توزیع دمای دیواره

در نواحی هم‌موقعیت برخوردی $R=r/d=8\pm 1$

[2] Sparrow E. M. and Wong T. C., "Impingement Transfer Coefficients Due to Initially Laminar Slot Jets, *Int. J. Heat. Mass Transfer*, Vol. 35, No. 18, pp. 597-605, 1975 .

[3] Al-Sanaei S., "A Numerical Study of the Flow and Heat Transfer Characteristics of an Impinging Laminar Slot-Jet Including Crossflow Effects", *Int. J. Heat. Mass Transfer*, Vol. 35, No. 10, pp. 2501-2513, 1992.

[4] Javadi A., Javadi K., Taeb-Rahni M. and Keimasi M., "Reynolds stress turbulence models for prediction of shear stress terms in cross flow film cooling – numerical simulation", 4th International ASME/JSME/KSME Symposium on computational technology (CFD) for fluid/thermal/chemical/stress systems and industrial application August, 2002, Hyatt Regency, Vancouver, Canada, 2002.

[5] Dukle M. N. and Hollingsworth D. K., "Liquid Crystal Images of the Transition from Jet Impingement Convection to Nucleate Boiling Part I: Monotonic Distribution of the Convection Coefficient", *Exp. Thermal Fluid Sci.* 12, 274-287, 1996 .

[6] Gordon R. and Akfirat J. C., "Heat Transfer Characteristics of Impinging Two-Dimensional Air Jets", *Trans. ASME J. Heat Transfer* 88, 101-108, 1966.

۷- جمع بندی

انتقال حرارت جت‌های برخوردی بصورت تئوری و تجربی مطالعه گردید. در این ارتباط دستگاه‌های آزمایشگاهی که شامل کوره‌ای استوانه‌ای با چشمه الکتریکی-گرمایی که شامل حلقه‌های هوای سرد که هر یک دارای تعدادی نازل است، طراحی و ساخته شد و سعی شد این دستگاه مشابه واحد صنعتی آن باشد. آزمایشات متعددی در دو عدد رینولدز ۱۳۵۰۰ و ۲۷۰۰۰ و با توان‌های مختلف انجام شدند. نتایج نشان دهنده تاثیر جریان سیال و موقعیت هندسی نازل‌های واقع بر روی آن و نیز تاثیر قابل توجه مواضع خروجی بر روی توزیع درجه حرارت و میزان انتقال حرارت است. نتایج هم چنین تاثیر پارامتر مهم دیگری که برای اولین بار در این مقاله تعریف شده است و طول بعد یا جذر مجموع توان فواصل از ناحیه برخورد است را بر روی توزیع دما نشان می‌دهند.

مراجع

[1] Ashforth-Frost S., Jambunathan K., Whiteny C.F., "Velocity and Turbulence Characteristics of a Semiconfined Orthogonally Impinging" *Exp. Thermal Fluid Sci.* 14, 60-67, 1997 .

- [10] L. Huang and M.S. El-Genk, "Heat Transfer of and Impinging Jet on a flat Surface", *Int.J. Heat Mass Transfer*, vol.37, No.13, pp.1915-1923, 1993.
- [11] R.J. Goldstein and A.I. Behbahani "Impingement of a Circular Jet with and without Cross Flow", *Int. J. Heat Mass Transfer* Vol. 25, No. 9, pp. 1377-1382, 1982.
- [12] D.H. Lee, Y.S. Chung, M. Kim, Technical note turbulent heat transfer from a convex hemispherical surface to a round impinging jet, *International Journal of Heat and Mass Transfer* 42, 1999 pp.1147-1156.
- [7] Korger M. and Krizek F., "Mass-Transfer Coefficient in Impingement Flow from Slotted Nozzles", *Int. J. Heat Mass Transfer* 9, 337-344 1966.
- [8] Elebanna H. and Sbbagh J. A., "Flow Visualization and Measurements in a Two-Dimensional Two-Impinging-Jet Flow", *AIAA J.* 27, 420-426, 1989 .
- [9] Gosman A. D., Pun W. M., Runchal A. K., Spalding D. B., and Wolfshtein M., "Heat Transfer in Recirculating Flows", Academic Press, London, 1969.

Experimental and Theoretical Study of Impinging jet heat transfer in separation processes

D. Bastani

Associate Prof. of Chemical and Petroleum Engineering Dept., Sharif University of Technology .

ARTICLE INFO

Article history :

Received 23 November 2008

Received in revised form 6 May 2009

Accepted 19 May 2009

Keywords:

Impinging jet

Separation processes

Heat transfer coefficient

Cooling

Reactor

ABSTRACT

In this research, heat transfer of impinging jets in separation processes was studied theoretically and experimentally. The experimental set up was similar to that applied in industry. The system consisted of a cylindrical furnace equipped with an electrical coil which was cooled with six circular coils each connected to eight 3 mm diameter nozzles with a 2.5 cm interval from the wall. The experiments were carried out in two different Reynolds numbers 13500 and 27000 using 7.5 to 14 kW power. The geometry of the system and experimental design was similar to a multiple impinging jets on a curved surface. The studies showed that due to the distances between jets, nozzle to furnace diameter ratio, and distance of the jet from the wall to furnace diameter ratio, the direct effects of jets on each other and curvature of the impact surface on heat transfer could be neglected and the system could be assumed as a set of single jet on a flat plate. The results also showed considerable effects of the outlet flow location on the temperature distribution. Another important parameter which was defined for the first time in this work was the dimensionless length from the impact zone which has considerable effect on the temperature profile.

All rights reserved.
