استفاده از جت چند ردیفه جهت توزیع جریان خنک در روش خنک کاری جت ضربه‌ای

سید میثم علی رحمی[1*]، علی ارشادی[2]

[1]دانشجوی کارشناس ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد دزفول، دانشگاه آزاد اسلامی، دزفول، ایران
[2]مربی، گروه مهندسی مکانیک، واحد دزفول، دانشگاه آزاد اسلامی، دزفول، ایران

دریافت:زمستان ۹۶ پذیرش: بهار ۹۷

چکیده

در مقاله حاضر شبیه‌سازی عددی جریان انتقال حرارت جت برخوردی چند ردیفه به منظور افزایش ضریب انتقال حرارت جابجایی انجام شده است. عواملی نظیر تغییر قطر جت در دو حالت دبی ثابت و رینولدز ثابت، تعداد جت‌های چند ردیفه، محل قرارگیری آن‌ها (فاصله جت‌ها) و تغییر زاویه تزریق هوا از جت در حالت تک جت و چند جته مورد ارزیابی قرار گرفته است. پنج مقدار قطر مختلف از ۴/۶۶ میلی‌متر تا ۷/۶۶ میلی‌متر در دو حالت رینولدز ثابت و دبی ثابت و همچنین دو حالت سه جت و پنج جت، در دبی و رینولدز ثابت، بررسی شده است. همچنین پنج فاصله مختلف بین جت‌ها، در حالت ۳جت، بین مقادیر (۱۵ میلی‌متر تا ۳۰ میلی‌متر) و حالت ۵ جت، بین مقادیر (۱۵ میلی‌متر تا ۳۵ میلی‌متر) بررسی شده، در ادامه چهار زاویه مختلف صفر درجه (عمود)، ۱۰ درجه، ۲۰ درجه و ۳۰ درجه مورد ارزیابی قرار گرفته است. از نتایج تحقیق می‌توان به افزایش ضریب جابجایی میانگین در اثر افزایش تعداد جت‌های برخوردی و همچنین بهبود عملکرد انتقال حرارت برخوردی در اثر افزایش فاصله جت‌ها از ۱۵میلی‌متر تا ۳۵ میلی‌متر اشاره کرد. همچنین کاهش ضریب جابجایی میانگین در اثر افزایش زاویه تزریق اشاره کرد.

* **عهده‌دار مکاتبات:** meysam.alirahmi@yahoo.com

کلمات کلیدی: شبیه‌سازی عددی، جت چند ردیفه برخوردی، ضریب انتقال حرارت برخوردی ، فاصله جت‌های برخوردی، زاویه تزریق جت

۱- مقدمه

استفاده از جت (های) برخوردی برای خنک کاری قطعات داغ، یکی از تکنیک‌های متداول و کار آمد انتقال گرما محسوب می‌شود. از جمله کاربردهای انتقال حرارت برخوردی می‌توان به انیل کردن فلزات و شیشه‌ها، فرم‌دهی به پلاستیک‌ها، خنک کاری ثانویه چدن، خنک کاری قطعات الکترونیکی، خنک کاری پره‌ها، محفظه احتراق توربین گاز و خشک کردن کاغذ و منسوجات اشاره کرد. از میان تمام روش‌های خنک کاری، تکنیک خنک کاری برخوردی بیشترین افزایش را در ضریب انتقال حرارت موضعی به همراه دارد و مقدار این ضریب در ناحیه برخورد جت با سطح داغ، به شکل قابل توجهی بالا است [۱]. هرچند با دور شدن از ناحیه برخورد، مقدار ضریب انتقال حرارت و اثر بخشی خنک کاری دچار افت شدیدی می‌گردد. این مسئله، همچنین سبب ایجاد گرادیان‌های دمایی بالا بر روی سطح داغ می‌شود که می‌بایست تا حد ممکن از آن جلوگیری نمود. یکی از راهکارهای موجود جهت جلوگیری از افت قابل توجه ضریب انتقال حرارت با دور شدن از ناحیه برخورد، استفاده از یک یا چند ردیف جت نزدیک به یکدیگر می باشد. این جت‌ها با فواصل و آرایش مناسب توزیع شده و عمل خنک کاری سطح داغ را با اثر بخشی نسبتا یکنواخت انجام می‌دهند [۲]. بهیا [1] و همکاران [۳] مطالعه عددی بر روی جت برخوردی در جریان‌های رینولدز بالا با مدل‌های مختلف آشفتگی داشتند. آن‌ها نشان دادند که پیش‌بینی انتقال حرارت در نقطه سکون با استفاده از مدل $\mathbf{k-\varepsilon}$ استاندارد و عدد پرانتل ثابت به طور مشهودی بیش از مقادیر تجربی می‌باشد.

گلدشتاین[2] و تیمر[3] [۴] تأثیر متقابل جت‌های دایروی در کاهش انتقال حرارت و ایجاد نوسانات پیچیده در ضریب انتقال حرارت را به وسیله آشکارسازی جریان بررسی کرده‌اند. تهرانی و رجبی [۵] با ترکیب مدل‌های مرتبه دوم آشفته و شار حرارتی به نتایج قابل قبولی در مدل-سازی جت برخوردی رسیدند. آن‌ها بیان داشتند که مدل شار حرارتی دالی و هارلو[4] [۶] (GGDH[5]) عدد ناسلت نقطه سکون را کم‌تر از داده-های تجربی و مدل شار حرارتی آبی و سوگا[6] [۷] (HoGGDH[7]) بیشتر از مقادیر تجربی پیش‌بینی می‌کند. آن‌ها نشان دادند که مدل‌های مرتبه دوم رینولدز بالا در پیش‌بینی پارامترهای جریان ناتوان‌اند. ساندان وابدان[8]

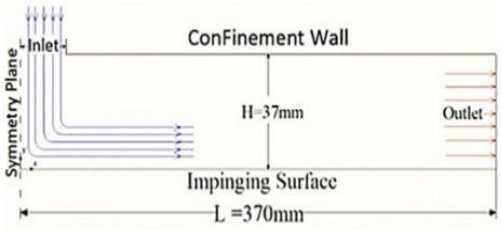
[1] Behina
[2] Goldstein
[3] Timmer
[4] Daly and Harlow
[5] Generalized Gradient Diffusion Hypothesis
[6] Abe and Suga
[7] Higher Order Generalized Gradient Diffusion Hypothesis
[8] Sunden,Abdon

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.3.1.5]

[۸] نشان دادند که مدل‌های آشفتگی دو معادله‌ای رینولدز پایین خطی و غیر خطی از قبیل $k-\varepsilon$ و $k-w$ می‌توانند برای پیش‌بینی انتقال حرارت جت برخوردی با دقت قابل قبولی به کار گرفته شوند. در مقاله حاضر به بررسی تغییر قطر جت‌های برخوردی در دو حالت رینولدز ثابت و دبی ثابت، افزایش تعداد جت به ۳ و ۵ جت و همچنین تغییر مکان جت‌ها به هدف حصول بهترین مکان برای بهینه کردن ضریب انتقال حرارت جابجایی و تغییر زاویه تک جت، چند جت و تاثیر آن‌ها بر خنک کاری برخوردی پرداخته شده است.

۲- هندسه و شرایط مرزی

مطابق شکل ۱، هندسه تحقیق حاضر یک جت برخوردی دو بعدی است. که با توجه به تقارن فیزیکی و هندسی فقط نیمی از میدان جریان برای تحلیل عددی در نظر گرفته شده است. شرایط مرزی بکار رفته همانند مطالعه آزمایشگاهی ون هایننگن[9] [۹] می‌باشد. صفحه برخورد در دمای ثابت ۳۴۷/۷۵ درجه کلوین و دمای دیواره محدود کننده بالایی به میزان ۳۰۹/۲۵ درجه کلوین ثابت نگه داشته شده است. فرض عدم لغزش برای تمامی دیواره‌ها اعمال شده است. دمای ورودی جت ۳۰۹/۲۵ کلوین، سرعت ورودی جت ۱۲/۳۳ متر بر ثانیه، قطر جت ۶/۱۶ میلی‌متر و مقدار رینولدز مساله ۵۲۰۰ محاسبه شده است. سیال انتخابی هوا بوده و به صورت گاز ایده‌آل تراکم ناپذیر و در فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است. شدت آشفتگی تمام مراحل ۰/۰۲ در نظر گرفته شده است. شرط مرزی سیال در خروجی [10] فشار معلوم می باشد. دما و فشار در خروجی سیال شرایط متعارف فرض شده است.



شکل۱: محدود محاسباتی و شرایط مرزی برای جت شیاری [۱۰]

۳- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر مساله، معادله‌های پیوستگی، ممنتوم و انرژی می‌باشند. که به ترتیب در روابط ۱ الی ۳ نشان داده شده است [۱۱].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial}{x_i}(\rho u_i)=0 \qquad (۱)$$

$$\rho\left(\frac{\partial u_i}{\partial t}+u_j\frac{\partial u_i}{\partial x_j}\right)=-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\frac{\partial}{\partial x_j}[\mu(2s_{ij})-\rho\overline{\acute{u}_i\acute{u}_j}] \qquad (۲)$$

$$\frac{\partial(\rho T)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u_i T)}{\partial x_j}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\frac{\mu\partial T}{Pr\partial x_i}-\rho\overline{\acute{u}_i\acute{T}}\right] \qquad (۳)$$

$\overline{\acute{u}_i\acute{T}}$ و $\overline{\acute{u}_i\acute{u}_j}$ به ترتیب تانسور تنش رینولدز و بردار شار حرارتی آشفته می‌باشد که این دو ترم نیاز به مدل‌سازی دارند.

۳-۱- مدل آشفتگی جریان

پس از بررسی مدل‌های آشفتگی مختلف مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ استاندارد به عنوان مدل مناسب در مساله حاضر در نظر گرفته شد. در مدل $k-\varepsilon$ استاندارد مقادیر ε و k توسط معادلات نیمه تجربی[11] زیر بدست می‌آیند [۱۲].

$$\rho\frac{\partial k}{\partial t}+\rho u_j k_{,j}=\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}k_{,j}\right)_{,j}+G+B-\rho \qquad (۴)$$

$$\rho\frac{\partial \varepsilon}{\partial t}+\rho u_j \varepsilon_{,j}=\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\varepsilon_{,j}\right)_{,j}+C_1\frac{\varepsilon}{k}G+C_1(1-C_3)\frac{\varepsilon}{k}B-C_2\rho\frac{\varepsilon^2}{k} \qquad (۵)$$

که در آن C_1 و C_2 و C_3 ضرائبی تجربی بوده و σ_k و σ_ε نیز به ترتیب اعداد پرانتل و اشمیت آشفته می‌باشد.

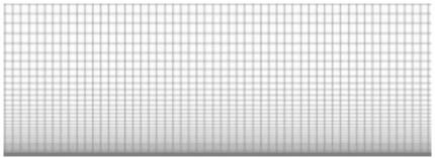
ترم‌های G و $C_1\left(\frac{\varepsilon}{k}\right)$ و $C_2\rho\left(\frac{\varepsilon^2}{k}\right)$ در معادله (۵) بترتیب بیانگر فرایندهای تولید برشی[12] و فرایندهای اضمحلال ویسکوز می‌باشند. ترم $C_1(1-C_3)\left(\frac{\varepsilon}{k}\right)B$ بیانگر اثرات بویسانی می‌باشد. در معادله (۵) ترم G بیان‌گر میزان تولید انرژی جنبشی آشفتگی ناشی از اندرکنش بین جریان متوسط و میدان جریان آشفته می‌باشد و از همین رو به آن اصطلاحا ترم تولید برشی گفته می‌شود. ترم B نیز بیانگر ترم تولید اتلاف بویانسی ناشی از میدان چگالی نوسان کننده جریان می‌باشد. روابط صریح[13] برای G و B بصورت زیر هستند [۱۲].

$$G=-\rho\overline{\acute{u}_i\acute{u}_j}u_{i,j} \qquad (۶)$$

$$B=\overline{\acute{\rho}\acute{u}_i}g_i \qquad (۷)$$

۴- حل عددی

شبکه‌بندی مسئله حاضر توسط سلول‌های مستطیلی به دقت تولید و سپس مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند. در شکل ۲ شبکه‌های ایجاد شده به صورت سازمان یافته تولید شده و در نزدیکی دیواره برخوردی شبکه ریز شده است. تا مقدار y^+ در محدوده مجاز قرار گیرد. این مقدار برای مدل‌های مرتبه دوم رینولدز پایین حدود یک ($y^+<1$) می‌باشد. همچنین برای مدل دو معادله‌ای $k-\varepsilon$ با انتقال حرارت در محدوده $y^+\leq 5$ است.



شکل۲: شبکه‌بندی مسئله حاضر در نزدیکی دیوار برخوردی

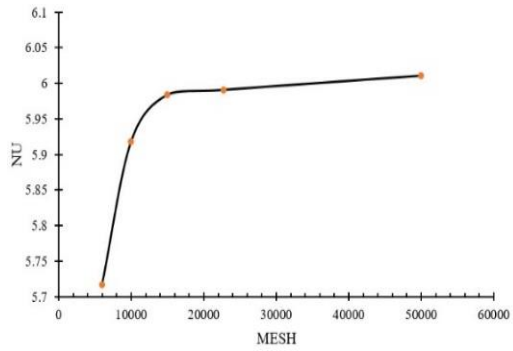
حل معادلات حاکم به وسیله کد تجاری انسیس- فلوئنت ۱۸/۱ آکادمیک انجام گرفته و برای مرتبط کردن معادلات سرعت و فشار از الگوریتم سیمپل استفاده شد. گام بعدی برای حصول اطمینان از مستقل بودن حل مسئله از تعداد شبکه‌های محاسباتی می‌باشد. درشکل ۳ تغییرات مقدار ناسلت میانگین را در پنج شبکه‌بندی به ترتیب ۳۰×۲۰۰،

[9] van Heiningen
[10] Pressure-Outle

[11] Semi-Empirical
[12] Shear Generation Processes
[13] Exact Relations

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.3.1.5]

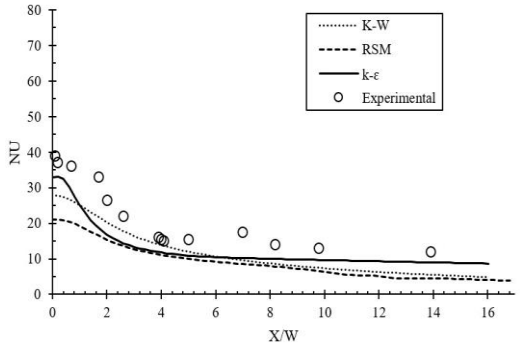
۴۰×۲۵۰، ۵۰×۳۰۰، ۶۵×۳۵۰ و ۱۰۰×۵۰۰ مشاهد می‌شود. مطابق شکل از شبکه‌بندی ۵۰×۳۰۰ تغییرات به خصوصی در مقدار ناسلت میانگین رخ نمی‌دهد. به همین علت شبکه‌بندی ۵۰×۳۰۰ در مقاله استفاده شده است.



شکل ۳: بررسی استقلال حل از شبکه‌بندی با استفاده از ناسلت میانگین

۵- نتایج و بحث

در این مقاله برای اعتبارسنجی حل عددی از نتایج آزمایشگاهی ون هاینینگن [۹] استفاده شده است. طبق شکل ۴ اختلاف نتایج عددی، مقادیر ناسلت در نقطه برخورد، در مدل‌های مختلف k-w، RSM و k-ε به ترتیب ۲۴ درصد، ۴۴ درصد و ۱۲ درصد کمتر از نتایج آزمایشگاهی می‌باشد. با توجه به نتایج بدست آمده و مقایسه نتایج با مقادیر آزمایشگاهی دیده می‌شود که تمامی مدل‌ها نحوه تغییرات عدد NU را به خوبی پیش‌بینی نموده‌اند اما مدل k-ε نسبت به دیگر مدل‌ها از دقت بالاتری برخودار است که در ادامه تحقیق از این مدل استفاده شده است.



شکل ۴: اعتبار سنجی

۵-۱- بررسی تغییرات قطر جت

در این مقاله یکی از اهداف، بررسی تغییر قطر جت در دو حالت رینولدز ثابت و دبی ثابت می‌باشد. با توجه به اینکه آرایش جریان به شدت بر انتقال حرارت از صفحه پایینی موثر است. لذا تغییر قطر جت می‌تواند بر راندمان حرارتی مسئله مورد نظر تاثیر گذار باشد. لذا در این بخش چهار قطر مختلف علاوه بر قطر اولیه مسئله مورد بررسی قرار گرفته شده است.

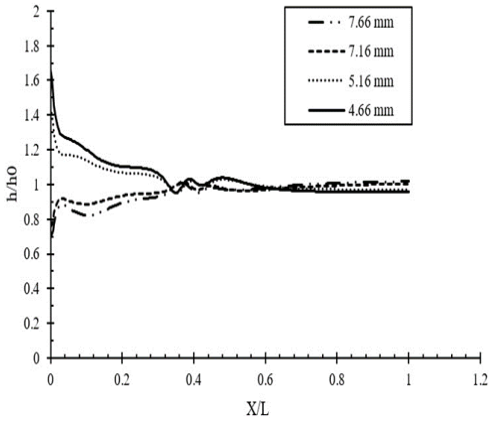
۵-۱-۱- تغییر قطر در رینولدز ثابت

جدول ۱ مقدار ضریب انتقال حرارت میانگین در صفحه برخورد با رینولدز ثابت در قطرهای ۷/۶۶ میلی‌متر، ۷/۱۶ میلی‌متر، ۵/۱۶ میلی‌متر، ۴/۶۶ میلی‌متر و ۶/۱۶ میلی‌متر را نشان داده است. طبق جدول کاهش قطر به ۵/۱۶ میلی‌متر و ۴/۶۶ میلی‌متر به ترتیب باعث افزایش ۸ درصدی و ۱۳ درصدی ضریب انتفال حرارت میانگین به صفحه برخورد شده است. همچنین افزایش قطر به ۷/۱۶ میلی‌متر و ۷/۶۶ میلی‌متر به ترتیب باعث کاهش ۷ درصدی و ۱۰ درصدی ضریب انتقال حرار میانگین به صفحه برخورد شده است.

جدول ۱: ضریب انتقال حرارت میانگین در قطرهای مختلف

D(mm)	۷/۶۶	۷/۱۶	۶/۱۶	۵/۱۶	۴/۶۶
$\bar{h}(\frac{w}{m^2k})$	۲۱/۲۶۳	۲۱/۹۳	۲۳/۵۱	۲۵/۵۱۶	۲۶/۶۱۲

برای تغییر قطر در رینولدز ثابت چهار قطر متفاوت ۷/۶۶ میلی‌متر، ۷/۱۶ میلی‌متر، ۵/۱۶ میلی‌متر و ۴/۶۶ میلی‌متر با قطر اولیه ۶/۱۶ میلی-متر مقایسه شده است. در شکل ۵ تغییرات h/h_0 (نسبت ضریب جابجایی به حالت مرجع) رسم شده است. حالت مرجع (h_0) برای شرایط اولیه یعنی قطر اصلی (۶/۱۶ میلی‌متر) در نظر گرفته شده است. طبق شکل ۵ هر چه قطر مسئله کم‌تر شود ضریب انتقال حرارت صفحه برخورد افزایش یافته است. مهم‌ترین علت افزایش ضریب انتقال حرارت صفحه برخورد، افزایش سرعت برخورد به صفحه گرم است. چون طبق فرمول رینولدز در اثر کاهش قطر باید سرعت افزایش یابد که رینولدز ثابت بماند. در این نمودار L طول صفحه گرم است.



شکل ۵: تغییر قطر در رینولدز ثابت

۵-۱-۲- تغییر قطر در دبی ثابت

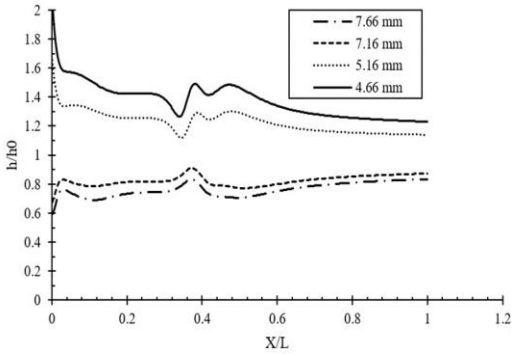
جدول۲ مقدار ضریب انتقال حرارت میانگین در صفحه برخورد با دبی ثابت در قطرهای ۷/۶۶ میلی‌متر، ۷/۱۶ میلی‌متر، ۵/۱۶ میلی‌متر، ۴/۶۶ میلی‌متر و ۶/۱۶ میلی‌متر را نشان داده است. طبق جدول کاهش قطر به ۵/۱۶ میلی‌متر و ۴/۶۶ میلی‌متر به ترتیب باعث افزایش ۲۸ درصدی و ۴۷ درصدی ضریب انتقال حرارت میانگین به صفحه برخورد شده. همچنین افزایش قطر به ۷/۱۶ میلی‌متر و ۷/۶۶ میلی‌متر به ترتیب باعث کاهش ۲۰ درصدی و ۲۷ درصدی ضریب انتقال حرارت میانگین به صفحه برخورد شده است.

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.3.1.5]

جدول ۲: ضریب انتقال حرارت میانگین در قطرهای مختلف

D(mm)	۷/۶۶	۷/۱۶	۶/۱۶	۵/۱۶	۴/۶۶
$\bar{h}(\frac{w}{m^2k})$	۱۷/۲۹۱	۱۹	۲۳/۵۱	۳۰/۱۳۸	۳۴/۵۶۴

برای تغییر قطر در دبی ثابت چهار قطر متفاوت ۷/۶۶ میلی‌متر، ۷/۱۶ میلی‌متر، ۵/۱۶ میلی‌متر و ۴/۶۶ میلی‌متر با قطر اولیه ۶/۱۶ میلی‌متر مقایسه شده است. در شکل ۶ تغییرات h/h_0 (نسبت ضریب جابجایی به حالت مرجع) رسم شده است. حالت مرجع (h_0) برای شرایط اولیه یعنی قطر اصلی (۶/۱۶ میلی‌متر) در نظر گرفته شده است. طبق شکل ۶ هر چه قطر کم‌تر شود. ضریب انتقال حرارت صفحه برخورد افزایش یافته که این افزایش دو دلیل عمده دارد. اولین دلیل افزایش ضریب انتقال حرارت صفحه برخورد به خاطر افزایش عدد رینولدز (رینولدز با ضریب انتقال حرارت رابطه مستقیم دارد) است. علت افزایش عدد رینولدز این است که قطر در فرمول دبی با توان ۲ و سرعت در فرمول دبی با توان ۱ است. بخاطر کاهش قطر باید سرعت افزایش بیشتری پیدا کند تا دبی ثابت بماند. در نتیجه باعث افزایش عدد رینولدز می‌شود. دومین دلیل افزایش ضریب انتقال حرارت میانگین، افزایش سرعت برخورد به صفحه گرم است. در این نمودار L طول صفحه گرم است.



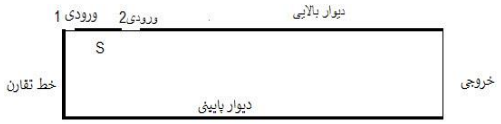
شکل ۶: تغییر قطر در دبی ثابت

۲-۵- افزایش تعداد جت‌ها

در این مقاله بررسی افزایش تعداد جت‌ها به سه و پنج عدد در رینولدز ثابت و دبی ثابت انجام شده است. با توجه به اینکه آرایش جریان به شدت بر انتقال حرارت از صفحه پایینی موثر است. لذا افزایش تعداد جت‌ها می‌تواند بر راندمان حرارتی مسئله مورد نظر تاثیر گذار باشد. لذا در این بخش علاوه بر افزایش تعداد جت‌ها محل جت‌ها نیز تغییر داده شده که ضریب انتقال حرارت برخوردی به بهترین حالت برسد. فاصله بین جت‌ها در چهار حالت مختلف با مقادیر ۱۵ میلی‌متر، ۲۰ میلی‌متر، ۲۵ میلی‌متر، ۳۰ میلی‌متر و ۳۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

۱-۲-۵- سه جت

شکل ۷ شماتیکی از هندسه سه جت را نمایش داده است. دیوار پایینی صفحه گرم، دیوار بالای صفحه سرد، خط عمود سمت چپ خط تقارن، خط عمود سمت راست خروجی و ورودی‌های یک و دو ورودی-های هوای خنک هستند. S فاصله بین جت‌ها است. با توجه به تقارن مسئله نیمی از ورودی ۱ و کل ورودی ۲ مدل‌سازی شده است که در نهایت سه جت ورودی ایجاد می‌کند.



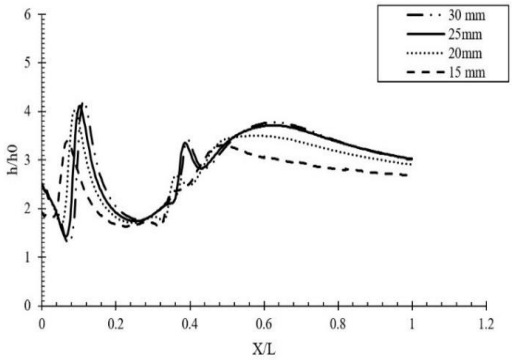
شکل ۷: شماتیک هندسه سه جت

جدول ۳ مقدار ضریب انتقال حرارت میانگین را در فاصله‌های مختلف ۱۵ میلی‌متر، ۲۰ میلی‌متر، ۲۵ میلی‌متر و ۳۰ میلی‌متر نشان داده است. که طبق جدول، ضریب انتقال حرارت میانگین با افزایش فاصله زیاد شده است. تا فاصله ۲۵ میلی‌متر ولی بین فاصله ۲۵ میلی‌متر تا ۳۰ میلی‌متر افزایش محسوسی نداشته و به همین دلیل فاصله ۲۵ میلی‌متر انتخاب شده است. افزایش تعداد جت‌ها به سه عدد باعث افزایش بیش از ۲/۵ برابری ضریب انتقال حرارت میانگین شده است.

جدول ۳: میانگین ضریب انتقال حرارت برای سه جته در فاصله‌های مختلف

S (mm)	۱۵	۲۰	۲۵	۳۰
$\bar{h}(\frac{w}{m^2k})$	۵۵/۰۱۹۵	۶۰/۰۶۷	۶۱/۲۴۸	۶۱/۳۸

جت‌ها را در چهار فاصله مختلف ۱۵میلی‌متر، ۲۰ میلی‌متر، ۲۵میلی‌متر و ۳۰ میلی‌متر با هم قرارگرفته‌اند. در شکل ۸ تغییرات h/h_0 (نسبت ضریب جابجایی سه جت به حالت مرجع) رسم شده است. حالت مرجع (h_0) برای شرایط اولیه یعنی برای تک جت با قطر اصلی (۶/۱۶ میلی‌متر) در نظر گرفته شده است. طبق شکل ۸ هرچه فاصله جت‌ها از هم بیشتر شده، ضریب انتقال حرارت بیشتر شده است. این افزایش تا فاصله ۲۵ میلی‌متر ادامه دارد ولی بعد از افزایش فاصله از ۲۵ میلی‌متر به ۳۰ میلی‌متر ضریب انتقال حرارت تغییرات محسوسی ندارد. به همین دلیل فاصله ۲۵ میلی‌متر انتخاب شده است. در این نمودار L طول صفحه گرم است.



شکل ۸: برای سه جت در فاصله‌های مختلف

۲-۲-۵- پنج جت

شکل ۹ شماتیکی از هندسه پنج جت را نمایش داده است. دیوار پایینی صفحه گرم، دیوار بالای صفحه سرد، خط عمود سمت چپ خط تقارن، خط عمود سمت راست خروجی و ورودی‌های یک ، دو و سه

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.3.1.5]

ورودی‌های هوای خنک هستند. S فاصله بین جت‌ها است. باتوجه به تقارن مسئله نیمی از ورودی ۱، کل ورودی ۲ و کل ورودی ۳ مدل‌سازی شده است که در نهایت پنج جت ورودی ایجاد می‌کند.



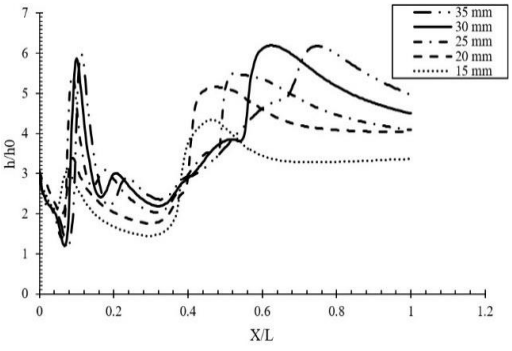
شکل ۹: شماتیک هندسه پنج جت

جدول ۴ مقدار ضریب انتقال حرارت میانگین را در فاصله‌های مختلف ۱۵ میلی‌متر، ۲۰ میلی‌متر، ۲۵ میلی‌متر، ۳۰ میلی‌متر و ۳۵ میلی‌متر برای پنج جت نشان داده شده است. که طبق این جدول ضریب انتقال حرارت میانگین با افزایش فاصله زیاد شده تا فاصله ۳۰ میلی‌متر ولی بین فاصله ۳۰ میلی‌متر تا ۳۵ میلی‌متر افزایش محسوسی نداشته به همین دلیل فاصله ۳۰ میلی‌متر انتخاب شده است. افزایش تعداد جت‌ها به پنج عدد باعث افزایش بیش از ۳ برابری ضریب انتقال حرارت میانگین شده است.

جدول۴: میانگین ضریب انتقال حرارت برای پنج جت در فاصله‌های مختلف

S (mm)	۱۵	۲۰	۲۵	۳۰	۳۵
$\bar{h}(\frac{w}{m^2k})$	۶۰/۴۶۰	۷۰/۳۶۲	۷۵/۵۳۱	۷۷/۱۴۸	۷۷/۲۴۷

جت‌ها در پنج فاصله مختلف ۱۵ میلی‌متر، ۲۰ میلی‌متر، ۲۵ میلی‌متر، ۳۰ میلی‌متر و ۳۵ میلی‌متر با هم قرار داده شده است. در شکل ۱۰ تغییرات h/h_0 (نسبت ضریب جابجای پنج جت به حالت مرجع) رسم شده است. حالت مرجع (h_0) برای شرایط اولیه یعنی برای تک جت با قطر اصلی (۶/۱۶ میلی‌متر) در نظر گرفته شده است. طبق شکل هرچه فاصله جت‌ها از هم بیشتر شود، ضریب انتقال حرارت بیشتر شده است. این افزایش تا فاصله ۳۰ میلی‌متر ادامه دارد ولی بعد از افزایش فاصله از ۳۰ میلی‌متر به ۳۵ میلی‌متر ضریب انتقال حرارت تغییرات محسوسی ندارد. به همین دلیل فاصله ۳۰ میلی‌متر انتخاب شده است. در این شکل L طول صفحه گرم است.



شکل ۱۰: برای پنج جته در فاصله‌های مختلف

۳-۵- تغییر زاویه تزریق هوای جت

در این مقاله یکی از اهداف، بررسی تغییر زاویه برخورد جت با صفحه گرم می‌باشد. با توجه به اینکه آرایش جریان به شدت بر انتقال حرارت از صفحه پایینی موثر است. لذا تغییر زاویه برخورد می‌تواند بر راندمان حرارتی مسئله مورد نظر تاثیر گذار باشد. لذا در این بخش چهار زاویه مختلف مورد بررسی قرار گرفته شده است.

۱-۳-۵- تغییر زاویه تک جت

شکل ۱۱ نحوه تزریق هوا را از تک جت به صورت شماتیکی نشان داده است.



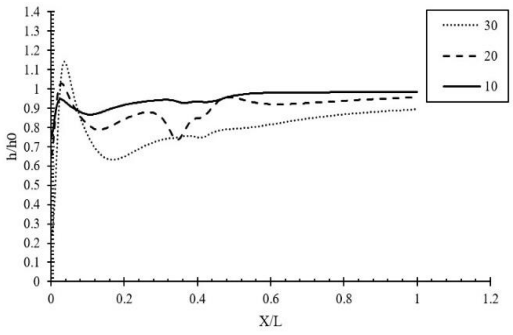
شکل ۱۱: نحوه تزریق هوا از جت

در جدول ۵ مقدار میانگین ضریب انتقال حرارت را در زاویه‌های مختلف تزریق نشان داده شده است. طبق جدول ۳ هر چه مقدار زاویه تزریق بیشتر شود. مقدار میانگین ضریب انتقال حرارت بیشتر کاهش یافته است. میانگین ضریب انتقال حرارت برای زاویه‌های ۱۰ درجه، ۲۰ درجه و ۳۰ درجه به ترتیب ۸ درصد، ۱۴ درصد و ۲۵ درصد کاهش یافته است.

جدول ۵: ضریب انتقال حرارت میانگین در زاویه‌های مختلف تزریق

$\theta(\deg)$	۰	۱۰	۲۰	۳۰
$\bar{h}(\frac{w}{m^2k})$	۲۳/۵۱	۲۱/۶۳۷	۲۰/۴۲۷	۱۷/۶۵۷

مطابق شکل ۱۲ هوا در زاویه‌های مختلف ۱۰درجه، ۲۰ درجه و ۳۰ درجه تزریق شده است. در شکل ۱۲ تغییرات h/h_0 (نسبت ضریب جابجایی به حالت مرجع) رسم شده است. حالت مرجع (h_0) برای شرایط اولیه یعنی با حالت عمود (صفر درجه) در نظر گرفته شده است. طبق شکل تغییر زاویه کلا باعث کاهش ضریب انتقال حرارت برخوردی شده است. علت کاهش ضریب انتقال حرارت برخودی کاهش سرعت برخوردی به صفحه است. در این شکل L طول صفحه گرم است.

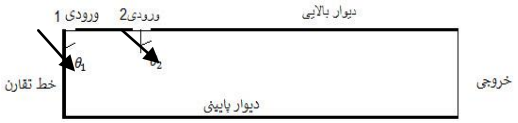


شکل ۱۲ : مقایسه زاویه‌های مختلف تزریق با حالت صفر درجه

۲-۳-۵- تغییر زاویه سه جت

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.3.1.5]

در شکل ۱۳ نحوه تزریق هوا از جت‌ها به صورت شماتیکی نشان داده است. θ_1 و θ_2 به ترتیب زاویه‌های ورودی ۱ و ورودی ۲ هستند.



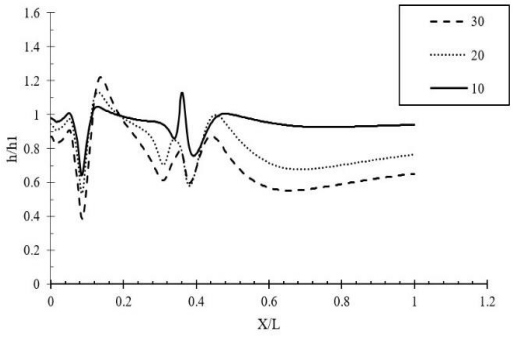
شکل ۱۳ نحوه تزریق هوا از سه جت

جدول۶ مقدار میانگین ضریب انتقال حرارت را در زاویه‌های مختلف تزریق نشان داده است. طبق جدول ۴ هر چه مقدار زاویه تزریق بیشتر شود. مقدار میانگین ضریب انتقال حرارت کاهش یافته است. از مرحله ۲ تا مرحله ۷ میانگین ضریب انتقال حرارت به ترتیب ۶ درصد، ۴ درصد، ۱۵درصد، ۱۰درصد، ۲۴ درصد و ۲۱ درصد کاهش یافته است.

جدول ۶: ضریب انتقال حرارت میانگین در زاویه‌های مختلف برای سه جت

مراحل	θ_1 (deg)	θ_2 (deg)	$\bar{h}(\frac{w}{m^2k})$
۱	۰	۰	۶۱/۲۲۸
۲	۱۰	۱۰	۵۸/۰۱۳۸
۳	۱۰	-۱۰	۵۹/۲۸۴
۴	۲۰	۲۰	۵۲/۲۰۲
۵	۲۰	-۲۰	۵۵/۲۶۵
۶	۳۰	۳۰	۴۶/۹۰۱
۷	۳۰	-۳۰	۴۸/۷۰۶

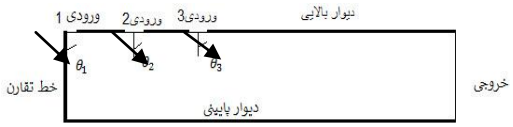
جت‌ها در چهار زاویه مختلف ۰درجه (عمود)، ۱۰ درجه، ۲۰ درجه و ۳۰ درجه تزریق شده است. در شکل ۱۴ تغییرات h/h_0 (نسبت ضریب جابجای به حالت مرجع) رسم شده است. حالت مرجع (h_0) برای شرایط اولیه یعنی با حالت ۰ درجه در نظر گرفته شده است. طبق شکل، تغییر زاویه از حالت عمودی به طور کلی باعث کاهش ضریب انتقال حرارت برخوردی شده است. هرچه این زاویه (یعنی افزایش مولفه افقی تزریق) بیشتر شده، ضریب انتقال حرارت بیشتر کاهش یافته است. علت کاهش ضریب انتقال حرارت برخودی کاهش سرعت برخوردی به صفحه گرم است. در این شکل L طول صفحه گرم است.



شکل ۱۴: مقایسه زاویه‌های مختلف تزریق با حالت صفر درجه برای سه جته

۳-۳-۵- تغییر زاویه پنج جت

شکل ۱۵ چگونگی تزریق هوا از جت‌ها را نشان داده است. θ_1، θ_2 و θ_3 به ترتیب زاویه‌های ورودی ۱، ورودی ۲ و ورودی ۳ هستند.



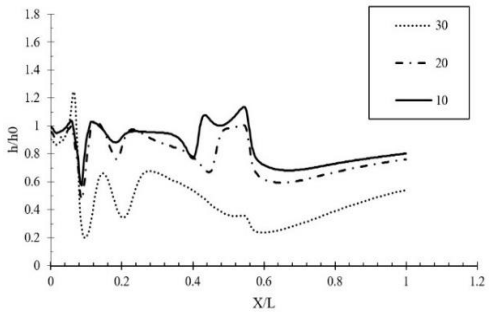
شکل۱۵: نحوه تزریق هوا از پنج جته

جدول۷ مقدار میانگین ضریب انتقال حرارت را در زاویه‌های مختلف تزریق نشان داده است. طبق جدول ۷ هر چه مقدار زاویه تزریق بیشتر شود. مقدار میانگین ضریب انتقال حرارت کاهش یافته است. از مرحله ۲ تا مرحله ۷ میانگین ضریب انتقال حرارت به ترتیب ۱۲ درصد، ۱۱درصد، ۱۹درصد، ۲۱ درصد، ۳۷ درصد و ۲۶ درصد کاهش یافته است.

جدول۷: ضریب انتقال حرارت میانگین در زاویه‌های مختلف برای پنج جت

مراحل	θ_1 (deg)	θ_2 (deg)	θ_3 (deg)	$\bar{h}(\frac{w}{m^2k})$
۱	۰	۰	۰	۷۷/۱۴۸
۲	۱۰	۱۰	۱۰	۶۸/۴۳۷
۳	۱۰	۱۰	-۱۰	۶۸/۸۳۶
۴	۲۰	۲۰	۲۰	۶۲/۶۴۰
۵	۲۰	۲۰	-۲۰	۶۱/۱۵
۶	۳۰	۳۰	۳۰	۴۸/۸۹۵
۷	۳۰	۳۰	-۳۰	۵۷/۳۰۶

جت‌ها در زاویه‌های مختلف صفر درجه (عمود)، ۱۰ درجه، ۲۰ درجه و۳۰ درجه تزریق شده است. در شکل ۱۶ تغییرات h/h_0 (نسبت ضریب جابجای به حالت مرجع) رسم شده است. حالت مرجع (h_0) برای شرایط اولیه یعنی با حالت عمود (صفر درجه) در نظر گرفته شده است. طبق نمودار، تغییر زاویه از حالت عمودی به طور کلی باعث کاهش ضریب انتقال حرارت برخوردی شده است. هرچه این زاویه (یعنی افزایش مولفه افقی تزریق) بیشتر شود، ضریب انتقال حرارت بیشتر کاهش یافته است. علت کاهش ضریب انتقال حرارت برخودی کاهش سرعت برخوردی به صفحه است. همچنین در جدول ۸ مقادیر رینولدز، دبی جرمی، سرعت ورودی جت، قطر جت‌ها در یک جت، سه جت و پنج جت نشان داده شده است.



شکل ۱۶: مقایسه زاویه‌های مختلف تزریق با حالت صفر درجه برای پنج جته

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.3.1.5]

جدول۸: ویژگی های جت‌های مختلف

	یک جت	سه جت	پنج جت
Re(هرجت)	۵۲۰۰	۵۲۰۰	۵۲۰۰
$\dot{m}$ (kg/s)	۰/۰۰۰۴۴۹۷	۰/۰۰۰۴۴۹۷	۰/۰۰۰۴۴۹۷
u_{jet}(m/s)	۱۲/۳۲	۳۶/۱	۶۱/۶۴۵
W (m)	۰/۰۰۶۱۶	۰/۰۰۲۰۵۲۵	۰/۰۰۱۲۳۱

۶- نتیجه‌گیری

در تحقیق پیش رو شبیه‌سازی عددی از جریان انتقال حرارت برخوردی جت چند ردیفه توسط نرم افزار انسیس فلوئنت ۱۸/۱ انجام شده است. در این راستا مواردی نظیر، قطر جت‌ها (۵ مورد)، تعداد جت‌های برخوردی (یک، سه و پنج)، همچنین فاصله جت‌ها در رینولدز و دبی ثابت و تغییر زاویه جت برخوردی در سه حالت تک جت، سه جت و پنج جت بررسی شده است. از نتایج تحقیق می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

۱- کاهش قطر جت از ۶/۱۶ میلی‌متر به ۴/۶۶ میلی‌متر باعث افزایش ۱۳ درصدی ضریب انتقال حرارت جابجایی میانگین در جریان جت برخوردی شد. همچنین افزایش قطر از ۶/۱۶ میلی‌متر به ۷/۶۶ میلی‌متر نیز کاهش ۱۰ درصدی این مقدار را به دنبال داشت.

۲- افزایش تعداد جت‌ها به ۳ و ۵ جت، ضریب جابجایی میانگین را به ترتیب ۵/۲ و ۳ برابر افزایش داد.

۳- افزایش فاصله جت‌ها باعث افزایش ضریب جابجایی میانگین شده است ولی برای ۳ جت فاصله بیش از ۲۵ میلی‌متر و برای ۵ جت فاصله بیش از ۳۰ میلی‌متر تاثیر قابل توجهی بر ضریب انتقال حرارت برخوردی نداشته است.

۴- افزایش زاویه تزریق در سه حالت یک جت، سه جت و پنج جت باعث کاهش ضریب جابجایی انتقال حرارت شده است.

فهرست علامت‌ها

علائم انگلیسی	
دبی جرمی (kg/s)	$\dot{m}$
رینولدز	Re
زمان (s)	T
سرعت جت (m/s)	u_{jet}
قطر جت(mm)	D

فهرست

[1] J., Chin, S., Dutta, S., Ekkad, Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology, Taylor & Francis Publishing Co., New York, (2000).

[2] T., Wang, M., Lin, R. S., Bunker, Flow and Heat Transfer of Confined Impingement Cooling Using a 3-D Transient Liquid Crystal Scheme, Int. J. Heat and Mass Transfer, 48 (2005) 4887-4903.

[3] M., Behnia, S., Parneix, Y., Shabany, P. A., Durbin, Numerical study of turbulent heat transfer in confined and unconfined impinging jets, Int J Heat Fluid Fl, 20 (1999) 1–9.

[4] R. J., Goldstein, J. F., Timmer, Visualization of Heat Transfer from Arrays of Impinging Jets, Int. J. Heat Mass Transfer, 25 (1982) 1857–1868.

[5] T. F., Bazdidi, Z. M., Rajabi, Application of second moment closure and higher order generalized gradient diffusion hypothesis to impingement heat transfer, Transactions of The CSME, 32 (2008) 91–105.

[6] B. J., Daly, F. H., Harlow, Transport Equation in Turbulence, Phys Fluids, 13 (1970) 2634–2649.

[7] K., Suga, K., Abe, Nonlinear eddy viscosity modeling for turbulence and heat transfer near wall and shear-free boundaries, Int J Heat Fluid Flow, 21 (2000) 37–48.

[8] B., Sunden, J., Rongguang, A., Abdon, Computation of combined turbulent convective and impingement heat transfer, Int J of Num Methods for Heat & Fluid Flow, 14 (2004) 116–133.

[9] A. R. P., Van Heiningen, , Heat transfer under an impinging slot jet, Ph.D. Thesis, Department of Chemical Engineering, McGill University, Montreal, Quebec, Canada, (1982).

[۱۰] محمدپور، جواد؛ رجبی زرگرابادی، مهران (۱۳۹۰) پیش بینی محدوده عدد پرانتل آشفته در جت شیاری برخوردی با ترکیب مدل‌های مرتبه دوم رینولدز پایین، مجله علمی پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شاره‌ها، شماره سوم، صفحه ۱۸۱ تا ۱۹۰.

[۱۱] محمدپور، جواد؛ رجبی زرگرابادی، مهران؛ احمدی، هادی (۱۳۹۲)، تحلیل عددی جریان وانتقال حرارت اشفته در جت نوسانی برخوردی به سطح مقعر، مجله علمی پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس، دوره۱۳، شماره۱، صفحه ۱۲۹-۱۳۷.

[۱۲] صنیعی نژاد، مهدی (۱۳۸۳) مقدمه ای بر مفاهیم جریان های اشفته و مدلسازی آن‌ها، ویرایش سوم.

[DOR: 20.1001.1.20089813.1398.6.3.1.5]