

شبیه‌سازی عددی تأثیر مکان استقرار جت‌های برخوردی بر انتقال حرارت جابه‌جایی از سطح مقعر استوانه‌ای*رضا طریقی^(۱) مهران رجبی زرگرآبادی^(۲)

چکیده این مقاله در مورد تأثیر جابه‌جایی افقی جت‌ها بر انتقال حرارت جابه‌جایی از سطح مقعر استوانه‌ای بحث می‌کند. در این راستا معادلات متوسط‌گیری شده برای جریان تراکم‌ناپذیر آشفته در حالت دایم به‌همراه دو مدل آشفتگی رایج و یک مدل رینولدز پایین به‌همراه تصحیح‌کننده یاپ، در یک فضای محاسباتی سه‌بعدی حل شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که اعمال تصحیح یاپ به‌طور قابل ملاحظه‌ای منجر به اصلاح تخمین بیشینه عدد ناسلت در نقطه برخورد می‌شود. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد که با کاهش فاصله مرکز جت‌ها تا لبه خروجی صفحه مقعر بیشینه مقدار عدد ناسلت به سمت جریان بالادستی منتقل می‌شود و با نزدیک شدن جریان اصلی جت به ناحیه چرخشی ایجاد شده در بالادست جریان، انرژی جنبشی آشفتگی در این ناحیه افزایش می‌یابد و همین امر سبب افزایش عدد ناسلت در ناحیه برخورد شده است.

واژه‌های کلیدی انتقال حرارت برخوردی؛ جریان آشفته؛ تصحیح یاپ؛ عدد ناسلت.

Numerical Simulation of the Effect of the Location of Impinging Jets on the Convective Heat Transfer from a Cylindrical Concave Surface

R. Tarighi M. Rajabi Zargarabadi

Abstract This paper discusses the effect of the horizontal movement of impinging jets on the convective heat transfer from a cylindrical concave surface. In this way, the averaged Navier-Stokes equations for turbulent incompressible flow in a steady state considering two prevalent turbulence models and a Low-Re model with the Yap correction in the 3D computational space were solved. Results indicate that the Yap correction significantly improves the over-prediction of Nusselt number in the impingement zone. The results show that the decrease in the distance of the center of the jets to the outlet edge of the concave surface leads to the transfer of the maximum amount of the Nusselt number to the upstream flow, and the approach of the main flow of the jet to the recirculation region formed in the upstream flow results in the increase in the turbulent kinetic energy of this area and the Nusselt number in the stagnation point.

Key Words Impingement Heat Transfer; Turbulent Flow; Yap correction; Nusselt Number.

* تاریخ دریافت مقاله ۹۳/۹/۲۷ و تاریخ پذیرش آن ۹۴/۶/۲۸ می‌باشد.

(۱) کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان.

(۲) نویسنده مسئول: استادیار دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان. rajabi@semnan.ac.ir

مقدمه

امروزه در صنعت یکی از روش‌های نسبتاً جدید و مؤثر برای خنک‌کاری قطعات داغ، انتقال حرارت به روش برخوردی می‌باشد. جت‌های برخوردی به دلیل دارا بودن نرخ انتقال حرارت بالا مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است. در این روش با اعمال مومنتوم قابل توجه به یک سیال خروجی از نازل و سپس با تشکیل یک لایه نازک هیدرودینامیکی و حرارتی بر روی سطح برخورد، بهبود قابل توجهی در افزایش میزان انتقال جرم، حرارت و مومنتوم حاصل خواهد شد. از جت‌های برخوردی در خنک‌کاری پره‌های توربین گازی، قطعات الکترونیکی، دیواره محفظه احتراق، در صنایع دارویی و غذایی، در فرآیندهای برش و شکل‌دهی فلزات و خشک کردن کاغذ استفاده می‌شود. اصلی‌ترین کاربرد جت برخوردی به سطوح مقعر، مربوط به خنک‌کاری سطح داخلی لبه جلویی پره توربین گازی است. این بخش از پره توربین در برخورد با گازهای داغ به شدت تحت تأثیر قرار می‌گیرد و نیازمند خنک‌کاری می‌باشد.

مطالعه‌های وسیعی بر روی پارامترهای مؤثر بر جریان و انتقال حرارت برای تک جت‌ها و یا آرایه‌ای از جت‌ها انجام شده است. چوپ و همکاران [1] مطالعاتی را روی یک ردیف جت برخوردی به صفحه مقعر انجام دادند. آنها افزایش عدد رینولدز را مهم‌ترین عامل در افزایش ضریب انتقال حرارت گزارش کردند. بانکر متزگر [2] از یک پوشش حساس به دما در آزمایش‌هایشان استفاده کردند. آنها وضعیت‌های متفاوتی از لبه جلویی پره یک توربین را مورد بررسی قرار دادند و در نتیجه افزایش بیشتر انحنای نسبی (نسبت قطر جت به قطر صفحه مقعر) را برای بهبود انتقال حرارت در لبه جلویی پره پیشنهاد دادند. در تحقیقی دیگر لی (Lee) و همکاران [3] کار جامعی را بر روی توزیع انتقال حرارت برای یک تک جت برخوردی به صفحه مقعر انجام دادند. آنها در این

آزمایش طول لوله جت را به اندازه‌ای بلند در نظر گرفتند که جریان خروجی از جت کاملاً توسعه یافته باشد. نتایج نشان داد که در رینولدزهای جت ۱۱۰۰۰ و ۲۳۰۰۰، ناسلت در نقطه برخورد هنگامی دارای مقدار بیشینه می‌باشد که $H/d=6$ باشد و با کاهش فاصله برخورد کاهش اندکی در ضریب انتقال حرارت نقطه برخورد مشاهده شد. هم‌چنین برای فواصل کم برخورد بعد از مقدار بیشینه ناسلت در نقطه برخورد، بیشینه دومی به علت گذار جریان از آرام به آشفتگی در توزیع ناسلت گزارش شد.

فنون و همکاران [4, 5] مطالعه‌ای تجربی را بر روی یک ردیف جت برخوردی به صفحه تخت و مقعر انجام دادند. در این آزمایش تأثیر عدد رینولدز، فاصله جت تا صفحه برخورد، فاصله مرکز تا مرکز جت‌ها (تعداد جت‌ها) و هم‌چنین تأثیر دمای هوای ورودی به جت‌ها بر عدد ناسلت مورد بررسی قرار گرفت. آنها پس از مشاهده نمودارهای توزیع ناسلت در دماهای مختلف هوای ورودی به جت‌ها، مستقل بودن ناسلت از $(T_j - T_\infty = 0)$ را گزارش کردند. در مطالعه تجربی دیگری که توسط لی و همکاران [6] بر تک جت دایره‌ای در برخورد با صفحه مقعر استوانه‌ای انجام شد، نتایج نشان داد که با کاهش فاصله برخورد و افزایش زاویه‌ای که صفحه مقعر با افق می‌سازد بیشینه مقدار ناسلت به سمت جریان بالادستی انتقال می‌یابد، به طوری که در $H/d=2$ با افزایش زاویه صفحه مقعر نسبت به افق، از صفر درجه به ۴۰ درجه، حداکثر مقدار ناسلت از نقطه $S/d=0$ به S/d برابر $0.7d$ انتقال یافته است. محمدپور و رجبی [7] در مطالعه‌ای عددی بر روی جت شیاری نوسانی در برخورد با صفحه مقعر مشاهده کردند که افزایش عدد رینولدز به‌طور محسوسی منجر به افزایش متوسط زمانی عدد ناسلت در هر دو حالت جت پایا و نوسانی می‌شود. هم‌چنین در جت پایا، کاهش فاصله جت تا صفحه برخورد منجر به افزایش عدد ناسلت در نقطه برخورد شده

رینولدز و کاهش فاصله مرکز تا مرکز جت‌ها، عدد ناسلت در نقطه برخورد افزایش یافته است. هم‌چنین آنها گزارش کردند که در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰ با افزایش انحنای نسبی از ۰/۱۸ به ۰/۲۷ تغییر محسوسی برای عدد ناسلت در نقطه برخورد مشاهده نشده است. البیری و تزلیم [15] مطالعه تجربی و عددی را روی یک ردیف جت در برخورد با صفحه مقعر سهموی شکل انجام دادند. آنها مدل آشفتگی Realizable k- ϵ را جهت تحلیل عددی انتخاب کرده و تأثیر وجود جریان‌های عرضی بر ضریب انتقال حرارت روی صفحه مقعر را بررسی کردند. نتایج نشان می‌دهد که وجود جریان عرضی از نوع دایره‌ای سبب افزایش مقدار ناسلت متوسط بر روی صفحه مقعر می‌شود. مطالعه عددی دیگری توسط یانگ و همکاران [16] بر روی جریان و انتقال حرارت حاصل از یک جت شیبی در برخورد با صفحه مقعر انجام شد. آنها از دو مدل آشفتگی k- ϵ استاندارد و k- ω استاندارد جهت مدل‌سازی استفاده کرده و هر دو مدل آشفتگی ذکر شده توزیع عدد ناسلت را کمتر از مقادیر تجربی پیش‌بینی کردند. در نهایت آنها مدل k- ϵ استاندارد را به دلیل مطابقت بیشتر با داده‌های تجربی به عنوان مدل آشفتگی مناسب در نظر گرفتند. نتایج ارائه شده نشان می‌دهد که افزایش فاصله برخورد سبب افزایش انرژی جنبشی آشفتگی و شدت آشفتگی جریان جت در ناحیه برخورد شده و همین امر افزایش ناسلت در نقطه برخورد را به همراه دارد. در مطالعه عددی دیگری که توسط آگزی و همکاران [17] بر روی تک جت برخوردی با جریان توسعه یافته به صفحه مقعر انجام شد، تأثیر عمق نسبی (نسبت عمق به قطر صفحه مقعر) بر عدد ناسلت در نقطه برخورد مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که در یک انحنای نسبی ثابت، کاهش عمق نسبی از ۰/۳ به ۰/۱ سبب افزایش عدد ناسلت در نقطه برخورد و کاهش ناسلت متوسط سطح برخورد می‌شود.

است. این در حالی است که در جت نوسانی با کاهش فاصله برخورد، کاهش و در برخی مناطق افزایش عدد ناسلت مشاهده شده است. در مطالعه‌ای دیگر، محمدپور و همکاران [8] با تحلیل عددی روی جت نوسانی برخوردی به سطح مقعر مشاهده کردند که با افزایش فرکانس نوسانات از ۱۰ به ۵۰ هرتز، متوسط کلی عدد ناسلت افزایش می‌یابد. بازدیدی تهرانی و همکاران [9] به بررسی جت برخوردی نوسانی به صفحه تخت با شار حرارتی ثابت پرداختند. آنها ضمن مقایسه مدل‌های آشفتگی مختلف نشان دادند که با افزایش فاصله جت از سطح برخورد، عدد ناسلت افزایش یافته است. شریف و موه [10] مطالعه عددی روی جت شیبی برخوردی به صفحه تخت و مقعر انجام دادند. آنها در این تحقیق از پنج مدل آشفتگی k- ϵ استاندارد، RNG k- ϵ ، Realizable k- ϵ ، SST k- ω و انتقال تنش رینولدز (RSM) استفاده کردند. نتایج نشان می‌دهد که دو مدل SST k- ω و RNG k- ϵ مطابقت بهتری با داده‌های تجربی چوی و همکاران [11] دارد. هم‌چنین آنها با مقایسه پروفیل سرعت متوسط خروجی از جت، با داده‌های تجربی، در نهایت مدل RNG k- ϵ را به عنوان مدل مناسب انتخاب کردند. کومار و پراساد [12] مطالعه عددی را روی جریان و انتقال حرارت حاصل از یک ردیف جت با سطح مقطع دایره‌ای در برخورد با صفحه مقعر انجام دادند. آنها از دو مدل آشفتگی SST k- ω و RNG k- ϵ در این تحقیق استفاده کردند. پس از مقایسه نتایج حاصل از کار عددی با داده‌های تجربی، مدل آشفتگی SST k- ω را با خطای کمتر از ۱۲ درصد برای ناسلت در نقطه برخورد، به عنوان مدلی مناسب انتخاب کردند. مارتین و همکاران [13, 14] مطالعه تجربی و عددی را روی یک ردیف جت در برخورد با صفحه مقعر انجام دادند. آنها پس از ارزیابی مدل‌های مختلف آشفتگی، مشاهده کردند که مدل SST k- ω مطابقت بهتری با نتایج تجربی دارد. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش عدد

جت‌ها به اندازه‌ای بلند در نظر گرفته شده است که جریان خروجی از جت‌ها کاملاً توسعه یافته باشد. در مطالعه تجربی انجام شده توسط فنوت و همکاران [5]، صفحه‌نگه‌دارنده‌ای در خروجی جت‌ها قرار داده شده است. این صفحه از ارتعاش جت‌ها (به دلیل سرعت بالای سیال خروجی) و هم‌چنین از برخورد جریان برگشتی به سمت دیواره جت‌ها جلوگیری می‌کند. صفحه ذکر شده که دارای طولی معادل طول صفحه مقعر و عرض ۳۰ میلی‌متر می‌باشد در مطالعه حاضر در نظر گرفته شده است. تمامی جزئیات ابعاد هندسی مسأله در جدول (۱) بیان شده‌اند.

مطابق شکل (۱) شرط مرزی سرعت در ورودی جت‌ها در نظر گرفته شده است و دمای هوای ورودی به جت‌ها برابر ۲۹۸ کلوین، شدت آشفستگی در ورودی جت‌ها ۰.۵٪ و با توجه به این که سطح مقطع جت‌ها دایره‌ای می‌باشد، قطر هیدرولیکی برای محاسبه عدد رینولدز و عدد ناسلت، برابر با قطر جت در نظر گرفته شده است. صفحه برخورد دارای شار حرارتی ثابت ($q'' = 5000 \text{ w/m}^2$) می‌باشد و دیواره نازل جت‌ها آدیاباتیک فرض شده است.

هم‌چنین در دو انتهای صفحه مقعر از شرط مرزی دیواره استفاده شده و برای دیواره‌ها در تمامی محدوده محاسباتی از شرط عدم لغزش (صفر بودن سرعت نسبی روی دیواره‌ها) استفاده شده است. اشاره به این نکته مهم است که در بسیاری از مطالعات عددی انجام شده در زمینه یک ردیف جت یا آرایه‌ای از جت‌ها، در برخورد با صفحه مقعر [12, 15, 18, 20] یا صفحه تخت [21] با وجود تقارن‌های هندسی، سعی شده است به منظور پایداری بهتر جواب‌ها از ساده‌سازی‌های هندسی صرف نظر گردد. در مطالعه حاضر نیز این امر مورد توجه قرار گرفته است.

اخیراً یانگ و همکاران [18] مطالعه تجربی و عددی را روی یک ردیف جت مدور در برخورد با صفحه مقعر انجام داده‌اند. آنها از سه مدل آشفستگی RNG k- ϵ و SST k- ω و Realizable k- ϵ در حالت پایا و گذرا استفاده کرده‌اند و مقادیر پیش‌بینی شده برای عدد ناسلت توسط سه مدل ذکر شده بیش از مقادیر تجربی بوده است. در نهایت مدل SST k- ω را به دلیل مطابقت بهتر با نتایج تجربی انتخاب کردند و در سه عدد رینولدز ۱۰۰۰۰ و ۱۵۰۰۰ و ۲۰۰۰۰ به تحلیل جریان و انتقال حرارت پرداختند.

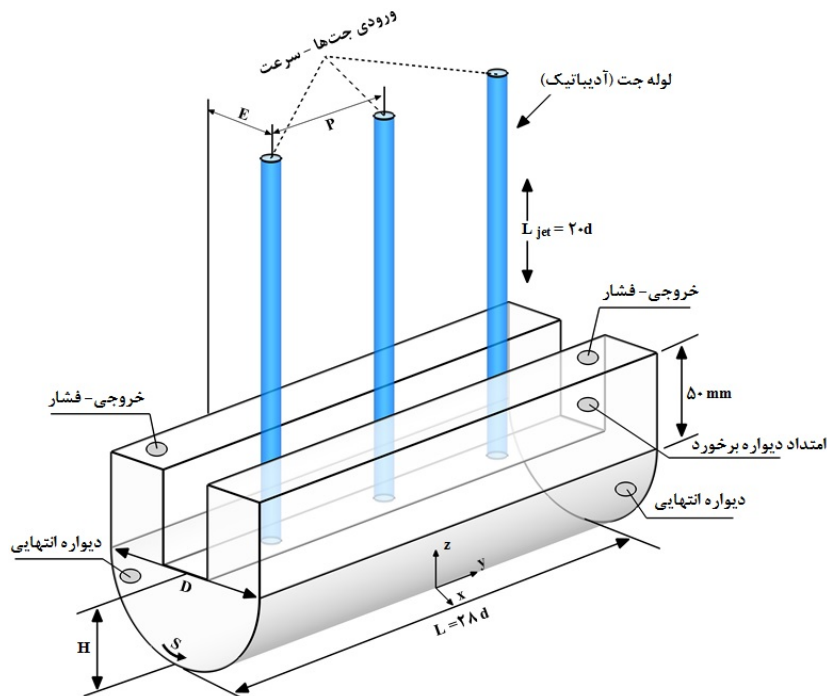
در تحقیق حاضر، ابتدا نتایج شبیه‌سازی جریان برای یک هندسه مرجع با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلوئنت ۱۴ [19] انجام شده و به منظور اعمال تصحیح یاپ در معادله ϵ ، کد محاسباتی به زبان C نوشته شده و به نرم‌افزار اضافه شده است و در نهایت نتایج عددی با نتایج تجربی موجود مقایسه شده و پس از انتخاب مدل آشفستگی مناسب، تأثیر انحنای نسبی و فاصله مرکز جت تا لبه خروجی صفحه مقعر بر میدان جریان و میزان انتقال حرارت، در اعداد رینولدز مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. لازم به ذکر است که تا کنون تأثیر مکان استقرار جت‌های برخوردی بر انتقال حرارت جابه‌جایی از سطح مقعر استوانه‌ای مورد مطالعه قرار نگرفته است.

هندسه میدان حل و شرایط مرزی

در شکل (۱) نمایی از یک ردیف جت با سطح مقطع دایره‌ای و صفحه مقعر مورد مطالعه در این پژوهش نشان داده شده است. صفحه برخورد به شکل یک نیم‌استوانه به قطر ۱۰۰ میلی‌متر و دارای طولی معادل ۲۸ برابر قطر جت (28d) می‌باشد که به وسیله دو صفحه تخت با عرض ۵۰ میلی‌متر و طول 28d در راستای محوری Z امتداد یافته است. هم‌چنین طول لوله

جدول ۱ هندسه مورد بررسی [5]

عنوان	نماد	اندازه (mm)
قطر جت	d	10, 15
طول جت	L_{jet}	20d
قطر صفحه مقعر	D	100
فاصله برخورد	H	5d
فاصله مرکز تا مرکز جت‌ها	P	8d
طول صفحه مقعر	L	28d
فاصله مرکز جت تا لبه خروجی	E	2d, 3d, 4d, 5d



شکل ۱ هندسه میدان حل و شرایط مرزی [5]

معادلات حاکم و مدل‌سازی آشفتگی

معادلات حاکم. معادلات حاکم بر مسأله، معادله‌های پیوستگی، مومنتوم و انرژی می‌باشند که به ترتیب در روابط (۱-۳) نشان داده شده‌اند:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

سیال مورد مطالعه هوا می‌باشد و به‌طور کلی از فرض جریان تراکم‌ناپذیر [12, 15, 18] استفاده شده است. شایان ذکر است که به‌علت وجود اختلاف دما در محدوده محاسباتی، دو خاصیت ترموفیزیکی سیال، یعنی چگالی و ضریب هدایت گرمایی وابسته به دما در نظر گرفته شده‌اند [14]. دما (۲۹۸ کلوین) و فشار محیط در شرایط استاندارد است و شرایط مرزی در خروجی‌ها نیز فشار می‌باشد.

راه‌گزینی پیاپی از یک مدل به مدل دیگر ممکن است با رفتارهای ناپایداری مواجه شود. در این مدل آشفتگی به‌جای نرخ اضمحلال لزج انرژی جنبشی آشفته (ε) از کمیت فرکانس آشفتگی (ω) استفاده می‌شود. روابط (۵ و ۶) به ترتیب مربوط به معادلات انتقال k و ω می‌باشند:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (5)$$

$$\begin{aligned} & + P_k - \beta^* \rho k \omega \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \omega)}{\partial x_i} &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] \quad (6) \\ + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + 2\rho(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} &\frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned}$$

لزجت گردابه‌ای به‌صورت تابعی از انرژی جنبشی آشفتگی و فرکانس آشفتگی، مطابق رابطه (۷) بیان می‌شود.

$$\mu_t = \frac{a_1 \rho k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad a_1 = 0.31 \quad (7)$$

توابع آمیختگی F_1 و F_2 به ترتیب در روابط (۸ و ۹) بیان شده‌اند. شایان ذکر است که تابع آمیختگی F_1 به‌گونه‌ای طراحی شده است که در نواحی نزدیک دیواره دارای مقدار یک و در نواحی دور از دیواره دارای مقدار صفر می‌باشد. در نواحی واسط میان این دو ناحیه حدی نیز ترکیبی از این دو باقی می‌ماند.

$$F_1 = \tanh \left[\left(\min(A, B) \right)^4 \right] \quad (8)$$

$$A = \max \left(\frac{\sqrt{k}}{B^* \omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), B = \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2}$$

$$F_2 = \tanh \left[\left(\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{B^* \omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right) \right)^2 \right] \quad (9)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(2\mu S_{ij} - \overline{\rho u_i u_j} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho C_p u_i T)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(K \frac{\partial T}{\partial x_i} - \rho C_p \overline{u_i T} \right) \quad (3)$$

در روابط (۱-۳)، u_i سرعت متوسط، u'_i, u'_j مؤلفه‌های نوسانی سرعت و P فشار استاتیکی متوسط می‌باشد. در رابطه (۲) S_{ij} تانسور نرخ کرنش متوسط سیال می‌باشد، به‌طوری که:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (4)$$

برای دستیابی به متغیرهای سرعت (u_i)، فشار (p) و دما (T) و حل معادلات، بایستی ترم‌های آشفتگی شامل تنش رینولدز ($\overline{u'_i u'_j}$) و انتقال حرارت به طریقه جابه‌جایی آشفته ($\overline{u'_i T}$) مدل‌سازی شوند. این مهم از طریق استفاده از مدل‌های آشفتگی قابل انجام است.

مدل انتقال تنش برشی SST k-ω نظر به توانایی مدل کلاسیک ویلکاکس k-ω برای پیش‌بینی جریان در نزدیک دیواره و قدرت مدل k-ε استاندارد برای جریان آزاد دور از دیواره، متمر (Menter) [22] مدلی بر مبنای ترکیب این دو مدل تحت عنوان SST k-ω ارائه داد تا از قابلیت هر دوی آنها استفاده کند. برای این منظور، دو مدل مذکور در یک تابع آمیختگی ضرب و با هم جمع می‌شوند. تابع آمیختگی به‌صورتی عمل می‌کند که در نزدیکی دیواره مدل ویلکاکس k-ω و در ناحیه جریان آزاد مدل k-ε استاندارد را فعال می‌کند. اگر چه این روش می‌تواند منجر به افزایش قابل توجه در قابلیت‌های هر دو مدل گردد، اما به‌واسطه فرآیند

$$S_{\varepsilon} = \max \left[0.83 \left(\frac{1}{l_e} - 1 \right) \left(\frac{1}{l_e} \right)^2 \frac{\varepsilon^2}{k}, 0 \right] \quad (14)$$

شبکه محاسباتی و روش حل عددی

در تحقیق حاضر از شبکه‌ای سه‌بعدی، سازمان‌یافته و غیریکنواخت برای گسسته‌سازی میدان حل استفاده شده و نمونه‌ای از شبکه‌بندی در شکل (۲) ارائه شده است. هم‌چنین با توجه به پیچیدگی‌های موجود برای مدل‌سازی سه‌بعدی، از نرم‌افزار انسیس فلونت کمک گرفته شده و به‌منظور اعمال تصحیح یاپ در مدل CHC کدی به زبان C نوشته شده و به نرم‌افزار اضافه شده است. به‌علاوه به‌موجب استفاده از مدل‌های رینولدز پایین، به‌منظور مدل‌سازی مناسب جریان مجاور دیواره، سلول‌های شبکه در نزدیکی صفحه برخورد ریزتر شده و بر تراکم شبکه در این ناحیه افزوده شده است. به‌طوری که مقادیر فاصله بدون بعد (y^+) از دیواره‌ها کمتر از یک می‌باشد [14-18]. به‌منظور ارزیابی حساسیت نتایج محاسباتی به اندازه و تراکم سلول‌های شبکه، محاسبات برای سه شبکه با اندازه و تراکم متفاوت، برای توزیع عدد ناسلت در راستای محوری y در شکل (۳) نشان داده شده است. در نهایت شبکه‌ای با تعداد سلول‌های محاسباتی ۲۷۰۷۸۷۲ انتخاب شده و بررسی حل مستقل از شبکه‌بندی برای سایر حالت‌های مسئله نیز انجام شده است. برای گسسته‌سازی معادله‌های مومنتوم، آشفتگی و انرژی از تقریب بالادست مرتبه دوم استفاده شده و ارتباط میان سرعت و فشار از طریق الگوریتم سیمپل برقرار شده است. مبنای هم‌گرایی جواب‌ها، میزان باقیمانده نسبی می‌باشد که برای تمامی پارامترها 10^{-6} در نظر گرفته شده است.

هم‌چنین $CD_{k\omega}$ که به‌خاطر نفوذ عرضی در تابع ظاهر شده است با رابطه (۱۰) تعریف می‌شود.

$$CD_{K\omega} = \max \left[2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right] \quad (10)$$

مدل‌های رینولدز پایین و تصحیح یاپ. در مدل‌های رینولدز پایین برای اطمینان از این‌که تنش‌های لزجی بر تنش‌های رینولدز در اعداد رینولدز پایین و در لایه زیرین لزج نزدیک دیواره جامد غلبه می‌کنند، استفاده از میرا کردن دیوار لازم است. معادلات مربوط به (k) و (ε) در مدل‌های رینولدز پایین به‌ترتیب عبارتند از:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u_i \frac{\partial k}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + 2\mu_t S_{ij} S_{ji} - \rho \varepsilon \quad (11)$$

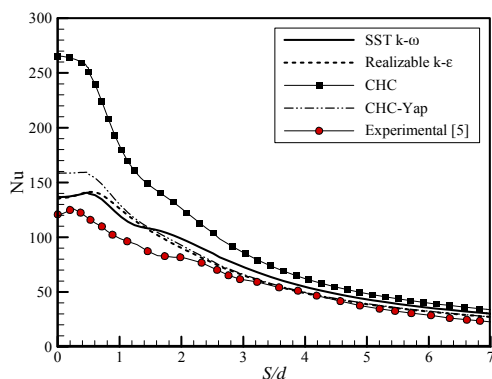
$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho u_i \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\varepsilon}} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_1 f_1 \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t S_{ij} S_{ji} - C_2 f_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (12)$$

لزجت آشفتگی به‌صورت زیر تعریف شده است:

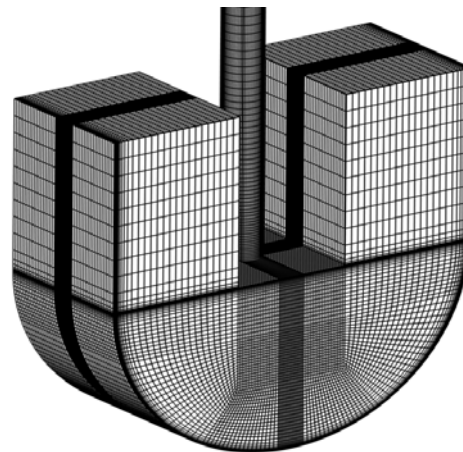
$$\mu_t = \rho C_{\mu} f_{\mu} \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (13)$$

در پژوهش حاضر از مدل رینولدز پایین CHC [23] به‌همراه تصحیح یاپ [24] استفاده شده است. توابع f_1, f_2, f_{μ} در معادلات (۱۱-۱۳) توابع میراکننده می‌باشند. تصحیح یاپ به شکل یک عبارت چشمه به معادله (ε) اضافه می‌شود و سبب افزایش مقدار (ε) می‌گردد. این امر می‌تواند بر کاهش میزان انرژی جنبشی آشفتگی و به‌دنبال آن کاهش عدد ناسلت روی سطح برخورد تأثیر در خور توجهی داشته باشد [25-27]. عبارت چشمه ذکر شده با رابطه (۱۴) مطرح می‌شود.

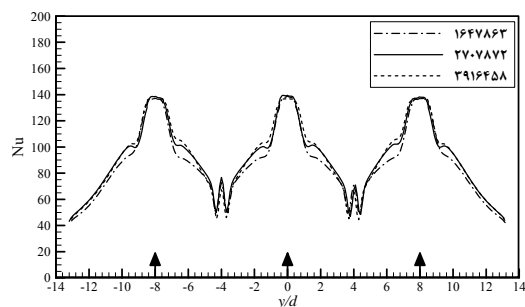
این مدل‌ها با تعریف توابع میرایی، نواحی لایه آرام و ناحیه میانی تعیین می‌شود. روابط محاسبه تنش‌های برشی در نواحی با جریان آرام (نقطه برخورد و ناحیه نزدیک دیواره) متفاوت از نواحی با جریان درهم خواهد بود. یکی از نقاط ضعف مدل‌های آشفتگی، پیش‌بینی دقیق عدد ناسلت در نقطه برخورد می‌باشد. علت تخمین بیشینه عدد ناسلت در نقطه برخورد ناتوانی مدل‌ها در پیش‌بینی انرژی جنبشی آشفتگی و استهلاک آن در نواحی با گرادیان سرعت شدید می‌باشد. به‌منظور تحلیل بیشتر میدان آشفتگی جریان سیال، توزیع انرژی جنبشی آشفتگی و شدت آشفتگی در خط مرکزی عبوری، از خروجی جت تا نقطه برخورد، در شکل (۶) نشان داده شده است. در این تصویر پیش‌بینی بسیار بالای انرژی جنبشی آشفتگی توسط مدل CHC به‌وضوح دیده می‌شود که ناشی از طبیعت دیفیوژن بالا در این مدل می‌باشد. به‌نظر می‌رسد استفاده از این مدل حتی با اعمال تصحیح یاپ، در شبیه‌سازی جت برخوردی چندان مطلوب نباشد. مدل SST k- ω سطح انرژی جنبشی آشفتگی و شدت آشفتگی در ناحیه برخورد را کاملاً کمتر از سایر مدل‌ها پیش‌بینی کرده است و به‌نظر می‌رسد که با خطای ۱۱/۴۷ برای عدد ناسلت در نقطه برخورد و پیش‌بینی مطلوب رفتار توزیع ناسلت در راستای منحنی، مناسب‌ترین گزینه برای بررسی بیشتر رفتار جت برخوردی به سطح مقعر باشد.



شکل ۴ اعتبارسنجی مدل‌های آشفتگی



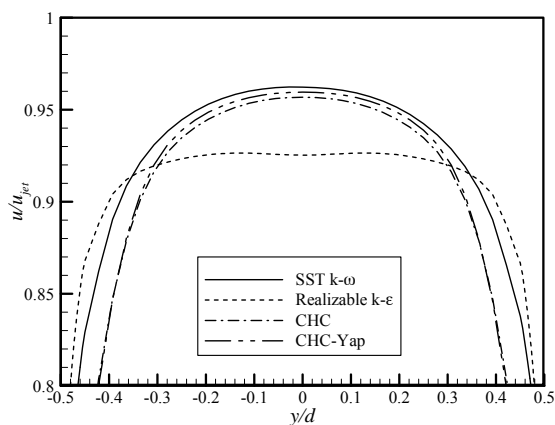
شکل ۲ شبکه محاسباتی در محدوده جت مرکزی



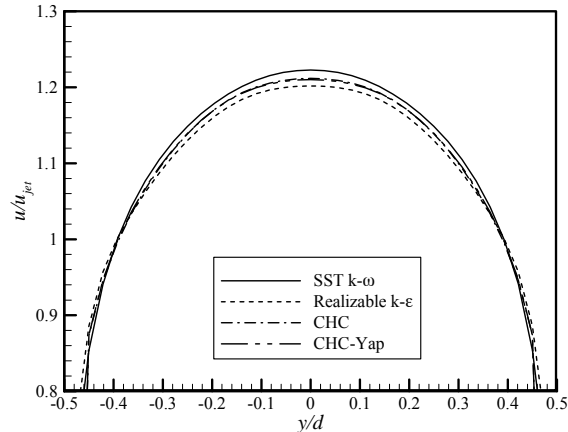
شکل ۳ استقلال حل از شبکه، $Re = 23000, C_r = 0/1, H/d = 5$

اعتبارسنجی

به‌منظور بررسی اعتبار حل عددی، توزیع عدد ناسلت در رینولدز 23000 (سرعت در ورودی جت‌ها $34/86 \text{ m.s}^{-1}$)، به‌دست آمده از پژوهش حاضر با نتایج تجربی فنوت و همکاران [5] در شکل (۴) مورد مقایسه قرار گرفته است. مشاهده می‌شود که هر چهار مدل آشفتگی مورد استفاده رفتار نسبتاً مشابهی را به‌صورت کیفی نشان می‌دهند. به‌منظور بررسی بیشتر، در شکل (۵) توزیع شعاعی سرعت از دهانه خروجی جت تا نزدیک ناحیه برخورد، برای مدل‌های آشفتگی استفاده شده در این تحقیق مورد مقایسه قرار گرفته‌اند. مدل آشفتگی SST k- ω ، نسبت به سایر مدل‌های استفاده شده سرعت بیشتری را پیش‌بینی می‌کند و هم‌چنین به‌موجب اعمال تصحیح یاپ در مدل CHC تغییر چندان بر توزیع سرعت مشاهده نمی‌شود. در

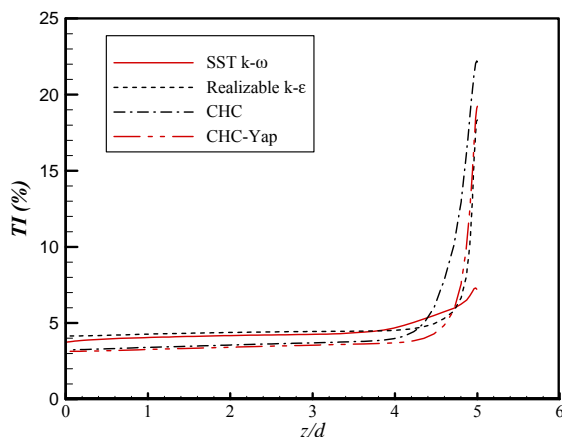


(ب) ناحیه برخورد

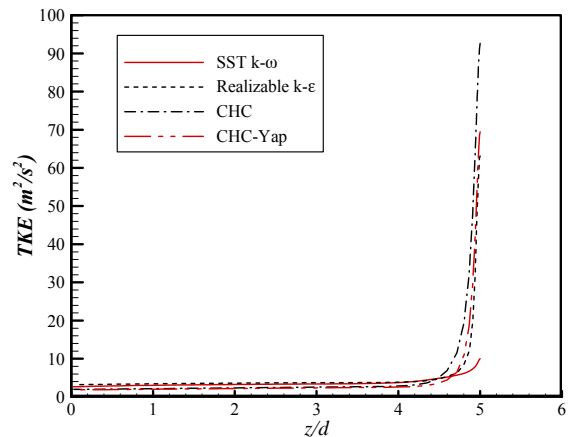


(الف) خروجی جت

شکل ۵ توزیع سرعت شعاعی از دهانه خروجی جت تا ناحیه برخورد



(ب) شدت آشفتگی



(الف) انرژی جنبشی آشفتگی

شکل ۶ توزیع انرژی جنبشی آشفتگی و شدت آشفتگی در خط مرکزی عبوری از خروجی جت تا نقطه برخورد

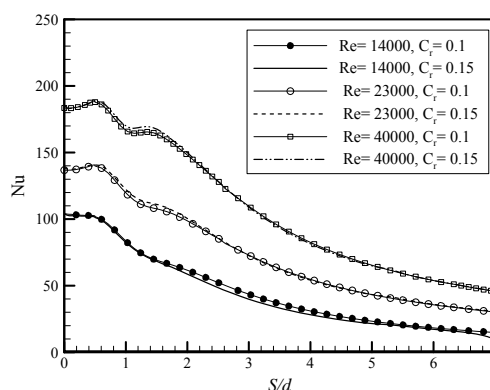
بحث پیرامون نتایج

طبق نظر تومن [28] و شلیختینگ [29] یک نیروی گریز از مرکز که ناشی از انحنای سطح مقعر می‌باشد، می‌تواند تمام جریان روی صفحه مقعر را بی‌ثبات کند و مجموعه‌ای از ورتکس‌ها در مقیاس بزرگ را به وجود آورد. این مجموعه از ورتکس‌ها در راستای جریان (در راستای منحنی)، که به‌طور کلی ورتکس‌های تیلور-گوتلر نامیده می‌شوند، می‌توانند به نوبه خود سبب افزایش انتقال مومنتوم و انرژی نزدیک دیواره برخورد شوند که همین امر عاملی برای افزایش انتقال حرارت بر روی سطح برخورد می‌باشد. در

تأثیر انحنای نسبی. در مطالعه حاضر انحنای نسبی، نسبت قطر جت به قطر صفحه مقعر تعریف شده است. برای تغییر در انحنای نسبی قطر جت تغییر داده شده و برای صفحه برخورد ثابت می‌ماند. در شکل (۷) مشاهده می‌شود که با افزایش انحنای نسبی از ۰/۱ به ۰/۱۵ ناسلت در نقطه برخورد افزایش قابل توجهی نداشته است و رفتار کلی توزیع عدد ناسلت در راستای منحنی تفاوتی نکرده است و تغییر شیب‌ها، کمینه‌ها و بیشینه‌های نسبی هم‌چنان وجود دارند. به‌طور کلی بر

ملاحظه‌ای کمتر از 0.3 است و می‌توان جریان را تراکم‌ناپذیر در نظر گرفت. با در نظر گرفتن میدان جریان در حد فاصل بین دو جت، ملاحظه می‌شود که جریان چشمه‌ای ناشی از برخورد جت‌های دیواره، تشکیل شده است. برخورد دو جت دیواره در حد فاصل بین جت‌ها سبب شده است تا علاوه بر نقطه سکون اولیه در محل برخورد جریان اصلی جت با صفحه برخورد، نقطه سکون ثانویه‌ای در حد فاصل بین جت‌ها ایجاد شود. هم‌چنین با توجه به شکل (۹)، مشاهده می‌شود که با جابه‌جایی افقی جت‌ها یا به عبارت دیگر با کاهش فاصله مرکز جت تا لبه خروجی سطح برخورد، میدان جریان به دو ناحیه جریان پایین دستی (I) و جریان بالا دستی (II) تقسیم می‌شود که در این حالت نقطه سکون به سمت جریان بالادستی انحراف پیدا کرده است. هم‌چنین مشاهده می‌شود که با کاهش E/d و نزدیک شدن جریان اصلی جت به ناحیه چرخشی ایجاد شده در جریان بالادستی، انرژی جنبشی آشفتگی در این ناحیه افزایش می‌یابد که این امر می‌تواند تأثیر به‌سزایی بر افزایش انتقال حرارت در ناحیه برخورد داشته باشد.

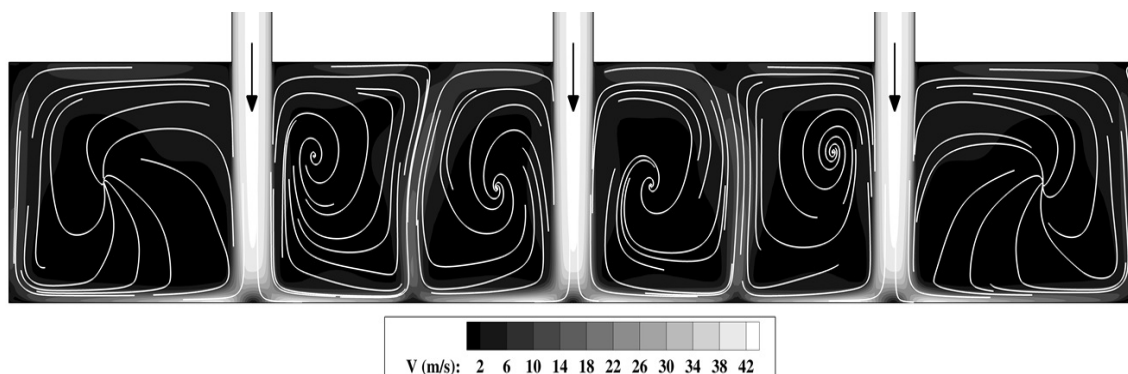
حقیقت با افزایش انحنای نسبی، اندازه ورتکس‌های تیلور-گوتلر افزایش می‌یابد و همین امر می‌تواند سبب افزایش ضریب انتقال حرارت روی صفحه برخورد شود.



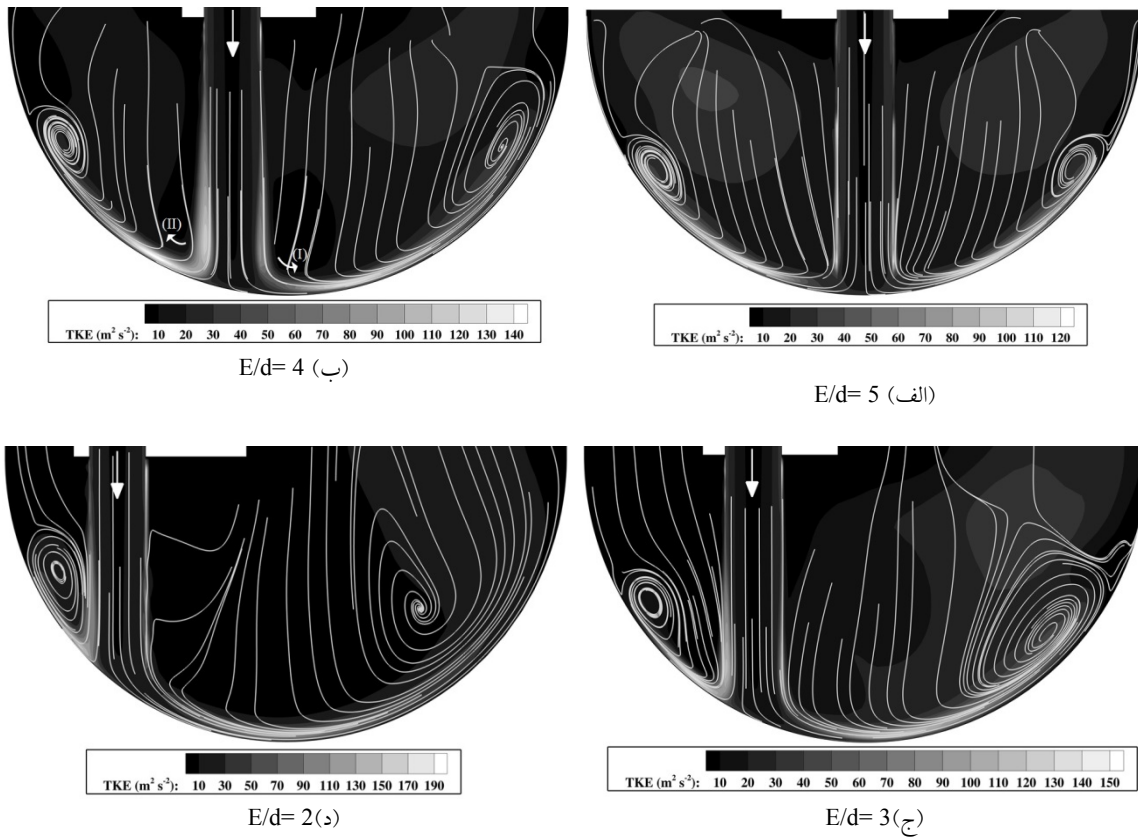
شکل ۷ تأثیر انحنای نسبی بر توزیع ناسلت در راستای محور S

تأثیر مکان استقرار جت‌ها بر میدان جریان و انتقال

حرارت. در شکل (۸) کانتور میدان سرعت در حالت مرجع ($E/d=5$) در عدد رینولدز 23000 و $H/d=5$ نشان داده شده است. با توجه به این که در عدد رینولدز 23000 سرعت جریان هوا در ورودی جت‌ها کمتر از 35 متر بر ثانیه است و مطابق نتایج به‌دست آمده سرعت در تمامی نواحی میدان جریان کمتر از 45 متر بر ثانیه می‌باشد، بنابراین محدوده عدد ماخ به‌طور قابل

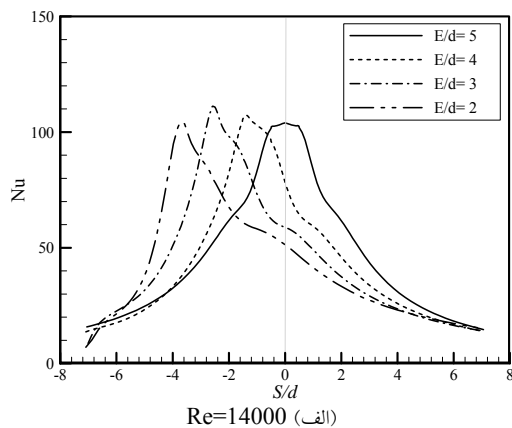


شکل ۸ خطوط جریان و میدان سرعت برای یک ردیف جت ۳ تایی در صفحه $y-z$. $Re = 23000, Cr = 0.1$



شکل ۹ تأثیر جابه‌جایی افقی جت‌ها بر انرژی جنبشی آشفتگی و خطوط جریان در صفحه $x-z$ ، $Re = 40000, Cr = 0.1$

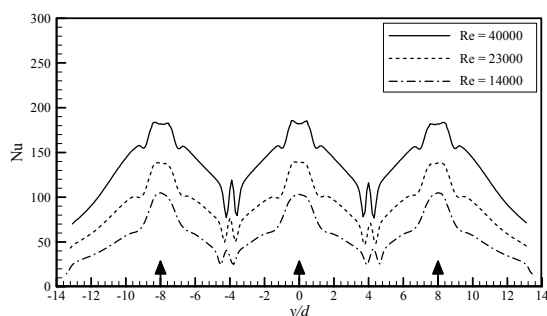
۲۳۰۰۰ و ۴۰۰۰۰ باشد توزیع عدد ناسلت در نقطه برخورد دارای یک کمینه محلی می‌باشد. این در حالی است که با کاهش عدد رینولدز به ۱۴۰۰۰، چنین کمینه محلی در نقطه برخورد مشاهده نمی‌شود.



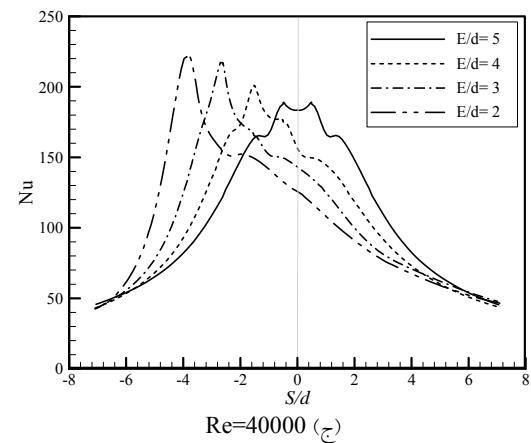
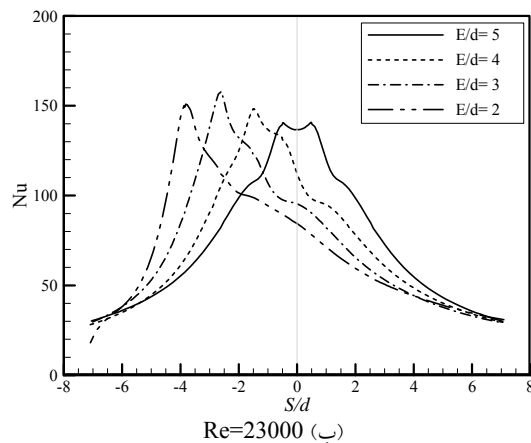
در شکل (۱۰) توزیع عدد ناسلت در راستای منحنی برای اعداد رینولدز ۱۴۰۰۰، ۲۳۰۰۰ و ۴۰۰۰۰، در E/d های مختلف نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که برای حالت مرجع ($E/d=5$) توزیع ناسلت در راستای منحنی کاملاً متقارن است و به‌طور کلی افزایش عدد رینولدز جت از ۱۴۰۰۰ به ۴۰۰۰۰ سبب افزایش ضریب انتقال حرارت به میزان محسوسی در نقطه برخورد و راستای منحنی شده است. برای صفحه تخت، وابستگی ناسلت با عدد رینولدز به شکل یک رابطه توانی ($Nu \propto Re^n$) می‌باشد. گلداشتاین و همکاران [30] با مطالعه بر روی یک ردیف جت برخوردی به صفحه تخت مقدار n را روی خط برخورد، برابر 0.67 و برای جریان پایین‌دستی برابر 0.7 گزارش کردند. هم‌چنین در حالتی که عدد رینولدز

توجهی بر عدد ناسلت در نقطه برخورد ندارد. هم‌چنین با کاهش E/d مقدار بیشینه ناسلت که در نقطه برخورد ایجاد شده است به سمت جریان بالادستی انحراف پیدا می‌کند. در عدد رینولدز 23000 مقدار بیشینه ناسلت برای E/d های ۲ و ۳ به ترتیب در S/d های $1/47$ و $2/6$ و $3/8$ مشاهده می‌شود. در عدد رینولدز 40000 ، با کاهش E/d ، ناسلت در نقطه برخورد افزایش می‌یابد، به گونه‌ای که در E/d برابر ۲، به میزان ۲۱ درصد افزایش ناسلت در نقطه برخورد نسبت به حالت مرجع مشاهده می‌شود. شایان ذکر است که توزیع عدد ناسلت، با کاهش E/d در راستای جریان بالادستی، بالاتر از حالت مرجع و در راستای جریان پایین‌دستی همواره پایین‌تر از حالت مرجع است.

در شکل (۱۱) توزیع عدد ناسلت در راستای محوری y نشان داده شده است. با در نظر گرفتن الگوی توزیع عدد ناسلت بین جت‌های مستقر در $y/d=0$ و $y/d=8$ مشاهده می‌شود که در دو عدد رینولدز 23000 و 40000 تغییر شیبی برای $1 < y/d < 1.45$ ایجاد شده است که البته این تغییر شیب در عدد رینولدز 40000 به شکل یک کمینه و بیشینه محلی ظاهر شده است. سپس عدد ناسلت شروع به کاهش می‌کند، تا در حد فاصل بین جت‌ها ($y/d=4$)، بیشینه محلی ظاهر می‌شود که ناشی از اثر چشمه و برخورد دو جت دیواره و ایجاد نقطه سکون ثانویه (گرادیان‌های سرعت در این ناحیه شدید می‌باشد) در حد فاصل بین دو جت می‌باشد.

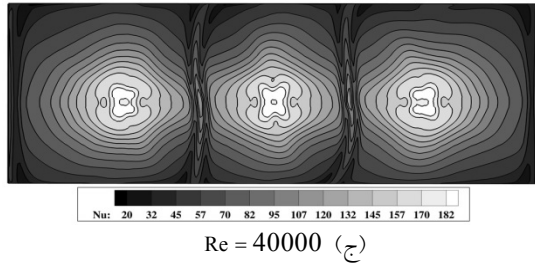


شکل ۱۱ توزیع عدد ناسلت در راستای محوری y ، $C_f = 0.1$

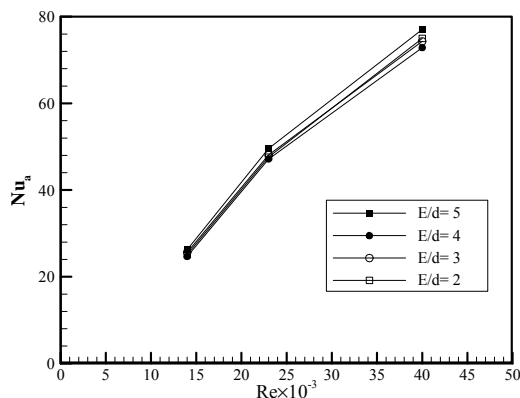


شکل ۱۰ تأثیر فاصله مرکز جت تالبه خروجی سطح مقعر بر توزیع عدد ناسلت در راستای منحنی

فنوت و همکاران [5] وجود این حداقل نسبی در نقطه برخورد برای صفحه مقعر را به ناحیه سیال مرده ارتباط دادند. ناحیه سیال مرده توسط گیلارد و بریزی [31] در مطالعه تجربی آنها روی یک جت شیار در برخورد با صفحه مقعر مشاهده شده است. آنها سرعت متوسط سیال در این ناحیه را بسیار ناچیز گزارش کردند. در حقیقت انحنای صفحه مقعر، اجازه خروج کامل جریان را نمی‌دهد و سبب تشکیل ناحیه سیال مرده بر روی خط برخورد می‌شود. این ناحیه از برخورد مستقیم جریان جت به صفحه مقعر جلوگیری می‌کند و همین امر سبب کاهش عدد ناسلت در نقطه برخورد می‌شود. با کاهش عدد رینولدز به 14000 از حجم ناحیه سیال مرده کاسته می‌شود و تأثیر قابل



شکل ۱۲ کانتور توزیع ناسلت بر روی سطح مقعر



شکل ۱۳ ناسلت متوسط کل صفحه، $C_f = 0/1$

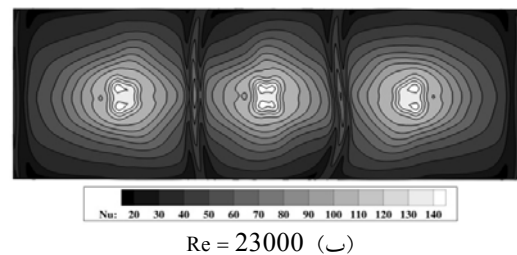
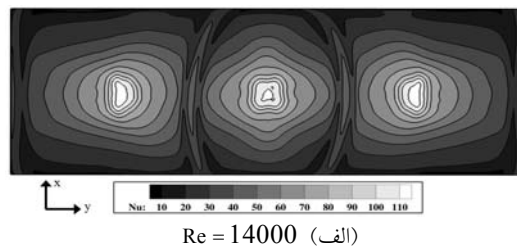
نتیجه گیری

در این مقاله نحوه عملکرد و میزان دقت محاسباتی برخی از مدل‌های رایج آشفتگی و مدل رینولدز پایین CHC به همراه اعمال تصحیح یاپ، در پیش‌بینی رفتار یک ردیف جت دایره‌ای در برخورد به صفحه مقعر استوانه‌ای مورد بحث و ارزیابی قرار گرفته است. در بخش اعتبارسنجی با اعمال تصحیح یاپ به مدل رینولدز پایین CHC، خطا برای عدد ناسلت در نقطه برخورد از ۱۱۷/۲ درصد به ۲۸/۴ درصد کاهش داشته است. در نهایت از بین مدل‌های آشفتگی استفاده شده در این مطالعه، تنها مدل آشفتگی SST k- ω توانست توزیع عدد ناسلت در نقطه برخورد و راستای منحنی را با دقتی مناسب پیش‌بینی کند.

نتایج به دست آمده نشان‌دهنده آن است که برای میدان جریان حاصل از یک ردیف جت برخوردی، علاوه بر نقطه سکون ایجاد شده در محل برخورد جریان اصلی جت و صفحه مقعر، نقطه سکون ثانویه‌ای

در شکل (۱۲) کانتور توزیع ناسلت در اعداد رینولدز مختلف روی صفحه مقعر نشان داده شده است. برای حالتی که عدد رینولدز ۲۳۰۰۰ و ۴۰۰۰۰ می‌باشد، مشاهده می‌شود که بیشینه مقدار عدد ناسلت، با فاصله از نقطه برخورد ظاهر شده است. در حالی که با کاهش عدد رینولدز به ۱۴۰۰۰، بیشینه مقدار عدد ناسلت دقیقاً در نقطه برخورد اتفاق افتاده است. ذکر این نکته حائز اهمیت است که با افزایش عدد رینولدز به ۴۰۰۰۰ و دور شدن از هسته پتانسیل جت (در راستای شعاعی) و نزدیک شدن به لایه برشی و افزایش برهم کنش سیال جت با محیط اطراف، بر انرژی جنبشی و شدت آشفتگی جت افزوده شده است و این امر می‌تواند بر بیشینه نسبی ایجاد شده بعد از نقطه برخورد در هر دو راستای s و y تأثیر در خور توجهی داشته باشد [32].

در شکل (۱۳) ناسلت متوسط کل صفحه بر حسب E/d های مختلف مورد مقایسه قرار گرفته است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با وجود این که با کاهش E/d ناسلت در نقطه برخورد افزایش پیدا می‌کند اما ناسلت متوسط کل صفحه برای هندسه مرجع ($E/d=5$) نسبت به سایر حالت‌ها بیشتر باقی می‌ماند، که البته این امر در عدد رینولدز ۴۰،۰۰۰ مشهودتر می‌باشد.



شار حرارتی ($w m^{-2}$)	q''	حاصل از برخورد جت‌های دیواره، در حد فاصل بین جت‌ها ایجاد شده است که این امر سبب تشکیل بیشینه نسبی در توزیع عدد ناسلت در راستای محوری y می‌باشد که البته با افزایش عدد رینولدز به $40,000$ ، بیشینه نسبی ذکر شده با شدت بیشتری ایجاد شده است. هم‌چنین نتایج بیانگر این امر می‌باشد که با افزایش انحنای نسبی از $0/1$ به $0/15$ تغییر قابل ملاحظه‌ای از نظر کمی و کیفی بر توزیع عدد ناسلت در نقطه برخورد و راستای منحنی ایجاد نشده است.
ضریب ویسکوزیته آشفته	C_μ	هم‌چنین کاهش فاصله مرکز جت‌ها تا لبه خروجی صفحه مقعر (E/d)، سبب شده است تا انرژی جنبشی آشفستگی در ناحیه برخورد افزایش یابد و به‌موجب همین امر در عدد رینولدز $40,000$ ، با کاهش E/d از 5 به 2 ، عدد ناسلت در نقطه برخورد به میزان 21 درصد افزایش داشته است. اما ذکر این نکته حائز اهمیت است که ناسلت متوسط کل صفحه مقعر با کاهش E/d ، حداکثر کاهش معادل $6/49$ درصد را نشان می‌دهد.
ضریب هدایت حرارتی هوا	K_{air}	
($w m^{-1} K^{-1}$)	S_ϵ	
عبارت چشمه	Re	
عدد رینولدز ($= \rho u_{jet} d / \mu$)	Nu	
ناسلت که برابر است	Nu_a	
با ($q'' / (T_j - T_w) (d / k_{air})$)	y^+	
ناسلت متوسط کل صفحه	H	
فاصله بدون بعد از دیواره	E	
فاصله برخورد (mm)	p	
فاصله مرکز جت تا لبه خروجی (mm)	d	
فشار استاتیکی متوسط ($kg m^{-1} s^{-2}$)	D	
قطر جت (mm)	u_i	
قطر صفحه برخورد (mm)	l	
متغیر سرعت متوسط ($m s^{-1}$)	l_e	
مقیاس طول آشفستگی	u'_i, u'_j	
مقیاس طول تعادلی		
مؤلفه‌های نوسانی سرعت ($m s^{-1}$)		
	علائم یونانی	فهرست علائم
توابع ضرایب بستر	α, β	C_r انحنای نسبی که برابر است با d/D
اضمحلال انرژی جنبشی آشفته ($m^2 s^{-3}$)	ϵ	K انرژی جنبشی آشفستگی ($m^2 s^{-2}$)
لزجت دینامیکی ($kg m^{-1} s^{-1}$)	μ	S_{ij} تانسور نرخ کرنش
لزجت آشفستگی ($kg m^{-1} s^{-1}$)	μ_t	$-\rho u'_i u'_j$ تنش‌های رینولدز
چگالی ($kg m^{-3}$)	ρ	F_1, F_2 توابع آمیختگی توابع میراکننده
فرکانس آشفستگی (s^{-1})	ω	f_1, f_2 توابع میراکننده
	زیرنویس‌ها	P_k تولید انرژی جنبشی آشفستگی
هوا	air	x_i جهات مختصات (x, y, z)
جت	jet	T_∞ دمای محیط (K)
دیواره	w	T_{jet} دمای هوای ورودی جت (K)
		t زمان (s)
		u_{jet} سرعت جت ($m s^{-1}$)

مراجع

1. Chupp, R. E., Helms, H. E., McFadden, P. W., Brown, T. R., "Evaluation of internal heat transfer coefficients for impingement cooled turbine airfoils", *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 6, pp. 203-208, (1969).

2. Bunker, R. S., Metzger, D. E., "Local heat transfer in internally cooled turbine airfoil leading edge regions": part 1- impingement cooling without film coolant extraction, *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 451-458, (1990).
3. Lee, D. H, Chung, Y. S., Won, S. Y., "The effect of concave surface curvature on heat transfer from a fully developed round impinging jet", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 42, pp. 2489-2497, (1990).
4. Fenot, M., Vullierme, J. -J., Dorignac, E., "Local heat transfer due to several configurations of circular air jets impinging on a flat plate with and without semi-confinement", *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 44, pp. 665-675, (2005).
5. Fenot, M., Vullierme, J. -J., Dorignac, E., "An experimental study on hot round jets impinging a concave surface", *International Journal of Heat And Fluid Flow*, Vol. 29, pp. 945-956, (2008).
6. Lee, C. H., Lim, K. B., Lee, S. H., Yoon, Y. J., Sung, N. W., "A study of the heat transfer characteristics of turbulent round round jet impinging on an inclined concave surface liquid crystal transient method", *Experimental Thermal and Fluid Science* Vol. 31, pp. 559-565,(2007).
7. Mohammadpour, J., Rajabi-Zargarabadi, M., Mujumdar, A. S., "Effect of intermittent and sinusoidal pulsed flows on impingement heat transfer from a concave surface", *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 76, pp. 118-127, (2014).
8. محمدپور. جواد، رجبی زرگرآبادی. مهران، احمدی. هادی، " تحلیل عددی جریان و انتقال حرارت آشفته در جت نوسانی برخوردی به سطح مقعر"، ماهنامه علمی پژوهشی مهندسی مکانیک مدرس، دوره. ۱۳، شماره. ۱، صفحه. ۱۲۹-۱۳۷، (۱۳۹۲).
9. Bazdidi Tehrani, F., Karami, F. and Jahromi, M., "Unsteady flow and heat transfer analysis of an impinging synthetic jet", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 47, No. 11, pp. 1363-1373, (2011).
10. Sharif, M.A.R. and Mothe, K.K. "Evaluation of Turbulence Models in the Prediction of Heat Transfer Due to Slot Jet Impingement on Plane and Concave Surfaces", *International Journal of Computation and Methodology*, Vol. 55, pp. 273-294, (2009).
11. Choi, M., Yoo, H.S., Yang, G., Lee, J.S. and Sohn, D.K., "Measurement of impinging jet flow and heat transfer on a semi-circular concave surface", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 43, pp. 1811-1822, (2000).
12. Rama Kumar, B.V.N. and Prasad, B.V.S.S., "Computational flow and heat transfer of a row of circular jets impinging on a concave surface", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 44, pp. 667-678, (2007).
13. Martin, E.L., Wright, L.M. and Crites, D.C. "Impingement heat transfer enhancement on a cylindrical leading edge model with varying jet temperatures", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 135, (2012).
14. Martin, E.L., Wright, L.M. and Crites, D.C., "Computational investigation of jet impingement on turbine blade leading edge cooling with engine-like temperatures", *Conf, International Gas Turbine Institute*, Denmark, pp. 311-322, (2012).
15. Elebiary, K. and Taslim, M.E., "Experimental/ Numerical crossover jet impingement in an airfoil leading edge cooling channel", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 135, (2013).
16. Yang, Y.T., Wei, T.C. and Wang, Y.H., "Numerical study of turbulent slot jet impingement cooling on a semi-circular concave surface", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 54, pp. 482-489, (2011).
17. Xie, Y., Li, P., Lan, J. and Zhang, D., "Flow and heat transfer characteristics of single jet impinging on dimpled surface", *Journal Heat Transfer*, Vol. 135, (2013).

18. Yang, L., Ren, J., Jiang, H. and Ligrani, P., "Experimental and numerical investigation of unsteady impingement cooling within a blade leading edge passage", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 71, pp. 57-68, (2014).
19. ANSYS FLUENT 14.0, User's Guide, ANSYS Inc, (2014).
20. Imbriale, M., Laniro, A., Meola, C. and Cardone, G., "Convective heat transfer by a row of jets impinging on a concave surface", *International Journal of Thermal Science*. Vol. 75, pp. 153-163, (2014).
21. Caliskan, S., Baskaya, S. and Calisir, T., "Experimental and numerical investigation of geometry effects on multiple impinging air jets", *International Journal of Heat and Mass Transfer*. Vol. 75, pp. 685-703, (2014).
22. Menter, F. R., "Two equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application", *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 269-289, (1994).
23. Chang, K., Hsieh, W. and Chen, C., "Modified Low-Reynolds- Number Turbulence Model Application to Recirculating flow in pipe expansion", *Journal Fluid Eng*, Vol. 117, PP. 417-423, (1995).
24. Yap, C. R., "Turbulent heat and momentum transfer in recirculation and impinging flows", Ph. D. thesis, University of Manchester institute of science technology, Manchester, UK, (1987).
25. Ahmadi, H., Rajabi-Zargarabadi, M., Mujumdar, A.S. and Mohammadpour, J., "Numerical Modeling of a Turbulent Semi-Confined Slot Jet Impinging on a Concave Surface", *Thermal Science*, Vol. 19, pp. 129-140, (2015).
26. Wang, S.J. and Mujumdar, A.S., "A comparative study of five low Reynolds number $k-\epsilon$ models for impingement heat transfer", *Journal of Applied Thermal Engineering*, Vol. 25, pp. 31-44, (2005).
27. Hosseinalipour, S.M. and Mujumdar, A.S., "Comparative evaluation of different turbulence models for confined impinging and opposing jet flows", *Numerical Heat Transfer*, Vol. 28, pp. 647-666, (1995).
28. Thomann, H., "Effect of streamwise wall curvature on heat transfer in a turbulent boundary layer", *Journal of Fluid Mech*, Vol. 33, pp. 283-292, (1968).
29. Schlichting, H., "Boundary layer theory", 7th ed, McGraw-Hill, New York, (1979).
30. Goldstein, R.J. and Seol, W.S., "Heat transfer to a row of impinging circular air jets including the effect of entrainment", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 34, pp. 2133-2147, (1991).
31. Gilard, V. and Brizzi, L.-E., "Slot jet impinging on a concave curved wall", *Journal of Fluid Engineering*, Vol. 127, pp. 595-603, (2005).
32. Lee, J. and Lee, S.J., "Stagnation region heat transfer of a turbulent axisymmetric jet impingement", *Experimental Heat Transfer*, Vol. 12, pp. 137-156, (1990).