

# بررسی اثرات نسبت چگالی بر رفتار جت تزریق شده در داخل جریان آشفته‌ی داغ با استفاده از مدل‌های آشفته‌گی مختلف

محمد رضا سلیمی<sup>۱</sup>، محمد طیبی رهنی<sup>۲</sup>، مهدی رضانی‌زاده<sup>۳</sup> و روزبه فرهادی‌آذر<sup>۴</sup>

۴ و ۱، ۲ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

۳ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری

تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۹۰/۱۲/۰۴

تاریخ ارزیابی نهایی: ۱۳۹۱/۰۵/۰۹

## چکیده

در این تحقیق، اثرات اختلاف چگالی بین جریان عرضی داغ و جت خنک‌کننده بر سطح آشفته‌گی جریان و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای، در نسبت سرعت‌های مختلف، مورد مطالعه قرار گرفته است. برای این منظور، یک برنامه رایانه‌ای توسعه داده شده که با استفاده از روش حجم‌محدود و الگوریتم سیمپل به شبیه‌سازی جریان روی یک شبکه چند بلوکی، غیر یکنواخت و جابجا شده می‌پردازد. از سه مدل آشفته‌گی  $k-\omega$  استاندارد، انتقال تنش برشی و  $v^2 f - k\omega$  استفاده شده است. شبیه‌سازی‌ها برای سه نسبت چگالی  $1/5$ ،  $2$  و  $5$ ، در سه نسبت سرعت  $1/5$ ،  $1$  و  $2$  انجام شده است. نسبت دمایی بین جت و جریان عرضی و عدد رینولدز جت نیز، به ترتیب برابر با  $5/0$  و  $4700$  در نظر گرفته شده است. مقایسه‌ی نتایج به دست آمده نشان از تاثیرات چشمگیر نسبت چگالی بر انرژی جنبشی آشفته‌گی بخصوص در نواحی نزدیک به دیواره دارد. بنابراین، ضریب انتقال حرارت جابجایی می‌تواند تا حدود زیادی توسط نسبت چگالی تحت تاثیر قرار بگیرد. همچنین، نسبت چگالی بین جت و جریان عرضی، تاثیرات چشمگیری بر میزان نفوذ و گسترش جت در جریان عرضی، در هر سه جهت محوری، عمودی و جانبی دارد. علاوه بر این، در نسبت سرعت پایین ( $5/0$ )، افزایش نسبت چگالی موجب کاهش اثربخشی میانگین‌گیری شده در جهت جانبی می‌شود. درحالی‌که در نسبت سرعت بالاتر ( $2/0$ )، با افزایش نسبت چگالی، اثربخشی خنک‌کاری میانگین افزایش می‌یابد.

## کلیدواژه:

جت در داخل جریان عرضی، نسبت سرعت، نسبت چگالی، انرژی جنبشی آشفته‌گی، مدل‌های آشفته‌گی مختلف، توربین‌های گازی.

## ۱. مقدمه

محدود می‌سازد. از این رو، تا به حال تلاش‌های زیادی جهت تولید پره‌های مقاوم‌تر (مانند ایجاد یک لایه‌ی خارجی از مواد مقاوم در برابر تنش‌های حرارتی ولی ضعیف‌تر در مقابل تنش‌های سازه‌ای روی پره‌ها) و یا خنک کردن پره‌ها صورت گرفته است [۱].

در خنک‌کاری لایه‌ای که از مؤثرترین و پرکاربردترین روش‌ها در محافظت از سطوح به شمار می‌رود، هوای خنک از طریق حفره‌هایی که روی سطح ایجاد شده، داخل جریان عرضی تزریق و با ایجاد یک لایه‌ی محافظ روی پره‌ها، از تماس مستقیم گازهای داغ با سطح جلوگیری می‌شود. این عمل باعث می‌شود که پره‌های توربین در دمایی پایین‌تری نسبت به دمایی کارکرد موتور قرار داشته

راندمان حرارتی موتورهای توربین گازی کاملاً وابسته به درجه‌ی حرارت گازهای داغ ورودی به توربین می‌باشد. به عبارت دیگر، با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین، راندمان چرخه نیز افزایش می‌یابد. این مسئله، علاقه‌ی شدیدی را در صنعتگران جهت افزایش هرچه بیشتر دمای کارکرد توربین ایجاد نموده است. اما مقاومت حرارتی پره‌های توربین، این افزایش دمای کارکرد را

۱. دانشجوی دکترا mohammad salami@ae.sharif.edu

۲. استاد taeibi@sharif.edu

۳. استادیار ramezanizadeh@gmail.com

۴. کارشناس ارشد r\_farhadi@alum.sharif.edu

چگالی ۰/۵، ۱/۰ و ۲/۰ مورد مطالعه قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که نسبت چگالی تاثیرات شدیدی بر گسترش و محل شکل گیری گردابه‌های خلاف جهت همگرد و نعل اسبی دارد. به نحوی که با افزایش نسبت چگالی، گردابه‌های خلاف جهت همگرد بیشتر در راستای عمودی و عرضی دچار پخش شدگی می‌شوند که این مطلب نشان‌دهنده نفوذ بیشتر جت خنک در سیال داغ می‌باشد. علاوه بر موارد فوق، از میان تحقیقات انجام گرفته روی اثرات نسبت چگالی می‌توان مطالعات بوگارد و تول در سال ۲۰۰۶ [۸]، جونز در سال ۱۹۹۹ [۹] و رنز و همکارانش در سال ۲۰۰۷ [۱۰] اشاره کرد. توجه شود که تحقیقات انجام شده توسط آنها، همگی توسط روش‌های تجربی صورت گرفته است. همچنین، باید اشاره شود که نتایج تحقیقات آنها به‌طور خلاصه، نشان‌دهنده افزایش اختلاط و شدت آشفته‌گی در اثر افزایش نسبت چگالی می‌باشد. دلیل این موضوع نیز افزایش نسبت اندازه حرکت بین جت و جریان عرضی است که ناشی از افزایش نسبت چگالی می‌باشد.

مسئله‌ی اندرکنش جت و جریان عرضی، به دلیل ایجاد ساختارهای گردابه‌ای متعدد، از جمله مسائل پیچیده در جریان‌های آشفته به شمار می‌رود. از این رو، استفاده از مدل‌های آشفته‌گی مناسب، به شدت حائز اهمیت است. بنابراین، تحقیقات زیادی در رابطه با توانایی مدل‌های آشفته‌گی در شبیه‌سازی این نوع از جریان صورت گرفته که در ادامه، به دو مورد از آنها اشاره می‌شود.

هدا و آچاریا [۱۱] در سال ۲۰۰۰، اندرکنش جت و جریان عرضی را با استفاده از مدل‌های مختلف دو معادله‌ای (هفت نوع مختلف) مورد مطالعه قرار دادند. نتایج تحقیقات آنها نشان داد که تمامی مدل‌های دو معادله‌ای استفاده شده، مقادیر میدان سرعت را در ناحیه‌ی دنباله‌ی جت بیش از حد واقعی آن پیش‌بینی کرده و به همین دلیل، گسترش طولی و عرضی جت را بیش از مقدار واقعی آن نشان می‌دهند. بنابراین، آنها نتیجه گرفتند که جهت شبیه‌سازی دقیق‌تر میدان جریان آشفته این مسئله یا باید از مدل‌های پیچیده‌تر استفاده نمود و یا روی مدل‌های دو معادله‌ای موجود اصلاحاتی ایجاد کرد. همچنین، جوادی و همکارانش در سال ۲۰۰۷ [۱۲] در تحقیق مشابهی عملکرد مدل‌های مختلف دو معادله‌ای را در کنار مدل تنش رینولدز مورد ارزیابی قرار دادند. نتایج آنها نیز بیانگر برتری مدل تنش رینولدز در مقایسه با مدل‌های دو معادله‌ای رایج می‌باشد.

با توجه به تحقیقات نگارندگان مقاله، اثرات توام نسبت چگالی و نسبت سرعت بر سطح آشفته‌گی میدان جریان تا بحال مورد مطالعه قرار نگرفته است. از این رو، در تحقیق حاضر با نوشتن یک رابطه‌ی

و از این رو بتوان دمای بخش توربین را تا دمایی بالاتر از دمای قابل تحمل توسط پره‌ها افزایش داد [۲]. بنابراین، در طول پنجاه سالی که از ابداع این روش می‌گذرد، تلاش‌های زیادی جهت افزایش راندمان خنک کاری صورت گرفته و محققان نشان داده‌اند که پارامترهای زیادی بر هیدرودینامیک این جریان پیچیده تاثیرگذار هستند. از جمله این پارامترها می‌توان به نسبت دمش، شکل هندسی سوراخ‌ها، آرایش و چیدمان جت‌ها و نسبت چگالی اشاره نمود.

نسبت دبی جت به دبی جریان عرضی برای یک سطح مقطع یکسان را نسبت دمش می‌نامند. این پارامتر به عنوان یکی از موثرترین عوامل در راندمان خنک کاری توسط محققان زیادی مورد توجه قرار گرفته است. نتایج آنها نشان می‌دهد که مقدار بهینه‌ی نسبت دمش تابع عوامل زیادی از جمله شکل هندسی سوراخ‌ها و زاویه‌ی تزریق آنها می‌باشد. گلدشتاین و همکارانش [۳] در سال ۱۹۷۳ و جبران و براون [۴] در سال ۱۹۸۵ به ترتیب، اثرات شکل هندسی سوراخ‌ها و زاویه‌ی تزریق آنها را بر نسبت دمش بهینه مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که نسبت دمش بهینه برای یک جت استوانه‌ای در حدود ۰/۵ می‌باشد. به عبارت دیگر، با افزایش بیشتر نسبت دمش، نفوذ جت در جریان عرضی افزایش می‌یابد. البته، با کاهش نسبت دمش، سیال کافی برای خنک کاری مناسب روی سطح تزریق نمی‌شود. آنها همچنین نشان دادند که نسبت دمش بهینه با تغییر زاویه‌ی تزریق تغییر می‌کند.

در شرایط عملیاتی یک توربین گازی، دمای جت‌های خنک‌کننده حدوداً نصف دمای گازهای وارد شونده به توربین است. بنابراین، به‌طور طبیعی، با یک نسبت چگالی در حدود ۲ مواجه هستیم. البته، به دلیل این که ایجاد چنین شرایطی (چگالی متفاوت) در آزمایشگاه کارچندان ساده‌ای نیست، معمولاً از نسبت چگالی یک و یا در حدود یک استفاده می‌شود. از آنجایی که اکثر تحقیقات عددی صورت گرفته در راستای کارهای تجربی قبلی بوده، این مسئله کمتر توسط محققان بصورت عددی مورد توجه قرار گرفته است. هس و رودی در سال ۱۹۹۲ [۵] اثرات نسبت چگالی را در دو عدد ماخ ۰/۵ و ۱ مورد بررسی قرار دادند و به این نتیجه رسیدند که نسبت چگالی برای جت با ماخ ۰/۵، بیشتر ناحیه‌ی نزدیک به جت را متاثر می‌کند، در حالی که در مورد جت با ماخ خروجی ۱، این تاثیرات در ناحیه‌ی دور دست جت بیشتر مشهود می‌باشد. لذا، این گونه نتیجه‌گیری نمودند که اثرات نسبت چگالی با کاهش عدد ماخ جت، کاهش می‌یابد. رضائی زاده و همکارانش [۶ و ۷] در سال ۲۰۰۷، اثرات نسبت چگالی را با استفاده از رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، برای نسبت سرعت ۰/۵ و سه نسبت

$$\varepsilon = \text{func} \left[ \beta^* \omega k^n \overline{v^2}^{1-n} \right] + (1 - \text{func}) \frac{2\nu k}{y^2}, \quad (5)$$

که در آن،

$$\text{func} = \left[ 1 - \exp(-0.02 \text{Re}_y) \right]^2, \quad (6)$$

و در آن،

$$\text{Re}_y = \frac{\sqrt{k} y}{\nu}. \quad (7)$$

سایر معادلات مدل نیز عبارتند از:

$$\frac{Dk}{Dt} = P - \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \nu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right], \quad (8)$$

(9)

$$\frac{D\omega}{Dt} = \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \omega^2 \left( \frac{\overline{v^2}}{k} \right)^{1-n} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \sigma \nu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right],$$

$$\frac{D\overline{v^2}}{Dt} = k f - \varepsilon \frac{\overline{v^2}}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \nu_t) \frac{\partial \overline{v^2}}{\partial x_j} \right], \quad (10)$$

$$L^2 \nabla^2 f - f = \frac{C_1}{T} \left( \frac{\overline{v^2}}{k} - \frac{2}{3} \right) + C_2 \frac{P}{k}. \quad (11)$$

مقیاس‌های طولی، زمانی و لزجت گردابه‌ای نیز به صورت زیر به دست می‌آیند:

$$T = \min \left\{ \max \left( \frac{k}{\varepsilon}; 6 \sqrt{\frac{\nu}{\varepsilon}} \right); \frac{\alpha k}{\sqrt{6 \nu^2 C_\mu |S|}} \right\}, \quad (12)$$

$$L = C_l \max \left\{ \min \left( \frac{k^{3/2}}{\varepsilon}; \frac{k^{3/2}}{\sqrt{6 C_\mu \nu^2 |S|}} \right); C_\eta \left( \frac{\nu^3}{\varepsilon} \right)^{1/4} \right\}, \quad (13)$$

$$\nu_t = C_\mu \overline{v^2} T. \quad (14)$$

ثابت‌های این مدل نیز به صورت زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned} \beta^* &= 0.09, & \beta &= \frac{4}{5} \beta^*, \\ C_1 &= 0.4, & C_2 &= 0.3, \\ \sigma_\omega &= 1.5, & \alpha &= \frac{\beta}{\beta^*} - \frac{1}{\sigma_\omega} \left[ \kappa^2 / \sqrt{\beta^*} \right], \\ C_L &= 0.23, & C_\mu &= 0.25, \\ \kappa &= 0.41. \end{aligned}$$

انتقال جداگانه برای چگالی اثرات نسبت چگالی بر اندرکنش جت خنک تزیق شده به داخل جریان عرضی داغ مورد مطالعه قرار گرفته است. به این منظور، سه نسبت چگالی ۰/۵، ۱/۰ و ۲/۰ و سه نسبت سرعت ۰/۵، ۱/۰ و ۲/۰ در نظر گرفته شده و نتایج حاصل مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته است. همچنین، با توجه به تاثیرات زیاد مدل‌های آشفتگی در نتایج تحقیق حاضر از مدل نسبتاً جدید  $k-\omega$  در کنار مدل‌های دو معادله‌ای رایجی چون  $k-\omega$  استاندارد و  $SST$  استفاده شده و نتایج حاصل از آنها با نتایج تجربی آجرش و همکارانش [۱۳]، مقایسه شده است.

## ۲. معادلات حاکم

معادلات مربوط به جریان سیال تراکم ناپذیر حاکم بر این مسئله عبارتند از: معادله پیوستگی، اندازه‌ی حرکت، انرژی و معادله انتقال چگالی که برای لحاظ کردن اختلاف چگالی بین جت و جریان عرضی مورد استفاده قرار می‌گیرد. این معادلات، در حالت پایا و سه بعدی به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial (U_i U_j)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial p}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\nu S_{ij} - \overline{u'_i u'_j}), \quad (2)$$

$$\frac{\partial (U_i T)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\nu}{\rho r} \frac{\partial T}{\partial x_j} - \overline{t' u'_j} \right), \quad (3)$$

$$\frac{\partial (U_i \rho)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\nu}{Sc} \frac{\partial \rho}{\partial x_j} - \overline{\rho' u'_j} \right). \quad (4)$$

که در آنها، عبارت  $\overline{u'_i u'_j}$  معرف تنش‌های رینولدز است که باید مدل شود. همچنین، جهت مدل‌سازی تنش‌های  $\rho' u'_j$  و  $t' u'_j$  از قیاس رینولدز<sup>۱</sup> و فرض بوزینسک استفاده شده است. از این رو، در این تحقیق از معادلات میانگین‌گیری شده‌ی زمانی و تقریب بوزینسک، جهت شبیه‌سازی تمامی تنش‌های آشفتگی ظاهر شده در معادلات استفاده شده است. لزجت گردابه‌ای نیز با استفاده از مدل‌های  $k-\omega$ ،  $SST$  و  $\overline{v^2} f - k\omega$  مورد محاسبه قرار گرفته است.

اختلاف بین مدل‌های  $\overline{v^2} f - k\omega$  و  $\overline{v^2} f - k\varepsilon$  تقریباً شبیه به اختلاف بین مدل‌های  $k-\omega$  و  $k-\varepsilon$  استاندارد می‌باشد. با این تفاوت که در مدل  $\overline{v^2} f - k\omega$ ، جونز [۱۴] به جای تعریف معمول  $\varepsilon = \beta^* \omega k$  که در مدل  $k-\omega$  استاندارد مورد استفاده قرار می‌گیرد، تبدیل ذیل را معرفی نموده است:

$$\omega_{in} = \frac{(1 \rightarrow 10)V_{cf}}{L}, \quad (16)$$

که در آن،  $L$  طول دامنه‌ی محاسباتی می‌باشد. در دیواره جامد از شرط عدم لغزش برای مؤلفه‌های سرعت، شرط مرزی آدیاباتیک برای کمیت دما و شرط مرزی بدون شار برای چگالی استفاده شده است. همچنین، مقادیر کمیت‌های آشفستگی به صورتی که در جدول (۱) ارائه شده، تخصیص داده شده است. در مرز خروجی نیز گرادیان کلیه‌ی کمیت‌ها در راستای محور طولی برابر با صفر در نظر گرفته شده است. البته، مؤلفه‌ی افقی سرعت نیز به نحوی اعمال شده که بقاء جرم در مرز خروجی برآورده شود.

با توجه به این که در نظر است اندرکنش جریان عرضی با جریان حاصل از تزریق یک ردیف از جت‌های چیده شده در جهت محور  $Z$  ها مورد مطالعه قرار گیرد و با عنایت به محدودیت‌های حافظه و سرعت پردازش رایانه‌های مورد استفاده، تنها یکی از جت‌ها شبیه‌سازی شده و اثرات جت‌های مجاور با اعمال شرط مرزی پرودییک در راستای محور  $Z$  لحاظ شده است. ضمناً از آنجایی که مرز بالایی دامنه‌ی حل به اندازه‌ی کافی دور از خروجی جت واقع شده است، با ناچیز در نظر گرفتن اثرات تزریق جت در این صفحه، تغییرات تمامی کمیت‌ها در راستای محور  $Y$  ها صفر در نظر گرفته شده است.

### ۳-۲. مطالعه‌ی عدم وابستگی حل به شبکه‌ی عددی و اعتبارسنجی نتایج

با توجه به این که در شبیه‌سازی عددی از مدل‌های آشفستگی مختلفی استفاده شده و حساسیت مدل‌های آشفستگی نسبت به اندازه‌ی شبکه با یکدیگر متفاوت می‌باشد، لذا حساس‌ترین مدل به کار رفته، یعنی مدل  $k\omega - v_2 f$ ، برای مطالعه‌ی عدم وابستگی حل به شبکه مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور، از پنج شبکه‌ی مختلف که تعداد نقاط بکار رفته در آنها در جداول (۲) و (۳) آورده شده، استفاده گردیده است. نقاط به کار رفته در جهت‌های مختلف برای شبکه‌بندی جریان عرضی در جدول (۲) و برای جریان جت در جدول (۳) ارائه شده است. نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی عددی با استفاده از این شبکه‌ها، برای مؤلفه‌ی افقی سرعت و انرژی جنبشی آشفستگی در صفحه‌ی  $Z/Dj = 0$  و مقطع  $X/Dj = 3$  در شکل (۳) نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نتایج به دست آمده از شبکه‌های چهارم و پنجم بسیار به یکدیگر نزدیک است. بنابراین، شبکه‌ی چهارم به عنوان شبکه‌ی مناسب جهت انجام شبیه‌سازی انتخاب شده است. لازم به ذکر است که

با توجه به این که معادلات مدل‌های آشفستگی  $k-\omega$  و  $SST$  در اکثر مراجع مربوط به مدل‌سازی جریان‌های آشفته ذکر شده و کاربرد بسیار وسیعی نیز داشته‌اند [۱۵ الی ۱۷]، از تکرار مجدد آنها در این جا اجتناب شده است.

### ۳. متدولوژی عددی

برای حل معادلات حاکم بر جریان آشفته، تراکم ناپذیر و متوسط‌گیری شده‌ی زمانی در حالت سه بعدی، از روش حجم محدود روی یک شبکه‌ی با سازمان و غیر یکنواخت استفاده شده و ارتباط بین میدان سرعت و فشار نیز با استفاده از الگوریتم سیمپل<sup>۱</sup> ایجاد شده است. شبکه‌ی تولید شده نیز به نحوی است که جهت دستیابی به دقت بالاتر در نواحی با گرادیان‌های شدید، یعنی در نزدیکی دیواره و خروجی جت، توسط رابطه‌ی ذیل متراکم شده است:

$$Y = H \frac{(\beta + 1) - (\beta - 1) \left\{ [(\beta + 1)/(\beta - 1)]^{(1-\eta)} \right\}}{[(\beta + 1)/(\beta - 1)]^{(1-\eta)} + 1}. \quad (15)$$

شکل (۲)، نمایی از شبکه‌ی استفاده شده در این تحقیق را نشان می‌دهد. همچنین، لازم به ذکر است که نحوه‌ی برخورد با معادلات مدل‌های آشفستگی نیز دقیقاً همانند معادلات اندازه‌ی حرکت، یعنی با استفاده از رابطه‌ی توانی<sup>۲</sup> در الگوریتم سیمپل، می‌باشد [۱۸].

### ۳-۱. تعریف مسئله و شرایط مرزی

دامنه‌ی محاسباتی به کار رفته در این تحقیق، در شکل (۱) نشان داده شده و نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی آجرش و همکارانش [۱۳] مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مرزهای ورودی، خروجی و بالایی در محلی واقع شده که بتوان از اثرات جریان جت در آنها صرف‌نظر کرد. ضخامت لایه‌ی مرزی در ورودی جریان عرضی دو برابر قطر جت در نظر گرفته شده و برای اعمال این شرط، از رابطه‌ی  $1/7$  توانی برای مؤلفه‌ی افقی سرعت استفاده شده است. سایر مؤلفه‌های سرعت در این مرز برابر با صفر در نظر گرفته شده و مقادیر دما و چگالی نیز در این مرز ثابت فرض شده است. جهت اعمال شرط مرزی ورودی در مدل‌های آشفستگی، شدت آشفستگی برابر با 1.2% در نظر گرفته شده و با فرض آشفستگی همگن در ورودی داریم:  $\overline{v^2} = 2/3 k$ . نرخ اضمحلال ورودی نیز برابر است با:

1. Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations (SIMPLE)
2. Power Law

عدم وابستگی حل به شبکه عددی برای مدل‌های  $k-\omega$  و  $SST$  در شبکه‌ی سوم حاصل می‌شود که این موضوع، نمایان‌گر یکی از نقاط ضعف مدل  $\overline{v^2 f} - k\omega$  می‌باشد که از تعداد معادلات بیشتری در مقایسه با مدل‌های دو معادله‌ای رایج استفاده می‌کند.

به‌منظور اطمینان از صحت نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی، نتایج به‌دست آمده در نسبت سرعت ۰/۵ و نسبت چگالی ۱/۰، با نتایج تجربی آجرش و همکارانش [۱۳] که با استفاده از روش ال.دی.وی<sup>۱</sup> در سال ۱۹۹۷ به‌دست آمده، مقایسه شده است. در شکل (۴)، نمودارهای مؤلفه‌ی افقی سرعت در صفحه‌ی  $Z/Dj = 0$  و مقاطع  $X/Dj = 3, 5$  با نتایج آجرش و همکارانش، برای هر سه مدل آشفته‌گی به‌کار رفته در این تحقیق مقایسه شده است. با دقت در این شکل‌ها درمی‌یابیم که مدل  $\overline{v^2 f} - k\omega$ ، به‌خصوص در نزدیکی دیواره، از دقت بیشتری در مقایسه با مدل‌های  $k-\omega$  و  $SST$  برخوردار است. همچنین، مشاهده می‌شود که مقادیر مؤلفه‌ی افقی سرعت در ناحیه‌ی دنباله‌ی جت، توسط مدل‌های دو معادله‌ای بیشتر از مقدار واقعی آن پیش‌بینی می‌شود (مطابق با آنچه که توسط هدا و آچاریا [۱۲] نیز گزارش شده است) درحالی‌که نتایج مدل  $\overline{v^2 f} - k\omega$  بسیار نزدیک به نتایج آجرش و همکارانش می‌باشد.

در شکل (۵)، برای این که دقت مدل‌های به‌کار رفته بیشتر مورد ارزیابی قرار گیرد، نمودارهای انرژی جنبشی آشفته‌گی که از حساسیت بیشتری نسبت به سایر کمیت‌ها برخوردارند، در صفحه‌ی  $Z/Dj = -0.5$  و مقاطع  $X/Dj = 3, 5$ ، با نتایج تجربی آجرش و همکارانش مقایسه شده است. با توجه به این نمودارها، برتری مدل آشفته‌گی  $\overline{v^2 f} - k\omega$  در پیش‌بینی مقدار بیشینه‌ی انرژی جنبشی آشفته‌گی و شکل نمودار آن، در مقایسه با مدل‌های دو معادله‌ای به‌کار رفته، کاملاً آشکار می‌باشد.

#### ۴. نتایج

نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی عددی جریان در سه نسبت چگالی ۰/۵، ۱/۰ و ۲/۰ و برای سه نسبت سرعت ۰/۵، ۱/۰ و ۲/۰ مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. در شکل (۶)، تغییرات نمودار مؤلفه‌ی افقی سرعت به ازای تغییرات نسبت چگالی نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، این نمودارها برای نسبت سرعت‌های ۰/۵، ۱/۰ و ۲/۰، به‌ترتیب در شکل‌های (الف-۶) الی (ج-۶)، در صفحه‌ی  $Z/Dj = 0$  و مقطع  $X/Dj = 3$  ترسیم

شده‌اند. در رابطه با این شکل‌ها می‌توان به دو نکته اشاره کرد. نکته‌ی اول این که در تمامی نسبت سرعت‌ها، با افزایش نسبت چگالی، نمودارهای مؤلفه‌ی افقی سرعت در راستای محور  $Y$ ها بیشتر کشیده می‌شوند. این موضوع، نشان‌دهنده‌ی نفوذ بیشتر جت در جریان عرضی می‌باشد که دلیل آن افزایش نسبت اندازه‌ی حرکت به ازای افزایش نسبت چگالی، در یک نسبت سرعت ثابت است. همچنین، مشاهده می‌شود که میزان افزایش نفوذ جت در جریان عرضی، به ازای تغییرات نسبت چگالی، در تمامی نسبت سرعت‌ها تقریباً یکسان و در حدود ۵۰٪ می‌باشد. توجه این مسئله به این صورت است که در یک نسبت سرعت ثابت، درصد افزایش نسبت اندازه‌ی حرکت برابر با درصد افزایش نسبت چگالی می‌باشد (در این تحقیق ۵۰٪). این مسئله، با توجه به نسبت اندازه‌ی حرکت که به‌صورت زیر تعریف شده، بیشتر روشن می‌شود:

$$j = \frac{\rho_{jet}}{\rho_{cf}} \left( \frac{V_{jet}}{V_{cf}} \right)^2 = (DR)(VR)^2, \quad (17)$$

که در آن  $DR$  و  $VR$  به‌ترتیب معرف نسبت چگالی و نسبت سرعت می‌باشند. با توجه به این که نسبت سرعت ثابت است، نسبت اندازه‌ی حرکت با نسبت چگالی متناسب است. این موضوع نشان می‌دهد که نسبت اندازه‌ی حرکت بهترین ابزار برای سنجش میزان نفوذ جت در جریان عرضی است.

نکته‌ی دوم این که نمودارهای مؤلفه‌ی افقی سرعت، نشان دهنده‌ی قدرت و یا ضعف جریان‌های برشی چند لایه‌ای هستند که در ناحیه‌ی پشت جت و نزدیک به آن، مطابق شکل (۷)، تشکیل می‌شود. در این خصوص می‌توان گفت که هرچه اختلاف بین مقدار بیشینه‌ی سرعت در همسایگی دیواره با مقدار کمینه‌ی آن بیشتر باشد، جریان‌های برشی چند لایه‌ای مذکور قوی‌تر خواهند بود. علاوه بر این، از شکل (۶) می‌توان نتیجه گرفت که افزایش نسبت چگالی باعث افزایش میزان نفوذ جت در جریان عرضی و شبیه‌تر شدن جت به یک جسم صلب خواهد شد. لذا افزایش چگالی، خصوصاً در نسبت سرعت ۰/۵ که در آن میزان نفوذ جت در جریان عرضی کم است، منجر به تقویت جریان‌های برشی چند لایه‌ای می‌شود. با افزایش بیشتر نسبت سرعت، همانطور که از نمودارها برمی‌آید، این ساختارها کمتر تحت تاثیر نسبت چگالی قرار می‌گیرند.

شکل (۸)، نمودارهای مؤلفه‌ی افقی سرعت را به‌ازای تغییر نسبت چگالی در نسبت سرعت ۰/۵، روی صفحه‌ی  $Z/Dj = 0$  و مقطع  $X/Dj = 10$  نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود، در نسبت چگالی ۰/۵، نمودار مؤلفه‌ی افقی سرعت تا

1. Laser Doppler Velocimetry (LDV)

افزایش بیشتر نسبت چگالی، این ناحیه‌ی جدایش مطابق با شکل (ج-۱۰) گسترش می‌یابد.

شکل (۱۱)، نمودارهای انرژی جنبشی آشفستگی را در مقطع  $X/Dj = 3$ ، روی خط عبورکننده از مرکز جت، برای سه نسبت چگالی  $0/5$ ،  $1$  و  $2$ ، در سه نسبت سرعت  $0/5$ ،  $1/0$  و  $2/0$ ، نشان می‌دهد. با توجه به این نمودارها می‌توان به دو نکته اشاره نمود: نکته اول این که، در نسبت سرعت‌های پایین (قبل از جدا شدن جت از سطح) با افزایش نسبت چگالی، مقدار انرژی جنبشی آشفستگی در همسایگی دیواره کاهش می‌یابد. در صورتی که در نسبت سرعت‌های بالاتر و بعد از جدا شدن جت از سطح (نسبت سرعت  $2$ ) با افزایش نسبت چگالی، میزان انرژی جنبشی آشفستگی در نواحی نزدیک به دیواره افزایش می‌یابد. حال با توجه به این که انرژی جنبشی آشفستگی نماینده میزان آشفستگی جریان محسوب می‌شود و نظر به این که میزان آشفستگی جریان در همسایگی دیواره نسبت مستقیمی با ضریب انتقال حرارت جابجایی دارد، می‌توان نتیجه گرفت که اثرات نسبت چگالی روی ضریب انتقال حرارت جابجایی کاملاً چشمگیر بوده و لحاظ نکردن آن می‌تواند روی میزان انتقال حرارت محاسبه شده کاملاً تاثیرگذار باشد. نکته دوم این که، با افزایش نسبت چگالی در هر نسبت سرعت، مقدار بیشینه‌ی انرژی جنبشی آشفستگی کاهش می‌یابد. دلیل این موضوع افزایش ضخامت لایه‌ی برشی موجود بین سیال خروجی از جت و جریان عرضی می‌باشد که با افزایش نسبت چگالی، افزایش می‌یابد. این موضوع سبب می‌شود که نرخ کرنش در این نواحی کاهش یافته و به تبع آن، نرخ تولید انرژی جنبشی آشفستگی نیز کاهش یابد. اما نکته‌ی حائز اهمیت، کاسته شدن از اختلاف موجود در بیشینه شدت آشفستگی با افزایش نسبت سرعت می‌باشد. بطوریکه در نسبت سرعت  $2$ ، عملاً تفاوت چندانی در این رابطه در تمامی نسبت چگالی‌ها مشاهده نمی‌شود.

جدول (۴)، انتگرال انرژی جنبشی آشفستگی را در مقاطع مختلف  $X$  روی صفحه‌ی عبورکننده از مرکز جت نشان می‌دهد. این انتگرال‌ها برای هر مقطع در جهت محور  $Y$  محاسبه شده‌اند. لازم به ذکر است که در تحقیق حاضر، به منظور ثابت نگه داشتن عدد رینولدز جت، تغییرات نسبت سرعت با کاستن از سرعت جریان عرضی حاصل شده است. لذا در نسبت سرعت‌های بالاتر، به علت سرعت کمتر جریان عرضی، تمامی جریان‌های برشی موجود ضعیف‌تر شده و به تبع آن متوسط انرژی جنبشی آشفسته کاهش می‌یابد. از طرف دیگر، نتایج موجود در این جدول معیار بسیار خوبی برای بررسی تغییرات قدرت و ضخامت لایه‌های برشی

حدودی شبیه به نمودار مؤلفه‌ی افقی سرعت در جریان لایه‌ی مرزی شده است. این موضوع، نشان می‌دهد که تاثیرات جریان جت در این مقطع تا حدود زیادی ضعیف شده است. البته، در نسبت چگالی‌های بالاتر، اثرات جریان جت در این مقطع کاملاً محسوس است. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت که افزایش نسبت چگالی باعث نفوذ بیشتر جت در نواحی واقع در پایین دست خروجی جت می‌شود. این موضوع، در مورد نسبت سرعت‌های  $1$  و  $2$  نیز برقرار است.

شکل (۹)، نمودارهای مؤلفه‌ی عرضی سرعت (در جهت  $Z$ ) را به ازای تغییرات نسبت چگالی در صفحه‌ی  $Z/Dj = -0.5$  و مقطع  $X/Dj = 3$ ، نشان می‌دهد. این نمودارها برای نسبت سرعت‌های  $0/5$  و  $1/0$  به ترتیب در شکل‌های (الف-۹) و (ب-۹) ترسیم شده‌اند. این نمودارها، نفوذ جت در جهت‌های عمودی و جانبی در داخل جریان عرضی را نشان می‌دهند. هرچه مقادیر بیشینه و کمینه‌ی مؤلفه‌ی عرضی سرعت بزرگتر باشد، نفوذ جانبی جت بیشتر خواهد بود. همچنین، هرچه کشیدگی این نمودارها در راستای محور قائم بیشتر باشد، نشان‌دهنده‌ی فاصله گرفتن بیشتر جت از سطح در راستای عمودی می‌باشد.

با توجه به توضیحات فوق، می‌توان نتیجه گرفت که افزایش نسبت چگالی باعث گسترش و نفوذ بیشتر جریان جت در راستای هر دو محور عمودی و جانبی می‌شود. به بیان دیگر، می‌توان عنوان کرد که میزان اختلاط جریان جت با جریان عرضی در اثر افزایش نسبت چگالی افزایش می‌یابد. همان‌طور که در شکل (ب-۹) مشاهده می‌شود، گسترش جانبی جت سرانجام در نسبت چگالی  $2$ ، توسط مرز پرریودیک که اعمال‌کننده‌ی حضور جت‌های مجاور است، محدود می‌شود. محدود شدن گسترش جت توسط مرز پرریودیک باعث نفوذ هرچه بیشتر آن در جهت عمودی شده که این نکته در نمودار مربوط به نسبت چگالی  $2$  این شکل کاملاً مشخص است.

شکل (۱۰)، خطوط هم‌تراز دما را در صفحه‌ی  $X/Dj = 3$ ، برای نسبت سرعت  $1$  و سه نسبت چگالی  $0/5$ ،  $1$  و  $2$ ، به ترتیب در شکل‌های (الف-۱۰)، (ب-۱۰) و (ج-۱۰)، نشان می‌دهد. با توجه به این خطوط هم‌تراز، به وضوح می‌توان به افزایش نفوذ جت در جریان عرضی به ازای افزایش نسبت چگالی پی‌برد. از طرفی، با مقایسه‌ی شکل (الف-۱۰) با شکل‌های (ب-۱۰) و (ج-۱۰) مشاهده می‌شود که در نسبت سرعت  $1$  و نسبت چگالی  $1$ ، جریان جت از صفحه جدا شده و سیال داغ به زیر جریان جت نفوذ کرده است. با

موجود بین جت و جریان عرضی می‌باشد. با توجه به نتایج موجود در این جدول، می‌توان به دو نکته اشاره نمود: نکته اول این که، در نسبت سرعت‌های ۱ و ۲ با افزایش نسبت چگالی، انتگرال انرژی جنبشی آشفته‌گی افزایش می‌یابد. حال آنکه در نسبت سرعت ۰/۵، این کمیت در بعضی مقاطع کاهش و در بعضی مقاطع افزایش می‌یابد. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت که بخصوص بعد از جدا شدن جت از سطح، افزایش نسبت چگالی به معنای افزایش اختلاط ناشی از آشفته‌گی میدان جریان می‌باشد. نکته دوم این که، با دور شدن از محل ورود جت به جریان عرضی و ضعیف شدن لایه‌های برشی موجود در این جریان، میزان انرژی جنبشی آشفته‌گی نیز کاهش می‌یابد.

شکل (۱۲)، انرژی جنبشی آشفته‌گی متوسط‌گیری شده در جهت عرضی را در همسایگی دیواره نشان می‌دهد. این نتایج، می‌تواند معیار بسیار خوبی جهت ارزیابی تاثیرات نسبت چگالی بر ضریب انتقال حرارت جابجایی باشد. با توجه به این شکل، مشاهده می‌شود که تاثیرات نسبت چگالی بر سطح آشفته‌گی میدان جریان در نواحی نزدیک به خروجی جت به مراتب بیشتر از نواحی دور دست واقع در پایین دست آن می‌باشد. این اثرات که در نسبت سرعت ۲ بیشتر مشخص می‌باشد، نشان می‌دهد که لحاظ کردن اثرات مربوط به تغییرات نسبت چگالی تا چه حد می‌تواند سطح آشفته‌گی جریان و به دنبال آن، میزان انتقال حرارت جابجایی را تحت تاثیر قرار دهد. دلایلی که می‌توان برای این تغییرات در نواحی نزدیک به خروجی جت برشمرد، وجود ساختارهای گردابه‌ای متعدد در این نواحی و تاثیرپذیری شدید آنها از نسبت اندازه حرکت می‌باشد. بنابراین، تغییرات نسبت چگالی از طریق تاثیری که بر این ساختارها و به تبع آن لایه‌های برشی موجود در این ناحیه می‌گذارد، نرخ تولید انرژی آشفته‌گی در این نواحی را بیشتر از مناطق دور دست، تحت تاثیر قرار می‌دهد.

اثر بخشی خنک‌کاری میانگین‌گیری شده در راستای محور  $Z$  برای سه نسبت چگالی ۰/۵، ۱ و ۲، در سه نسبت سرعت ۰/۵، ۱/۰ و ۲/۰، به ترتیب در شکل‌های (الف-۱۳) الی (ج-۱۳) نشان داده شده است. در نسبت سرعت ۰/۵، مشاهده می‌شود که با افزایش نسبت چگالی، با وجود این که مقدار سیال خنک تزریق شده روی سطح افزایش یافته ( $M_{jet} = \rho_{jet} V_{jet} A_{jet}$ )، اما با تشدید میزان اختلاط جریان جت با جریان عرضی، نه تنها اثرات این افزایش نسبت تزریق خنثی می‌شود، بلکه اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در نواحی نزدیک به جت و نواحی دور از آن نیز کاهش می‌یابد. در نسبت سرعت ۱، مشاهده می‌شود که در نسبت چگالی ۱، همان‌طور

که قبلاً هم به آن اشاره شد، جدا شدن جت از سطح به وقوع می‌پیوندد. این مسئله، از افت ناگهانی اثربخشی میانگین در نواحی نزدیک به جت کاملاً مشخص است. این جدا شدن، اثربخشی خنک‌کاری میانگین را در نواحی نزدیک به جت در مقایسه با نسبت چگالی ۰/۵ کاهش می‌دهد، اما در نواحی دورتر از جت، این پارامتر به تدریج افزایش می‌یابد. در نسبت سرعت ۲، افزایش اثربخشی میانگین به‌ازای افزایش نسبت چگالی کاملاً آشکار است. از این رو، مشاهده می‌شود که اثرات افزایش میزان سیال خنک تزریقی روی سطح در نسبت سرعت‌های بالاتر از ۱، بیشتر از اثرات افزایش اختلاط ناشی از بالا رفتن نسبت اندازه‌ی حرکت بوده و باعث بهبود اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای می‌شود. نمودارهای اثربخشی خنک‌کاری میانگین برای نسبت سرعت ۲ کاملاً مؤید این موضوع است.

### نتیجه‌گیری

در این تحقیق، مسئله‌ی اندرکنش جت خنک با جریان عرضی داغ با استفاده از مدل چهار معادله‌ای  $v^2 f - k\omega$  و مدل‌های دو معادله‌ای  $k - \omega$  استاندارد،  $SST$  مورد مطالعه قرار گرفت. در مقایسه با سایر مدل‌های دو معادله‌ای مورد استفاده، دقت مدل آشفته‌گی  $v^2 F - k\omega$  در شبیه‌سازی این جریان پیچیده قابل توجه است. البته، لازم به ذکر است که مدل  $v^2 F - k\omega$  از نظر پایداری عددی و زمان لازم برای اجرا، در مقایسه با مدل‌های دو معادله‌ای مذکور، از کیفیت کمتری برخوردار می‌باشد. با توجه به نتایج به دست آمده، میزان تاثیرات نسبت چگالی بر سطح آشفته‌گی میدان جریان و به تبع آن میزان انتقال حرارت جابجایی قابل توجه می‌باشد. علاوه بر این، در نسبت سرعت‌های پایین (قبل از جدا شدن جت از سطح)، با افزایش نسبت چگالی، اثرات منفی مرتبط با افزایش نسبت اندازه حرکت (افزایش میزان اختلاط جت و جریان عرضی) بر اثرات مثبت مرتبط با افزایش میزان سیال تزریق شده روی سطح غلبه کرده و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای کاهش می‌یابد. البته، در نسبت سرعت‌های بالا (بعد از جدا شدن جت از سطح)، اثربخشی افزایش می‌یابد.

### مراجع

1. Nicholas, D.C., "Effects of Realistic First-Stage Turbine End Wall Features," M.Sc. Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, USA, 2005.
2. Trent, A.V., "Shaped Hole Effects on Film Cooling Effectiveness and a Comparison of Multiple Effectiveness

- Jets," J. Computers & Fluids, Vol. 35, No. 6, pp. 587-606, 2006.
11. Hoda, A. and Acharya, S., "Prediction of Film Cooling Jet in Cross Flow with Different Turbulence Models," Journal of Turbomachinery, Vol. 122, pp. 558-569, 2000.
  12. Javadi, Kh., Taeibi-Rahni, M., and Darbandi, M., "Jet-into-Crossflow Boundary-Layer Control: Innovation in Gas Turbine Cooling," AIAA Journal, Vol. 45, No. 12, pp. 2910-2925, 2007.
  13. Ajersch, P., Zhou, J.M., Ketler, S., Salcudean, M., and Gartshore, I.S., "Multiple Jets in a Crossflow: Detailed Measurements and Numerical Simulations," Int. Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, ASME Paper 95-GT-9, Houston, TX, pp. 1-16, 1995.
  14. Jones, R.M., "Advance Turbulence Modeling for Industrial Flow," Ph.D. Dissertation, Louisiana State University, Baton Rouge, Louisiana, 2003.
  15. Bredberg, J., "A Note for Turbulence Models," Chalmers University of Technology, Department of Thermo and Fluid Dynamics, Internal Report 01/7, 2000.
  16. Bredberg, J., "An Introduction to Turbulence Models," Chalmers University of Technology, Department of Thermo and Fluid Dynamics, Internal Report 97/2, 2003.
  17. Menter, F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1604, 1994.
  18. Versteeg, H.K. and Malalasekera, W., "An Introduction to Computational Fluid Dynamics, the Finite Volume Method," Longman, Malaysia, 1995.
  - Measurement Techniques," M.Sc. Thesis, Texas A&M University, USA, 2004.
  3. Goldestein, R.J., Eckert, E.R.G., and Bogard, F., "Effect of Hole Geometry and Density on Three Dimensional Film Cooling," Int. J. Heat and Mass Transfer, Vol. 17, pp. 595-607, 1973.
  4. Jubran, B. and Brown, A., "Film Cooling from Two Rows of Holes Inclined in the Streamwise and Spanwise Directions," ASME J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 107, pp. 84-91, 1985.
  5. Hass, W., Rodi, W. and Schonung, B. "The Influence of Density Difference Between Coolant Gas on Film Cooling by a Row of Holes: Prediction and Experiments," Turbomachinery. J., Vol. 21, No. 2, pp. 747-755, 1992.
  6. Ramezanizadeh, M., "Large Eddy Simulation of Film Cooling Using Different Subgrid Scale Models," Ph.D. Dissertation, Sharif University of Technology, Tehran, I.R. Iran, 2007.
  7. Ramezanizadeh, M., Taeibi-Rahni, M. and Saidi, M.H., "Investigation of Density Ratio Effects on Normally Injected Cold Jet into Hot Cross Flow," Archive of Applied Mech., pp. 835-847, 2007.
  8. Bogard, D.G. and Thole, K.A., "Gas Turbine Film Cooling" Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 2, pp. 249-269, 2006.
  9. Jones, T.V., "Theory of the Use of Foreign gas in Simulation Film Cooling," International Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 20, pp. 349-354, 1999.
  10. Renze, P., Schroder, W., and Meinke, M., "Large-Eddy Simulation of Film Cooling Flows with Variable Density

## جدول‌ها

جدول ۱. شرط مرزی دیواره برای مدل‌های آشفتگی مختلف

$\omega = \frac{60\nu}{\beta y^2}$	برای مدل‌های $k - \omega$ و SST
$\omega = \frac{2\nu}{\beta y^2} \left( \frac{k}{\nu^2} \right)^{1-n}$	برای مدل $\overline{v^2 F} - k\omega$

جدول ۲. مختصات شبکه‌های محاسباتی مختلف به کار رفته برای جریان عرضی

شماره شبکه	Ni	Nj	Nk	تعداد سلول‌ها
1	60	36	27	58320
2	115	36	27	111780
3	121	72	27	235224
4	121	72	34	470448
5	141	100	45	634500



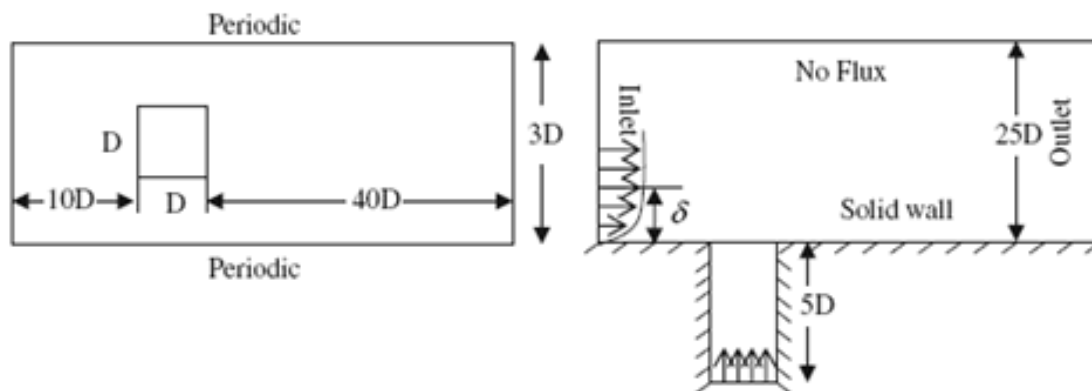
جدول ۳. مختصات شبکه‌های محاسباتی مختلف به کار رفته برای جریان جت

شماره شبکه	Ni	Nj	Nk	تعداد سلول‌ها
1	7	16	7	787
2	7	32	7	1568
3	13	32	7	2912
4	13	32	13	5408
5	15	32	15	7200

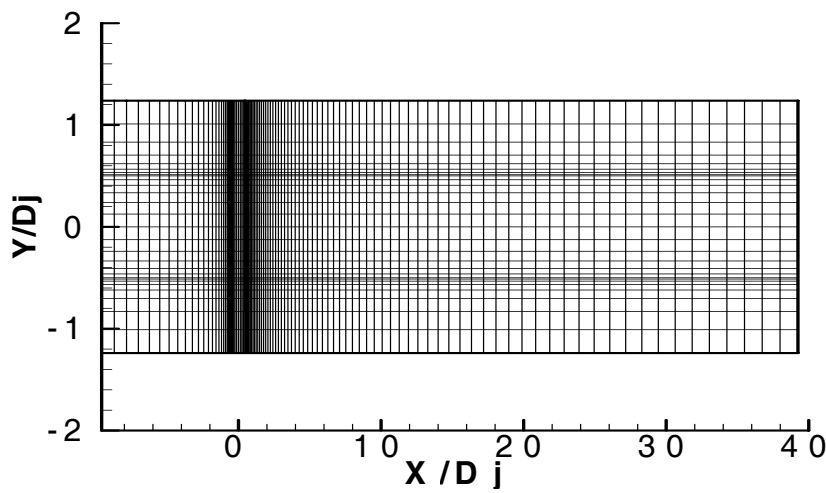
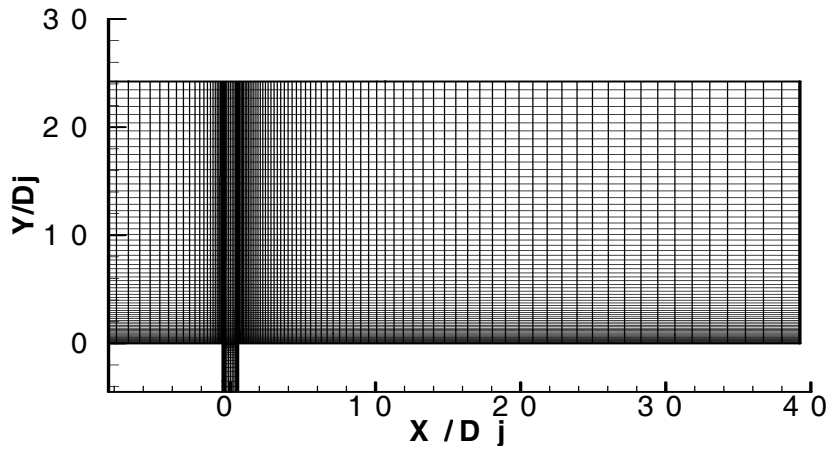
جدول ۴. مقایسه انتگرال انرژی جنبشی آشفته در مقاطع مختلف

نسبت سرعت	نسبت چگالی	انتگرال انرژی جنبشی آشفته			
		$\frac{X}{D} = 1$	$\frac{X}{D} = 3$	$\frac{X}{D} = 5$	$\frac{X}{D} = 8$
۰/۵	۰/۵	۰/۲۴۸	۱/۸۷۴	۰/۹۷۱	۰/۶۶۲
	۱/۰	۰/۱۴۸	۱/۵۷۱	۰/۹۲۹	۰/۶۷۴
	۲/۰	۰/۱۸۶	۱/۲۴۲	۰/۹۳۸	۰/۷۷۸
۱/۰	۰/۵	۰/۱۲۵	۰/۷۱۴	۰/۳۰۰	۰/۱۷۷
	۱/۰	۰/۱۳۴	۰/۶۰۰	۰/۳۳۴	۰/۲۲۴
	۲/۰	۰/۱۵۷	۰/۶۹۲	۰/۴۴۹	۰/۲۹۳
۲/۰	۰/۵	۰/۱۱۱	۰/۳۱۰	۰/۱۴۸	۰/۰۸۴
	۱/۰	۰/۱۲۵	۰/۴۲۰	۰/۲۲۵	۰/۱۳۷
	۲/۰	۰/۱۴۰	۰/۵۴۵	۰/۲۸۹	۰/۱۷۹

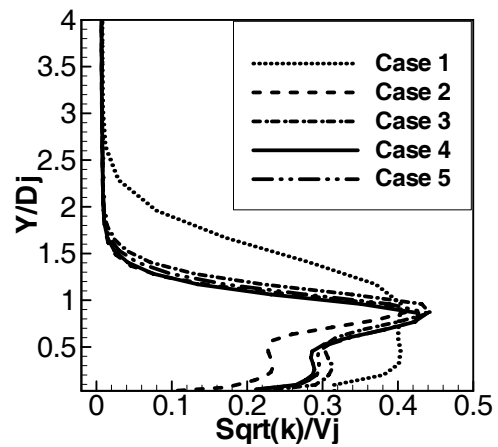
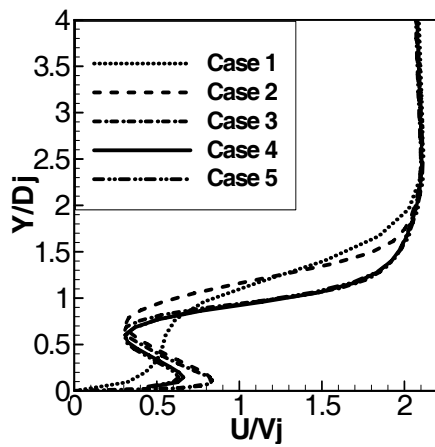
### شکل‌ها



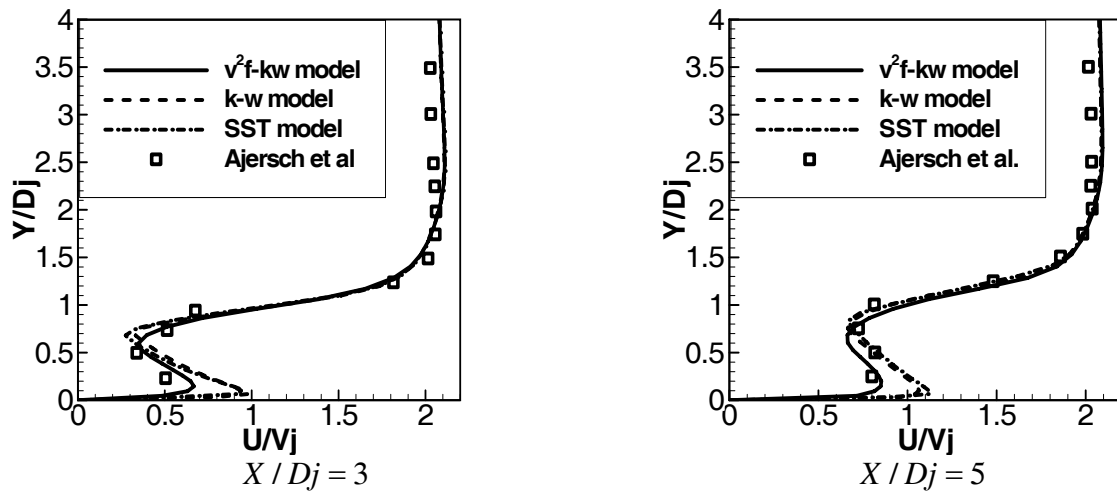
شکل ۱. شماتیک، ابعاد و شرایط مرزی مسئله‌ی مورد تحقیق



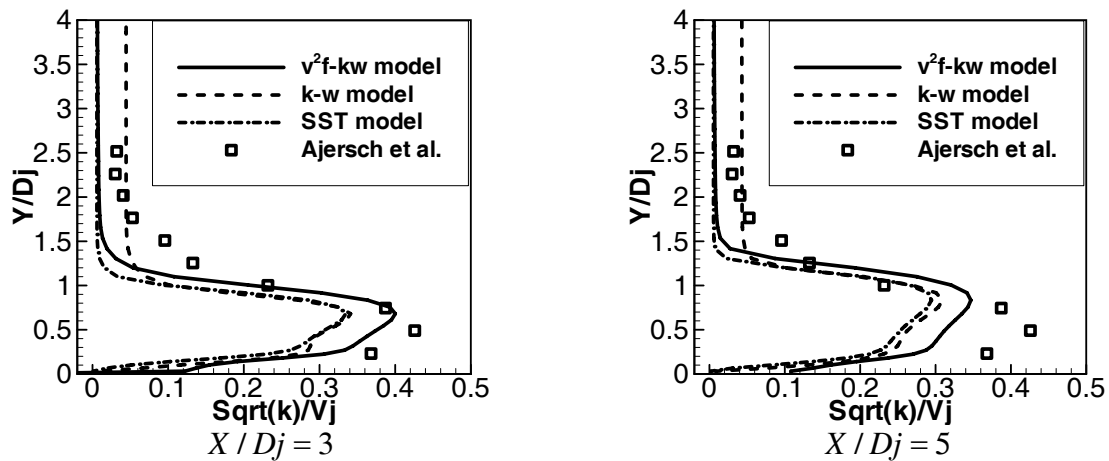
شکل ۲. چگونگی شبکه‌ی مورد استفاده جهت انجام شبیه‌سازی‌های عددی



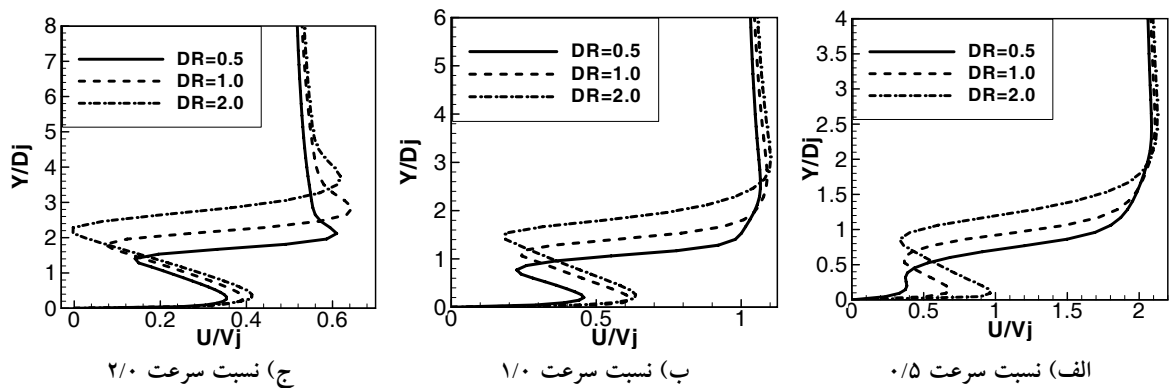
شکل ۳. نمودارهای مؤلفه‌ی افقی سرعت و انرژی جنبشی آشفتگی حاصل از شبیه‌سازی عددی جریان برای شبکه‌های عددی مختلف



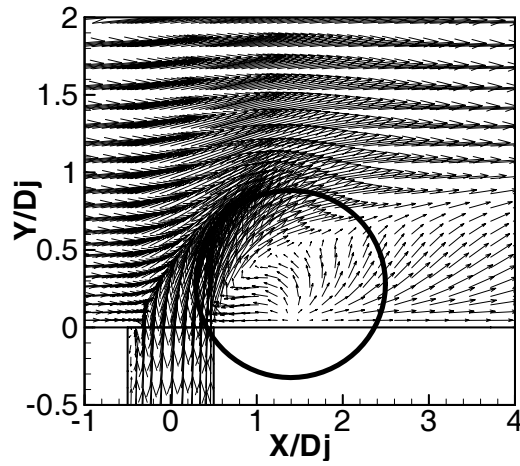
شکل ۴. مقایسه‌ی نمودارهای افقی سرعت به دست آمده با نتایج تجربی آجرش و همکارانش [۱۴]



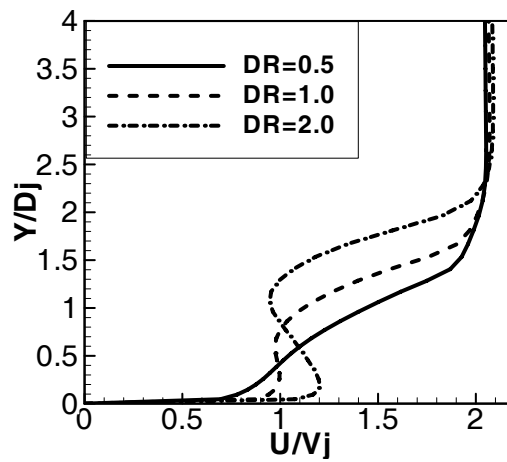
شکل ۵. مقایسه‌ی نمودارهای انرژی جنبشی آشفتگی به دست آمده با نتایج تجربی آجرش و همکارانش [۱۴]



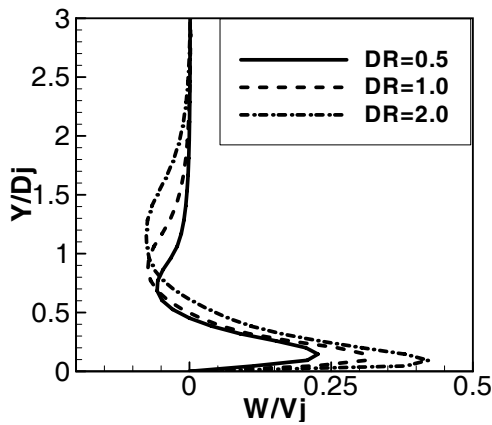
شکل ۶. نمودارهای مؤلفه‌ی افقی سرعت در نسبت سرعت‌ها و نسبت چگالی‌های مختلف



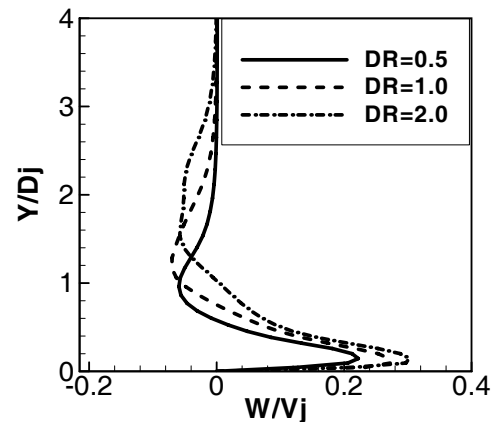
شکل ۷. نمایی از جریان‌های برشی چند لایه‌ای واقع در پشت جت



شکل ۸. نمودارهای مؤلفه‌ی افقی سرعت در نسبت سرعت ۰/۵ برای نسبت چگالی‌های مختلف در مقطع  $X / Dj = 10$

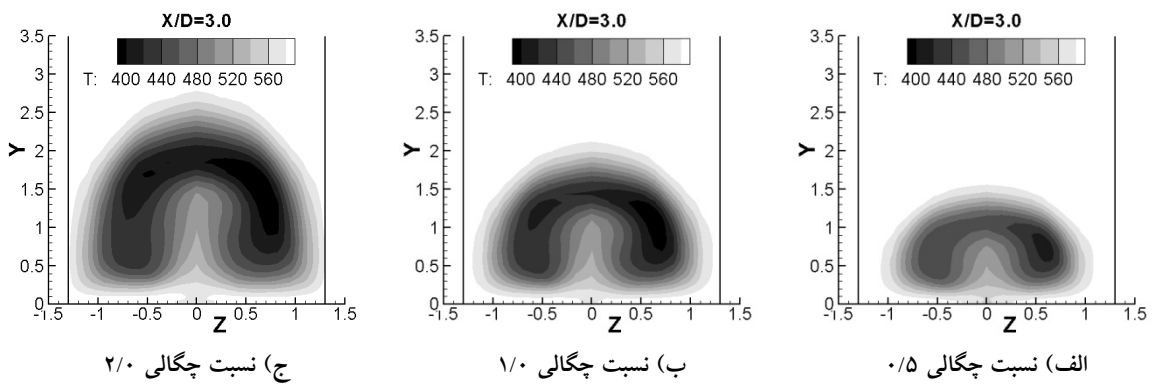


ب) نسبت سرعت ۱/۰

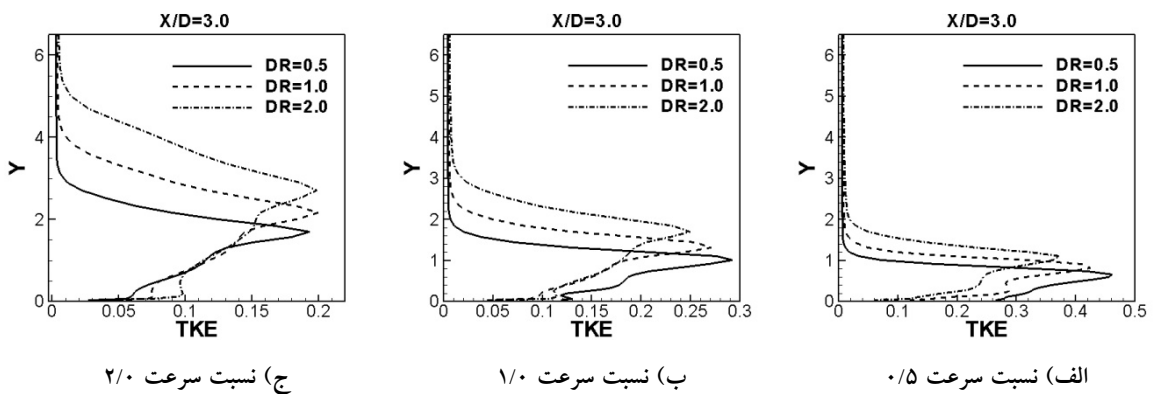


الف) نسبت سرعت ۰/۵

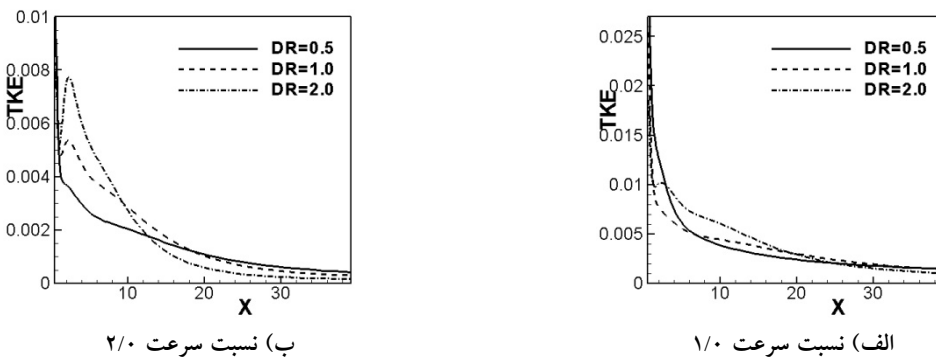
شکل ۹. نمودارهای مؤلفه‌ی عرضی سرعت در نسبت سرعت‌ها و نسبت چگالی‌های مختلف



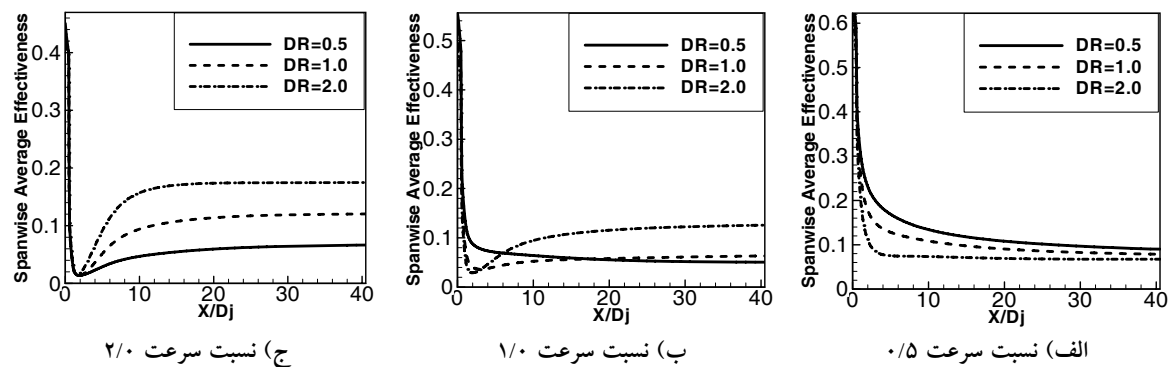
شکل ۱۰. خطوط همتراز دما برای سه نسبت چگالی ۰/۵، ۱/۰ و ۲/۰ در نسبت سرعت ۱/۰



شکل ۱۱. نمودارهای انرژی جنبشی آشفتگی در نسبت سرعت‌ها و نسبت چگالی‌های مختلف در  $Z/D=0.0$



شکل ۱۲. مقایسه‌ی نمودارهای انرژی جنبشی متوسط‌گیری شده عرضی روی سطح



شکل ۱۳. نمودارهای اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در نسبت سرعت‌ها و نسبت چگالی‌های مختلف

