

شبیه‌سازی عددی اندرکنش دو جت جریان آشفته صفحه‌ای

امین ابراهیمی^۱، احسان روحی گل ختمی^۲، پرویز هاشمی^۳، احسان فغانی^۴

۱ و ۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

۳- دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، شاهین شهر، اصفهان، ایران

۴- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه بریتیش کولومبیا، کانادا

چکیده

در این مقاله به شبیه‌سازی عددی و بررسی ساختار، توسعه و اندرکنش دو جت جریان آشفته در فضای دوبعدی پرداخته شده‌است. در این مطالعه اثرات فاصله دو نازل و زاویه تزریق جریان مورد بررسی قرار گرفته‌است. زوایای تزریق مختلفی در بازه ۴۰- درجه تا ۴۰+ درجه و مقادیر مختلفی برای فاصله‌ی دو نازل در نظر گرفته شده‌است. عملکرد مدل آشفتگی k-ε استاندارد مورد ارزیابی قرار گرفته و نتایج با مدل‌های آشفتگی RNG k-ε و Realizable k-ε و مدل تنش رینولدز (RSM) مقایسه شده‌است. در ناحیه ترکیب‌شدگی، مدل آشفتگی k-ε سرعت جت سیال را بیشتر از نتایج تجربی تخمین می‌زند؛ با این حال عملکرد کلی مدل آشفتگی k-ε در تخمین میدان سرعت قابل قبول است. میدان‌های سرعت میانگین و فشار استاتیک ارائه شده‌اند و نتایج تطابق خوبی را بین نتایج عددی و مشاهدات تجربی در ناحیه همگرایی از خود نشان می‌دهند. مشاهده شد که مدل آشفتگی تنش رینولدز بهترین کارایی را در میان مدل‌های مورد استفاده از خود نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌سازی عددی- جت جریان آشفته- اندرکنش- مدل آشفتگی k-ε، مدل آشفتگی RSM

مقدمه

جت‌های دوقلوی آشفته کاربردهای صنعتی بسیاری از جمله در محفظه‌های احتراق، توربین‌های گازی، سیستم‌های تزریق سوخت، مشعل‌ها، و دیگ‌های بخار دارند. عملکرد سیستم‌های صنعتی بیان شده را می‌توان با درک بهتر رفتار جت‌های دوقلو بهبود بخشید و به این ترتیب میزان آلاینده‌های ایجاد شده را کاهش داد. رافوناتان و رید [۱] عملکرد جت‌های چندقلو را با جت‌های یک‌گانه مقایسه کرده و مزایای زیادی را نسبت به جت‌های یک‌گانه از جمله اختلاط بهتر، و کاهش صدای مزاحم گزارش نمودند. در کاربردهای صنعتی جت‌های حلقوی چندقلو مورد استفاده قرار می‌گیرند؛ با این وجود، جت‌های دوقلوی صفحه‌ای از دیدگاه مطالعاتی دارای اهمیت بسیاری هستند.

میلر و کومینگز [۲] میدان‌های نیرو-مومنوم در جریان جت دوقلو را اندازه‌گیری نمودند و در میدان جریان جت‌های صفحه‌ای دو ناحیه زیر اتمسفری و فوق اتمسفری برای فشار استاتیک مشاهده نمودند. فشار منفی باعث عدم حفظ مومنوم در جهت تزریق جریان و ایجاد انحنای همگرا در مسیر هریک از جت‌ها می‌شود. البانا و همکارانش [۳] جریان جت‌های موازی و یک‌گانه را در ناحیه پایین دست جریان از نقطه ترکیب‌شدگی مورد بررسی و مقایسه قرار دادند و دریافتند که اگرچه اندازه سرعت برای جت‌های موازی در آن ناحیه بیشتر است، اضمحلال سرعت متوسط برای دو جت موازی و یک‌گانه تطابق دارد. همچنین آن‌ها پراکندگی جت‌های موازی را تابعی خطی با زاویه‌ای کمی کمتر از همان برای جت‌های یک‌گانه گزارش کردند. لین

و شئو [۴ و ۵] با استفاده از بادسنج سیم داغ سرعت میانگین را در دو ناحیه درهم‌آمیزی و ترکیب‌شدگی اندازه‌گیری کردند. اندازه‌گیری‌ها نشان داد که نرخ‌های پخش شدگی و دنبال کشیدگی در ناحیه ترکیب‌شدگی در مقایسه با جت‌های یک‌گانه بزرگتر است.

اندرسون و اسپال [۶] به بررسی توانایی مدل‌های آشفتگی k-ε استاندارد و انتقال تنش رینولدز (RSM) در تخمین جریان جت‌های موازی پرداختند. آن‌ها نتایج عددی و تجربی را در بازه فاصله دو نازل، $0.18 < S/d_0 < 0.9$ باهم مقایسه نمودند. نصر و لای [۷] جت‌های صفحه موازی و جت‌های انحرافی را مقایسه نمودند. اگرچه اندرسون و اسپال عملکرد مدل‌های آشفتگی را مورد بررسی قرار دادند، با توجه به کاربردهای عملی زیاد نازل‌های با فاصله کم، این بررسی‌ها بایستی برای فواصل کم دو نازل نیز مورد بررسی قرار گیرد. اندرسون و اسپال گزارش کردند که نتایج مدل آشفتگی k-ε استاندارد انحرافی را از نتایج تجربی نشان می‌دهد و مدل RSM برای شبیه‌سازی جریان جت‌های دوقلو پیشنهاد می‌شود.

در کاربردهای صنعتی ممکن است جت‌های دوقلو موازی نباشند. محققین جت‌های دوقلو همگرا و واگرا را در مشعل‌ها [۸] و موتورهای سوختی [۹] مورد بررسی قرار داده‌اند. زاویه تزریق برای کنترل پایداری شعله و کاهش آلاینده‌ها تنظیم می‌شود. در برخی کاربردها [۹] نرخ نفوذ جت‌های ناپایدار به طور مستقیم با مومنوم جت در خروجی مرتبط است [۱۰].

سه منطقه مرتبط با میدان جریان در شکل ۱ نشان داده شده‌است. ناحیه همگرایی از خروجی نازل شروع شده و تا نقطه‌ای که داخل لایه‌های برشی جت‌ها امتداد یافته‌است در نقطه درهم‌آمیزی (mp) با هم درآمیخته می‌شوند و x_{mp} نشان دهنده طول ناحیه همگرایی است. میلر و کومینگز [۲] نشان دادند که همگرایی جت‌های جریان به دلیل ناحیه زیراتمسفری در نزدیکی صفحه تقارن است. نقطه درهم‌آمیزی را می‌توان با یافتن نقطه‌ای روی صفحه تقارن که در آن که سرعت جریان صفر است مشخص نمود. در پایین دست نقطه درهم‌آمیزی دو جت باهم ترکیب شده و سرعت در صفحه تقارن تا مقدار مشخصی افزایش می‌یابد. سرعت در این ناحیه دونمایی است. نقطه ترکیب‌شدگی (cp) نقطه‌ای در نظر گرفته می‌شود که سرعت روی صفحه تقارن بیشینه گردد. ناحیه بین دو نقطه درهم‌آمیزی و نقطه ترکیب‌شدگی را ناحیه درهم‌آمیزی نامیده می‌شود. ناحیه ترکیب‌شدگی از پایین دست نقطه ترکیب‌شدگی شروع می‌شود که دو جت باهم ترکیب شده و مشابه یک جت یک‌گانه در می‌آید.

در بسیاری از کاربردهای صنعتی جت‌های دوقلو، میدان‌های اختلاط و غلظت مواد تزریق شده اهمیت زیادی دارد. در این مقاله میدان‌های سرعت متوسط و فشار استاتیک برای جت‌های جریان مغشوش دوقلو ارائه شده‌است. مطالعه حاضر به بررسی فاصله دو نازل S/d_0 برابر ۰.۴، ۰.۹ و ۱.۸/۲.۵ پرداخته‌است. نتایج عددی با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند. زاویه تزریق که به صورت زاویه بردار سرعت با صفحه تقارن تعریف شده‌است در بازه ۴۰- تا

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، Ebrahimi.amin@gmail.com (نویسنده مخاطب)

۲- استادیار

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد

۴- دانشجوی دکترا

+40 درجه تغییر می‌کند. در بسیاری از کاربردهای مهندسی و صنعتی اطلاع از عملکرد مدل‌های آشفته‌گی در تخمین میدان‌های جریان مورد نیاز است. عملکرد مدل آشفته‌گی k-ε برای هر سه ناحیه معرفی شده مورد بررسی قرار گرفته و این مدل با مدل‌های آشفته‌گی RNG k-ε و Realizable k-ε و مدل تنش رینولدز (RSM) مقایسه شده‌است.

معادلات حاکم

با توجه به سرعت جریان، متان به صورت سیالی تراکم‌ناپذیر با خواص فیزیکی ثابت رفتار می‌کند. جریان مورد بررسی در این پژوهش جریانی پایا، دوبعدی و مغشوش در نظر گرفته شده‌است. معادلات حاکم بر مسئله شامل معادلات پیوستگی، RANS و معادلات مربوط به مدل‌های آشفته‌گی موجود در میدان جریان می‌باشد که با استفاده از متغیرهای تانسوری به صورت زیر بیان می‌شوند.

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

معادلات RANS:

(2)

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}[(\tau_{ij})_{laminar}] + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\overline{\rho u_i u_j})$$

که در آن

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \quad (3)$$

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases} \quad (4)$$

که در آن ρ چگالی، u سرعت، p فشار استاتیک و μ لزجت دینامیکی سیال است. عبارت تنش اضافی $-\overline{\rho u_i u_j}$ به تانسور تنش رینولدز معروف است که با وارد کردن اثرات آشفته‌گی ظاهر شده‌است. با رابطه معروف بوزینسک می‌توان تنش رینولدز را به نرخ متوسط تغییر شکل ارتباط داد.

$$-\overline{\rho u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} (\rho k + \mu_t \frac{\partial u_l}{\partial x_l}) \delta_{ij} \quad (5)$$

$$k = \frac{1}{2} (\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \quad (6)$$

که در آن μ_t ویسکوزیته آشفته و k انرژی جنبشی مربوط به آشفته‌گی (در واحد جرم) است.

معادله مومنوم RANS را می‌توان بصورت معادلات ناویر-استوکس برای جریان آرام نوشت که شامل تانسور تنش رینولدز آشفته $-\overline{\rho u_i u_j}$ نمی‌باشد. بنابراین برای مدل‌سازی یک جریان آشفته، به جای پیش‌بینی مقدار $-\overline{\rho u_i u_j}$ کفایت که به دنبال توزیع μ_t باشیم. این کار توسط مدل‌های آشفته‌گی انجام می‌شود. در این مقاله عملکرد مدل آشفته‌گی k-ε استاندارد مورد ارزیابی قرار گرفته و نتایج با مدل‌های آشفته‌گی RNG k-ε و Realizable k-ε و مدل تنش رینولدز (RSM) مقایسه شده‌است.

میدان محاسباتی و ایجاد شبکه

محاسبات در یک میدان دوبعدی شامل دو جت جریان صورت گرفته‌است. مدل فیزیکی و پارامترهای مرتبط با آن در شکل ۲ نشان داده شده‌است.

همانطور که در شکل ۲ مشخص است طول کانال برابر L ، معادل ۱۰۰ برابر قطر هیدرولیکی خروجی نازل و ارتفاع کانال برابر H ، معادل ۳۰ برابر قطر هیدرولیکی خروجی نازل است. جریان در دستگاه (x, y) مورد بررسی قرار گرفته‌است که x و y به ترتیب مختصات طولی و عرضی هستند. به دلیل تقارن موجود در مسئله، نیمی از هندسه واقعی برای انجام محاسبات استفاده شده‌است. برای اطمینان از مناسب بودن مکان شرط مرزی خروجی مقدار L همچنین ۲۰۰، ۳۰۰ و ۴۰۰ برابر قطر هیدرولیکی خروجی نازل در نظر گرفته شد و مشاهده شد که میدان سرعت بدون تغییر باقی می‌ماند. برای اعمال یک شرط مرزی مناسب، مقدار H در جهت محور عمودی ۳۰ برابر قطر هیدرولیکی خروجی نازل در نظر گرفته شده‌است. متان به عنوان سیال عامل در این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته‌است. زاویه ورود جریان به میدان محاسباتی به مقادیر -۴۰، صفر و +۴۰ درجه تنظیم شده‌است.

شبکه محاسباتی مورد استفاده در این پژوهش در شکل ۳ آرایه شده-است. به منظور گسسته‌سازی میدان جریان، شبکه محاسباتی با سازمان غیریکنواخت با تعداد سلول ۲۸۵۰۰ استفاده شده‌است. با استفاده از شبکه‌ای ریزتر ساختار جریان پایه تغییرات اندکی دارد، ولی موجب افزایش شدید هزینه‌های محاسباتی می‌گردد. بنابراین، انتخاب شبکه محاسباتی بایستی تعادلی بین دقت و هزینه و زمان محاسباتی را مضمول شود. این موضوع با سه شبکه محاسباتی با تعداد سلول ۱۱۴۰۰۰، ۵۶۰۰۰ و ۲۸۵۰۰ گوناگون مورد بررسی قرار گرفته‌است.

شرایط مرزی

با توجه به بیضوی بودن معادلات حاکم بر میدان جریان شرایط مرزی برای تمام مرزهای میدان محاسباتی مورد نیاز است. شرایط مرزی مورد استفاده در شکل ۲ معرفی شده‌است. در ناحیه ورودی پروفیل سرعت یکنواخت با شدت آشفته‌گی ۳/۶٪ اعمال شده‌است. برای تمام نمونه‌های مورد بررسی عدد رینولدز در ورودی برابر ۶۹۰۰۰ در نظر گرفته شده‌است. شرط مرزی فشار خروجی روی مرزهای پیرامونی میدان محاسباتی با مقدار فشار استاتیک نسبی معادل صفر پاسکال تعریف شده‌است. روی مرز تقارن میدان محاسباتی شرط مرزی تقارن و روی دیواره‌ها شرط عدم لغزش اعمال شده-است.

بررسی استقلال از شبکه محاسباتی و اعتبارسنجی نتایج

به منظور بررسی استقلال از شبکه، شبکه محاسباتی با تعداد سلول ۱۱۴۰۰۰، ۵۶۰۰۰ و ۲۸۵۰۰ مورد بررسی قرار گرفت و بیشینه اختلاف سرعت روی خط مرکزی در جهت محور افقی برای دو حالت ریزترین و درشت‌ترین شبکه‌بندی به میزان ۰/۵ درصد مشاهده شد.

به منظور اعتبارسنجی نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی از نتایج تجربی آرایه شده توسط اندرسون و اسپال [۳] استفاده شده‌است. در این قسمت از روش‌های گسسته‌سازی مرتبه دوم بادسوی و مرتبه اول بادسوی استفاده شده‌است. همانطور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود؛ با استفاده از روش‌های گسسته‌سازی مرتبه بالا در مقایسه با روش‌های مرتبه پایین‌تر برای جملات جابه‌جایی تغییرات قابل توجهی در شبیه‌سازی جت یکه مشاهده نمی‌شود و این در حالیست که با استفاده از روش مرتبه دوم در مقایسه با مرتبه اول در مقدار سرعت تخمین زده شده روی خط تقارن بین دو جت در ناحیه درهم آمیختگی و ابتدای ناحیه ترکیب‌شدگی تغییر مشاهده می‌شود. در این مقاله از روش مرتبه دوم بادسوی استفاده شده‌است. تفاوت مشاهده شده را می‌توان این گونه شرح داد که در یک جت یکه فشار

دریافت که پروفیل سطح مقطع جت‌ها در جت‌های دوقلو در مقایسه با جت‌های یک‌گانه در بیشتر میدان محاسباتی پهن‌تر است. کشیدگی جت‌ها پارامتر مهم دیگری است که بایستی به آن توجه نمود. برای تمام فواصل نازل کشیدگی کمی کمتر از جت یک‌گانه است. در فاصله S/d_0 برابر ۱۸/۲۵ نرخ کشیدگی بیشتری در مقایسه با دو فاصله در جت‌های دوقلو در میدان نزدیک دیگر مشاهده می‌گردد که به دلیل چرخش جریان بین دو نازل است.

تأثیر زاویه تزریق جریان با تغییر مقدار زاویه تزریق از ۴۰- تا ۴۰+ مورد بررسی قرار گرفته است. به منظور بررسی تأثیر تغییر زاویه تزریق جریان بر الگوی جریان فاصله دو نازل S/d_0 برابر ۹ در نظر گرفته شده است. شکل‌های ۱۰، ۱۱ و ۱۲ کانتورهای سرعت را به ترتیب برای سه زاویه تزریق ۲۰-، صفر و ۲۰+ نشان می‌دهد. با کاهش زاویه تزریق، نقطه درهم‌آمیزی و نقطه ترکیب‌شدگی در فاصله کوتاه‌تری در پایین دست رخ می‌دهند. همچنین با کاهش زاویه تزریق، سرعت روی خط تقارن افزایش می‌یابد. مشاهدات نشان می‌دهد که برای سایر فواصل مورد بررسی در نازل‌ها روند مشابهی مشاهده می‌گردد.

عملکرد چهار مدل آشفتگی $k-\epsilon$ استاندارد، $k-\epsilon$ RNG و $k-\epsilon$ Realizable و مدل تنش رینولدز (RSM) برای تخمین میدان جریان مورد بررسی قرار گرفته است. مدل آشفتگی $k-\epsilon$ برای جریان‌های پیچیده شامل گردان‌های شدید فشار، انحنای شدید خطوط جریان و جدایش عملکرد ضعیفی دارد. قابلیت‌های مدل آشفتگی $k-\epsilon$ در مدل‌های آشفتگی $k-\epsilon$ و RNG Realizable برای شبیه‌سازی جریان‌های برشی پیچیده شامل کرنش‌های سریع، چرخش‌ها، گردابه‌ها و جریان‌های گذرای ملایم بهبود داده شده است. مدل آشفتگی RSM برای جریان‌های سه‌بعدی پیچیده با انحنای خطوط جریان شدید و چرخش و گردش‌های شدید مناسب است. به دلیل افزایش تعداد معادلات انتقال برای تنش‌های رینولدز مدل آشفتگی RSM در مقایسه با مدل‌های آشفتگی $k-\epsilon$ نیاز به زمان و هزینه‌های محاسباتی بیشتری دارد. مدل RSM در مقایسه با مدل‌های آشفتگی $k-\epsilon$ نیاز به حدود ۵۰٪ تا ۶۰٪ زمان بیشتر برای هر تکرار دارد. علاوه بر این، ۱۵٪ تا ۲۰٪ حافظه بیشتری مورد نیاز است.

نتایج سرعت روی محور تقارن برای فاصله دو نازل S/d_0 برابر ۹ در شکل ۱۳ ارائه شده است. همانطور که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود مدل آشفتگی $k-\epsilon$ استاندارد سرعت را در ناحیه ترکیب‌شدگی کمی بیشتر از نتایج تجربی و بیشینه سرعت را کمتر از نتایج تجربی تقریب می‌زند. تخمین‌های مدل‌های $k-\epsilon$ و RNG Realizable از میدان سرعت مشابه مدل آشفتگی $k-\epsilon$ استاندارد است. در بین مدل‌های استفاده شده مدل RSM بهترین تخمین را از پروفیل سرعت در میدان جریان ارائه می‌کند. در بسیاری از کاربردها در جت‌های دوقلو میدان غلظت و اختلاط مواد تزریق شده دارای اهمیت است. اگرچه مدل آشفتگی $k-\epsilon$ در تخمین میدان جریان دارای انحراف است ولی تمامی مدل‌های آشفتگی مورد بررسی در این مقاله عملکرد مشابهی در تخمین میدان غلظت از خود نشان می‌دهند. همچنین مدل‌های آشفتگی $k-\epsilon$ و RSM تفاوت زیادی در تخمین پروفیل‌های سطح مقطعی غلظت از خود نشان نمی‌دهند.

نتیجه‌گیری

در این مقاله میدان جریان و اندرکنش دو جت جریان آشفته صفحه‌ای آشفته مورد شبیه‌سازی عددی و بررسی قرار گرفت. به منظور بررسی الگوی جریان

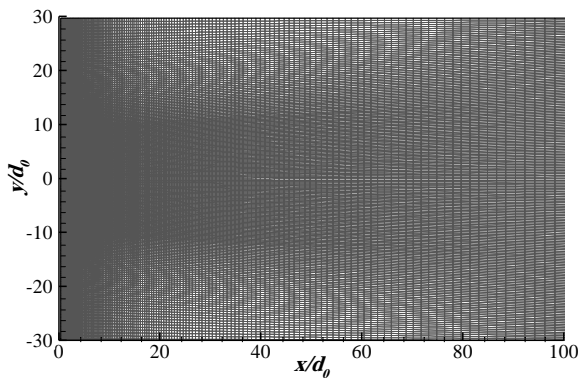
استاتیک در تمام میدان محاسباتی یکنواخت است و همچنین جریان هیچ‌گونه انحنایی ندارد؛ در حالیکه، در میدان جریان جت‌های صفحه‌ای دوقلو ناحیه‌های زیر اتمسفری و فوق اتمسفری و ناحیه چرخش جریان و انحنای جریان وجود دارد.

بحث و بررسی نتایج

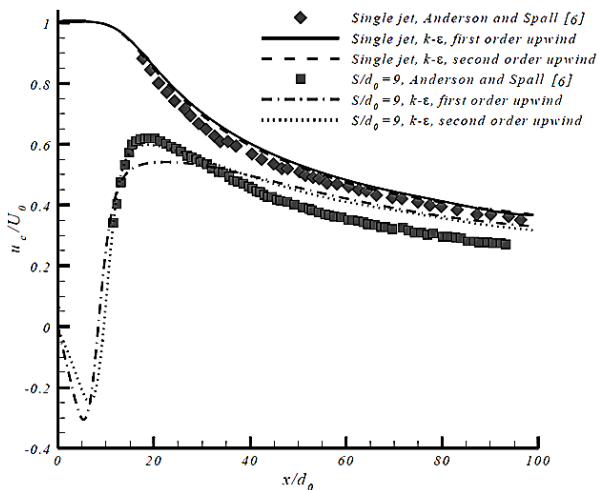
معادلات حاکم بر میدان جریان دوبعدی با استفاده از نرم‌افزار تجاری فلونت (FLUENT) مورد حل قرار گرفته است. کانتورهای سرعت در جهت محور X و فشار استاتیک و خطوط جریان به ترتیب در شکل‌های ۵ تا ۷ ارائه شده‌اند. سه ناحیه معرفی شده در شکل ۱ به وضوح در این شکل‌ها قابل مشاهده است. در کانتورهای سرعت، سرعت در جهت محور X توسط سرعت U_0 که سرعت در خروجی نازل است بی‌بعد شده است. همچنین فشار استاتیک توسط ρU_0^2 نرمال‌سازی شده است. برای نمایش تأثیر فشار بر جهت جریان، خطوط جریان روی کانتورهای فشار در شکل ۷ ارائه شده است. ناحیه چرخش جریان در شکل ۷ به خوبی قابل مشاهده است که در ناحیه همگرایی محدود شده است. در ناحیه همگرایی، منطقه فشار زیر اتمسفری موجب تغییر جهت جریان و همگرایی دو جت می‌شود. مرکز گردابه و نقطه درهم‌آمیزی در ناحیه همگرایی و قبل از ناحیه فوق اتمسفری واقع شده‌اند. تأثیر فاصله دو نازل (S/d_0) بر الگوی جریان در فواصل گوناگونی شامل ۴/۲۵، ۹ و ۱۸/۲۵ مورد بررسی قرار گرفته است. به منظور بررسی اثرات فاصله دو نازل از هم زاویه تزریق جریان در تمام نمونه‌ها برابر صفر در نظر گرفته شده است. حالت خاصی از جت‌های دوقلو در S/d_0 برابر یک مورد بررسی قرار گرفته است. در این حالت دو جت برهم منطبق شده و یک جت یک‌گانه را ایجاد می‌کنند. در این نمونه خاص مقدار d_0 معادل نصف قطر هیدرولیکی است. با فرض اینکه جت‌های یک‌گانه حالت خاصی از جت‌های دوقلو با S/d_0 برابر یک هستند، نرخ جریان جرمی و مومنتوم جت‌ها بایستی یکسان باشد.

در شکل ۸ سرعت جریان روی خط تقارن برای فواصل گوناگون نازل‌ها ارائه شده است. همچنین نتایج شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند. در ناحیه ترکیب‌شدگی، نتایج عددی مقدار u_c را بیشتر از نتایج تجربی تقریب می‌زنند. این تفاوت در مطالعه انجام شده توسط اندرسون و اسپال [۵] نیز مشاهده شده است. در ناحیه همگرایی تطابق نتایج عددی و تجربی قابل قبول است. با افزایش فاصله دو نازل از هم اختلاف بین نتایج تجربی و عددی کمتر می‌شود. مشاهده می‌شود نتایج تجربی برای S/d_0 برابر ۶/۲۵ از روند مشابهی برای فواصل نازل پیروی نمی‌کند. به طور کلی می‌توان دریافت که نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با استفاده از مدل آشفتگی $k-\epsilon$ برای نواحی همگرایی و درهم‌آمیزی تطابق خوبی با نتایج تجربی در بر داشته است ولی در ناحیه ترکیب‌شدگی مقدار بیشتری را تخمین می‌زند.

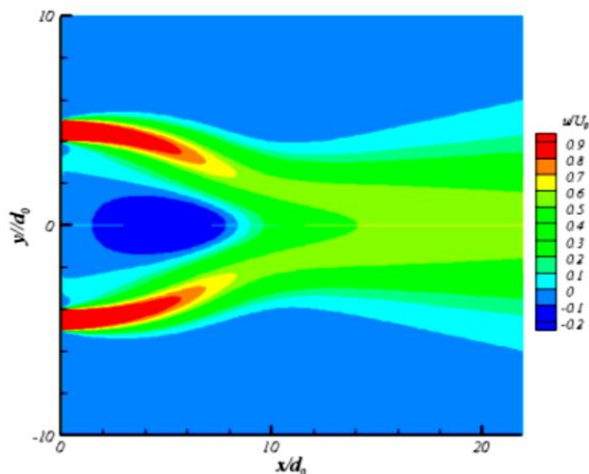
شکل ۹ اضمحلال سرعت متوسط (u_m/U_0) در جهت محور X را نشان می‌دهد که u_m بیشینه مقدار جزء سرعت متوسط در جهت جریان در مکان x/d_0 است. مشاهده می‌شود با افزایش فاصله دو نازل، اضمحلال سرعت اولیه کاهش می‌یابد. سرعت بیشینه به سرعت در ناحیه همگرایی که دو جت هنوز درهم‌نیامزیده‌اند کاهش می‌یابد. پس از نقطه ترکیب‌شدگی سرعت بیشینه با نرخ جت یک‌گانه کاهش خواهد یافت. با توجه به گسترش جت‌ها می‌توان



شکل ۳- شبکه محاسباتی ایجاد شده برای حل جریان



شکل ۴- سرعت روی خط تقارن برای روش‌های گوناگون گسسته‌سازی



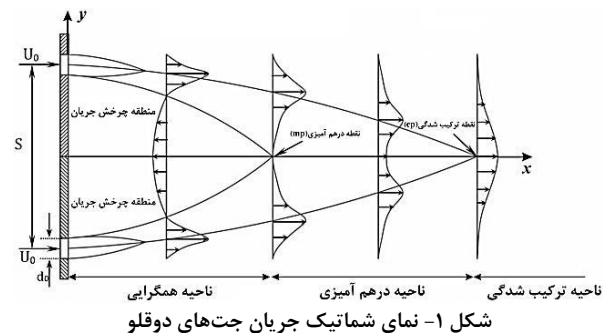
شکل ۵- کانتورهای سرعت در جهت محور X در میدان نزدیک برای زاویه تزریق صفر درجه

سه ناحیه هم‌گرایی، درهم‌آمیزی و ترکیب‌شدگی در میدان جریان شناسایی و تعیین شد. دو ناحیه زیراتمسفری و فوق‌اتمسفری در نزدیکی خط تقارن میدان جریان برای فشار استاتیک مشاهده شد. ناحیه زیراتمسفری در نزدیکی خط تقارن موجب همگرایی دو جت و ایجاد انحنا در مسیر جریان و ناحیه فوق‌اتمسفری موجب تغییر مسیر جریان در ناحیه درهم‌آمیزی می‌شود.

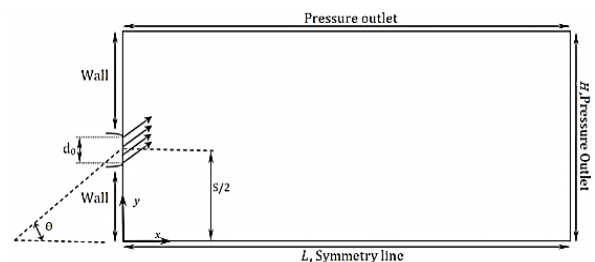
نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج تجربی مقایسه شد. در ناحیه همگرایی تطابق نتایج تجربی با نتایج حاصل از شبیه‌سازی قابل قبول است؛ این در حالی است که در ناحیه ترکیب‌شدگی مدل عددی مقدار u_c را بیشتر از نتایج تجربی تقریب می‌زند. با مقایسه چهار مدل آشفتگی k-ε استاندارد، Realizable k-ε و RNG k-ε و مدل تنش رینولدز (RSM) برای تخمین میدان جریان مشاهده شد که مدل آشفتگی k-ε استاندارد تخمین قابل قبولی از میدان جریان ارائه می‌کند. مدل RSM بهترین تقریب‌ها را برای پروفیل سرعت از میان چهار مدل آشفتگی بررسی شده ارائه می‌کند. اگرچه مدل آشفتگی k-ε در تخمین میدان سرعت انحرافات با نتایج تجربی از خود نشان می‌دهد ولی تمامی مدل‌های آشفتگی مورد بررسی در این مقاله در تقریب میدان غلظت عملکرد مناسبی دارند.

پروفیل‌های مقطعی جت‌ها در جت‌های دوقلو در مقایسه با جت‌های یکه در بیشتر میدان جریان پهن‌تر هستند. برای تمام فواصل نازل‌ها میزان کشیدگی در جت‌های دوقلو کمی کمتر از جت‌های یکه است.

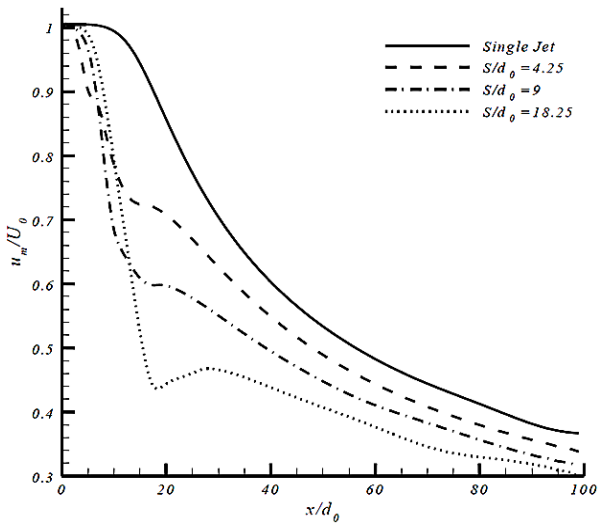
شکل‌ها و نمودارها



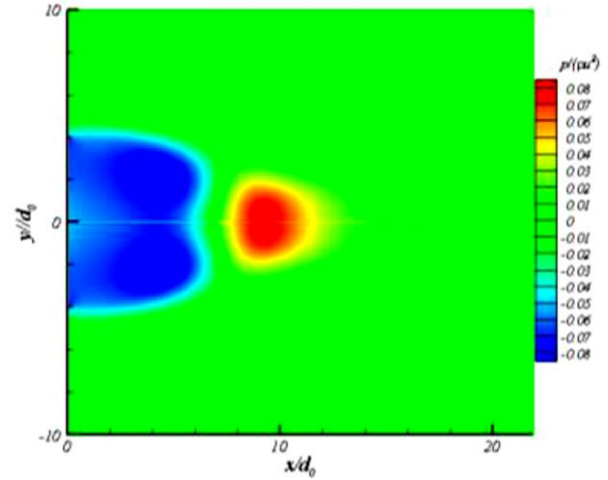
شکل ۱- نمای شماتیک جریان جت‌های دوقلو



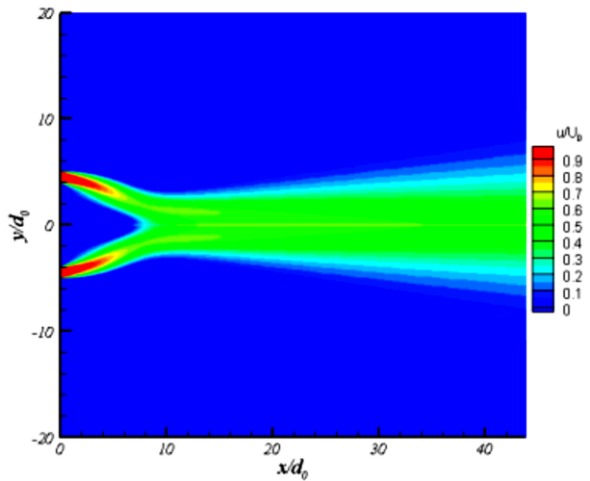
شکل ۲- هندسه میدان محاسباتی همراه با شرایط مرزی



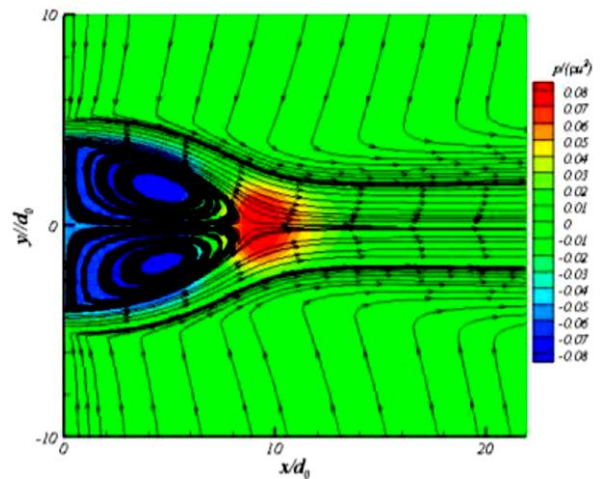
شکل ۹- سرعت بیشینه روی خط تقارن برای فواصل گوناگون دو نازل



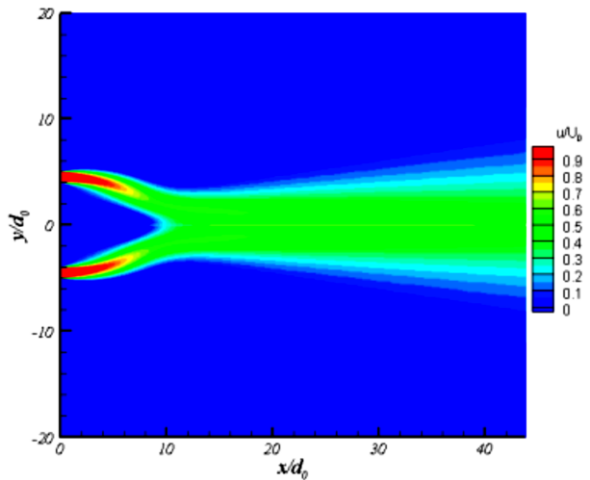
شکل ۶- کانتورهای فشار استاتیک در میدان نزدیک برای زاویه تزریق صفر درجه



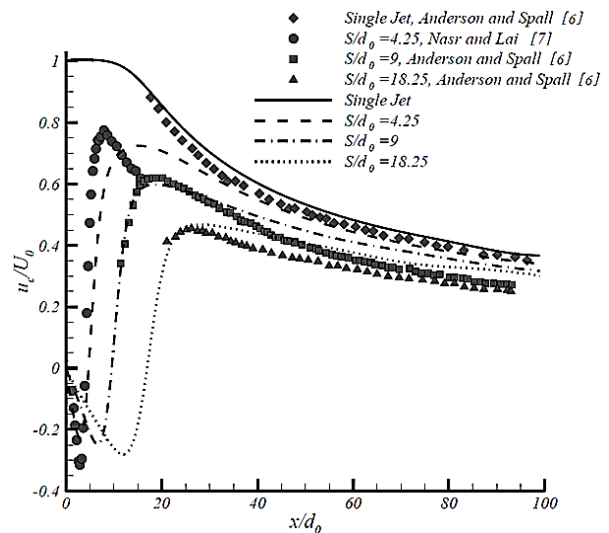
شکل ۱۰- کانتورهای سرعت برای زاویه تزریق ۲۰ درجه و $S/d_0=9$



شکل ۷- کانتورهای فشار استاتیک همراه با خطوط جریان در میدان نزدیک برای زاویه تزریق صفر درجه



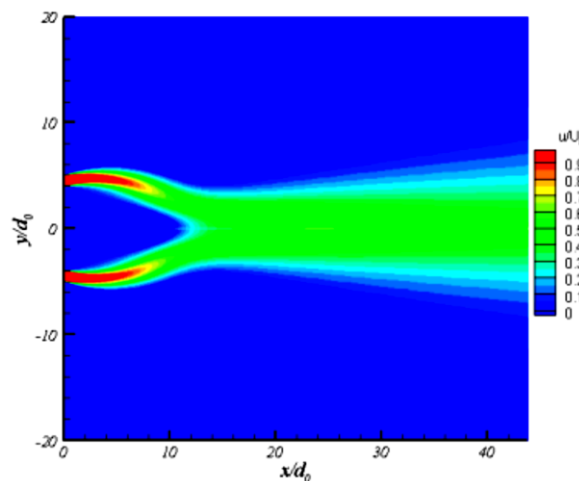
شکل ۱۱- کانتورهای سرعت برای زاویه تزریق صفر درجه و $S/d_0=9$



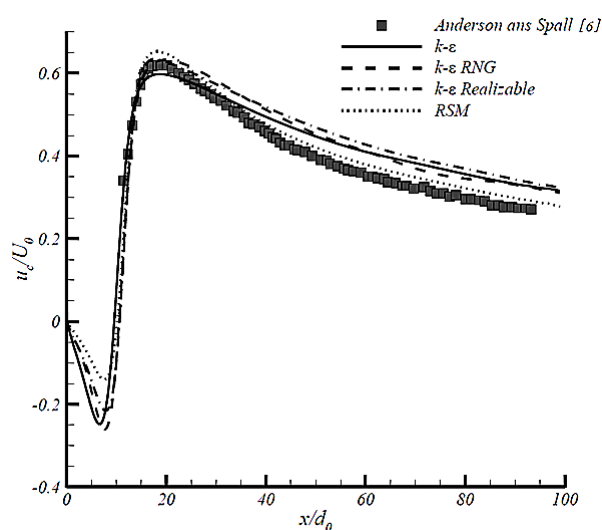
شکل ۸- سرعت روی خط تقارن برای فواصل گوناگون دو نازل

مراجع

1. Raghunathan S. and Reid I.M., A study of multiple jet. *AIAA Journal*, v. 19, 1981, pp. 124-127.
2. Miller D. R. and Comings E. W., Force-momentum fields in a dual-jet flow, *Journal of Fluid Mechanics*, v. 7, 1960, pp. 237-256.
3. Elbanna H., Gahin S., Rashed M. I. I., Investigation of two plane parallel jets, *AIAA Journal*, v. 21, n. 7, 1983, 986-990.
4. Lin Y. F. and Sheu M. J., Investigation of two plane parallel unventilated jets, *Experiments in Fluids*, v. 10, 1990, pp. 17-22.
5. Lin Y. F. and Sheu M. J., Interaction of Parallel Turbulent Plane Jets. *AIAA Journal*, v. 29, 1991, pp. 1372-1373.
6. Anderson E. A. and Spall R. E., Experimental and Numerical Investigation of Two-Dimensional Parallel Jets, *Journal of Fluids Engineering*, v. 123, 2001, pp. 401-406.
7. Nasr A. and Lai J. C. S., Comparison of flow characteristics in the near field of two parallel plane jets and an offset plane jet. *Phys. Fluids*, v. 9, n. 10, 1997, pp. 2919-2931.
8. Boushaki T. and Sautet J., Characteristics of flow from an oxy-fuel burner with separated jets: influence of jet injection angle, *Experiments in Fluids*, v. 48, 2010, 1095-1108.
9. Nishida K., Tian J., Sumoto Y., Long W., Sato K., Yamakaw M., An experimental and numerical study on sprays injected from two-hole nozzles for DISI engines, *Fuel*, v. 88, 2009, pp. 1634-1642.
10. Ouellette P. and Hill P. G., Turbulent Transient Gas Injections. *Journal of Fluids Engineering*, v. 122, n. 4, 2000, pp. 743-753.



شکل ۱۲- کانتورهای سرعت برای زاویه تزریق +۲۰ درجه و $S/d_0=9$



شکل ۱۳- عملکرد مدل‌های آشفتگی گوناگون در تخمین میدان سرعت