

شبیه‌سازی عددی خنک‌کاری لایه‌ی جریان آشفته با استفاده از مدل‌های آشفتگی « $k-\epsilon$ استاندارد» و «انتقال تنش برشی»

محمد طیبی رهنی (استادیار)
محمدرضا کیماسی (کارشناس ارشد)
دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

خنک‌کاری لایه‌ی در موارد متعددی، از جمله در خنک‌کاری تیغه‌های توربین‌های گازی کاربرد دارد. برای این‌که توربین گازی کارایی بیشتری داشته باشد، لازم است دمای ورودی به توربین را افزایش دهیم. بالا بردن بیش از حد دمای ورودی باعث ذوب شدن تیغه‌ها می‌شود. به همین منظور، روی تیغه سوراخ‌هایی ایجاد می‌شود که از داخل این سوراخ‌ها سیال خنک‌کننده وارد جریان اصلی شده و بر روی سطح تیغه قرار می‌گیرد. در این تحقیق، مسئله‌ی خنک‌کاری لایه‌ی سه‌بعدی با تزریق از سوراخ‌های جداگانه بر روی یک سطح صاف و به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته و جریان داخل کانال جت خنک‌کننده نیز به همراه جریان اصلی حل شده است. برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل $k-\epsilon$ استاندارد و مدل انتقال تنش برشی استفاده شده است. در حالت زاویه‌ی تزریق 90° درجه، نتایج این تحقیق با نتایج تجربی و عددی دیگران مقایسه شده که هم‌خوانی نسبتاً خوبی را نشان می‌دهد. همچنین، با مقایسه‌ی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی برای نسبت‌های سرعت و زوایای تزریق مختلف، مقدار بهینه‌ی آنها به دست آمده است.

مقدمه

خنک‌کاری لایه‌ی در موارد متعدد، نظیر خنک‌کاری لایه‌ی پره‌های توربین‌های گازی و خنک‌کاری دیواره‌های محفظه‌های احتراق، کاربرد دارد. برای این‌که توربین‌های گازی بتوانند نیروی رانش بیشتری تولید کنند و بازدهی بیشتری داشته باشند، باید درجه حرارت گاز ورودی به آنها را افزایش داد. با بهبود تقریبی مواد مورد استفاده برای ساخت پره‌ها در طی سال‌های متمادی، امکان افزایش دمای نسبتاً کمی وجود داشته است ولی با استفاده از فن خنک‌کاری لایه‌ی توانسته‌اند دمای ورودی به توربین را به طور قابل ملاحظه‌ی افزایش دهند. خنک‌کاری به روش‌های مختلف انجام می‌شود که می‌توان آنها را به دو دسته‌ی کلی خنک‌کاری داخلی و خنک‌کاری خارجی تقسیم کرد. در خنک‌کاری خارجی یا لایه‌ی هدف این است که سطح پره با لایه‌ی از سیال خنک‌کننده که از طریق شکاف‌ها یا سوراخ‌هایی وارد جریان اصلی می‌شود، پوشانده شود.

کارهای انجام شده توسط دیگران

در سال ۱۹۹۲، کیم و بنسون جریان حاصل از یک جت دایروی را، که به طور عمود وارد جریان اصلی محدود^۱ می‌شد، با استفاده از مدل‌های آشفتگی با چند مقیاس زمانی^۲ حل کردند. آنها نتیجه

گرفتند که آشفتگی در بالادست جت غیر متعادل‌تر از ناحیه‌ی پائین دست جت است، در حالی که سطح آشفتگی در ناحیه‌ی پائین دست بیشتر از ناحیه‌ی بالادست است.^[۱]

در سال ۱۹۹۲، آمر و همکارانش مقایسه‌ی بین مدل‌های آشفتگی مختلف برای پیشگویی جریان خنک‌کاری لایه‌ی دوردیف جابه‌جا شده^۲ انجام دادند. مدل‌های آشفتگی مورد استفاده‌ی آنها عبارت بودند از $k-\epsilon$ ، $k-\epsilon$ غیر ایزوتروپ، و $k-\omega$ و $k-\omega$ بهبود یافته. آنها از طریق مقایسه‌ی جواب‌های حاصل از مدل‌های آشفتگی مختلف با نتایج تجربی گذشته به این نتیجه رسیدند که توانایی مدل‌های آشفتگی برای پیشگویی جریان خنک‌کاری لایه‌ی با نسبت سرعت و فاصله‌ی پائین دست از سوراخ‌های جت رابطه‌ی مستقیم دارد.^[۲]

در سال ۱۹۹۵، گرگ و گاگلر تأثیر توزیع سرعت و دما در خروجی جت را بر روی خنک‌کاری لایه‌ی پره‌های توربین مورد مطالعه قرار دادند. برای این کار، از پروفیل‌های سرعت و دمای $\frac{1}{\gamma}$ توانی و چندجمله‌ی تنظیم شده، استفاده کردند. نتایج آنها نشان می‌دهد که پروفیل سرعت و دما در خروجی جت می‌تواند بر روی ضریب انتقال حرارت تا 60% تغییر ایجاد کند.^[۳]

در سال ۱۹۹۵، آچرش و همکاران او جریان یک ردیف جت را که با زاویه‌ی 90° درجه وارد جریان اصلی می‌شد، به صورت‌های

در رابطه‌ی ۲، ρ چگالی سیال، \bar{p} فشار متوسط، k انرژی آشفتگی و μ_{eff} لزجت مؤثر است که از رابطه‌ی $\mu_i + \mu_t = \mu_{eff}$ به دست می‌آید. در این رابطه μ_i لزجت مولکولی و μ_t لزجت گردابه‌ی است. در معادله‌ی انرژی، \bar{T} دمای متوسط سیال و Γ_{eff} ضریب نفوذ مؤثر بوده و از رابطه‌ی $\Gamma_i + \Gamma_t = \Gamma_{eff}$ به دست می‌آید و به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\Gamma_{eff} = \frac{\mu_i}{Pr_i} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \quad (4)$$

که در آن، Pr_i و Pr_t به ترتیب اعداد پرانتل آرام و آشفته‌اند.

مدل‌های آشفتگی

برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل $k-\varepsilon$ استاندارد و مدل آشفتگی انتقال تنش برشی^۶ (مدل SST) که در سال ۱۹۹۴ توسط منتر به دست آمد^۷، استفاده شده است. مدل $k-\varepsilon$ استاندارد در نواحی نزدیک به دیوار و با عدد رینولدز پایین خوب کار نمی‌کند، در صورتی که استفاده از مدل $k-\omega$ برای این نواحی مناسب است. همچنین مدل $k-\omega$ نسبت به شرایط جریان آزاد بسیار حساس است. در صورتی که مدل $k-\varepsilon$ فاقد این ضعف می‌باشد. بنابراین، منتر این دو مدل آشفتگی را ترکیب کرد و مدل آشفتگی انتقال تنش برشی را به گونه‌ی طراحی کرد که مطابق آن، هر کدام از این مدل‌ها در ناحیه‌ی استفاده می‌شود که خوب کار می‌کند. مدل SST در زیر لایه‌ی لزج و ناحیه‌ی لگاریتمی از مدل $k-\omega$ و در نواحی دور از دیوار از مدل $k-\varepsilon$ استفاده می‌کند. معادلات حاکم بر مدل SST به صورت زیر است:

$$\frac{D\rho k}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

$$\frac{D\rho \omega}{Dt} = \frac{\gamma}{v_t} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \quad (6)$$

$$\sigma_\omega \omega \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

در روابط فوق، k انرژی آشفتگی، ω نرخ اتلاف انرژی آشفتگی بر واحد آن و v_t لزجت سینماتیکی گردابه‌ی است. تابع سوئیچ F_1 به گونه‌ی تنظیم شده که در نزدیک دیوار مقدار آن یک و در نواحی دور از دیوار مقدار آن صفر باشد. مقادیر ضرایب ثابت $\sigma_k, \sigma_\omega, \sigma_g, \sigma_k$ و β' و β تابع سوئیچ F_1 در مرجع ۷ ارائه شده است.

دامنه‌ی محاسباتی و متغیرهای مؤثر بر خنک‌کاری لایه‌ی

طرح شماتیک مسئله‌ی خنک‌کاری لایه‌ی با تزریق از سوراخ‌های جداگانه بر روی یک صفحه‌ی تخت در شکل ۱ نشان داده شده است.

تجربی و عددی بررسی کردند. در مطالعات تجربی، یک تونل باد کم‌سرعت با یک ردیف جت شامل شش سوراخ مربع شکل وجود داشت. آنها برای اندازه‌گیری جریان از روش LDV استفاده کردند و نتایج را برای نسبت سرعت‌های ۱/۵، ۱/۰ و ۰/۵ و نیز عدد رینولدز جت برابر ۴۷۰۰ ارائه کردند. این محققین، در شبیه‌سازی عددی خود، جریان داخل کانال را نیز به همراه جریان اصلی حل کردند. در نتایج عددی آنها، سرعت‌ها و تنش‌ها در خط مرکزی جت و پائین دست سوراخ کمتر از مقادیر تجربی است که آن رانشی از مدل‌سازی آشفتگی حدس زدند. در خارج از خط مرکزی، نتایج ایشان توافق بهتری با نتایج تجربی دارد.^[۴] در این نوشتار نیز، در حالت زاویه‌ی تزریق ۹۰ درجه، نتایج خود را با نتایج تجربی و عددی به دست آمده توسط آجرش مقایسه کرده‌ایم.

در سال ۱۹۹۷، والترز و لی‌لک به مطالعه‌ی عددی مسئله‌ی خنک‌کاری لایه‌ی با استفاده از کد فلونت^۴ پرداختند. در این بررسی، آنها جریان داخل کانال جهت و پلنوم را نیز به عنوان قسمتی از دامنه‌ی محاسباتی حل کردند. آنها جهت تولید شبکه برای دامنه‌ی محاسباتی پیچیده‌ی فوق از شبکه‌ی بی‌سازمان تطبیقی استفاده کردند و برای جداسازی معادلات از روش‌های مرتبه‌بالا استفاده کردند.^[۵]

در سال ۱۹۹۸، حسن و همکاران او مسئله‌ی خنک‌کاری لایه‌ی با زاویه‌ی مرکب را به کمک حل عددی بررسی کردند. برای مدل‌سازی آشفتگی، از مدل‌های آشفتگی مختلف استفاده کردند که شامل مدل‌های $k-\varepsilon / k-\omega$ ترکیبی و $k-\varepsilon$ استاندارد بود. آنان نتایج خود را برای نسبت سرعت‌های ۰/۵ و ۱/۵ و عدد رینولدز جت $Re_{jet} = 5000$ ارائه و با نتایج تجربی دیگران مقایسه کردند و نتیجه گرفتند که توانایی مدل‌های ترکیبی $k-\varepsilon / k-\omega$ برای پیشگویی میدان جریان شدیداً به نسبت سرعت و فاصله از سوراخ‌های جت بستگی دارد.^[۶]

معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان عبارت‌اند از معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده^۵ و معادله‌ی انرژی که در فرم بقائی برای سیال نیوتنی و جریان تراکم‌ناپذیر به صورت تانسوری زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\bar{p} + \frac{\gamma}{\gamma} \rho k \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \mu_{eff} \left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right] \right\} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_j \bar{T}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_{eff} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \right] \quad (3)$$

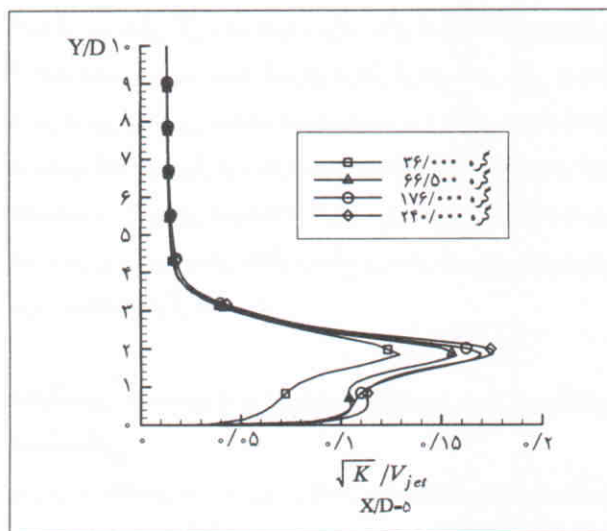
روش‌های عددی و شرایط مرزی

برای حل عددی مسئله‌ی خنک‌کاری لایه‌یی از روش حجم محدود^{۱۰} استفاده شده است. به کمک روش سیمپل^{۱۱} و با استفاده از شبکه‌ی جابه‌جاشده‌ی غیریکنواخت^{۱۲} هفت معادله‌ی دیفرانسیل حاکم بر مسئله حل شده‌اند. شبکه در نزدیک دهانه‌ی خروجی کانال و در جهت Y در نزدیک دیوار ریزتر شده است. همچنین، برای سریع‌تر همگراشدن از ضریب‌های تخفیف زیرین^{۱۳} استفاده شده است. شارها نیز با استفاده از روش توانی^{۱۴} محاسبه شده‌اند.^[۸]

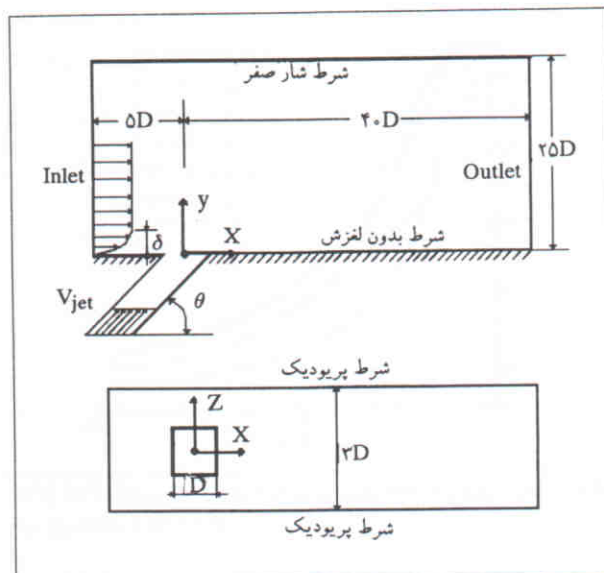
در این مسئله، از پنج نوع شرط مرزی استفاده شده که عبارت‌اند از: ورودی، خروجی، تناوبی، جریان آزاد و عدم لغزش. در ورودی جریان اصلی که در فاصله‌ی $5D$ بالاتر از مرکز سوراخ قرار دارد، ضخامت لایه‌ی مرزی با استفاده از نتایج ذکر شده در منبع ۴ برابر $2D$ قرار داده شده و مقدار سرعت در این ناحیه از پروفیل توانی و در خارج این ناحیه از پروفیل یکنواخت به دست آمده است. همچنین، برای انرژی آشفتگی از نتایج تجربی استفاده شده است. در ورودی کانال پروفیل سرعت و انرژی آشفتگی یکنواخت در نظر گرفته شده است. در خروجی، مقدار سرعت عمود بر مرز (v) به گونه‌ی به دست

جدول ۱. تعداد گره‌های شبکه‌های مختلف.

تعداد گره‌ها	N_X	N_Y	N_Z	N_{Total}
شبکه‌ی اول	۶۰	۴۰	۱۵	۳۶۰۰۰
شبکه‌ی دوم	۷۰	۵۰	۱۹	۶۶۵۰۰
شبکه‌ی سوم	۱۲۰	۷۰	۲۱	۱۷۶۰۰۰
شبکه‌ی چهارم	۱۳۰	۸۰	۲۳	۲۴۰۰۰۰



شکل ۲. نمودارهای انرژی آشفتگی بی‌بعد بر روی خط مرکزی در صفحه‌ی $X/D=5$ برای شبکه‌های متفاوت.



شکل ۱. شکل شماتیک مسئله‌ی خنک‌کاری لایه‌یی.

در این طرح، مرکز مبدأ مختصات در مرکز کانال قرار دارد. در این تحقیق، جریان داخل کانال جت خنک‌کننده نیز به همراه جریان اصلی حل شده است. سطح مقطع کانال مربع به ضلع D و طول کانال برابر $5D$ است. جت‌ها با زاویه‌ی تزریق θ نسبت به سطح افقی وارد جریان اصلی می‌شود. فاصله‌ی بین مراکز سوراخ‌های جت‌ها در جهت Z برابر $2D$ است و دامنه‌ی محاسباتی شامل یکی از این جت‌ها است. یکی از متغیرهای مؤثر در مسئله‌ی خنک‌کاری لایه‌یی «نسبت تزریق»^۷ است که برابر با نسبت دبی جریان جت خنک‌کننده به دبی جریان اصلی بوده و به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$M = \frac{\rho_{jet} V_{jet}}{\rho_{cf} V_{cf}} \quad (7)$$

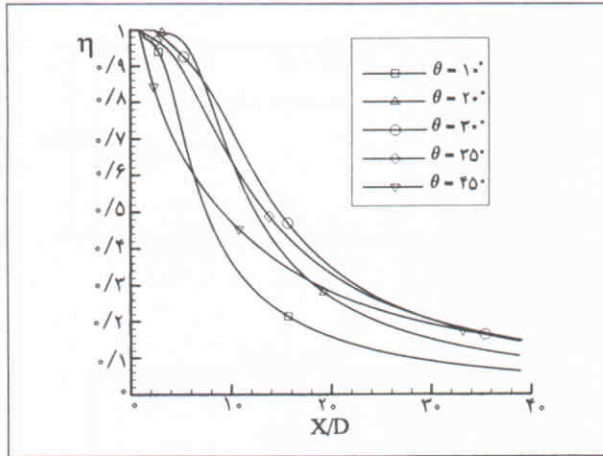
که در آن، M نسبت تزریق، نماد jet برای جت و نماد cf برای جریان اصلی است. به دلیل این‌که در این تحقیق هر دو سیال هوا در نظر گرفته شده است، نسبت تزریق تبدیل به نسبت سرعت^۹ و رابطه‌ی ۷ به رابطه‌ی ۸ تبدیل می‌شود:

$$R = \frac{V_{jet}}{V_{cf}} \quad (8)$$

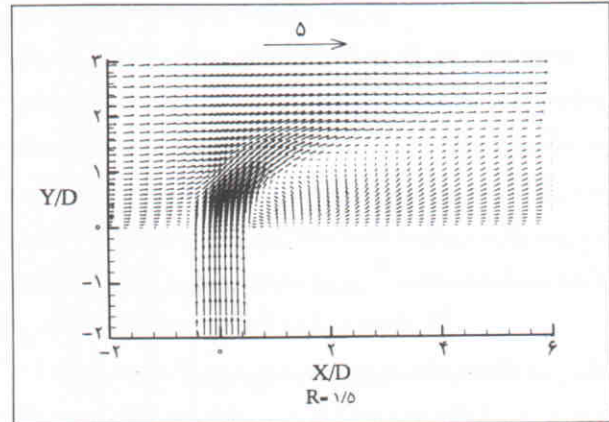
که در آن، R نسبت سرعت است. V_{jet} در تمامی نسبت سرعت‌ها ثابت و برابر $5/5 \text{ m/s}$ است. عدد رینولدز جت براساس قطر جت (D)، و سرعت جت چنین تعریف می‌شود:

$$Re_{jet} = \frac{\rho V_{jet} D}{\mu} \quad (9)$$

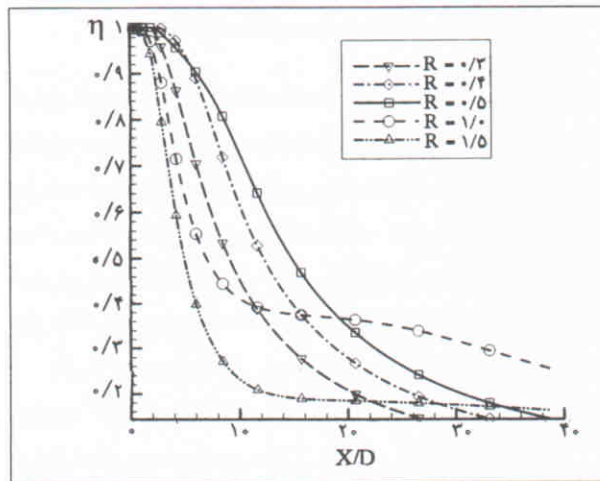
که با قراردادن مقادیر خواص هوا در شرایط استاندارد و $D=12/7 \text{ mm}$ ، عدد رینولدز جت برابر با 4700 می‌شود.



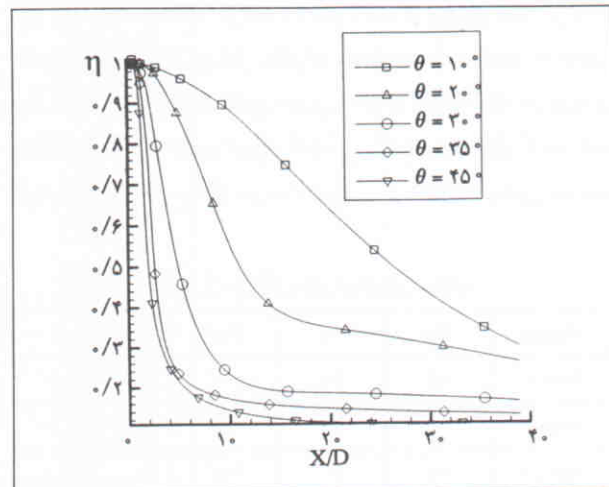
شکل ۵. اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی بر روی خط مرکزی برای زوایای تزریق مختلف و $R=0/5$



شکل ۳. بردارهای سرعت بی‌بعد در صفحه‌ی $Z=0$ برای نسبت سرعت $1/5$ و زاویه‌ی تزریق 90° درجه.



شکل ۶. اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی بر روی خط مرکزی برای نسبت سرعت‌های مختلف و زاویه‌ی تزریق بهینه (30° درجه).



شکل ۴. اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی بر روی خط مرکزی برای زوایای تزریق مختلف و $R=1/5$

است. چون انرژی آشفته‌گی نسبت به سرعت کمیت حساس‌تری است، متغیر مناسب‌تری برای مطالعه‌ی حساسیت برنامه به شبکه است. شکل ۲، انرژی آشفته‌گی بی‌بعد بر حسب Y/D را در صفحه‌ی $X/D=5$ بر روی خط مرکزی نشان می‌دهد. نتایج به‌دست آمده برای شبکه با تعداد گره 36000 اختلاف خیلی زیادی با جواب‌های حاصل از سایر شبکه‌ها دارد، اما جواب‌های به‌دست آمده برای شبکه‌های با تعداد گره 176000 و 240000 اختلاف کمی با یکدیگر دارند. بنابراین، شبکه‌ی 176000 گره‌ی به‌عنوان شبکه‌ی مناسب انتخاب شده است.

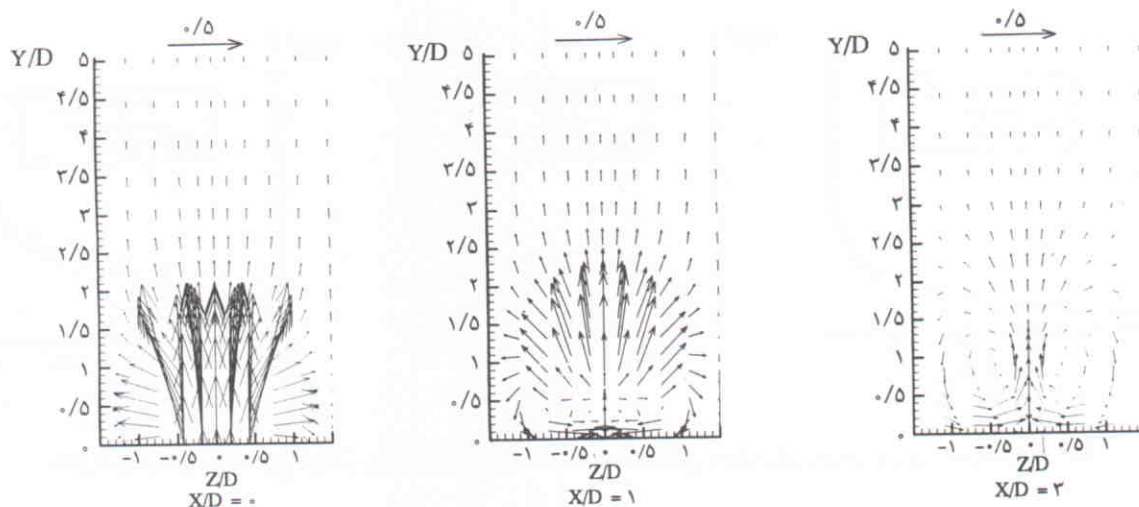
نتایج

در این قسمت نتایج به‌دست آمده در صفحات مختلف ارائه شده و بر روی آنها بحث می‌شود.

آمده که پیوستگی کل ارضا شود و برای سایر کمیت‌ها از برون‌یابی استفاده شده است. در جهت Z ، برای در نظر گرفتن تأثیر سایر جت‌ها از شرط مرزی تناوبی استفاده شده است. در مرز بالایی مسئله که در فاصله‌ی $25D$ از دیوار قرار دارد سرعت عمود بر مرز برابر صفر قرار داده شده و برای سایر کمیت‌ها از شرط مرزی نیومن استفاده شده است. در روی دیواره‌های کانال و سطح پره، شرط مرزی عدم لغزش مورد استفاده قرار گرفته است.

مطالعه‌ی حساسیت برنامه‌ی رایانه‌ی به شبکه‌ی محاسباتی

برای مطالعه‌ی حساسیت برنامه به شبکه از چهار شبکه‌ی غیریکنواخت با تعداد گره‌های متفاوت استفاده شده است. تعداد گره‌های شبکه‌های مختلف در سه جهت X ، Y و Z در جدول ۱ آمده



شکل ۷. بردارهای سرعت بی بعد \bar{V}/V_{jet} در صفحات عرضی مختلف برای زاویه‌ی تزریق 90° درجه و $R = 1/5$

جریان داغ اصلی جریان جت را دور زده و بر روی سطح صفحه قرار می‌گیرد که باعث بالا رفتن دمای سطح می‌شود. در شکل ۵ توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی بر روی خط مرکزی ($Z=0$) برای زاویه‌های تزریق مختلف و نسبت سرعت $1/5$ نشان داده شده است. در این شکل، زاویه‌ی تزریق 30° درجه بیشترین اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی را دارد و به‌عنوان زاویه‌ی تزریق بهینه انتخاب می‌شود.

اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی برای نسبت سرعت‌های مختلف در شکل ۶ توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی برای نسبت سرعت‌های مختلف در زاویه‌ی تزریق بهینه (30° درجه) ارائه شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود تا فاصله‌ی $X/D = 19$ ، نسبت سرعت $1/5$ دارای بیشترین اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی است ولی در فواصل دورتر نسبت سرعت $1/10$ اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی بیشتری دارد. البته باید دقت شود که در فواصل دور مقدار اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی خیلی کم است و در عمل بیش از یک ردیف سوراخ مورد استفاده قرار می‌گیرد. بنابراین، نسبت سرعت $1/5$ برای خنک‌کاری لایه‌ی مناسب‌ترین است و در عمل نیز (مانند خنک‌کاری لایه‌ی پره‌های توربین‌های گازی) از نسبت سرعت‌های پائین استفاده می‌شود.

بردارهای سرعت در صفحات عرضی مختلف

در شکل ۷، بردارهای سرعت بی‌بعد در صفحات عرضی مختلف برای نسبت سرعت $1/5$ و زاویه‌ی تزریق 90° درجه نشان داده شده است. از فاصله‌ی $X/D = 1$ به بعد، یک جفت گردابه که در خلاف هم در گردش (CRVP)^{۱۶} است به وجود می‌آید. در نسبت سرعت $1/5$ ، این

بردارهای سرعت در صفحه‌ی عمودی مرکزی

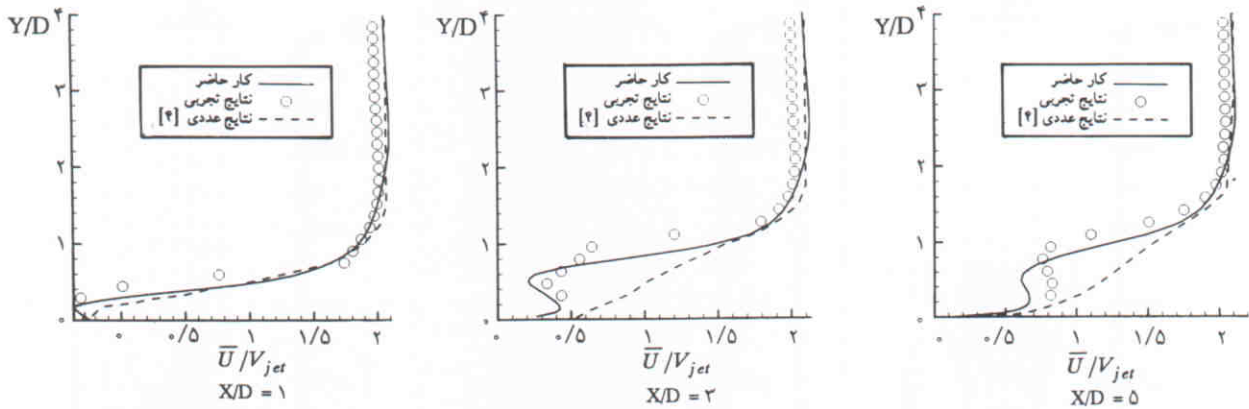
در شکل ۳، بردارهای سرعت بی‌بعد در صفحه‌ی عمودی $Z = 0$ برای نسبت سرعت $1/5$ و زاویه‌ی تزریق 90° درجه نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، یک جریان برگشتی^{۱۵} و ناحیه‌ی جدایی سه‌بعدی در پائین دست جت مشاهده می‌شود. برای نسبت سرعت‌های پائین ($R = 1/5$)، نیز جریان برگشتی در حالت زاویه‌ی تزریق 90° درجه وجود دارد اما در ناحیه‌ی کوچک‌تر و در فاصله‌ی نزدیک‌تری نسبت به صفحه‌ی پائینی رخ می‌دهد. در حالت خنک‌کاری لایه‌ی سه‌بعدی با استفاده از مشاهدات تجربی آندروپولوس، سیال در این ناحیه یک مسیر مارپیچ را طی می‌کند.^[۹]

اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی برای زوایای تزریق مختلف

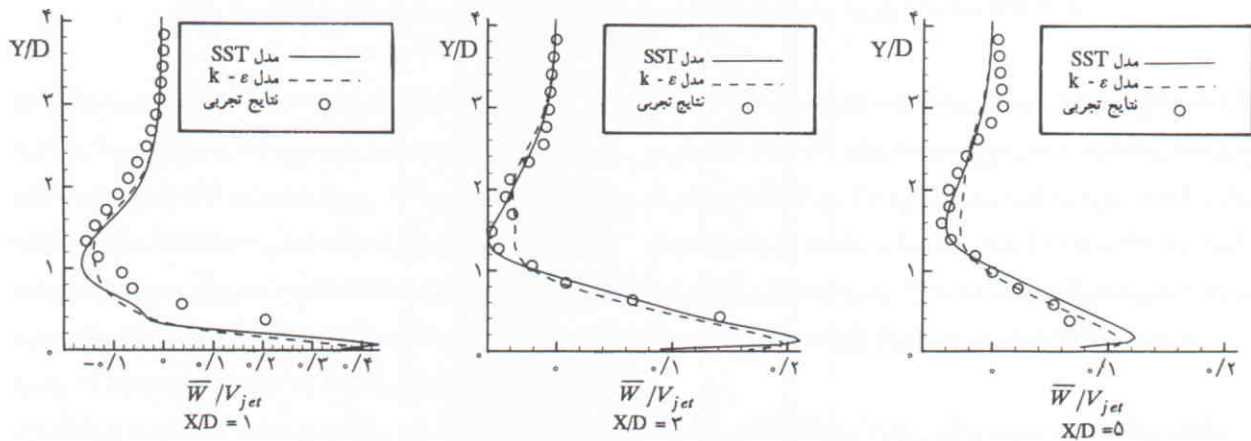
اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی (η)، به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_{cf}}{T_{jet} - T_{cf}} \quad (10)$$

که در آن، T_{aw} دمای دیوار عایق، T_{jet} دمای جت خنک‌کننده و T_{cf} دمای جریان اصلی است. به‌دلیل این‌که اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی با تغییرات دمای جت ثابت می‌ماند، متغیر مناسبی برای بررسی اثرات هیدرودینامیکی تزریق است. در شکل ۴ توزیع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی بر روی خط مرکزی ($Z=0$) برای زاویه‌های تزریق مختلف و نسبت سرعت $1/5$ نشان داده شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه‌ی تزریق، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی کاهش می‌یابد. از آنجا که، نسبت سرعت زیاد است با افزایش زاویه‌ی تزریق، جریان جت به داخل جریان اصلی نفوذ می‌کند و بر روی سطح قرار نمی‌گیرد. همچنین، در نسبت سرعت‌های بالا،



شکل ۸. بردارهای سرعت \bar{U}/V_{jet} بر روی خط مرکزی ($Z=0$) صفحات عرضی مختلف برای زاویه‌ی تزریق 90° و $R=0/5$.



شکل ۹. بردارهای سرعت \bar{W}/V_{jet} بر روی خط $Z/D=-0/5$ در صفحات عرضی مختلف برای زاویه‌ی تزریق 90° و $R=1/5$.

و $X/D=3$ و 5 توافقی بهتری با نتایج تجربی دارد و در این صفحات نتایج مدل آشفتگی انتقال تنش برشی کمی بهتر از مدل $k-\epsilon$ است.

نتیجه‌گیری

با مقایسه‌ی متغیر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی بی برای نسبت سرعت‌ها و زوایای تزریق مختلف، مقادیر بهینه‌ی آنها به دست آمده است. مقدار بهینه‌ی نسبت سرعت $0/5$ و مقدار بهینه‌ی زاویه‌ی تزریق برابر 30° درجه است. در نسبت سرعت‌های بالا با افزایش زاویه‌ی تزریق به دلیل قرار نگرفتن سیال خنک بر روی سطح پره، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ی بی کاهش می‌یابد. نتایج دو مدل آشفتگی $k-\epsilon$ و مدل انتقال تنش برشی به هم نزدیک بوده و نسبت به نتایج عددی آجرش، هم‌خوانی بهتری را با نتایج تجربی نشان می‌دهد. همچنین، در حالت زاویه‌ی تزریق 90° درجه، برای نسبت سرعت‌های مختلف جریان برگشتی در پائین‌دست جت وجود دارد و در صفحات عرضی مختلف، گردابه‌هایی که در خلاف جهت هم در گردش‌اند، مشاهده شده است.

گردابه‌ها در فاصله‌ی دور در پائین‌دست نیز وجود دارد و با افزایش فاصله از جت از قدرت آنها کاسته می‌شود و مرکز جت‌ها در فاصله‌ی بالاتری از صفحه‌ی پائینی قرار می‌گیرد.

مقایسه‌ی نتایج حاضر با نتایج تجربی و عددی دیگران در شکل ۸، پروفیل‌های \bar{U}/V_{jet} در صفحات عرضی مختلف بر روی خط مرکزی برای نسبت سرعت $0/5$ و زاویه‌ی تزریق 90° درجه نشان داده شده است. در این شکل، حل عددی حاضر با نتایج تجربی و عددی آجرش مقایسه شده است. [۴] پروفیل‌های به دست آمده توسط حل عددی حاضر در صفحات عرضی $X/D = 3$ و 5 در مقایسه با جواب‌های عددی آجرش، توافق خیلی بهتری با نتایج تجربی دارد. در شکل ۹، پروفیل‌های سرعت افقی (\bar{W}/V_{jet}) در صفحات عرضی مختلف بر روی خط $Z/D=-0/5$ برای نسبت سرعت $1/5$ و زاویه‌ی تزریق 90° درجه نشان داده شده است. در این شکل نتایج به دست آمده توسط مدل $k-\epsilon$ و مدل انتقال تنش برشی (SST) با نتایج تجربی مقایسه شده است. نتایج در صفحات

پانوشتاها

1. confined
2. multiple time scale
3. staggered
4. Fluent code
5. reynolds average navir-stokes
6. shear stress transport model (SST)
7. blowing ratio
8. cross flow
9. velocity ratio
10. finite volume method
11. simple method
12. non-uniform staggered grid
13. under-relaxation factors
14. power-law scheme
15. back flow
16. counter rotating vortex pair (CRPV)

منابع

1. Kim, S.W. and Benson, T.J. "Calculation of a Circular Jet in Crossflow with a Multiple-Time-Scale Turbulence Model", *International J. Heat Mass Transsfer*, **35**(10), pp. 2357-2365 (1992).
2. Amer, A.A., Jubran, B.A. and Hamdan, M.A. "Comparison of Different Two Equation Turbulence Models for Prediction of

- Film Cooling From Two Rows of Holes", *Numerical Heat Transfer, Part A*, **21**, pp. 143-162 (1992).
3. Garg, V.K. and Gaugler, R.E. "Effect of Velocity and Temperature Distribution at the Hole Exit on Film Cooling of Turbine Blades", *ASME Paper*, **95-GT-2**, pp. 1-12 (1995).
4. Ajersch, P., Zhou, J.M., Ketler, S., Salcudean, M., and Gartshore, I.S. "Multiple Jets in a Crossflow: Detailed Measure ments and Numerical Simulations", *ASME Paper*, **95-GT-9**, pp. 1-16 (1995).
5. Walters, D.K. and Leylek, J.H. "A Systematic Computational Methodology Applied to a Three-Dimensional Film Cooling Flow Field", *ASME J. Turbomachinery*, **119**, pp. 777-785 (1997).
6. Hassan, I., Findlay, M., Salcudean, M., and Gartshore, I. "Prediction of Film Cooling With Compound-Angle Injection Using Different Turbulence Models", *CFD 98*, pp. 1-6 (1998).
7. Menter, F.R. "Two-Equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", *AIAA J.*, **32**(8), pp. 1598-1605 (1994).
8. Versteeg, H.K. and Malalasekera, W. "An Introduction to Computational Fluid Dynamics-The Fnite Volume Method", Longman Malaysia, TCP (1996).
9. Andreopoulos, J. and Rodi, W. "Experimental Investigation of Jets in a Cross Flow", *J. Fluid Mechanics*, **138**, pp. 93-127 (1984).