

شبیه‌سازی عددی خنک‌کاری لایه‌ای سه‌بعدی آشفته غیر قابل تراکم با استفاده از رهیافت‌های RANS و LES

محمد رضا کیماسی^۳
دانشگاه مریلند، آمریکا

مهدی رضانی‌زاده^۲
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

محمد طیبی رهنی^۱
دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

چکیده

خنک‌کاری لایه‌ای در موارد متعددی کاربرد دارد که از جمله آنها می‌توان خنک‌کاری پره‌های توربین‌های گاز را نام برد. به همین منظور، بر روی پره‌ها سوراخ‌هایی ایجاد می‌شود که از داخل آنها سیال خنک وارد جریان اصلی شده و بر روی سطح پره قرار می‌گیرد. در این تحقیق، خنک‌کاری لایه‌ای سه‌بعدی آشفته غیر قابل تراکم روی یک سطح صاف به روش عددی مورد بررسی قرار گرفته است. در رهیافت میانگین‌گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس، برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل $k - \epsilon$ استاندارد و مدل انتقال تنش برشی استفاده شده است. علاوه بر این، تحقیق روی این موضوع با رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ با استفاده از مدل زیر شبکه‌ای اسماکورینسکی نیز انجام شده است. در هر دو شبیه‌سازی از روش حجم محدود و الگوریتم سیمپل استفاده شده و برای گسسته‌سازی ترم‌های مکانی و زمانی به ترتیب از روش‌های توانی و کرانک-نیکلسون استفاده شده است. نتایج به‌دست آمده در زاویه تزریق ۹۰ درجه با نتایج تجربی و عددی دیگران مقایسه شده که همخوانی بسیار خوبی را نشان می‌دهد. ضمناً، با مقایسه پارامتر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای برای نسبت‌های سرعت و زوایای تزریق مختلف، مقدار بهینه این پارامترها به‌دست آمده است.

واژه‌های کلیدی: خنک‌کاری لایه‌ای، مدل‌سازی آشفتگی، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، روش حجم محدود، پره‌های توربین‌های گاز.

Three-dimensional Turbulent Incompressible Film Cooling Simulation, Using LES and RANS Approaches

M. Taeibi-Rahni
Aerospace Eng. Department,
Sharif Univ. of Tech,

M. Ramezanizadeh
Mech. Eng. Department
Sharif Univ. of Tech.

M.R. Keimasi
Univ. of Meriland, U.S.A

ABSTRACT

Film cooling has many applications such as in the gas turbine blade cooling, where inholes are introduced in the blades from which the cooling fluid are injected to the main stream covers the blade surface. In this research, turbulent three-dimensional film cooling over a flat plate is numerically investigated. Reynolds-averaged Navier-Stokes approach is applied for the simulations, using the standard $k - \epsilon$ and shear stress transport models. Also, the simulations are performed using large eddy simulation approach with the Smagorinsky subgrid scale model. The finite volume method and the SIMPLE algorithm are applied in both simulations and the spatial and temporal terms are discretized using the power-law and the Crank-Nicolson schemes, respectively. At 90° injection angle, the results are compared with previous experimental and numerical results showing close agreements. Optimum values of velocity ratio and injection angle are obtained using the film cooling effectiveness Parameter.

Key Words: Film Cooling, Turbulence Modeling, Large Eddy Simulation, Finite Volume Method, Gas Turbine Blades

۱- مقدمه

آشفتگی برای پیشگویی جریان خنک‌کاری لایه‌ای به نسبت سرعت و فاصله پایین دست از سوراخ‌های جت بستگی دارد [۲].

در سال ۱۹۹۵، گرگ و گاگلر^۴ به مطالعه اثر توزیع سرعت و دما در خروجی جت بر روی خنک‌کاری لایه‌ای پره‌های توربین پرداختند. آنها از پروفیل‌های سرعت و دمای ۱/۷ توانی و چندجمله‌ای تنظیم شده، استفاده نمودند. نتایج ایشان نشان می‌دهد که پروفیل سرعت و دما در خروجی جت، می‌تواند بر روی ضریب انتقال حرارت تا ۶۰٪ تغییر ایجاد کند [۳].

در همان سال، آجرش و همکاران^۵ جریان یک ردیف جت را که با زاویه ۹۰ درجه وارد جریان اصلی می‌شد، به صورت‌های تجربی و عددی مطالعه نمودند. در مطالعات تجربی آنها یک تونل باد کم سرعت 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 رینولدز جت برابر با ۴۷۰۰ ارائه نمودند. 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 پایین دست سوراخ کمتر از مقادیر تجربی می‌باشد که احتمال دادند علت آن به دلیل مدل‌سازی آشفتگی می‌باشد. در خارج از خط مرکزی، نتایج ایشان توافق بهتری با نتایج تجربی دارد [۴]. در این تحقیق نیز، در حالت زاویه تزریق ۹۰ درجه، نتایج بدست آمده با نتایج تجربی و عددی به‌دست آمده توسط آجرش مقایسه شده است.

در سال ۱۹۹۷، والترز و لی^۶ به مطالعه عددی مسئله خنک‌کاری لایه‌ای با استفاده از کد فلوئنت پرداختند. آنها جریان داخل کانال جت و پلنوم را نیز به عنوان قسمتی از دامنه محاسباتی حل نمودند. آنها جهت تولید شبکه برای دامنه محاسباتی پیچیده فوق از شبکه بی‌سازمان تطبیقی استفاده کردند و برای جداسازی معادلات از روش‌های مرتبه بالا استفاده نمودند [۵].

خنک‌کاری لایه‌ای در موارد زیادی کاربرد دارد که از جمله آنها می‌توان لایه‌ای پره‌های توربین‌های گاز و خنک‌کاری دیواره‌های محفظه‌های احتراق را نام برد. برای اینکه توربین‌های گازی بتواند نیروی رانش بیشتری تولید کند و راندمان بیشتری داشته باشد، 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 تکنیک‌های خنک‌کاری توانسته‌اند دمای ورودی به توربین را به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش دهند. خنک‌کاری به طرق مختلف انجام می‌شود که می‌توان آنها را به دو دسته کلی داخلی و خارجی تقسیم نمود. در خنک‌کاری خارجی یا لایه‌ای هدف اینست که سطح پره با لایه‌ای از سیال خنک، که از طریق شکاف‌ها یا سوراخ‌هایی وارد جریان اصلی می‌شود، پوشانده شود. در صورتی که در خنک‌کاری داخلی سعی در خنک کردن پره از طریق گذراندن هوای خنک به سوراخ‌های درونی آن است.

۲- کارهای انجام شده توسط دیگران

در سال ۱۹۹۲، کیم^۱ و بنسون^۲ جریان حاصل از یک جت دایروی، که به طور عمود وارد جریان اصلی محدود می‌شد، را با استفاده از مدل‌های آشفتگی با چند مقیاس زمانی حل نمودند. آنها نتیجه گرفتند که آشفتگی در بالادست جت غیر متعادل‌تر از ناحیه پائین دست آن می‌باشد، در حالی که سطح آشفتگی در ناحیه پائین دست بیشتر از ناحیه بالادست است [۱].

در همان سال امر^۳ و همکاران مقایسه‌ای بین مدل‌های آشفتگی مختلف برای پیشگویی جریان خنک‌کاری لایه‌ای از دو ردیف جابه‌جا شده انجام دادند. مدل‌های آشفتگی که آنها استفاده نمودند عبارت بود از: $k - \epsilon$ ، $k - \omega$ غیر ایزوتروپ، $k - \omega$ و $k - \omega$ بهبود یافته. آنها با مقایسه جواب‌های حاصل از مدل‌های آشفتگی مختلف با نتایج تجربی گذشته به این نتیجه رسیدند که توانایی مدل‌های

4. Garg and Gaugler
5. Ajersch et al.
6. Walters and Leylck

1. Kim
2. Benson
3. Amer

مولکولی و لزجت گردابه‌ای است. در معادله انرژی، \bar{T} دمای متوسط سیال و Γ_{eff} ضریب نفوذ مؤثر می‌باشد که از رابطه $\Gamma_{\text{eff}} = \Gamma_i + \Gamma_t$ به دست می‌آید و به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\Gamma_{\text{eff}} = \frac{\mu_t}{Pr_t} + \frac{\mu_i}{Pr_i} \quad (۴)$$

به طوری که، Pr_t و Pr_i به ترتیب اعداد پیرانتل آرام و آشفته می‌باشد.

۴- معادلات حاکم در رهیافت LES

در رهیافت گردابه‌های بزرگ^۵، کمیت‌های آشفته به دو قسمت مقیاس‌های بزرگ و کوچک تقسیم می‌گردد. در این رهیافت، مقیاس‌های بزرگ به طور دقیق حل می‌شود و مقیاس‌های کوچک مدل می‌شود [۹]. تفاوت مقیاس‌های کوچک و بزرگ در جدول ۱ ارائه شده است. برای جداسازی مقیاس‌های کوچک و بزرگ، یک تابع فیلتر مکانی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

جدول ۱- مقایسه تفاوت‌های مقیاس‌های کوچک و بزرگ [۷].

مقیاس‌های کوچک	مقیاس‌های بزرگ
به وسیله مقیاس‌های بزرگ تولید می‌شوند	به وسیله جریان تولید می‌شوند
عمومی	وابسته به مرزها
تصادفی	مرتب
می‌توانند مدل شوند	باید محاسبه شوند
همگن	غیر همگن
ایزوتروپیک	غیر ایزوتروپیک
عمر کوتاه	عمر طولانی
میرا	پخش شونده
مدل‌سازی آسان	مدل‌سازی مشکل

معادلات ناویر-استوکز تراکم ناپذیر فیلتر شده عبارت است از:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0, \quad (۵)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \nu \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j \partial x_j}, \quad (۶)$$

در سال ۱۹۹۸، حسن و همکاران او مسأله خنک‌کاری لایه‌ای با زاویه مرکب را به کمک حل عددی بررسی نمودند. برای مدل‌سازی آشفتگی آنها از مدل‌های آشفتگی مختلف استفاده کردند که شامل مدل‌های $k-\varepsilon/k-\omega$ ترکیبی و $k-\varepsilon$ استاندارد بود. ایشان 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 نمودند و نتیجه گرفتند که توانایی مدل‌های ترکیبی $k-\varepsilon/k-\omega$ برای پیشگویی میدان جریان به طور خیلی زیادی به نسبت سرعت و فاصله از سوراخ‌های جت بستگی دارد [۶].

از طرف دیگر، اولین حل موفقیت‌آمیز با روش گردابه‌های بزرگ توسط دیردرف^۱ در سال ۱۹۷۰ انجام شد. او جریان آشفته را در یک تونل مسطح در عدد رینولدز پایین مورد مطالعه قرار داد و برای مدل‌کردن تنش‌های زیر شبکه‌ای از مدل اسماکورینسکی استفاده کرد [۷]. برای برطرف کردن معایب این مدل، مدل‌های دینامیکی و دینامیکی یک معادله‌ای به ترتیب توسط ژرمانو^۲ [۸] و دیویدسون^۳ [۹] استفاده شده است.

۳- معادلات حاکم در رهیافت RANS

معادلات حاکم بر جریان، معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده رینولدز^۴ و معادله انرژی می‌باشد که در فرم بقائی برای سیال نیوتنی و جریان تراکم‌ناپذیر به صورت تانسوری زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = 0, \quad (۱)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\bar{p} + \frac{2}{3} \rho k \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \mu_{\text{eff}} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right\}, \quad (۲)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_j \bar{T}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_{\text{eff}} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} \right), \quad (۳)$$

که در رابطه (۲)، ρ چگالی سیال، \bar{p} فشار متوسط، k انرژی آشفتگی و μ_{eff} لزجت مؤثر می‌باشد که از رابطه $\mu_{\text{eff}} = \mu_t + \mu_i$ به دست می‌آید و μ_t و μ_i به ترتیب لزجت

5. Large Eddy Simulation (LES)

1. Deardorf
2. Germano
3. Davidson
4. Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)

$$\frac{Dpk}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right], \quad (7)$$

$$\frac{D\rho\omega}{Dt} = \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}. \quad (8)$$

در روابط فوق، k انرژی آشفتگی، ω نرخ اتلاف انرژی آشفتگی بر واحد آن و ν_t لزجت سینماتیکی گردابه‌ای می‌باشد. تابع سوئیچ F_1 به گونه‌ای تنظیم شده که مقدار آن در نزدیک دیوار یک و در نواحی دور از دیوار صفر باشد. مقادیر ضرایب ثابت $\sigma_k, \sigma_\omega, \sigma_\epsilon, \sigma_\gamma, \beta$ و β^* تابع سوئیچ F_1 در مرجع [۱۲] ارائه گردیده است.

۶- مدل آشفتگی در رهیافت LES

اولین مدل تنش زیر شبکه‌ای در سال ۱۹۶۳ توسط اسماگورینسکی ارائه شد که نسبتاً ساده است و وسیع ترین کاربرد را تاکنون داشته است. اساس این مدل فرض لزجت گردابه‌ای است و با این فرض که "تولید و از بین رفتن انرژی جنبشی آشفتگی مقیاس‌های کوچک در تعادل است" به دست می‌آید. بنابراین خواهیم داشت:

$$\tau_{ij} = -2C_s \Delta^2 (2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij})^{1/2} \bar{S}_{ij}, \quad (9)$$

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right), \quad (10)$$

که در آن، \bar{S}_{ij} تانسور نرخ کرنش حل شده، Δ پهنای فیلتر و C_s ثابت اسماگورینسکی است که مقدار آن بین ۰/۱ تا ۰/۲ می‌باشد [۱۰، ۱۱ و ۱۳].

۷- دامنه محاسباتی و پارامترهای مؤثر بر

خنک کاری لایه‌ای

طرح شماتیک مسأله خنک کاری لایه‌ای با تزریق از سوراخهای جداگانه بر روی یک صفحه تخت در شکل (۱) نشان داده شده است که مرکز مبدأ مختصات در مرکز کانال قرار دارد. در این تحقیق، جریان داخل کانال جت خنک کننده نیز به همراه جریان اصلی حل شده است. سطح مقطع کانال مربعی به ضلع D و طول کانال برابر $5D$ می‌باشد. جت‌ها با زاویه تزریق θ نسبت به سطح افقی وارد جریان اصلی می‌شود. فاصله بین مراکز سوراخ‌های جت‌ها

که در آن، $\tau_{ij} = \overline{u_i u_j} - \bar{u}_i \bar{u}_j$ تانسور تنش زیر شبکه‌ای می‌باشد [۱۰ و ۱۱]. در روش گردابه‌های بزرگ، همانند روش سیمولاسیون مستقیم جریان، حل سه بعدی و وابسته به زمان معادلات ناویر-استوکس به دست می‌آید. بنابراین، به شبکه بندی کاملاً ریز (ولی نه به ریزی شبکه مورد استفاده در روش سیمولاسیون مستقیم) نیاز دارد. در جدول ۲ مقایسه‌ای بین تعداد نقاط مورد نیاز برای حل با رهیافت‌های شبیه سازی مستقیم^۱ و LES جریان آشفتگی در داخل یک تونل صورت گرفته است.

جدول ۲- مقایسه تعداد نقاط مورد نیاز در رهیافت‌های DNS و LES در جریان آشفتگی تونل [۱۶].

عدد رینولدز (Re _H)	سیمولاسیون مستقیم (DNS)	گردابه‌های بزرگ (LES)
۱۲۳۰۰	۶/۷×۱۰ ^۶	۶/۱×۱۰ ^۵
۳۰۸۰۰	۴/۱×۱۰ ^۷	۳/۰×۱۰ ^۶
۶۱۶۰۰	۱/۵×۱۰ ^۸	۱/۰×۱۰ ^۷
۲۳۰۰۰۰	۲/۱×۱۰ ^۹	۱/۰×۱۰ ^۸

۵- مدل‌های آشفتگی در رهیافت RANS

در رهیافت RANS، برای مدل سازی آشفتگی از مدل $k - \epsilon$ استاندارد و مدل آشفتگی انتقال تنش برشی^۲ که در سال ۱۹۹۴ توسط منتر^۳ بدست آمد [۱۲]، استفاده شده است. مدل $k - \epsilon$ استاندارد در نواحی نزدیک به دیوار و با عدد رینولدز پایین خوب کار نمی‌کند در صورتیکه استفاده از مدل $k - \omega$ برای این نواحی مناسب می‌باشد. همچنین، مدل $k - \omega$ نسبت به شرایط جریان آزاد بسیار حساس می‌باشد در صورتیکه مدل $k - \epsilon$ دارای این ضعف نیست. بنابراین، منتر این دو مدل آشفتگی را ترکیب نمود و مدل آشفتگی انتقال تنش برشی را به گونه‌ای بوجود آورد که هر کدام از این مدل‌ها در ناحیه‌ای که خوب کار می‌کند، استفاده شود. مدل SST در زیرلایه لزوج و ناحیه لگاریتمی از مدل $k - \omega$ و در نواحی دور از دیوار از مدل $k - \epsilon$ استفاده می‌کند. معادلات مربوط به مدل SST به صورت زیر می‌باشد:

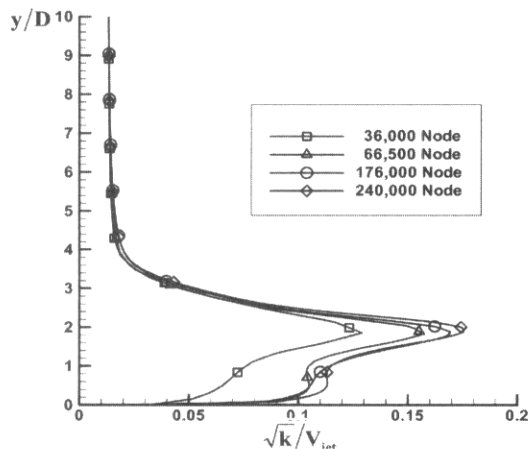
1. Direct Numerical Simulation (DNS)
2. Shear Stress Transport (SST) Model
3. Menter

۸- روش‌های عددی و شرایط مرزی

برای حل عددی مسأله خنک‌کاری لایه‌ای از روش حجم محدود استفاده شده است. معادلات حاکم به کمک الگوریتم سیمپل و با استفاده از شبکه جابجا شده غیریکنواخت حل شده است. شبکه در نزدیک دهانه خروجی کانال و در جهت y در نزدیک دیوار ریزتر شده است. از طرف دیگر، برای گسسته‌سازی شارهای مکانی و زمانی به ترتیب از روش‌های توانی^۳ و کرانک-نیکلسون^۴ استفاده شده است [۱۴]. به منظور مطالعه حساسیت برنامه به شبکه، از چهار شبکه غیر یکنواخت با تعداد گره‌های متفاوت استفاده شده که تعداد گره‌های این شبکه‌ها و نتایج حاصل به ترتیب در جدول (۳) و شکل (۲) ارائه شده است.

جدول ۳- تعداد گره‌های شبکه‌های مختلف.

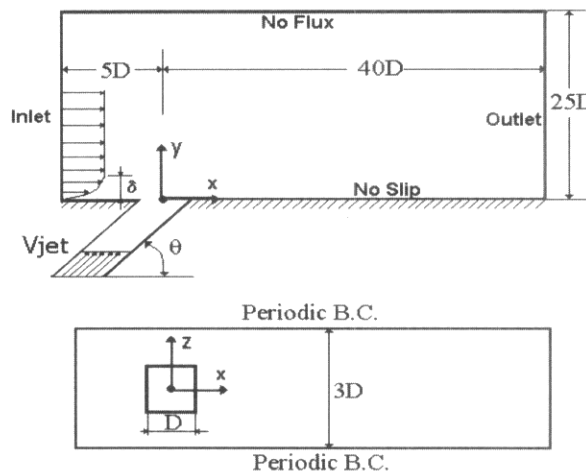
تعداد گره‌ها	N_x	N_y	N_z	N_{Total}
شبکه اول	۶۰	۴۰	۱۵	۳۶۰۰۰
شبکه دوم	۷۰	۵۰	۱۹	۶۶۵۰۰
شبکه سوم	۱۲۰	۷۰	۲۱	۱۷۶۰۰۰
شبکه چهارم	۱۳۰	۸۰	۲۳	۲۴۰۰۰۰



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

عبارتند از: ورودی، خروجی، تناوبی^۵، جریان آزاد و عدم لغزش. در ورودی جریان اصلی که در فاصله $5D$ بالاتر از مرکز

در جهت Z برابر $3D$ است و دامنه محاسباتی شامل یکی از این جت‌ها می‌باشد.



شکل ۱- شماتیک مسأله خنک‌کاری لایه‌ای.

یکی از پارامترهای موثر در خنک‌کاری لایه‌ای نسبت دمش^۱ می‌باشد، که برابر با نسبت دبی جریان جت خنک‌کننده به دبی جریان اصلی بوده و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$M = \frac{\rho_{jet} V_{jet}}{\rho_{cf} V_{cf}}, \quad (11)$$

که در آن، M نسبت تزریق، زیرنویس jet برای جت و زیرنویس cf برای جریان عرضی می‌باشد. به دلیل اینکه در این تحقیق هر دو سیال هوا در نظر گرفته شده، نسبت دمش تبدیل به نسبت سرعت^۲ شده و لذا رابطه بالا به صورت زیر درمی‌آید:

$$R = \frac{V_{jet}}{V_{cf}}, \quad (12)$$

که در آن، R نسبت سرعت می‌باشد. در تمامی نسبت سرعت‌ها ثابت و برابر 5.5 m/s است. عدد رینولدز جت بر اساس قطر جت (D) و سرعت جت به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Re_{jet} = \frac{\rho V_{jet} D}{\mu}, \quad (13)$$

که با قرار دادن مقادیر خواص هوا در شرایط استاندارد و $D = 12.7 \text{ mm}$ ، عدد رینولدز جت برابر با 4700 می‌شود.

3. Power Law Scheme
4. Crank-Nicolson Scheme
1. Periodic

1. Blowing Ratio
2. Velocity Ratio

در این شکل، نتایج بدست آمده از طریق مدل $k - \epsilon$ و مدل انتقال تنش برشی (SST) با نتایج تجربی مقایسه شده است. نتایج در صفحات $X/D=3, 5$ توافق بهتری با نتایج تجربی دارد و در این صفحات نتایج مدل آشفتگی انتقال تنش برشی کمی بهتر از مدل $k - \epsilon$ می‌باشد.

۹-۲- مقایسه نتایج حاصل از رهیافت LES با نتایج تجربی و عددی دیگران

پروفیل‌های \bar{u}/V_{jet} در صفحات عرضی مختلف روی خط مرکزی برای نسبت سرعت 0.5 و زاویه تزریق 90° درجه در شکل (۵) نشان داده شده است. در این شکل، حل عددی LES با نتایج تجربی و عددی آجرش و همکاران وی [۴] مقایسه شده است. پروفیل‌های به‌دست آمده توسط حل عددی حاضر در هر سه صفحه عرضی در مقایسه با نتایج عددی آجرش، توافق خیلی بهتری با نتایج تجربی دارد. با مقایسه شکل‌های (۳) و (۵) مشاهده می‌شود که نتایج حاصل از رهیافت LES توافق بهتری با نتایج تجربی، در مقایسه با نتایج رهیافت RANS، نشان می‌دهد.

۹-۳- بردارهای سرعت در صفحه عمودی مرکزی

در شکل (۶)، بردارهای سرعت بی‌بعد در صفحه عمودی $Z/D=0$ برای نسبت سرعت $1/5$ و زاویه تزریق 90° درجه نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، یک جریان برگشتی و ناحیه جدایی سه بعدی در پائین دست جت مشاهده می‌شود. برای نسبت سرعت‌های پائین ($R=0.5$) نیز جریان برگشتی در حالت زاویه تزریق 90° درجه وجود دارد، اما در ناحیه کوچک‌تر و در فاصله نزدیک‌تری نسبت به صفحه پائینی رخ می‌دهد (در اینجا نشان داده نشده است). در حالت خنک‌کاری لایه‌ای سه بعدی با استفاده از مشاهدات تجربی آندروپولوس^۱، سیال در این ناحیه یک مسیر مارپیچ را طی می‌کند [۱۵].

سوراخ قرار دارد، ضخامت لایه مرزی با استفاده از نتایج تجربی [۴] برابر $2D$ قرار داده شده و مقدار سرعت در این ناحیه از پروفیل توانی و در خارج این ناحیه از پروفیل یکنواخت به‌دست 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 به گونه‌ای به‌دست آمده که پیوستگی کل ارضاء گردد و برای سایر کمیت‌ها از برونمایی استفاده شده است. در جهت z ، برای در نظر گرفتن تأثیر سایر جت‌ها از شرط مرزی تناوبی استفاده شده است. در مرز بالایی مسأله که در فاصله $25D$ از دیوار قرار دارد سرعت عمود بر مرز (۷) برابر صفر قرار داده شده و برای سایر کمیت‌ها از شرط مرزی نیومن استفاده شده است. بر روی دیواره‌های کانال و سطح صفحه تخت شرط مرزی عدم لغزش اعمال گردیده است.

۹- نتایج

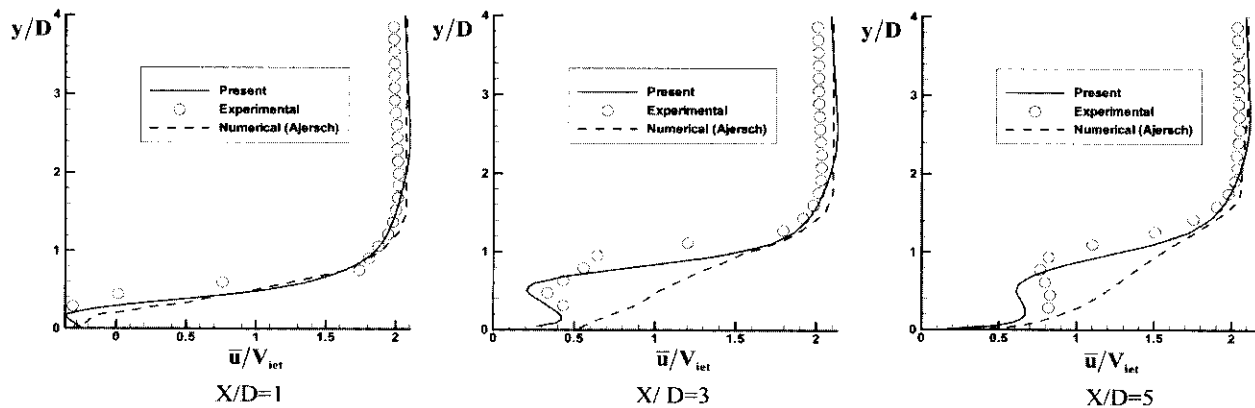
در این قسمت، ابتدا پروفیل‌های سرعت به دست آمده از رهیافت‌های RANS و LES با نتایج تجربی و عددی آجرش و همکاران وی مقایسه شده و دقت نتایج حاصل بررسی شده است. سپس، به بررسی چگونگی جریان و تأثیر پارامترهای نسبت سرعت و زاویه تزریق بر اثربخشی خنک کاری لایه‌ای پرداخته و مقادیر بهینه این پارامترها برای خنک کاری لایه‌ای مؤثر به‌دست آمده است.

۹-۱- مقایسه نتایج حاصل از رهیافت RANS با نتایج تجربی و عددی دیگران

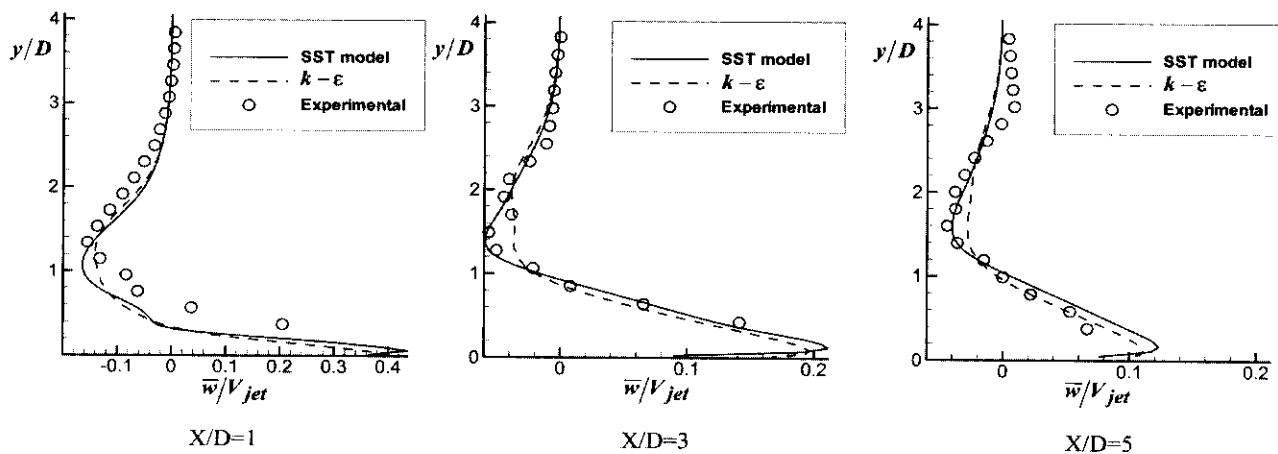
در شکل (۳)، پروفیل‌های \bar{u}/V_{jet} در صفحات عرضی مختلف بر روی خط مرکزی برای نسبت سرعت 0.5 و زاویه تزریق 90° درجه نشان داده شده است. در این شکل، حل عددی حاضر با نتایج تجربی و عددی آجرش و همکاران وی [۴] مقایسه شده است. پروفیل‌های به‌دست آمده توسط حل عددی حاضر در صفحات عرضی $X/D=3, 5$ در مقایسه با جواب‌های عددی آجرش، توافق بهتری با نتایج تجربی دارد.

در شکل (۴)، پروفیل‌های سرعت افقی (\bar{w}/V_{jet}) در صفحات عرضی مختلف روی خط $Z/D=0.5$ برای نسبت سرعت $1/5$ و زاویه تزریق 90° درجه نشان داده شده است.

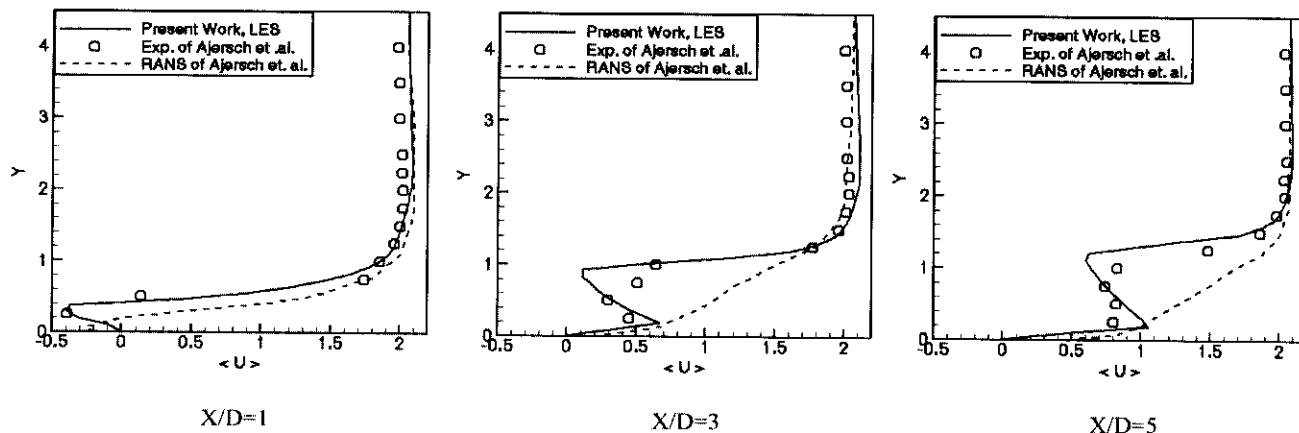
^۱ Andreopoulos



شکل ۳- بردارهای سرعت \bar{u}/V_{jet} روی خط مرکزی ($Z/D=0$) صفحات عرضی مختلف برای زاویه تزریق ۹۰ درجه و $R=0.5$.



شکل ۴- بردارهای سرعت \bar{w}/V_{jet} روی خط $Z/D=-0.5$ در صفحات عرضی مختلف برای زاویه تزریق ۹۰ درجه و $R=1.5$.



شکل ۵- بردارهای سرعت \bar{u}/V_{jet} روی خط مرکزی ($Z/D=0$) صفحات عرضی مختلف برای زاویه تزریق ۹۰ درجه و $R=0.5$.

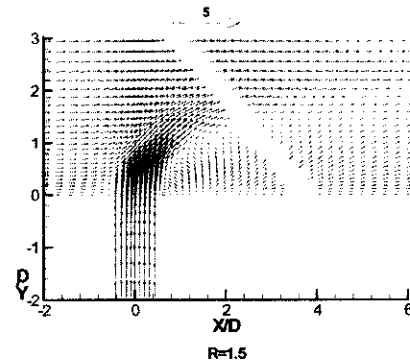
۹-۵- اثر بخشی خنک کاری لایه‌های برای زوایای تزریق مختلف

اثر بخشی خنک کاری لایه‌های (η)، به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_{CF}}{T_{jet} - T_{CF}} \quad (14)$$

که در آن، T_{aw} دمای دیوار عایق، T_{jet} دمای جت خنک کننده و T_{CF} دمای جریان اصلی می‌باشد. به دلیل اینکه اثر بخشی خنک کاری لایه‌های با تغییرات دمای جت ثابت می‌ماند، پارامتر مناسبی برای بررسی اثرات هیدرودینامیکی تزریق می‌باشد.

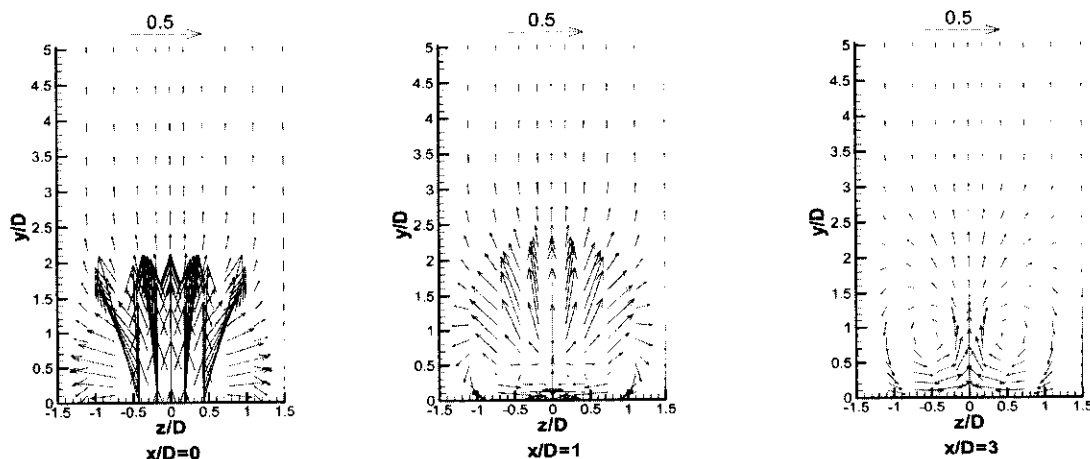
در شکل (۸)، توزیع اثر بخشی خنک کاری لایه‌های روی خط مرکزی ($Z/D=0$) برای زوایای تزریق مختلف و نسبت سرعت ۱/۵ نشان داده شده است. همچنانکه مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه تزریق، اثر بخشی خنک کاری لایه‌های کاهش می‌یابد. از آنجاییکه، نسبت سرعت زیاد می‌باشد با افزایش زاویه تزریق، جریان جت به داخل جریان اصلی نفوذ می‌کند و بر روی سطح قرار نمی‌گیرد. همچنین، در نسبت سرعت‌های بالا، جریان داغ اصلی جریان جت را دور زده و بر روی سطح صفحه قرار می‌گیرد که باعث بالا رفتن دمای سطح می‌شود. در شکل (۹)، توزیع اثر بخشی خنک کاری لایه‌های روی خط مرکزی ($Z/D=0$) برای زوایای تزریق مختلف و نسبت سرعت ۰/۵ نشان داده شده است. در این شکل، زاویه تزریق ۳۰ درجه بیشترین اثر بخشی خنک کاری لایه‌های را داراست و به عنوان زاویه تزریق بهینه انتخاب می‌شود.



شکل ۶- بردارهای سرعت بی‌بعد در صفحه $Z/D=0$ برای نسبت سرعت ۱/۵ و زاویه تزریق ۹۰ درجه.

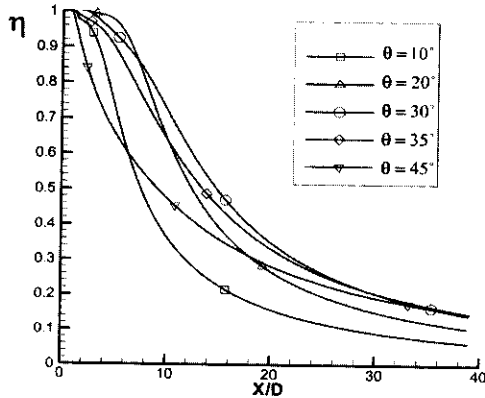
۹-۴- بردارهای سرعت در صفحات عرضی مختلف

در شکل (۷)، بردارهای سرعت بی‌بعد در صفحات عرضی مختلف برای نسبت سرعت ۱/۵ و زاویه تزریق ۹۰ درجه نشان داده شده است. از فاصله $X/D=1$ به بعد، یک گردابه که در خلاف هم در گردش است^۱، به وجود می‌آید. در نسبت سرعت ۱/۵، این گردابه‌ها در فاصله دور در پائین دست نیز وجود دارد و با افزایش فاصله از جت از قدرت آنها کاسته می‌شود و مرکز جت‌ها در فاصله بالاتری از صفحه پائینی قرار می‌گیرد.

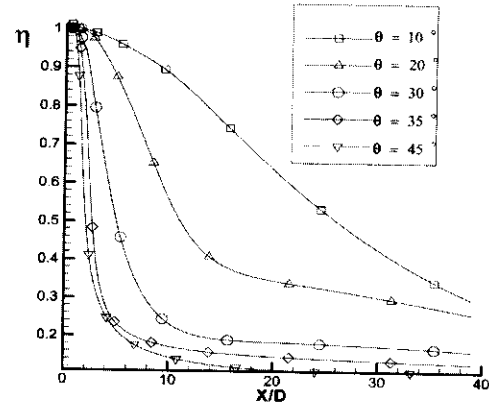


شکل ۷- بردارهای سرعت بی‌بعد (\bar{V}/V_{jet}) در صفحات عرضی مختلف برای زاویه تزریق ۹۰ درجه و $R=1.5$.

^۱ Counter-Rotating Vortex Pairs (CRVP)



شکل ۹- اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای روی خط
Z/D=0 برای زوایای تزریق مختلف و R=0.5



شکل ۸- اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای روی خط
Z/D=0 برای زوایای تزریق مختلف و R=1.5

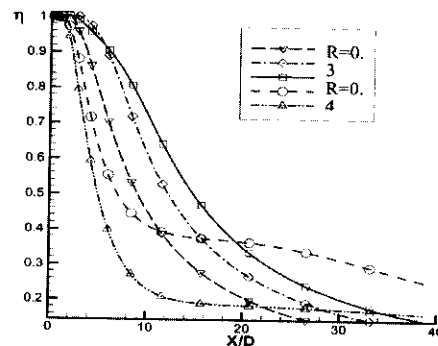
۱۰- نتیجه گیری‌ها

در این تحقیق، خنک کاری لایه‌ای سه بعدی روی یک سطح صاف به روش عددی مورد بررسی قرار گرفته است. در رهیافت میانگین‌گیری رینولدز معادلات ناویر-استوکس، برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل $k - \epsilon$ استاندارد و مدل انتقال تنش برشی استفاده شده است. در صورتیکه، در رهیافت شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ از مدل زیر شبکه‌ای اسمال‌گورینسکی استفاده شده است. نتایج به‌دست آمده عبارت است از:

۱. در رهیافت RANS، نتایج دو مدل آشفتگی $k - \epsilon$ و مدل انتقال تنش برشی به هم نزدیک بوده و نسبت به نتایج عددی آجرش و همکارانش، همخوانی بهتری را با نتایج تجربی نشان می‌دهد.
۲. نتایج حاصل از رهیافت LES مطابقت بسیار بهتری را با نتایج تجربی نشان می‌دهد و در مقایسه با نتایج RANS حاضر دقت بهتری دارد.
۳. در حالت زاویه تزریق ۹۰ درجه برای نسبت سرعت‌های مختلف جریان برگشتی در پائین‌دست جت وجود دارد و در صفحات عرضی مختلف، گردابه‌هایی که در خلاف جهت هم در گردش هستند، مشاهده می‌شود.
۴. با مقایسه پارامتر اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای برای نسبت سرعت‌ها و زوایای تزریق مختلف، مقدار بهینه نسبت سرعت ۰/۵ و مقدار بهینه زاویه تزریق برابر ۳۰ درجه می‌باشد.
۵. در نسبت سرعت‌های بالا، با افزایش زاویه تزریق به دلیل قرار نگرفتن سیال خنک بر روی سطح پره، اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای کاهش می‌یابد.

۹-۶- اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای برای نسبت سرعت‌های مختلف

در شکل (۱۰)، توزیع اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای برای نسبت سرعت‌های مختلف در زاویه تزریق بهینه (۳۰ درجه) ارائه شده است. همچنانکه مشاهده می‌شود تا فاصله $X/D=19$ ، نسبت سرعت ۰/۵ دارای بیشترین η می‌باشد ولی در فواصل دورتر نسبت سرعت واحد دارای η بیشتری است. البته باید دقت شود که در فواصل دور مقدار η خیلی کم می‌باشد و در عمل بیش از یک ردیف سوراخ مورد استفاده قرار می‌گیرد. بنابراین، نسبت سرعت ۰/۵، برای خنک کاری لایه‌ای مناسب‌ترین می‌باشد و در عمل نیز (مثل خنک کاری لایه‌ای پره‌های توربین‌های گاز) از نسبت سرعت‌های پائین استفاده می‌شود.



شکل ۱۰- اثر بخشی خنک کاری لایه‌ای برای نسبت سرعت‌های مختلف و زاویه تزریق بهینه (۳۰ درجه).

10. Piomelli, U. "Large-Eddy Simulation of Turbulent Flows" Short Course Notes, TAM Department, University of Illinois, USA, 1994.
11. Zang, Y., Street, R.L., and Koseff, J.R. "A Dynamic Mixed Subgrid-Scale Model and its Application to Turbulent Recirculating Flows" J. Phys. Fluid A., Vol. 5, No. 12, 1993.
12. Menter, F.R. "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA J., Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
13. Reynolds, W.C. "The Potential and Limitations of Direct and Large Eddy Simulations", Whither Turbulence Conference, Cornell University, 1989.
14. Versteeg, H.K. and Malalasekera, W. "An Introduction to Computational Fluid Dynamics-The Finite Volume Method", Logman Malaysia, TCP, 1996.
15. Andreopoulos, J. and Rodi, W. "Experimental Investigation of Jets in a Cross flow", J. Fluid Mechanics, Vol.138, pp. 93-127, 1984.
16. Wilcox, D.C. "Turbulence Modeling for CFD", DCW Industries, 1993.

مراجع

1. Kim, S.W. and Benson, T.J. "Calculation of a Circular Jet in Crossflow with a Multiple-Time-Scale Turbulence Model", Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 35, No. 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, Vol. 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 Measurements 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, Vol. 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 Conf., pp. 1-6, 1998.
7. Schumann, U. "Direct and Large Eddy Simulation of Turbulence-Summary of the State of the Art", Lecture Series 1993-02, 1993.
8. Ghosal, S. "Mathematical and Physical Constrains on LES", AIAA Paper 98-2803, 1998.
9. Sohankar, A., Davidson, L., and Norberg, C. "Application of Different Subgrid Scale Models in Large Eddy Simulation of Flow around a Square Cylinder", ISME 2000 Conf., 2000.