

# تحریک لایه مرزی آشفته توسط جت و ویک و اثر آن بر ضریب انتقال حرارت از صفحه تخت

محسن کهرم<sup>۱\*</sup>، بهروز ظفر مند<sup>۲</sup> و علی فرهد<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup>دانشیار گروه مهندسی مکانیک - دانشکده مهندسی - دانشگاه فردوسی مشهد

<sup>۲</sup>استادیار مؤسسه آموزشی و پژوهشی صنعت آب و برق

<sup>۳</sup>کارشناس ارشد گروه پژوهشی آذین

(تاریخ دریافت ۸۴/۷/۹، تاریخ دریافت روایت اصلاح شده ۸۶/۴/۲، تاریخ تصویب ۸۷/۳/۱۱)

## چکیده

اثر گذاری بر رفتار لایه مرزی با هدف تغییر ساختار آن و تغییر ضریب انتقال حرارت از موضوعات قابل توجه محققین انتقال حرارت است. روش هایی مانند مکش، دمش، ایجاد زبری و غیره از موضوعات مشابهی هستند که در گذشته مورد توجه بوده اند. در این تحقیق یک چهار گوش در درون یا مجاورت لایه مرزی آشفته قرار می گیرد و جریان اطراف خود را تحت تأثیر قرار می دهد. به دلیل تشکیل نقطه سکون، تشکیل جت و ایجاد ویک در پشت جسم و نفوذ اثر این پدیده ها به درون لایه مرزی، شکل کلاسیک توزیع سرعت و انتقال ممنوم و انرژی تحت تأثیر قرار می گیرند. به عبارت دیگر لایه مرزی تحریک می شود و انتظار می رود میزان انتقال حرارت نیز تغییر یابد. در این تحقیق نشان داده می شود که نقطه سکون از عوامل کاهش و در مقابل آن، جت و ویک از عوامل مؤثر بر افزایش ضریب انتقال حرارت هستند. هم چنین دیده می شود که اثر ترکیبی سه پدیده فوق در تحریک ضریب انتقال حرارت از صفحه تخت، و هم چنین تغییر نسبت ابعادی چهار گوش و فاصله چهار گوش از صفحه تخت هر یک در میزان تحریک مؤثر می باشد. در پایان نتیجه گیری می شود که نقطه سکون عامل کاهش، و جت و ویک از عوامل افزایش ضریب انتقال حرارت از صفحه تخت بوده اند.

**واژه های کلیدی:** تحریک لایه مرزی، جت و ویک، روش عددی

## مقدمه

معلوم می باشد که حتی می توان به کمک روابط تجربی تأثیر گذاری آن را بر شدت آشفستگی محیط مجاور آن قیاس نمود. باردوناس و همکاران [۳]، بر آمدگی مستطیل شکلی را روی یک سطح قرار دادند و به کمک سرعت سنج سیم داغ تأثیر آن بر تغییر شدت آشفستگی در لایه مرزی و بیرون آنرا اندازه گیری نمودند که نتایج حاصل از آن نشان می دهد که همبستگی شدیدی میان ابعاد برجستگی و شدت آشفستگی در داخل لایه مرزی و جریان اصلی وجود دارد. آزمایش مشابهی نیز با قرار دادن چهار گوش روی صفحه تخت درون لایه مرزی آرام و اندازه گیری همبستگی میان شدت آشفستگی لایه مرزی، طول منطقه گذار به آشفستگی و ابعاد مقطع توسط دارست و بکر [۴]، انجام پذیرفته و در آن نشان داده می شود که حتی اگر لایه مرزی دارای ماهیت لایه ای باشد، قرار دادن یک مانع با چهار گوش می تواند ضمن مغشوش کردن لایه، در زیر لایه آرام ( $y^+ < 30$ ) تولید اغتشاش با شدت قابل توجهی بنماید. وورنر و همکاران [۵]، یک مانع

در لایه های مغشوش ضریب انتقال حرارت تحت تأثیر شدت آشفستگی در لایه مرزی قرار دارد. گردابه های موجود در لایه مرزی از طریق جا به جا کردن مؤثر ذرات سیال، به همزنی بهتر لایه های گرم و سرد کمک می نمایند و از این طریق بر مقدار ضریب انتقال حرارت اثر می گذارد. این شدت آشفستگی خود متأثر از شدت آشفستگی در جریان اصلی سیال و یا محرک هائی است که گردابه هائی به صورت مصنوعی تولید و به داخل لایه مرزی روانه می کند. تحقیقات زیادی در مورد چگونگی تأثیر گذاری شدت آشفستگی جریان اصلی به درون لایه مرزی به صورت تجربی و روش های عددی انجام پذیرفته است، [۱] و [۲].

گردابه هائی که از دنباله یک جسم رها می شوند یکی از عوامل معمول در تولید و افزایش آشفستگی در جریانهای سیال به شمار می روند. هر جسم با ابعاد مشخص خود و عدد رینولدز متناسب به مشخصه طولی خود تولید کننده گردابه هائی با ابعاد و فرکانس رهائی

نزدیک تر به دیواره فواره که در قسمت زیرین چهار گوش تشکیل شده است رژیم سیالی روی صفحه را به طور کامل برهم می زند. در این حالت نیز روند تکاملی لایه مرزی تغییر یافته، ضریب انتقال حرارت را تحت تأثیر قرار می دهد که جزئیات این تأثیر نیز جداگانه مورد بررسی قرار گرفته است.

### معادلات حاکم

جریان سیالاتی که در صنعت استفاده می شوند عموماً دارای ماهیت مغشوش هستند. در جریانات مغشوش یک حرکت تصادفی، ذرات سیال را به مسیرهای مختلف می کشاند که در نتیجه انرژی همراه این ذرات نیز علاوه بر روش های انتقال که در لایه های آرام دیده می شود به شکل مغشوش نیز جا به جا می گردد. در رینولدزهای پایین تر از رینولدز بحرانی،  $Re < Re_{crit}$ ، جریان با حرکت خود روی لایه های سیال مجاور می لغزد. اگر شرایط مرزی با زمان تغییر ننماید این شکل از جریان سیال یک حرکت دائمی می باشد. در مقادیر بالاتر از رینولدز بحرانی، یک رشته حرکت های تصادفی سبب تغییرات جدی در رفتار جریان شده و جریان نامنظم و حتی تحت شرایط مرزی ثابت، حرکت کاملاً غیردائمی را شکل می دهند. به همین صورت سرعت و سایر خواص جریان به صورت تصادفی و نامنظم تغییر می یابد. در این ناحیه حرکت مغشوش ذرات به میزان قابل توجهی تحت تأثیر شدت آشفتگی جریان اصلی قرار دارد. در این شرایط می توان به مؤلفه های سرعت، دما و فشار یک مقدار میانگین و یک مقدار نوسانی نسبت داد که روی هم مقدار لحظه ای این کمیت ها را به دست دهند. به عنوان مثال برای مؤلفه سرعت  $u$  می توان نوشت:

$$u = \bar{u} + u' \quad (1)$$

با جایگذاری این مؤلفه ها در معادلات پیوستگی، ممنوم و انرژی و ساده سازی آنها، این معادلات برای جریان مغشوش به صورت زیر به دست می آیند:

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

$$\rho(\bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y}) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y}(\mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \rho \overline{u'v'}) \quad (3)$$

$$\rho c_p(\bar{u} \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{T}}{\partial y}) = \frac{\partial}{\partial y}(k \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} - \rho C_p \overline{v'T'}) \quad (4)$$

مدل های آشفتگی بسیار متنوع بوده و هر یک با قابلیت ویژه خود فقط در جریان های خاصی پاسخ صحیح به دست می دهند. از این رو انتخاب مدل مناسب در

با شکل نیم دایره و هم چنین یک چهار گوش با نسبت های متفاوت ابعادی را روی سطح تخت قرار دادند و پایداری لایه مرزی آرام را در نتیجه وجود گردابه های ناشی از ویک پشت جسم بررسی نمودند. در این تحقیق که از روش عددی مستقیم (DNS) استفاده شده است، ملاحظه نمودند که دامنه یک موج تولمین شلیشتینگ (Tollemien-Schlichting)، (TS) [۶]، که توسط مانع تحریک شده باشد تا ده ها برابر مقدار مربوط به صفحه تخت که بدون وجود مانع آزمایش می شود، افزایش می یابد. این افراد سپس نتایج عددی را با نتایج آزمایشی مقایسه و تأیید نتایج را گزارش نموده اند. سوهانکار [۷] و همکاران ایجاد ناپایداری و توزیع ناهمگون فشار در اطراف یک مقطع استوانه ای را در  $Re_D$  های مختلف بررسی نمودند. نتایج نشان می دهد که ناپایداری در جریان های دو بعدی و سه بعدی، فقط با کمی اختلاف از یکدیگر، در اعداد رینولدز تقریباً یکسان آغاز می شوند. لذا می توان نتایج یک فرآیند سه بعدی را با نتایج یک آزمایش دو بعدی قیاس نمود. سوهانکار نتیجه گیری می کند که تقارن توزیع فشار در اطراف مقطع با افزایش رینولدز کاهش یافته و ضربه های نوسانی فشار بر اطراف مقطع غالب می شود. هم چنین در امتداد خط مرکزی گردابه های فون کارمن (Von Karman vortex street) نوسانات شدید فشار (و در نتیجه سرعت) را تولید می نماید.

در این مقاله یک مانع چهار گوش در مجاورت یک صفحه تخت و در فواصل مختلف از آن قرار داده می شود و تعامل جت و ویک حاصل از چهار گوش با لایه آشفتگی روی صفحه و اثر آن بر ضریب انتقال حرارت بررسی می گردد. عدد رینولدز برای چهار گوش در داخل جریان اصلی سیال  $Re_a \approx 6500$  می باشد. با ورود جسم به داخل لایه مرزی و کاهش سرعت اولاً؛ سرعت بر روی جسم کاهش یافته و ثانیاً؛ یک جت نیرومند از زیر جسم شروع به فعالیت می نماید. این پدیده ها در پائین دست جریان منطقه ای را تشکیل می دهند که در آن فشار محلی و لذا مؤلفه های سرعت با حالت تحریک نشده دارای تفاوت می باشد. از تعامل همین اثر است که انتظار می رود ضریب انتقال حرارت تحریک شده و تغییر یابد. از طرف دیگر چون فاصله چهار گوش با صفحه تخت از  $D = 0$  تا  $D > \delta$  تغییر داده می شود، در فاصله های

بعضی از ضرائب نیز با فاصله از دیوار تغییر نموده و به صورت ضریب تخفیف عمل می نمایند:

$$\mu_t = \rho C_\mu f_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (10)$$

مقادیر  $f_\mu$  و  $f_2$  ضرایب تخفیف در کنار دیواره بوده و شدت اغتشاش را برای کنار دیواره بر حسب رینولدز مغشوش تنظیم می کنند و لاندنر- شارما این ضرائب را به شکل زیر تعریف نموده اند، [۹]:

$$f_\mu = \exp\left(\frac{-3.4}{(1+R_T/50)}\right)$$

$$f_2 = 1 - 0.3 \exp(-R_T^2)$$

$$Re_T = \frac{k^2}{\nu \varepsilon} \quad (11)$$

در رینولدزهای مغشوش کوچک، یعنی در زیر لایه های آرام که حرارت به شکل هدایت از دیواره به داخل جریان راه می یابد. می توان نوشت:

$$q_{sublayer} = -\lambda \frac{dT}{dy} = -\frac{\mu c_p}{Pr} \frac{dT}{dy} \quad (12)$$

در این صورت ضریب انتقال حرارت از سطح دیوار از رابطه زیر به دست می آید:

$$h_x = -\frac{\mu c_p}{Pr} \frac{1}{\Delta y} \quad (13)$$

که در آن  $\Delta y$  فاصله دو گره متوالی در کنار هر دیواره می باشد. در این کد محاسباتی تعداد گره ها در زیر لایه آرام ۴ گره در نظر گرفته شده است که یک گره از آن روی دیواره، یک گره در  $y^+ = 11$  و دو گره در میان این دو و با فواصل مساوی از یکدیگر منظور گردیده است. به این ترتیب فاصله هر دو گره از هم در زیر لایه آرام  $\Delta y = 1 \times 10^{-4} m$  است، که فاصله مناسبی برای فرض تغییر خطی درجه حرارت در جریان به نظر می رسد.

### شبکه بندی فضای محاسباتی و روش حل معادلات

شبکه بندی فضای محاسباتی از نوع متعامد با شبکه دوگانه جا به جا شده است. یک شبکه برای محاسبه  $\rho$ ،  $T$  و  $p$  به کار برده می شود و شبکه دیگر از جا به جا شدن شبکه اول به اندازه  $\left[\frac{\Delta x}{2}, \frac{\Delta y}{2}\right]$  به دست می آید، (شکل های ۱ و ۲) برای محاسبه مؤلفه های سرعت استفاده می شود. برای حل معادلات روش SIMPLE

خصوص این نوع سیال ها در محاسبات عددی دارای اهمیت می باشد. در کاربردهای مهندسی مدل های دو معادله ای و از میان انواع آنها، انواع مدل های  $k - \varepsilon$  دارای همگرایی خوب و دقت مناسب در جریان های پیچیده هستند. مدل رینولدز پائین Launder-Sharma یا به طور خلاصه L-S، برای جریان هائی که تشکیل ویک و جت، مورد نظر است دارای دقت خوبی می باشد، [۸]. از مزیت های مدل های آشفتگی رینولدز پائین، عدم نیاز به استفاده از قانون کنار دیواره است. در عوض این مدل ها ضرائب خود را در کنار دیواره متناسب با تغییرات  $k$  و  $\varepsilon$  بر حسب فاصله از دیواره اصلاح می نمایند:

$$\frac{\partial \rho \bar{u} k}{\partial x} + \frac{\partial \rho \bar{v} k}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial y} \right] + \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right)^2 - \rho \varepsilon \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho \bar{u} \tilde{\varepsilon}}{\partial x} + \frac{\partial \rho \bar{v} \tilde{\varepsilon}}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \tilde{\varepsilon}}{\partial y} \right] + c_{1\varepsilon} f_1 \frac{\tilde{\varepsilon}}{k} \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right)^2 - c_{2\varepsilon} f_2 \rho \frac{\tilde{\varepsilon}^2}{k} + E$$

در معادلات فوق میان  $\varepsilon$  و  $\tilde{\varepsilon}$  رابطه زیر برقرار است:

$$\varepsilon = \tilde{\varepsilon} + D \quad (7)$$

در این رابطه  $D$  مقدار  $\varepsilon$  در روی دیوار بوده یعنی هنگامی که  $\tilde{\varepsilon}_{wall} = 0$  می شود مقدار  $D$  در این مدل برابر مقدار زیر می گردد:

$$D = 2\mu \left( \frac{\partial \sqrt{k}}{\partial y} \right)^2 \quad (8)$$

هم چنین مقدار  $E$  در معادله (۶) طوری تعریف می شود که مقدار  $k$  همانند نتایجی که از آزمایش به دست می آید، در  $y^+ \cong 20$  حداکثر می گردد:

$$E = 2\mu \frac{\mu_t}{\rho} \left( \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} \right)^2 \quad (9)$$

بعضی از ضرائب مانند  $c_\mu$ ،  $\sigma_k$  و  $\sigma_\varepsilon$  مستقل از مدل و با روش هائی در لایه های سیال مغشوش قابل محاسبه می باشد، بنابراین برای تمامی مدل های  $k - \varepsilon$  ثابت هستند، [۸]. بقیه ضرائب که اختصاص به مدل L-S دارند طبق جدول زیر محاسبه و مورد استفاده قرار می گیرند:

$f_1$	$c_1$	$c_2$	$c_\mu$	$\sigma_k$	$\sigma_\varepsilon$
۱/۰	۱/۴۴	۱/۹۲	۰/۰۹	۱/۰	۱/۳

شده اند، شکل (۶). حداکثر اختلاف به دست آمده  $0.3/3$  روی ضریب انتقال حرارت محلی در  $\theta = 63^\circ$  روی مقطع استوانه ای می باشد.

اضافه بر این ضریب انتقال حرارت  $h_x$  و ضریب اصطکاک سطحی  $c_{f,x}$  که از نتایج برنامه حاصل شده است با روابط تجربی زیر مقایسه شدند :

$$h_x = (0.029 \text{Pr}^{0.4} \text{Re}_x^{0.8}) \frac{x}{k} \quad (16)$$

$$\frac{1}{2} C_{f,x} = 0.0296 \left( \frac{U_\infty x}{\nu} \right)^{-1/5} \quad (17)$$

مقایسه نتایج نشان داد که نتایج حاصل از برنامه با نتایج حاصل از روابط بالا خطایی کمتر از  $4/2\%$  در ضریب انتقال حرارت و حدود  $5/1\%$  در ضریب اصطکاک سطحی را دارا می باشد.

ضخامت لایه مرزی با توجه به خروجی های برنامه محاسبه و حاصل آن با ضخامت به دست آمده توسط رابطه  $\delta = (0.381 \text{Re}_x^{-1/5})x$  مقایسه گردید که خطایی حدود  $4/6\%$  را نشان داده است.

### مشخصات مدل فیزیکی

جریان سیال به موازات یک صفحه تخت با سرعت  $14$  متر بر ثانیه و درجه حرارت  $20$  درجه سانتی گراد در حرکت است. یک چهار گوش با درجه حرارت  $20$  درجه سانتی گراد، آدیاباتیک، در فاصله ای از لبه حمله در مجاورت لایه مرزی که در آن  $\text{Re}_x \approx 10^6$  است، قرار داده می شود، شکل (۷). این چهار گوش در فاصله  $1400$  میلی متری از شروع صفحه قرار دارد. طول صفحه  $2000$  میلی متر در نظر گرفته شده است تا آثار تحریک لایه مرزی قبل از رسیدن به شرایط مرزی انتهائی محو شده باشد. از آن جا که تا فاصله  $1200$  میلی متری از لبه صفحه تخت تنها رشد لایه مرزی دارای اهمیت است و تحریک لایه مرزی در این فاصله مؤثر نمی باشد و با هدف کاهش دادن تعداد گره های محاسباتی، این قسمت از صفحه تخت از محاسبات به این ترتیب حذف شده است که ابتدا صفحه تخت بدون قرار گرفتن مانع برای شرایط فیزیکی مورد بحث، یک بار اجرا شده و سپس نتایج به دست آمده در چهار گوش  $x = 1200 \text{ mm}$  به صورت شرط مرزی ورودی جریان به جریان اعمال گردیده که این شرط مرزی پس از این نیز مکرراً در آزمون عددی مورد استفاده قرار گرفته است.

انتخاب شده است، [۱۰]. در این روش نوعی حدس و تصحیح مکرراً به کار برده می شود تا این که در دو توالی محاسباتی تغییر قابل توجهی در مقدار به دست آمده برای متغیرها ظاهر نشود. هر متغیر در روی سطوح جانبی حجم کنترلی به کمک میان یابی محاسبه می گردد. معادلات ممنتوم وقتی می توانند حل شوند که توزیع فشار معلوم باشد و میدان سرعت به دست آمده با چنین فرضی، زمانی در پیوستگی صدق می کند که میدان فشار استفاده شده صحیح باشد. بنابر این برای هر توزیع فشار  $p^*$  یک توزیع سرعت  $u^*$  و  $v^*$  به دست می آید که در انتگرال معادله ممنتوم صادق است.

$$a_e u_e^* = \sum a_{nb} u_{nb}^* + b + (P_p^* - P_E^*) A_e \quad (14)$$

$$a_e v_n^* = \sum a_{nb} v_{nb}^* + b + (P_p^* - P_N^*) A_n \quad (15)$$

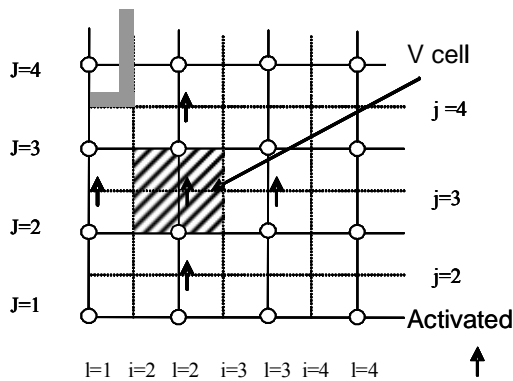
سپس میدان حدسی فشار  $p^*$  اصلاح گردیده و دور محاسبات مجدداً تکرار می شود. توضیح کامل روش در مرجع [۱۰] قابل پی گیری می باشد.

شبکه محاسباتی کنار دیواره ها بسیار ریز انتخاب شده است تا حداقل  $4$  گره در فاصله دیواره و  $5$   $y^+$  قرار گیرد. از زیر لایه آرام به بعد فاصله گره ها از یکدیگر با ضریب ثابت  $Sti$  به سمت دورتر از دیواره افزایش یافته است.

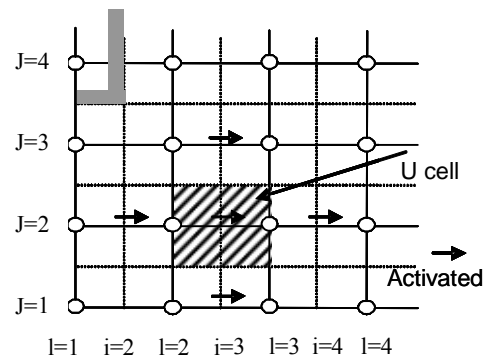
### صحت سنجی نتایج محاسباتی

برای صحت سنجی نتایج عددی از محک توصیه شده در اجلاس اسنفورد استفاده شده است. در این اجلاس، محک قابلیت عملکرد یک مدل توربولنسی (۱) اندازه طول بازچسب در پشت یک پله است که باید در فاصله  $6.5 \text{ H} - 7.5 \text{ H}$  قرار گیرد، شکل (۳). شکل (۴) نشان می دهد که نقطه بازچسب کد کنونی در حدود  $6.1 \text{ H}$  قرار می گیرد که حدود  $6\%$  با نتایج استاندارد اختلاف دارد. (۲) مقایسه تنش های رینولدز با نتایج DNS و نتایج برنامه حاصل از مدل RNG مقایسه شده اند، شکل (۵). مقایسه نشان می دهد، ضمن نزدیکی خوب تنش ها با نتایج DNS در نزدیکی پله که منطقه پر چرخش است نتایج مدل حاضر بر DNS منطبق می باشد.

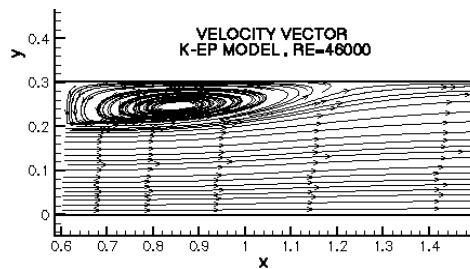
برای سنجش دقت اندازه گیری ضریب انتقال حرارت، مقادیر به دست آمده از برنامه فعلی با نتایج به دست آمده از تیواری [۱۱]، بر روی بدنه یک استوانه در زوایای  $0 < \theta < 160$  و در  $\text{Re}_D = 15000$  با یک دیگر مقایسه



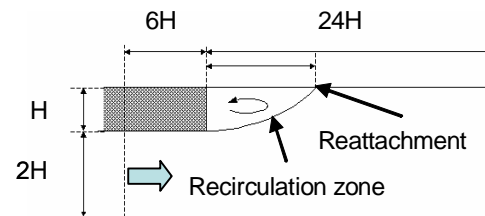
شکل ۲: نمایش شبکه محاسباتی و موقعیت یک سلول v.



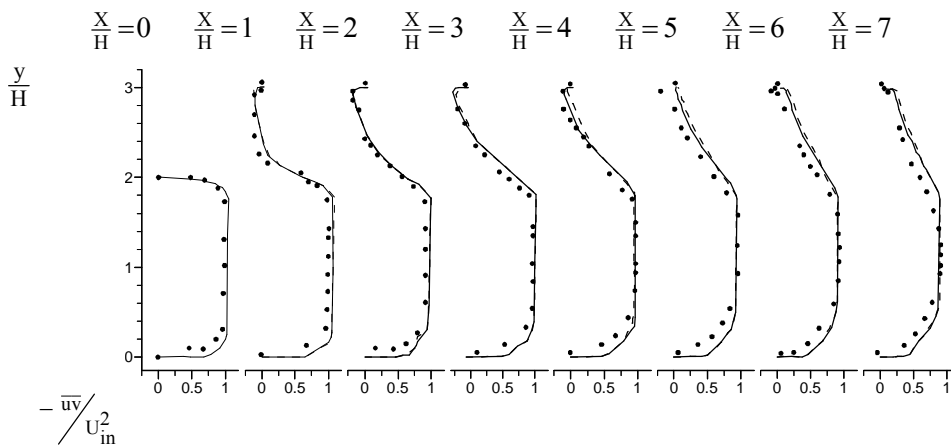
شکل ۱: نمایش شبکه محاسباتی و موقعیت یک سلول u.



شکل ۴: یک منطقه چرخشی پشت پله، و طول بازچسب. برای وضوح بیشتر از لبه پله به بعد ترسیم انجام شده است.



شکل ۳: هندسه یک پله استاندارد برای آزمون صحت سنجی مدل محاسباتی.



شکل ۵: صحت سنجی محاسباتی مدل. مقایسه تنش های رینولدز مدل حاضر \_ \_ \_ \_ با نتایج DNS ..... و نتایج مدل RNG.

در انتخاب شرایط مرزی مقدار درجه حرارت صفحه تخت  $70^{\circ}C$  و مقادیر  $k$  و  $\epsilon$  در اولین آزمون (که طول صفحه ۲ متر فرض شده است) به شرح زیر در شرط مرزی ورودی استفاده شده اند، [۱۰]:

در طول آزمون عددی نسبت ابعادی مانع، شکل و فاصله آن از صفحه تخت مرتباً تغییر داده می شود و اثر این تغییرات بر ضریب انتقال حرارت محلی در روی صفحه تخت مورد بحث قرار می گیرد.

### بررسی نتایج

در شکل (۷) شرائط فیزیکی و شرائط مرزی تحریک لایه مرزی نمایش داده شده است. جریان سیال به موازات دیواره تخت لایه مرزی را تشکیل می دهد. در نقطه ای به فاصله  $x = 1.4 \text{ m}$  از لبه حمله، چهار گوش قرار می گیرد. در این نقطه  $Re_x = 10^6$  و لایه مرزی آشفته است. مانع به طول  $a$  و به ارتفاع  $b$  و فاصله از سطح دیواره  $D$  قرار داده می شود. منظور از تحریک ضریب انتقال ذرات محدودی است که در آن ضریب انتقال حرارت  $\pm 5\%$  نسبت به حالت قبل از قرار گرفتن چهار گوش تغییر یافته باشد.

شکل (۸) یک حالت کلی از رفتار جریان در اطراف مانع را نشان می دهد. در سمت بالادست مانع، نقطه سکون و در فاصله میان سطح زیرین مانع با صفحه تخت، که جریان سرعت بسیار بیشتری نسبت به حالت بدون تحریک پیدا می کند، یک جت تشکیل می شود.

پس از مانع ضخامت لایه مرزی افزایش یافته و در مرحله بعدی گردابه جدا شده از پشت مانع جریان داخل لایه مرزی را تحت تأثیر قرار می دهد. پس از این مرحله تأثیر مانع کاهش یافته و لایه مرزی رشد خود را بر پایه آخرین وضعیت خود ادامه می دهد. تأثیر این پدیده ها بر ضریب انتقال حرارت در شکل (۱۰) آمده است. در فاصله  $a$  تا  $b$  در روی این شکل، اثر نقطه سکون موجب کاهش در ضریب انتقال حرارت می باشد. از  $b$  تا  $c$  جت، ضریب انتقال حرارت را تا حدود  $10\%$  افزایش می دهد. در منطقه جت ( $c$  تا  $d$ ) با رشد لایه مرزی درون مجرا، ضریب انتقال حرارت رو به کاهش می گذارد. از نقطه  $d$  تا  $e$  باز هم کاهش ضریب انتقال حرارت در مجاورت جریان آزاد ادامه یافته و از نقطه  $f$  تا  $g$  اثر یک گردابه که در پائین دست مانع شکل گرفته است، قابل مشاهده می باشد.

در این فاصله وجود گردابه از طریق هم زنی لایه مرزی به افزایش آشفتگی و افزایش ضریب انتقال حرارت کمک می نماید که این افزایش در ادامه مسیر تحت تأثیر افزایش ضخامت لایه مرزی به سمت ضریب انتقال حرارت صفحه تخت میل می کند.

(۱۸)

$$k = \frac{3}{2}(U_{in}T_i)^2 \quad (19)$$

که در آن  $l = 0.07L$  فرض می شود.  $L$  یک طول مشخصه است که در این جا برابر طول صفحه در نظر گرفته می شود. و  $l$  مقیاس طولی آشفتگی است که به محدوده ای اطلاق می شود که به طور متوسط یک گردابه، آشفتگی در آن نقطه را تحت تأثیر خود قرار می دهد.

ارتفاع میدان شبکه بندی شده حول این مدل  $120$  میلی متر فرض شده و بنابراین از ضخامت لایه مرزی بسیار بیشتر انتخاب شده است. تعداد گره های میدان محاسباتی با توجه به انتخاب  $4$  گره در زیر لایه آرام و هم چنین در روی بدنه، چهار گوش انتخاب شده است. پس از زیر لایه آرام فرض شده است که گره ها با ضریب  $1/0.8$  به سمت بیرون توسعه یابند. با همین فرض کلیه صحت سنجی ها نیز انجام شده و پس از آن در تمام آزمون های این تحقیق رعایت شده است. با توجه به این که شرایط هندسی مسئله مرتباً در حال تغییر می باشد نمی توان اظهار نظر نمود که آزمون دقیقاً با چه تعداد گره انجام شده است. ولی تعداد گره های مورد استفاده در حدود  $[I \times J] = [600 \times 200]$  می باشد.

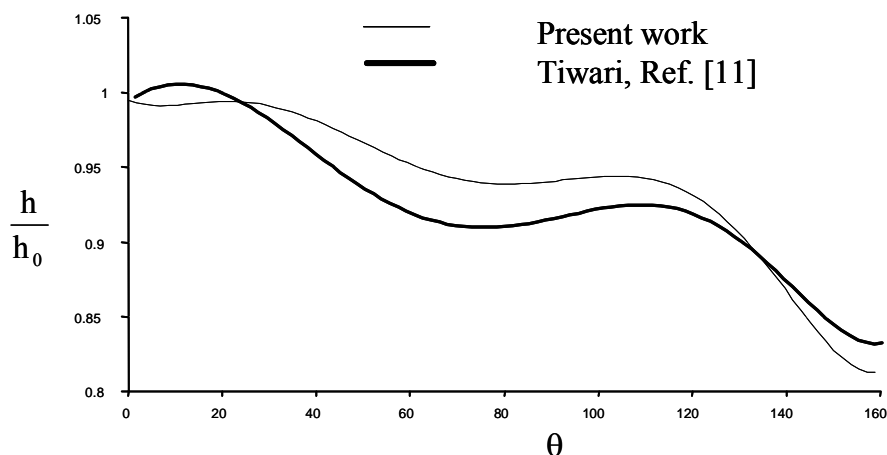
### اثر تحریک بر ضریب انتقال حرارت

برای آزمون از چهار گوش با طول و عرض  $(a \times b)$  (بر حسب میلی متر) استفاده شده است. اندازه های مورد آزمایش به صورت زیر می باشد:

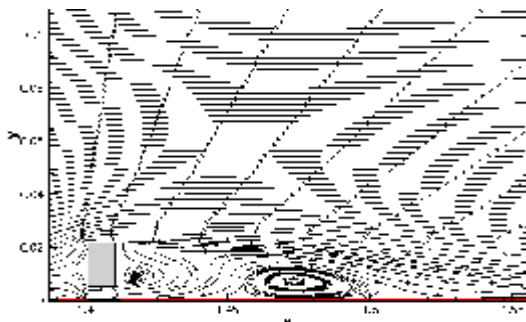
$$(a \times b) = (8 \times 8), (8 \times 12), (8 \times 16), (8 \times 24) \quad (20)$$

چهار گوش در فواصل مختلفی از صفحه تخت،  $D$ ، قرار داده می شود و اثر چهار گوش در تحریک لایه مرزی بررسی می گردد. فاصله از دیواره گام به گام تغییر داده می شود تا نهایتاً تمام ضخامت لایه مرزی را شامل می گردد، یعنی  $D > \delta \rightarrow D = 0$  مورد بررسی قرار می گیرد. در شکل های (۱۳) تا (۱۹) نتایج به دست آمده از هر آزمون رسم شده است.

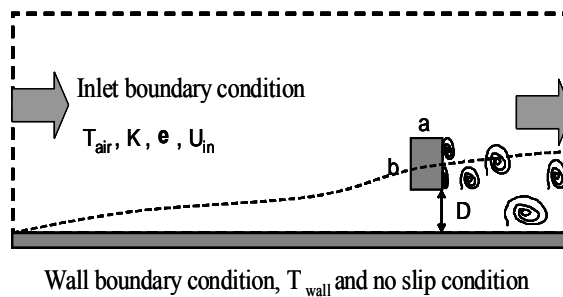
لازم است در هر شکل به فاصله قرار گیری از صفحه تخت و نسبت ابعادی اضلاع مستطیل توجه شود.



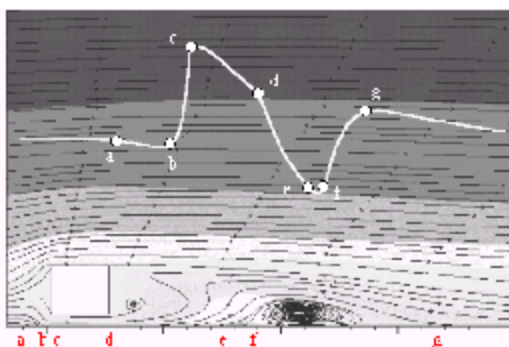
شکل ۶ : مقایسه نتایج محاسبه با نتایج تیواری. محور قائم از  $0/8$  شروع شده تا مقدار خطا بزرگ نمائی شود. حد اکثر خطای کد کامپیوتری از نقطه سکون تا پس از جدایش حدود  $3/3\%$  است.



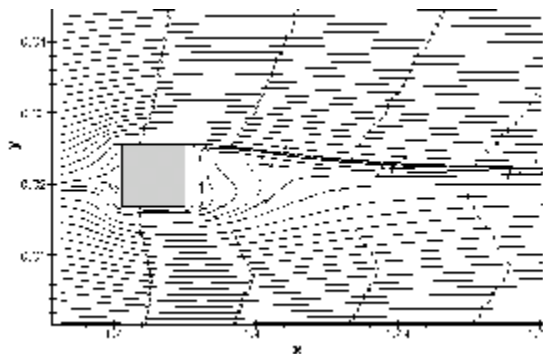
شکل ۸ : خطوط جریان برای مانع مستطیلی با ابعاد  $(8mm \times 16mm)$  در فاصله  $D = 4mm$ .



شکل ۷ : مشخصه های هندسی و شرایط مرزی. فقط از فاصله  $120+$  میلیمتری به بعد در محاسبات عددی منظور شده است.

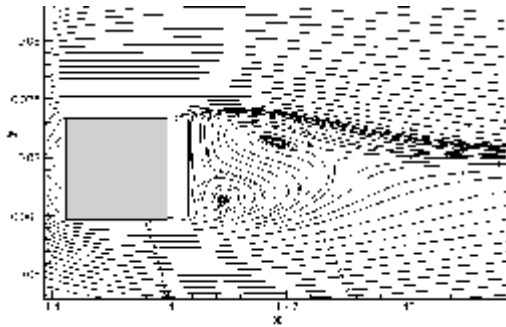


شکل ۱۰ : نمودار تطبیقی کیفی ضریب انتقال حرارت با نقاط مختلف روی صفحه تخت تحت تأثیر مانع، توجه کنید که به منظور وضوح بیشتر موقعیت نقاط، منحنی واگشائی شده است.

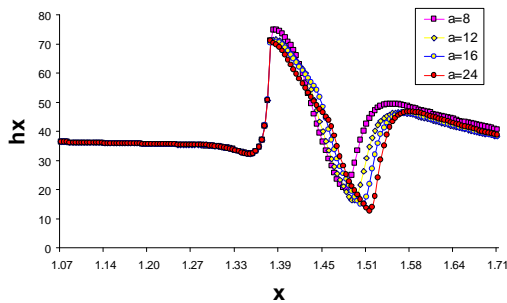


شکل ۹ : خطوط جریان برای مانع مستطیلی با ابعاد  $(8mm \times 8mm)$  در فاصله  $D = 16mm$ .

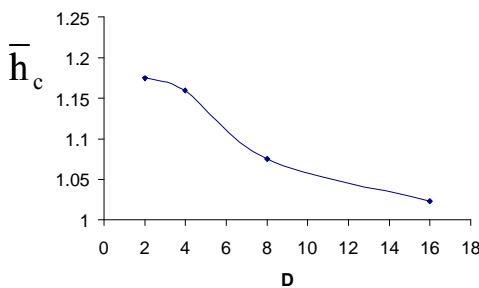




شکل ۱۲: خطوط جریان اطراف مانعی به ابعاد  $(8mm \times 8mm)$  برای مانعی در فاصله  $D = 64mm$  از صفحه تخت.

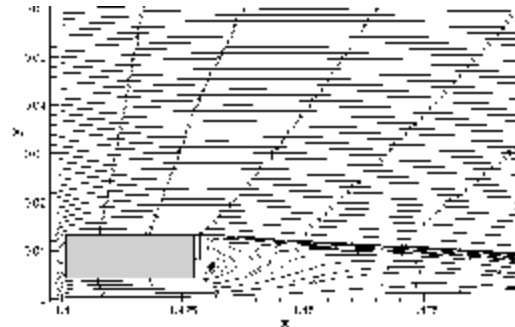


شکل ۱۳: مقایسه ضرایب انتقال حرارت بر روی صفحه تخت در جریان آشفته ( $Re_x = 10^6$ ) برای مانع مستطیلی با ابعاد  $(8mm \times 8mm)$  در فواصل عمودی مختلف  $D$  از سطح صفحه.

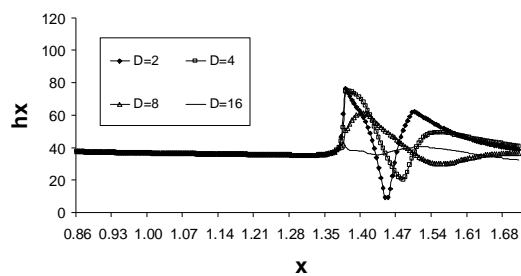


شکل ۱۴: مقایسه ضرایب انتقال حرارت بر روی صفحه تخت در جریان آشفته ( $Re_x = 10^6$ ) برای مانع مستطیلی با ابعاد  $(8mm \times 8mm)$  در فواصل عمودی مختلف  $D$  از سطح صفحه.

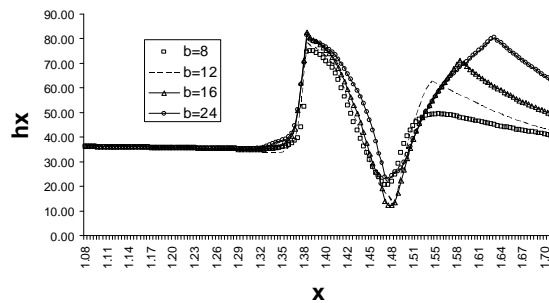
به سمت پایین دست توسعه می یابد. اندازه های  $(a, b, D)$  در چگونگی تغییرات ضریب انتقال حرارت مؤثر می باشد. اندازه  $a$  سهم جت در انتقال حرارت را کنترل می نماید مقدار  $b$  سهم نقطه سکون و ویک و بالاخره اندازه  $D$  تأثیر پذیری لایه مرزی از وجود چهار گوش را کنترل می کنند. شکل (۱۶) نشان می دهد که افزایش فاصله از دیوار موجب کاهش ضریب انتقال حرارت است و با افزایش



شکل ۱۵: خطوط جریان برای مانعی با ابعاد  $(24mm \times 8mm)$  در فاصله  $D = 4mm$  از صفحه تخت.



شکل ۱۶: مقایسه ضرایب انتقال حرارت بر روی صفحه تخت در جریان آشفته ( $Re_x = 10^6$ ) برای مانع مستطیلی با ابعاد  $(8mm \times 8mm)$  در فواصل عمودی مختلف  $D$  از سطح صفحه.



شکل ۱۷: مقایسه ضرایب انتقال حرارت بر روی صفحه تخت در جریان آشفته ( $Re_x = 10^6$ ) برای مانع مستطیلی با ابعاد  $(8mm \times bmm)$  در فاصله  $D = 4mm$  از صفحه تخت.

در شکل های (۱۱) و (۱۲) اثر نسبت ابعادی چهار گوش بر حرکت جریان سیال دیده می شود. بهر حال به صورت خلاصه تغییرات ضریب انتقال حرارت برای چهار گوش  $(a, b, D) = (8, 8, D)mm$  در شکل (۱۳) و  $(a, b, D) = (a, 8, 4)mm$  در شکل (۱۴) نمایش داده شده اند. با افزایش فاصله،  $D$  از دیواره، اثر تحریکی کاهش یافته و به سمت ضریب انتقال حرارت صفحه تخت نزدیک می شود. با افزایش طول مانع،  $a$ ، محدوده تحریک شده



می یابد، شکل (۱۸). در شکل (۱۹) مجموعه تأثیر گذاری  $(a, b, D)$  برای مقایسه بهتر با ضریب انتقال حرارت صفحه تخت نمایش داده شده است.

### جمع بندی

مانع، سه پدیده سیالی را در اطراف خود و در لایه مرزی روی صفحه تخت ایجاد می کند که به ترتیب از بالا دست جریان به سمت پائین دست عبارتند از: نقطه سکون، منطقه جت و منطقه ویک. تأثیر این پدیده ها و ترکیب اثر آنها بر ضریب انتقال حرارت در لایه مرزی آشفتگی به شرح زیر قابل نتیجه گیری می باشد:

۱ - نقطه سکون با کند کردن حرکت جریان لایه مرزی موجب کاهش ضریب انتقال حرارت از بالادست تا نقطه سکون می گردد.

۲ - منطقه تأثیر پذیر از جت که موجب افزایش قابل توجه در ضریب انتقال حرارت است. جت تشکیل شده بر روی صفحه تخت و بدنه مانع، لایه مرزی تشکیل می دهد. با رشد لایه مرزی در پائین دست، ضریب انتقال حرارت نسبت به مقدار اولیه جت کاهش می یابد. با خروج جت از زیر مانع و در ادامه راه نیز ضریب انتقال حرارت همچنان کاهش می یابد.

۳ - در ادامه فعالیت جت تأثیر گردابه های رها شده از پشت مانع موجب همزنی بهتر و افزایش آشفتگی در لایه مرزی شده و ضریب انتقال حرارت را افزایش می دهد.

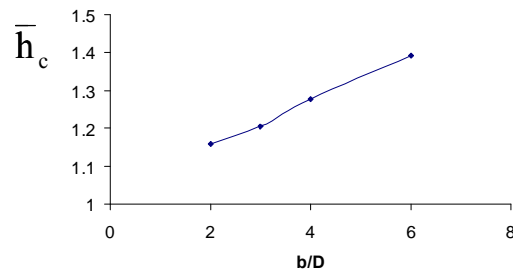
۴ - پس از اتمام اثر گردابه، لایه مرزی با آخرین شکلی که پیدا کرده است در مجاورت صفحه تخت ادامه مسیر داده و با قانون کلی رشد لایه های مرزی در مجاورت صفحه انتقال حرارت را کنترل می نماید.

### فهرست علائم

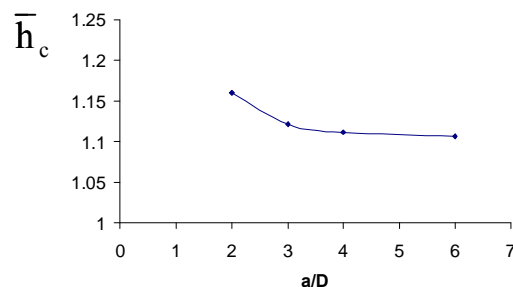
ضریب انتقال حرارت محلی	$h_x$
ضریب انتقال حرارت متوسط	$\bar{h}$
عدد رینولدز بحرانی	$R_{crit}$
متوسط زمانی مؤلفه های سرعت	$\bar{v}$ و $\bar{u}$
نوسان مؤلفه های سرعت	$v'$ ، $u'$
مشخصه هندسی فضای محاسباتی	$L$
مشخصه طولی آشفتگی	$l$
چگالی	$\rho$

فاصله ضریب انتقال حرارت به سمت ضریب انتقال حرارت صفحه تخت میل می نماید.

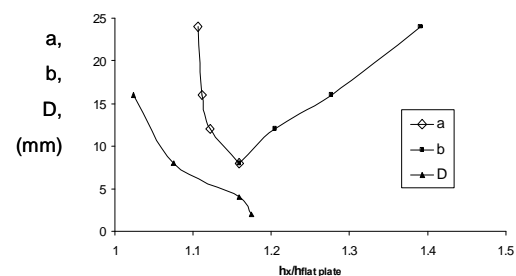
نتایج نشان می دهند که ارتفاع مانع،  $b$ ، با بزرگی اندازه گردابه های رها شده از پشت جسم رابطه مستقیم داشته و افزایش  $b$  اولاً موجب افزایش ضریب انتقال حرارت در قسمت جت و ثانیاً کاهش بیشتر انتقال حرارت در طول مجرا و ثالثاً اثر بیشتر گردابه در ضریب انتقال حرارت می گردد، شکل های (۱۵) و (۱۶).



شکل ۱۷: تغییرات  $\bar{h}$  برای مانعی با ابعاد  $(8mm \times bmm)$  در فواصل مختلف  $D$  از صفحه تخت.



شکل ۱۸: تغییرات  $\bar{h}$  برای مانعی با ابعاد  $(a mm \times 8 mm)$  در فواصل مختلف  $D$  از صفحه تخت.



شکل ۱۹: نمودار مقایسه ای تغییرات  $\bar{h}$  برای مانعی با ابعاد  $(a mm \times b mm)$  در فواصل مختلف  $D$  از صفحه تخت.

چنانچه طول چهار گوش  $(a)$  افزایش یابد، مقدار جهش در ضریب انتقال حرارت در ابتدای جت کاهش یافته و در طول جت نیز ضریب انتقال حرارت کاهش

ضریب انتقال حرارت هدایتی :	$\lambda$	لزجت :	$\mu$
ضریب پخش اغتشاش در معادله انرژی :	$\epsilon_H$	لزجت مغشوش :	$\mu_t$
تنش برشی آشفتگی :	$\tau_t$	رینولدز آشفتگی :	$Re_T$
تنش برشی ناشی از لزجت سیال :	$\tau_l$	عدد پراندتل :	$Pr$
ضریب پخش اغتشاش در معادله اندازه حرکت :	$\epsilon_m$	به ترتیب تولید و اتلاف انرژی جنبشی آشفته :	$\epsilon$ و $k$
شدت آشفتگی :	$T_i$	تنش برشی :	$\tau$
ضریب انبساط شبکه محاسباتی :	$str$	ضخامت لایه مرزی :	$\delta$
		لزجت سینماتیکی :	$\nu$

## مراجع

- 1 - Jungho, C. and Shuye, T. (2004). "Effect of free-stream turbulence on turbine blade heat transfer." *Int.J. of Heat and Mass Transfer*, Vol. 47, PP. 3440-3452.
- 2 - Shi J. M., Breuer, M. and Durest, F. (2002). "Wall effect on heat transfer from a micro-cylinder in near-wall shear flow." *Int.J. of heat and Mass Transfer*, Vol. 45, PP. 1309-1320.
- 3 - Bard, V. and Lars, R. S. (1998). "Space-time correlations in separated flow behind a surface mounted obstacle." *MFF- Report*, 166(A), Norwegian University of Science and Technology.
- 4 - Durst, F. and Becker, S. (1998). "Boundary layer transition induced by a roughness element." *Internal report Universitat Erlangen*, Germany, INEEL LDRD Program, FY.
- 5 - Anke, W., Ulrich, R. and Siegfried, W. (2003). "Humps/steps influence on stability characteristics of two-dimensional laminar boundary layer." *AAA Journal*, Vol. 41, No 2.
- 6 - Schlichting H. and Gersten, K. (2000). *Boundary-Layer Theory*, 8<sup>th</sup> Edition, Springer-Verlag Berlin Heidelberg .
- 7 - Sohankar, A., Norberg, C. and Davidson, L. (1999). "Numerical simulation of flow past a square cylinder." *3<sup>rd</sup> ASME/JSME joint Fluids Engineering Conference*, July 18-23, San Francisco, California, USA.
- 8 - Davison Lars, (2003). *An Introduction to Turbulence Models*. Publication No. 97/2/ Nov. 2003, Department of Thermo and Fluid Dynamics, Chalmers University of Technology, Goteborg, Sweden.
- 9 - Bredberg, J. (2000). "On the wall boundary condition for turbulence models." *Internal Report No. 00/4*, Department of Thermo and Fluid Dynamics, Chalmers University of Technology, Goteborg, Sweden.
- 10 - Minkowycz, W. J., Sparrow E. M., Schneider G. E. and Pletcher, R. H. (1988). *Numerical Heat Transfer*, John Wiley & Sons, Inc. ISBN 0-471-83093-3 printed in U.S.A.
- 11 - Tiwari, S., Chakraborty, D., Biswas, G. and Panigrahi, P. K. (2005). "Numerical prediction of flow and heat transfer in a channel in the presence of a built-in circular tube with and without an integral wake splitter." *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol.48, PP. 439-453.