

偏斜来流对圆柱跨声速绕流的影响*

许常悦, 孙 智, 王从磊

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘要: 采用大涡模拟方法数值研究了偏斜角为 60° 的偏斜圆柱跨声速绕流. 基于非偏斜圆柱跨声速绕流的实验和数值研究工作, 来流 Mach 数取为 0.75, Reynolds 数取为 2×10^5 . 通过与相同参数的非偏斜圆柱跨声速绕流对比, 分析了偏斜来流对柱体受力和流动特性的影响. 由于偏斜来流的流动控制, 偏斜圆柱的阻力比非偏斜圆柱的阻力减小高达 45%, 而振荡力仅受到较小的抑制. 偏斜圆柱流场的可压缩性被弱化, 激波和小激波消失, 而整体流动的模式未改变. 偏斜来流使得偏斜圆柱后的剪切层变得更为稳定, 进而提升柱体背压. 在剪切层的初始发展阶段, 剪切层的扰动涡斜脱泻模式和快速动能衰减是偏斜圆柱剪切层更为稳定的两个主要原因.

关键词: 圆柱; 偏斜圆柱; 可压缩湍流; 大涡模拟; 流动控制

中图分类号: V211.3; O354.2 **文献标志码:** A

doi: 10.3879/j.issn.1000-0887.2014.10.008

引 言

圆柱跨声速绕流属于一类典型的钝体可压缩绕流问题, 此类流场中存在大尺度的激波运动、大范围流动分离以及激波/湍流相互作用等复杂流动物理现象. 这些复杂流动的预测属于可压缩湍流领域的挑战性课题, 与其相关的研究成果具有重要的工程应用价值.

一般而言, 圆柱绕流的来流方向与柱体的轴向垂直. 当来流方向与柱体的轴向不垂直时, 柱体的受力和流动特性会发生改变, 此类圆柱常被称为偏斜或偏航圆柱. 目前已有一些关于圆柱跨声速绕流的实验^[1-3]和数值模拟^[4-7]研究工作. 然而, 关于偏斜圆柱绕流的研究仍以不可压流动为主, 可压缩流动的研究较少, 尤其是跨声速领域. 例如, Vlachos 和 Telionis^[8]采用激光 Doppler(多普勒)速度仪对偏斜圆柱的不可压尾迹流场进行了实验测量工作; Hogan 和 Hall^[9]在低速风洞中观测了偏斜圆柱不可压流场中的涡结构展向特征, 并利用麦克风测量法测量了柱体壁面处的压力脉动; Meunier^[10]采用实验和数值方法研究了偏斜圆柱不可压绕流的二维稳定性问题. 由于可压缩效应的存在, 偏斜圆柱跨声速流场会存在不同于不可压流动的物理现象和机理, 这就是本文的研究目的.

本文采用数值手段研究偏斜圆柱跨声速绕流问题, 此类流动问题数值研究的关键仍是湍流计算. 目前, 存在着 3 大类不同层次的湍流数值研究方法, 即 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方

* 收稿日期: 2014-01-03; 修订日期: 2014-01-21

基金项目: 国家自然科学基金(11202100); 江苏省自然科学基金(BK2011723); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 许常悦(1981—), 男, 南京人, 副教授, 博士, 硕士生导师(通讯作者. Tel: +86-25-84896059; E-mail: cyxu@nuaa.edu.cn).

程(RANS)方法、直接数值模拟(DNS)方法和大涡模拟(LES)方法.RANS方法一直是解决工程中湍流问题的主要方法,历史久远、应用广泛.然而,该方法的模型普适性较差,获得的湍流信息较少,难于准确地预测具有大范围分离流动的非定常可压缩湍流问题.DNS方法在目前的计算条件下还只能应用于 Reynolds 数较低的湍流问题^[11].由于计算量太大,在可以预见的相当长时间内,不可能用 DNS 方法来解决工程实际的湍流问题.LES方法是介于 RANS 和 DNS 之间的方法,可以给出具有动力学意义的大尺度脉动信息.LES的计算量比 DNS 的计算量减少很多,并且得到的湍流信息量又比 RANS 丰富.因此,本文将采用 LES 方法作为研究偏斜圆柱跨声速绕流问题的数值手段.

1 数值计算方法

为了利用 LES 方法数值模拟偏斜圆柱跨声速绕流问题,控制方程采用 Farve 滤波的三维可压缩 Navier-Stokes 方程.方程的无量纲化以来流密度 ρ_∞ 、温度 T_∞ 、速度 U_∞ 和圆柱直径 D 作为特征物理量.包含连续性方程、动量方程和能量方程的无量纲控制方程可以写成如下守恒形式:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i)}{\partial x_i} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial(\tilde{\tau}_{ij} - \tau_{ij}^{\text{SGS}} + D_{ij}^{\text{SGS}})}{Re\partial x_j}, \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{E})}{\partial t} + \frac{\partial[(\bar{\rho}\tilde{E} + \bar{p})\tilde{u}_i]}{\partial x_i} = \frac{\partial}{Re\partial x_i}(-\tilde{q}_i + \tilde{u}_j\tilde{\tau}_{ij} + J_i^{\text{SGS}} + \sigma_i^{\text{SGS}} - Q_i^{\text{SGS}} - H_i^{\text{SGS}}), \quad (3)$$

其中,上标“-”表示直接滤波,“~”表示 Farve 滤波,即 $\tilde{f} = \overline{\rho f / \bar{\rho}}$; ρ, u_i, p 和 E 分别表示密度、速度分量、压力和总能; Re 是 Reynolds 数; $\tau_{ij}^{\text{SGS}}, D_{ij}^{\text{SGS}}, J_i^{\text{SGS}}, \sigma_i^{\text{SGS}}, Q_i^{\text{SGS}}$ 和 H_i^{SGS} 为方程经过 Farve 滤波后出现的亚格子(SGS)未封闭项.为了封闭控制方程中的 SGS 未封闭项,采用动态 SGS 模型对这些未封闭项进行建模.关于动态 SGS 模型的细节,可以参考笔者之前的相关文章^[12-13], 本文不再赘述.

控制方程采用有限体积方法求解^[12-13]; 对流项的离散采用二阶中心/迎风型混合格式; 粘性项采用二阶中心格式离散; 时间推进采用近似因子分解方法,为了保证时间的二阶精度,引入子迭代.计算程序以自由来流为初始条件,远场采用基于一维 Riemann 不变量的无反射特征边界,壁面采用无滑移、无穿透的绝热条件,展向采用周期性边界条件.这里采用的数值计算策略已经成功地应用于翼型跨声速绕流^[14]、超声速来流中的球体反向喷流^[15]以及钝柱体跨声速绕流^[4-7, 12-13]等复杂流动问题.因此,此数值策略可以用来研究当前问题.

2 计算结果分析与讨论

2.1 计算细节

基于非偏斜圆柱跨声速绕流的实验^[1-3]和数值^[4-7]研究工作,当前偏斜圆柱跨声速绕流的来流 Mach 数 Ma_∞ 取为 0.75,基于圆柱直径的 Reynolds 数 $Re = 2 \times 10^5$.此外,参照已有的偏斜圆柱不可压绕流实验^[9],偏斜角 β 取为 60° .图 1 给出了偏斜圆柱的坐标系示意图,其中 x, y 和 z 方向分别表示流向、展向和横向.采用 O 型计算网格,网格在尾迹区和壁面附近进行局部加密.径向的计算区域取 $50D$,展向长度取 $4D$,周向、径向和展向的网格数分别为 513, 513 和 121,

时间推进步长为 $0.002D/U_\infty$ 。为了提高计算效率,程序采用分块并行技术进行计算.此外,为了能够深入地研究偏斜圆柱跨声速绕流问题,本文和相同参数的非偏斜圆柱跨声速绕流 LES 计算结果^[6-7]进行了对比分析。

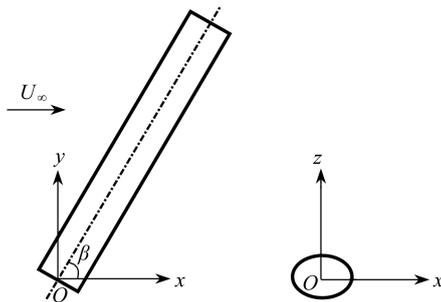


图 1 偏斜圆柱坐标系示意图

Fig.1 Schematic of the tilted cylinder coordinate system

2.2 结果分析与讨论

为了定量评估偏斜来流对柱体受力的影响,对比分析了两类圆柱的时均阻力系数 $\langle C_D \rangle_t$ 、升力系数脉动均方根值 C_{Lrms} 和涡脱泻 Strouhal 数 Sr , 如表 1 所示.可以看出,与非偏斜圆柱相比,偏斜圆柱可以带来高达 45% 的减阻,升力系数振荡减小约 16%,涡脱泻频率减小约 17%.需要值得注意的是,尽管偏斜圆柱能够带来一定的抑制振荡力效果,但是却远低于采用其它控制手段的圆柱,如带挡板圆柱^[12]和波状圆柱^[13].由于当前流动的 Reynolds 数较高,故柱体的压差阻力占主导.图 2(a) 给出了沿柱体表面的压力分布.可以看出,与非偏斜圆柱相比,偏斜圆柱的前部压力下降而背压上升.因此,由压差导致的偏斜圆柱阻力大幅降低.图 2(b) 给出了沿柱体表面的压力脉动均方根值分布.可以看出,虽然偏斜圆柱的压力脉动得到一定的抑制,但是仍存在较大值,这意味着偏斜圆柱近尾迹中仍存在大范围的涡脱泻现象。

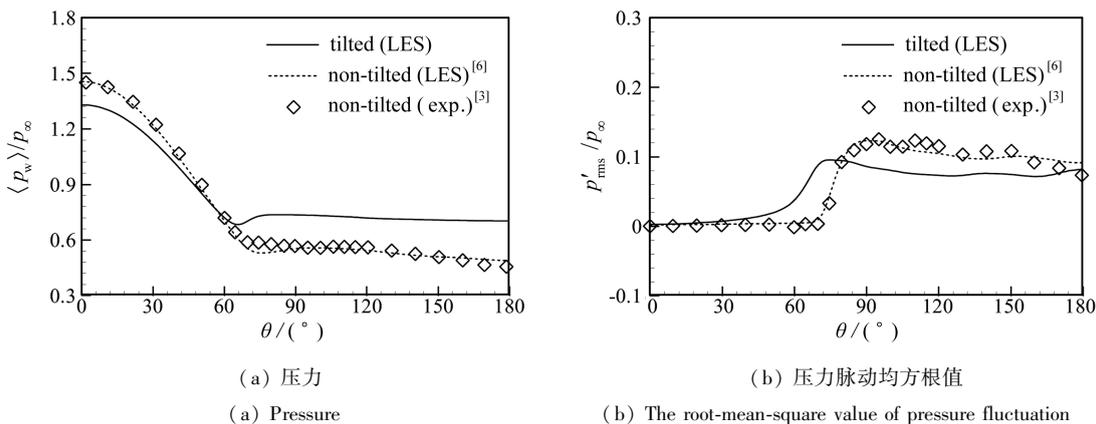


图 2 沿柱体表面的压力和压力脉动均方根值分布

Fig.2 Distributions of pressure and the root-mean-square value of pressure fluctuation on the cylinder surface

表 1 两类柱体的一些定量对比

Table 1 Some quantificational comparisons between the two cylinders

	$\langle C_D \rangle_t$	C_{Lrms}	Sr
tilted	0.865	0.214	0.157
non-tilted ^[6-7]	1.568	0.255	0.190

在非偏斜的圆柱跨声速流场中^[4-7],存在着一些典型的可压缩流动结构,如激波、小激波和局部超声速区等.为了认识偏斜来流对这些典型可压缩流动结构的影响,图3给出了偏斜圆柱展向中截面处的瞬时流动形态.这里,实线和虚线为当地 Mach 数 Ma_L 等值线:实线表示 $Ma_L > 1$,虚线表示 $Ma_L < 1$.可以看出,由于受到偏斜来流的影响,偏斜圆柱流场的可压缩性明显减弱,激波、小激波和尾迹区的局部超声速区等可压缩流动结构消失.

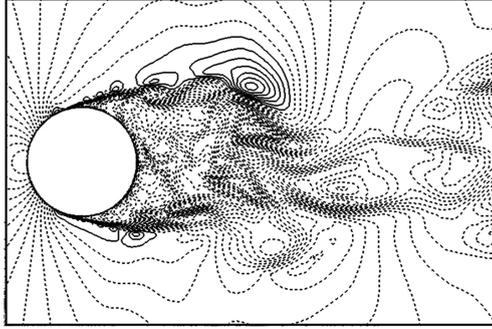


图3 偏斜圆柱的瞬时流动形态

Fig.3 Instantaneous flow patterns around the tilted cylinder

偏斜来流能够明显改变圆柱跨声速流场中的可压缩流动结构,这是否意味着流动的模式也发生了改变? 解决此疑问,可以借助于本征正交分解(POD)方法对两类圆柱的流动模式进行对比分析.对于一个给定的流动变量 $f(\mathbf{x}, t)$, POD 方法可以确定一族正交函数 $\phi_j(\mathbf{x})$ ($j = 1, 2, 3, \dots$), 则 f 在前 n 个函数上的投影为

$$\hat{f}(\mathbf{x}, t) = \bar{f}(\mathbf{x}, t) + \sum_{j=1}^n a_j(t) \phi_j(\mathbf{x}). \quad (4)$$

投影函数 \hat{f} 的最小误差定义为 $\langle \|f - \hat{f}\|^2 \rangle_t$, 这里分别表示时间平均和 L^2 空间模. $a_j(t)$ 代表第 j 个模式随时间变化的系数^[16]. 这里的 POD 分析针对 $N_t = 500$ 个采样流场进行操作, 无量纲遍历时间为 $37.5D/U_\infty$. 第 j 个模式的能量 E_j 定义为

$$E_j = \langle \|a_j(t) \phi_j(\mathbf{x})\|^2 \rangle_t. \quad (5)$$

这里, 第 m 个模式的归一化能量定义为 $E_m / \sum_{j=1}^{N_t} E_j$, 从第 1 个模式到第 m 个模式的能量总和可以表示为 $\sum_{j=1}^m E_j / \sum_{j=1}^{N_t} E_j$.

图4给出了基于压力场的前两个 POD 模式. 图中, 实线表示正值, 虚线表示负值, 30 个等值线从 $-1.5\rho_\infty U_\infty^2$ 增加到 $1.5\rho_\infty U_\infty^2$. 计算结果表明, 前两个模式的能量占压力场总能量的比例约为 78%, 可以认为这两个模式能够代表偏斜圆柱流场的主模式. 从图4中可以看出, 偏斜圆柱的前两个模式分别呈现反对称和对称模式, 这与非偏斜圆柱的压力场 POD 结果一致^[7]. 由此可以说明, 偏斜圆柱尽管可以抑制流场中的激波和小激波等可压缩流动结构, 然而并不能改变整体流动的模式.

偏斜来流可以带来减阻效果, 从流动控制的观点可知, 柱体的减阻和其背压的上升有关, 而柱体的背压又与分离剪切层的不稳定性相关联, 即稳定的剪切层可以提升柱体的背压. 剪切层的生长速率能够反映其不稳定性过程, 本文选取涡量厚度 δ_ω 沿剪切层的变化来表示剪切层的生长, 如图5所示. 这里, δ_ω 的定义如下:

$$\delta_\omega(x) = \frac{\tilde{U}_1 - \tilde{U}_2}{(\partial \langle \tilde{u}(x, z) \rangle / \partial z)_{\max}}, \quad (6)$$

其中, $\langle \tilde{u}(x, z) \rangle$ 表示剪切层附近的平均流向速度, \tilde{U}_1 和 \tilde{U}_2 分别为剪切层高速侧和低速侧的速度幅值. 在剪切层的初始发展阶段, 两类圆柱的剪切层几乎均保持线性增长: 非偏斜圆柱的增长率约为 0.25, 偏斜圆柱的剪切层增长率减小到约为 0.17, 这与分离点处的激波被抑制有关. 偏斜圆柱的剪切层增长率小于非偏斜圆柱, 这意味着偏斜圆柱的剪切层比非偏斜圆柱的剪切层更稳定, 下面将详细分析其中所涉及的物理机理.

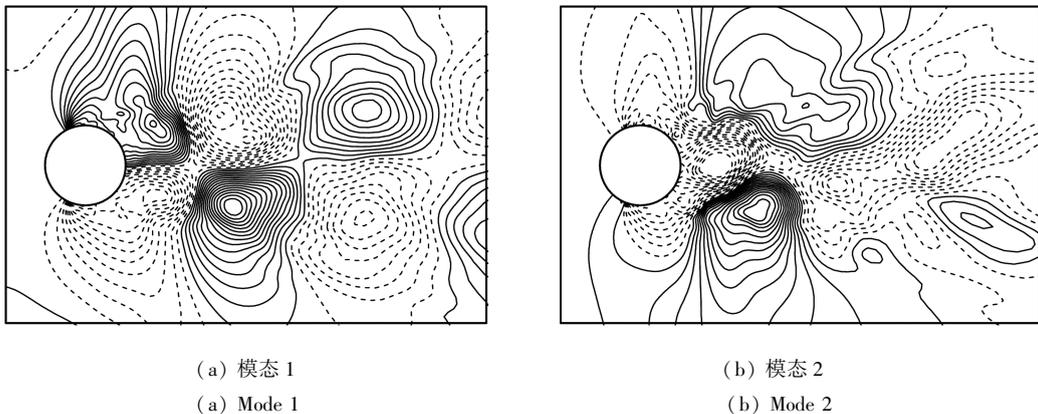


图 4 压力场的前两个 POD 模态

Fig.4 The first two POD modes of the pressure field

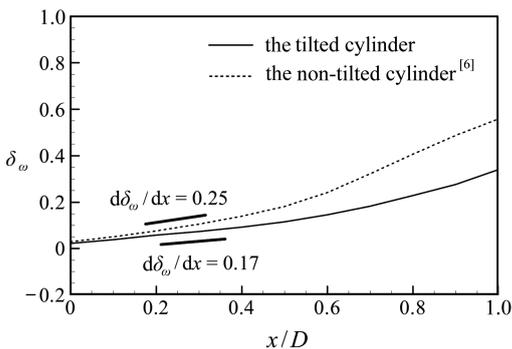


图 5 涡量厚度 δ_ω 沿剪切层的变化

Fig.5 Variation of vorticity thickness δ_ω along the shear layer

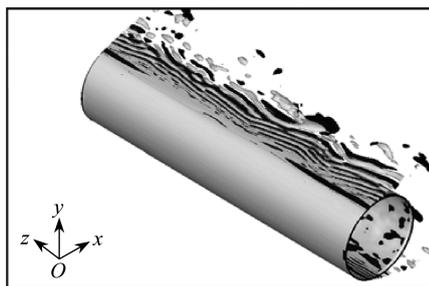


图 6 斜压项展向分量的瞬时等值面图

Fig.6 Instantaneous isosurface of the spanwise component of the baroclinic term

Prasad 和 Williamson^[17] 在研究非偏斜圆柱的不可压绕流时发现, 通过控制展向边界条件可以改变剪切层的初始涡脱泻模态, 即由平行脱泻模态变为斜脱泻模态, 并且斜脱泻模态可以抑制剪切层的失稳. 在剪切层的初始发展阶段, 非偏斜圆柱跨声速流场中的剪切层涡脱泻模态也为平行模态^[13]. 偏斜来流属于来流边界条件发生了改变, 这是否意味着柱体剪切层中的扰动涡脱泻模态也会发生变化? 因此, 有必要研究偏斜圆柱剪切层的扰动涡脱泻模态.

为了较为直观地观察剪切层的扰动涡脱泻模态, 需要对其中的扰动涡结构进行描述. 在涡量输运方程中, 斜压项 $\bar{\rho}^{-2}(\nabla \bar{\rho} \times \nabla \bar{p})$ 属于涡源项. 由于穿过剪切层区的密度梯度方向和压力梯度方向不平行, 故剪切层区会出现较大的斜压项分布. 因此, 可以利用斜压项的展向分量来定性地反映在剪切层初始发展阶段的扰动涡, 如图 6 所示. 可以明显地看出, 偏斜圆柱剪切层中的涡沿展向出现偏斜, 这表明此时斜波模态主导着剪切层的不稳定性. 在可压缩流动中, 当斜波模态主导剪切层的不稳定性时, 剪切层中的扰动增长也会被抑制. 因此, 剪切层中的扰动

涡斜脱泻模态是导致偏斜圆柱剪切层比非偏斜圆柱剪切层稳定的重要原因。

Zeman^[18]在研究可压缩剪切层时指出,剪切层的增长率被抑制与剪切层中流体的能量交换机制有关,为了研究剪切层中的能量交换机制,这里对动能的输运方程进行了逐项分析.在可压缩流动中,滤波后的动能输运方程可以写成如下无量纲形式:

$$\bar{\rho} \frac{D(\tilde{u}_i \tilde{u}_i / 2)}{Dt} = \frac{\partial(-\bar{p}\tilde{u}_j + \tilde{\tau}_{ij}\tilde{u}_i / Re)}{\partial x_j} + \bar{p}\tilde{S}_{kk} - \tilde{\tau}_{ij}\tilde{S}_{ij} / Re + O(SGS), \quad (7)$$

其中, $O(SGS)$ 为滤波后方程中出现的亚格子尺度项,该项对动能输运的贡献可以忽略.方程(7)右边的第1项为面积力项,表示单位时间内面积力对单位质量流体做的功,记为 term1;第2项为压力-胀压项,表示单位时间内压力通过胀压效应对单位质量流体做的功,记为 term2;第3项为粘性耗散率项,表示由粘性导致的动能耗散率,记为 term3.粘性耗散率项通过恒等变形可以写成如下形式:

$$\tilde{\tau}_{ij}\tilde{S}_{ij} / Re = \tilde{\mu}\tilde{\omega}_k\tilde{\omega}_k / Re + \frac{4}{3}\tilde{\mu}\tilde{S}_{kk}^2 / Re + 2\tilde{\mu}\left(\frac{\partial\tilde{u}_i}{\partial x_j}\frac{\partial\tilde{u}_j}{\partial x_i} - \tilde{S}_{kk}^2\right) / Re. \quad (8)$$

式(8)右边的前两项均为二次式,故均大于或等于0,第1项表示由拟涡能引起的动能粘性耗散率,即传统意义上由于能量向小尺度量级串引起的螺旋耗散率^[18].第2项表示由胀压效应引起的动能粘性耗散率,也常被称为胀压耗散率,该项只有在速度散度足够大时才对动能的粘性耗散起作用^[18].最后一项则表示由流体的非均匀性引起的动能粘性耗散率,经过时间平均,该项的值常为0^[19].通过上述分析,可以看出粘性耗散率项 $\text{term3} \approx \tilde{\mu}\tilde{\omega}_k\tilde{\omega}_k / Re$.

图7给出了经过时间和展向平均处理的面积力项 $\langle \text{term1} \rangle$ 、平均处理的压力-胀压项 $\langle \text{term2} \rangle$ 和平均处理的粘性耗散率项 $\langle \text{term3} \rangle$ 沿剪切层的分布.可以看出,在剪切层的初始发展阶段,偏斜圆柱的 $\langle \text{term1} \rangle$ 和 $\langle \text{term2} \rangle$ 值均为负值,且幅值大于非偏斜圆柱,这表明偏斜来流能够加速剪切层中的流体动能衰减,减弱流体的可压缩性,进而抑制剪切层的生长.两类圆柱的 $\langle \text{term3} \rangle$ 值几乎始终为0,这表明在此类跨声速流动中,由粘性耗散引起的动能衰减几乎可以忽略.

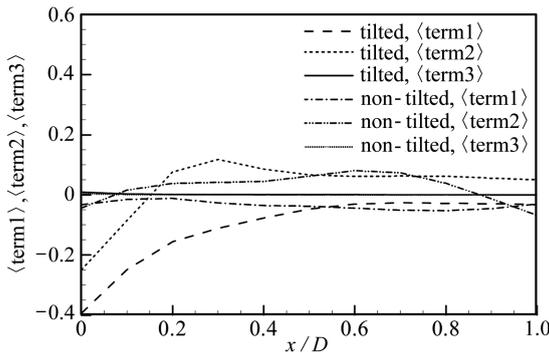


图7 动能输运项沿剪切层的分布

Fig.7 Distributions of the kinetic-energy transport terms along the shear layer

3 结 论

本文采用 LES 方法数值研究了来流 Mach 数为 0.75、Reynolds 数为 2×10^5 、偏斜角为 30° 的偏斜圆柱跨声速绕流问题.通过与已有的非偏斜圆柱跨声速绕流对比分析,获得了如下的一些结论:

- 1) 偏斜来流能够为偏斜圆柱带来减阻效果,与非偏斜圆柱相比,阻力减小高达 45%,这与偏斜圆柱的稳定剪切层有关;
- 2) 偏斜圆柱具有一定的抑制振荡力效果,然而远低于带挡板圆柱和波状圆柱等采用流动控制手段的圆柱;
- 3) 偏斜来流能够减弱流场的可压缩性,抑制激波、小激波和尾迹区局部超声速区的出现,而无法改变整体流动的模式;
- 4) 偏斜来流能够加速剪切层中的流体动能衰减,并改变其中的扰动涡脱泻模式为斜脱泻模式,这使得偏斜圆柱的剪切层比非偏斜圆柱的剪切层更稳定。

参考文献(References):

- [1] Macha J M. Drag of circular cylinders a transonic Mach numbers[J]. *Journal of Aircraft*, 1977, **14**(6): 605-607.
- [2] Murthy V S, Rose W C. Detailed measurements on a circular cylinder in cross flow[J]. *AIAA Journal*, 1978, **16**(6): 549-550.
- [3] Rodriguez O. The circular cylinder in subsonic and transonic flow[J]. *AIAA Journal*, 1984, **22**(12): 1713-1718.
- [4] Xu C Y, Chen L W, Lu X Y. Effect of Mach number on transonic flow past a circular cylinder [J]. *Chinese Science Bulletin*, 2009, **54**(11): 1886-1893.
- [5] Xu C Y, Chen L W, Lu X Y. Numerical simulation of shock wave and turbulence interaction over a circular cylinder[J]. *Modern Physics Letters B*, 2009, **23**(3): 233-236.
- [6] 许常悦, 赵立清, 王从磊, 孙建红. 趋于临界马赫数的圆柱跨声速绕流特性分析[J]. *航空学报*, 2012, **33**(11): 1984-1992. (XU Chang-yue, ZHAO Li-qing, WANG Cong-lei, SUN Jian-hong. Characteristics analysis of the transonic flow past a circular cylinder towards the critical Mach number[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, **33**(11): 1984-1992. (in Chinese))
- [7] 许常悦, 王从磊, 孙建红. 圆柱跨声速绕流中的激波/湍流相互作用大涡模拟研究[J]. *空气动力学学报*, 2012, **30**(1): 22-27. (XU Chang-yue, WANG Cong-lei, SUN Jian-hong. Large eddy simulation of shock-wave/turbulence interaction in the transonic flow over a circular cylinder [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, **30**(1): 22-27. (in Chinese))
- [8] Vlachos P P, Telionis D P. The effect of free surface on the vortex shedding from inclined circular cylinder[J]. *Journal of Fluid Engineering*, 2008, **130**(2): 021103.
- [9] Hogan J D, Hall J W. Experimental study of pressure fluctuations from yawed circular cylinder[J]. *AIAA Journal*, 2011, **49**(11): 2349-2356.
- [10] Meunier P. Stratified wake of a tilted cylinder—part 1: suppression of a von Kármán vortex street[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2012, **699**: 174-197.
- [11] Moin P, Mahesh K. Direct numerical simulation: a tool in turbulence research[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1998, **30**: 539-578.
- [12] Xu C Y, Zhao L Q, Sun J H. Large-eddy simulation of the compressible flow past a tabbed cylinder[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2012, **57**(24): 3203-3210.
- [13] Xu C Y, Chen L W, Lu X Y. Large-eddy simulation of the compressible flow past a wavy cylinder[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2010, **665**: 238-273.
- [14] Chen L W, Lu X Y, Xu C Y. Numerical investigation of the compressible flow past an aerofoil [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2010, **643**: 97-126.

- [15] Chen L W, Lu X Y, Xu C Y. Large-eddy simulation of opposing-jet-perturbed supersonic flows past a hemispherical nose[J]. *Modern Physics Letters B*, 2010, **24**(13): 1287-1290.
- [16] Berkooz G, Holmes P, Lumley J L. The proper orthogonal decomposition in the analysis of turbulent flows[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1993, **25**: 539-575.
- [17] Prasad A, Williamson C H K. The instability of the shear layer separating from a bluff body [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1997, **333**: 375-402.
- [18] Zeman O. Dilatation dissipation; the concept and application in modeling compressible mixing layers[J]. *Physics of Fluids A*, 1990, **2**: 178-188.
- [19] Andreopoulos Y, Agui J H, Briassulis G. Shock wave-turbulence interactions[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2000, **32**: 309-345.

Effects of Tilted Free-Stream on the Transonic Flow Past a Circular Cylinder

XU Chang-yue, SUN Zhi, WANG Cong-lei

(*College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P.R.China*)

Abstract: The transonic flow past a tilted cylinder at an angle of 60° was investigated numerically with the large eddy simulation technique. Based on the previous experimental results and computational researches on transonic flow past the non-tilted cylinder, the free-stream Mach number was chosen as 0.75 and Reynolds number as 2×10^5 . Compared with the transonic flow past a corresponding non-tilted cylinder, effects of the tilted free-stream on the force and flow characteristics of the tilted cylinder were analyzed. Because of flow control of the tilted free-stream, the mean drag coefficient of the tilted cylinder is less than that of the non-tilted cylinder with a drag reduction up to 45%, while less suppression of the fluctuating force is obtained. Fluid compressibility in the tilted cylinder flow is weakened due to elimination of shocks and shocklets, however, no change occurs in the whole flow modes. Owing to the tilted free-stream, the shear layer shed from the tilted cylinder is more stable, which leads to a higher base-pressure distribution. Two main mechanisms are associated with the more stable shear layer behind the tilted cylinder, i.e., the oblique vortex-shedding mode and faster kinetic-energy damping in the initial stage of shear layer development.

Key words: circular cylinder; tilted cylinder; compressible turbulence; large eddy simulation; flow control

Foundation item: The National Natural Science Foundation of China(11202100)