

涡与涡以及涡与附面层之间 相互作用的试验研究

南京航空航天大学 钟易成* 陈 晓

【摘要】 涡由叠合式三角形涡流发生器产生。对涡与涡之间的相互作用研究表明, 反向旋转涡之间相互作用使得相邻涡之间向上或向下速度增加。同向旋转涡之间相互作用造成相邻涡的干扰, 使涡变弱。对涡与附面层之间的相互作用研究表明, 涡改变了附面层的速度分布, 使附面层内层速度分布饱满, 减小了附面层形状因子。附面层对涡的作用使得涡的耗散大大加快, 涡量减小, 涡核半径变大, 涡的有效作用距离减小。

主题词: 涡流器 涡 试验

分类号: O 357. 1

1 引 言

在控制流体流动以改善流体机械流动性能的研究中, 涡流发生器(Vortex Generators 简称 GV)有着广泛的用途: 在内外流控制中, 利用 VG 产生的尾涡来改善附面层速度分布, 以达到延迟或消除附面层分离之目的^[1], 从而减小流动损失, 并减小内流出口总压畸变; 在大弯管道流动中, 可以利用 VG 克服或抵消其壁面的二次流从而减小二次流损失, 还可采用 VG 产生二次流重新分配流场低压区从而减小出口总压畸变。为了更加有效地控制附面层分离和流场总压畸变, 有必要进一步研究涡与涡(包括同向旋转涡和反向旋转涡)之间相互作用的机理, 以便更加正确地选择 VG 的相关几何参数; 以及涡与附面层之间是如何相互作用的, 从而了解 VG 控制附面层分离的机理及附面层对涡的影响。

2 试验设备及数据处理方法

本试验采用的自由射流式风洞和测试系统如文献[2]所述, 风洞出口速度约为 40 m/s , $Re \approx 2.5 \times 10^5$ 。VG 后沿流向的不同轴向位置 x 处速度场的测量采用小型五孔探针($\Phi 2 \text{ mm}$)和高精度小位移坐标架; 对所测速度场采用高斯涡核模型, 用非线性拟牛顿最小二乘法拟合单涡的涡量、涡核半径、涡心高度等参数。附面层内速度分布的测量采用了附面层探针。

试验中厚的紊流附面层采用针式附面层调试装置产生^[3], 附面层厚度 δ 与 VG 高度 h 之比为 $2:1$; 所用半片叠合式三角形埋入式 VG 尺寸按文献[2]最佳尺寸设计, 高度 $h=10 \text{ mm}$, 其几何形状及排列型式如图 1 所示。

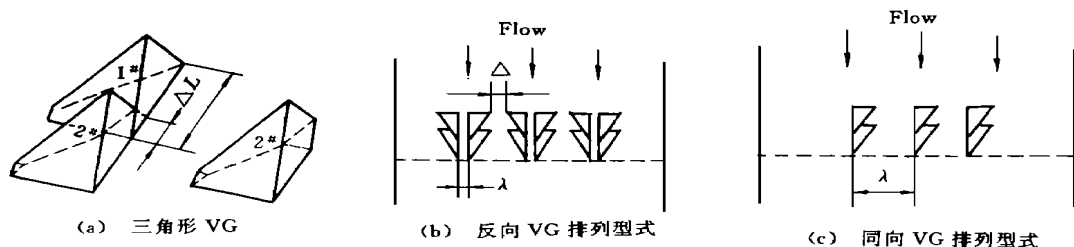


图 1 涡流发生器及其排列型式

3 涡与涡之间和涡与附面层之间的相互作用

涡与涡之间的相互作用分为同向旋转涡之间和反向旋转涡之间的相互作用。图 2 为在

VG 前缘附面层很薄($\delta = 0.2h$)条件下,单涡与反向双涡在轴向位置 $X = 20h$ 处流场速度矢量图的比较。可以看到,和单涡的左右对称情况不一样,反向旋转涡的相互作用造成涡左右不对称,并将 VG 之后的流

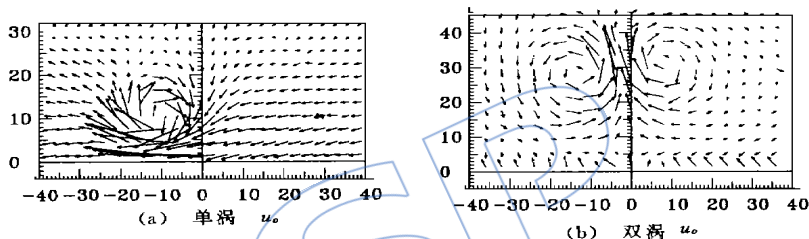
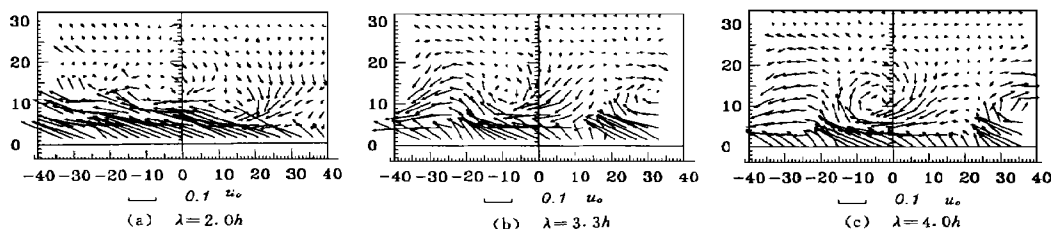


图 2 单涡与双涡的速度矢量图对比

场区分为速度向下的下洗区和速度向上的上洗区。图 2(b) 表明,对于反向涡之间的是上洗区,其作用结果是: (1) 使上洗区的向上速度增大,下洗区的向下速度减小; (2) 使涡心高度有较大的增加。这是由于两涡与各自映像涡的诱导速度相互叠加作用造成的。对于反向涡之间为下洗区,其作用结果是: 得向下速度增大,涡心高度和上洗区的向上速度都有所下降。

同向旋转相邻二涡之间的作用是相互抵消的,故两涡之间区域的上下横向速度较小,但在涡心高度以下区域,由于相邻涡及映像涡之间的相互作用使得在壁面附近形成很强的二次流。这种型式的 VG 在工程应用中除了用于控制分离流外,还可利用其在壁面附近产生较强的二次流这一特点,控制弯曲管道的二次流从而减小二次流损失,以及控制进气道出口总压畸变。

图 3 3 种 λ 值的同向涡速度矢量图 ($x/h = 10$)

不同间距 λ 对同向旋转涡之间的相互作用有较大影响。图 3 为 VG 前缘 $\delta = 0.2h$ 时, λ/h 取 2.0, 3.3, 4.0 三种情况在 $X = 10h$ 处的横向速度矢量图(图中比例尺寸 u_0 是指核心流速度,下同)。可以看到,由于壁面映像涡的作用,使涡的上下不对称,即涡心下方的横向速度大

于涡心上方的横向速度,在壁面附近形成较强的二次流。随着 λ/h 的下降,相邻涡相互干扰加强,当 $\lambda/h = 2$ 时,几乎看不见涡了。因此为防止同向涡之间的干扰,应选择较大的间距值。此外随着 λ/h 下降,壁面附近的横向速度增加。对 3 种情况轴向速度分布分析表明,涡核周围轴向速度小,涡两侧侧向速度大且附面层较薄。

图 4 为 $\lambda/h = 3.6$ 的同向旋转 VG 在 $X = 20h$ 及 $X = 30h$ 处的速度矢量图(VG 前缘 $\delta = 2h$)。因为相邻涡之间的干扰及附面层的作用,导致涡的衰减速度加快,在 $X = 20h$ 处,涡的形状不明显,但是在壁面附近,即使在 $X = 30h$ 处,速度矢量还较大。

本质上,涡对附面层的作用就是涡对周围流体的诱导速度使附面层外高能流体卷入附面层内,增加其动量,并使附面层内低能流体进入主流区,从而改善附面层内的速度分布。VG 前缘 $\delta = 2h$ 时,反向旋转 V 在 $X = 50h$ 处附面层速度分布图如图 5 所示(图中 $\circ$ 为无 VG, $\diamond$ 为 VG 间距 $\lambda/h = 0.0$, $\triangle$ 为 VG 间距 $\lambda/h = 0.4$; 两种情况 $\triangle/h = 1.0$)。涡对上洗和下洗区的附面层都有影响。对下洗区的影响表现在使附面层内速度分布更为饱满,使附面层变薄。对上洗区表现为,使附面层内层速度分布更饱满,使附面层外部有速度亏损,速度

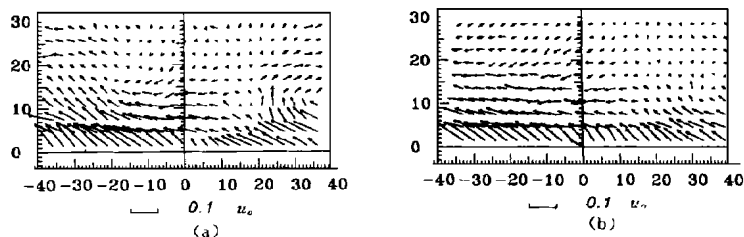


图 4 同向涡不同轴向位置处的速度矢量图

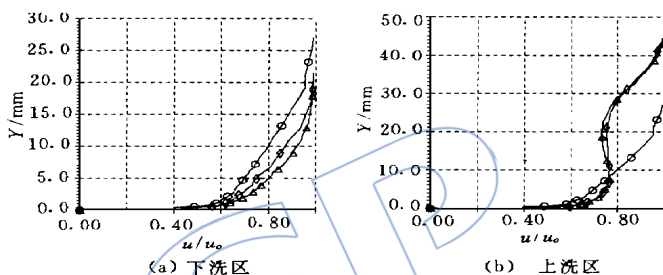
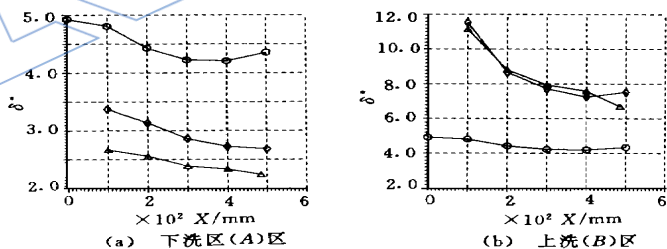
图 5 附面层速度分布($X/h = 50$)

图 6 3 种情况下的位移厚度沿程变化

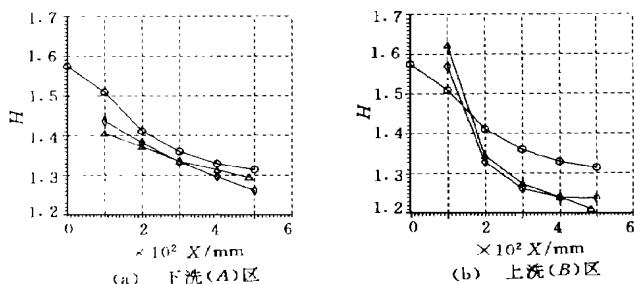


图 7 3 种情况下的形状因子沿程变化

亏损沿流向逐渐减弱,同时使附面层增厚。附面层沿程位移厚度 δ^+ 和形状因子 H 分布如图 6 和图 7(图中 $\circ$ 为无 VG, $\diamond$ 为 VG 间距 $\lambda/h = 0.0$, $\triangle$ 为 VG 间距 $\lambda/h = 0.4$) 所示,在下洗区,

δ^* 和 H 都比无 VG 的大为减小, 表明 VG 在此区具有较强的抑制分离作用; 在上洗区, δ^* 高于无 VG 的情况, 而形状因子 H 则低于无 VG 的情形。可见, VG 产生的涡对附面层内速度分布的改善作用可影响到 $50h$ 甚至更远。

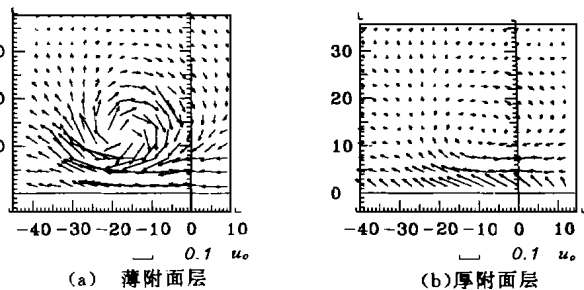


图 8 涡的速度矢量图($X = 20h$)对比

图 8 是在 VG 前缘为薄附面层 ($\delta/h = 0.2$) 和厚附面层 ($\delta/h = 2$) 下单涡在 $X = 20h$ 处速度矢量图比较,

可见当涡在厚附面层内时, 由于粘性作用, 大大耗散了涡的强度, 使涡变弱。图 9 (图中 $\circ$ 为

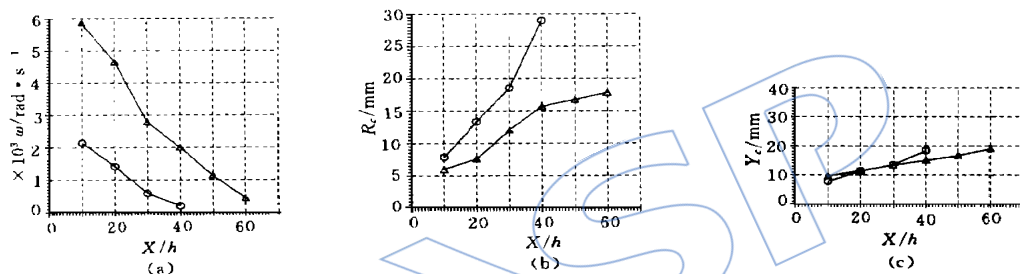


图 9 涡各参数沿程变化对比

$\delta/h = 2$, $\triangle$ 为 $\delta/h = 0.2$) 表明, 在相同轴向位置处, 薄附面层情况下的涡量 ω 大大高于厚附面层情况的值, 此外粘性耗散作用也导致涡核半径 R_c 增大, 而涡心高度 Y_c 差别较小。

4 结 论

(1) 反向旋转涡之间的相互作用增加了相邻涡之间的速度, 其作用有上洗区和下洗区之分。对上洗区, 相邻涡作用使其向上速度增加, 涡心高度上升; 对于下洗区, 相邻涡作用同样使其向下速度增加, 而涡心高度下降。(2) 同向旋转涡之间的相互作用造成相邻涡的相互干扰。当其间距 λ 减小时, 涡之间的相互干扰增强, 涡变弱, 当 $\lambda/h = 2$ 时, 在 $X = 10h$ 处几乎看不见涡了。(3) 反向旋转涡对附面层的作用使得涡后沿程下洗区中附面层速度分布大为改善, 其各积分参数都明显减小; 上洗区中附面层内层速度分布变得饱满, 但附面层外层有速度亏损 (亏损程度沿程逐渐减小), 因此 δ , δ^* 和 δ^{**} (附面层动量损失厚度) 增大, 而 H 值减小。(4) 附面层粘性大大耗散了涡的强度, 使涡量大大减小, 涡核半径增大, 涡的有效作用距离减小。

参 考 文 献

- 1 陈晓, 姜萍 埋入式涡流发生器在亚音扩压器分离流控制中的应用 航空动力学报, 1992, 7(3): 226- 228
- 2 钟易成, 陈晓 三角形埋入式涡流发生器几何参数对其涡的影响 航空动力学报, 1996, 11(3): 241- 244
- 3 钟易成, 陈晓 一种新型的附面层调试技术 航空动力学会第六届推进气动热力学会议论文, 北戴河: 1997

(责任编辑 杨再荣)

elaborated. The results indicate that the inlet Mach number and incidence have significant effects on the starting and ending positions of the viscous flow transition. Under an enhanced inlet Mach number, the starting position of the transition moves forward so that the transition region becomes small. As the inlet incidence decreases, the transition region becomes smaller.

Key Words Blades Boundary layer Flow field simulation

TIME- MARCHING METHOD FOR THROUGH- FLOW COMPUTATION OF TURBOMACHINERY

Ji Lucheng, Meng Qingguo, Zhou Sheng

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The philosophy of time- marching method is firstly applied to through- flow computation. The governing equation is solved with four step Runge- Kutta scheme. In result, the difficulty in the transonic highly- loaded turbomachinery designing, is surmounted. As an example, an axial supersonic inflow shock rotor is designed, with a fine grid, a strong shock is found in flow path. It is indicated that the time- marching method is suitable for through- flow calculation, especially for turbomachinery, whose flow velocity axial component is transonic.

Key Words Transonic High loading Turbomachinery Aerodynamic calculation

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON INTERACTIONS AMONG VORTICES AND VORTEX WITH BOUNDARY LAYER

Zhong Yicheng and Chen Xiao

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT An experimental investigation on the interactions among vortices and the vortex with boundary layer was performed with a boundary pressure probe and a small- size five- hole pressure probe, which can both be placed at any point in the flow field by an accurate small- displacement coordinate apparatus. The vortices were generated by doubled half delta ramp submerged Vortex Generators (VG). The counter- rotating vortices interaction increased the down- washed and up- washed velocity, and the distance of the interaction may reach 50 h (the height of the VGs) or more. The interaction between two adjacent co- rotating vortices was counteractive, and due to their mirror- image interaction the crossflow underneath the vortex core was larger than that above it, so that stronger second flow near the wall was generated. The strength of co- vortices decreased so rapidly downstream that the vortices began to break out and disappear at distance from 20th to 30th, however the second flow velocities near the wall were still large even at distance from 30th to 40th. The effect of the vortices on the boundary layer improved the velocity distribution in boundary layer i.e., the velocity profile near the wall became fuller both in up- washed and down- washed field, so the shape factors in both fields became small. The boundary layer