

侧斜射流与横向流相互干涉的试验研究

张封北 盛春华

摘 要

本文对侧斜射流与横向流的相互干涉流场作了详细测量。分析了流场参数的空间分布特征和沿程变化规律,对涡特征参数的变化规律及其影响因素也作了分析与讨论。根据测量结果,拟合归纳出适用于一般侧斜射流状态、速度比在1—5范围内的涡参数变化的经验公式。

主题词: 1. 喷流干扰—研究 2. 横流—喷流干扰

一、引 言

射流与横向流相互干涉问题的研究在工程上具有重要的应用价值。如垂直起落飞机(V/STOL)悬停状态的气动分析^[1],传热中气膜冷却技术^[2],以及用于附面层控制的射流式旋涡发生器等^[3]。

关于射流与横向流的相互干涉问题,国内外已作了不少风洞试验和理论分析,然而大部分工作是研究射流垂直于壁面射入时与横向流的相互干涉问题。在很多工程应用场合,往往是射流侧斜于壁面射入并与横向流发生干涉,这时流场中形成一强一弱的非对称流向涡系,而强涡的衰减大大减弱。文献^[6]曾利用荧光丝测涡技术对此流场作了测量观察,但由于测量手段所限,未能定量测出全部涡运动特征参数以及非对称流场的全貌。

本文通过系统的吹风试验,对侧斜射流与横向流相互干涉流场进行详细测量,获得流场流动参数(总压、静压、速度及涡量)的空间分布特征和涡特征参数(涡强、涡核半径及涡心轨迹)的沿程变化规律,并拟合出适用于一般侧斜射流情况的涡参数变化经验公式,作为解决附面层控制等工程应用问题的基础。

二、试验设备及测试手段

试验是在低速吹气式风洞中进行。风洞出口截面尺寸为300mm×300mm,试验平板尺寸为280mm×820mm,在距平板前缘约150mm处开有一圆孔,用以安装不同侧斜角的射流喷管,射流管直径为 $D=14\text{mm}$,由一台小型空气压缩机供气。整个试验装置如图1所示。

试验坐标系的选取见图2,坐标原点取在射孔出口截面中心, X 向与横向流方向一致, Y 向沿平板展向, Z 向垂直平板向上。在此定义两个参数:

速度比 R ——射流出口平均速度 U_{jm} 与横向流速度 U_∞ 之比。

射流角 β_j ——射流出口轴线与壁面所夹锐角(在 YZ 平面内)

试验中横向流速度保持不变, $U_\infty=36\text{m/s}$ 。通过改变射流速度来改变速度比 R 。风洞

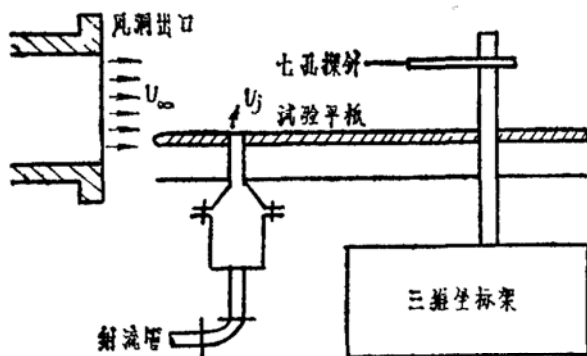


图1 试验装置示意图

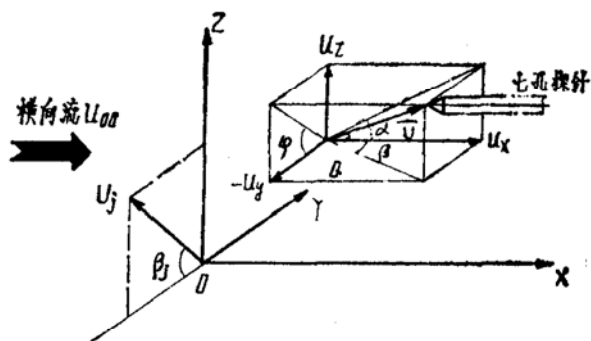


图2 坐标系

出口平均紊流度为 1%，以射孔直径 D 为特征长度的横向流雷诺数为 $Re = 0.345 \times 10^5$ 。测量表明平板上附面层具有较好的二维性。

本文采用七孔测压探针测量射流与横向流的干涉流场，七孔探针的结构尺寸见图 3。由于七孔探针能测量流动角（气流方向与探针轴线间夹角）高达 80° 的三维流场，因而可对射孔后复杂的干涉流场作详细测量。试验前需先对探针进行校准，校准方法和结果可参阅文献〔7、8〕。

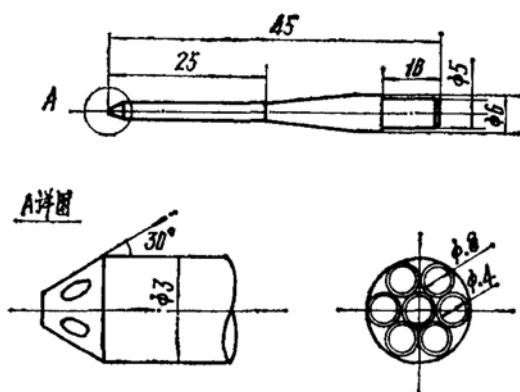


图3 七孔探针

在进行流场测量时，采取分站测量的方法。先固定某一下游位置 (X/D)，使探针在此截面内移动，当探针七个孔所感受的压力均达到最低值时，探针的顶端就位于流场中的涡心位置。然后大致确定出涡核区范围，并在此区内逐点进行详细测量。由压力扫描阀等设备记录测量结果，通过计算机数据处理可求出该截面内各点流动参数及涡参数。

三、试验结果及分析

在射流与横向流干涉流场中，涡系决定了流场结构，而流场结构也就决定了流动参数的分布特征。当射流侧斜射入时，流场中形成一强一弱的非对称涡系，较强的涡称为钝角侧涡，使弱的涡称为锐角侧涡。流场涡系的非对称性将改变流动参数的分布特征和变化规律。

1. 流场压力分布

侧斜射流流场总压分布存在三个不同的区域(图 4)。A 区是流场中强涡形成的低压区，B 区由流场中弱涡所产生，并明显地受到射流后尾流区的影响，A、B 两区内总压系数均为负值。此外流场中还存在一高压区 C，由射流产生。C 区总压系数 C_p 一般为正值。

试验表明，在射流出口截面，伴随着初始涡的形成，A、B 两低压区分布在射流区 C 的两侧，在向下游发展过程中，C 区首先消失，说明射流很快渗混在横向流中。涡运动在流场中能持续较久，故 A、B 区在较远的下游仍存在，但 B 区范围迅速减小，A 区不断扩大，成为压力场的主要面貌。

涡核内的静压比周围流体低，但静压恢复较快。当 $X/D \geq 5$ 时只有强涡所产生的低压区。

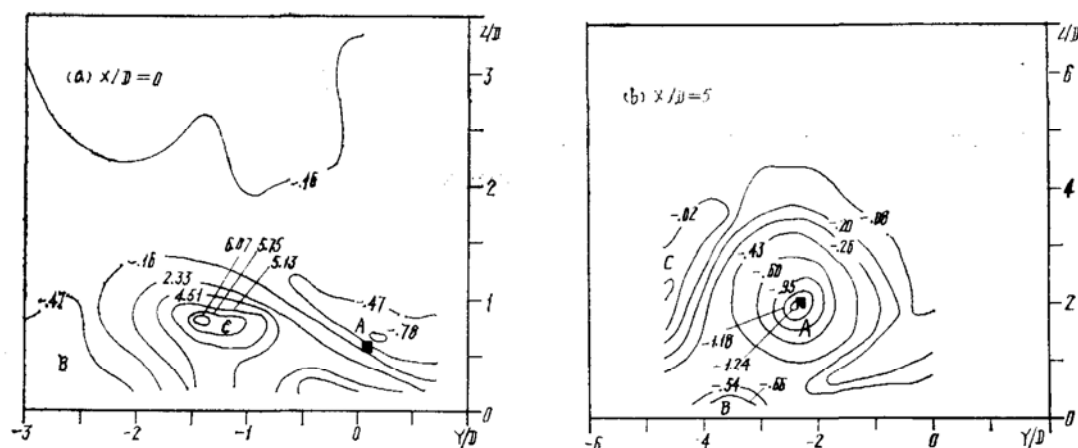
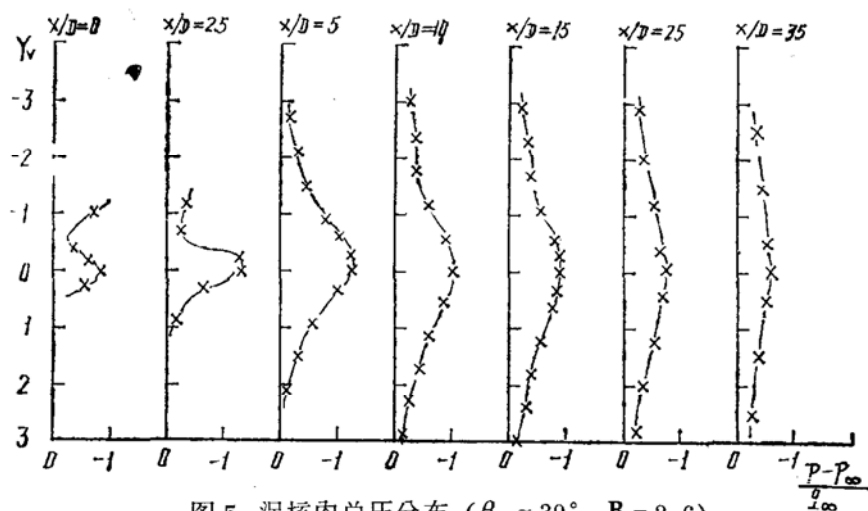


图 4 (a)(b) 总压系数 C_o 。
 $C_o = (P - P_\infty) / q_\infty$, $\beta_j = 30^\circ$, $R = 2.6$ 强涡涡心

图 5 是强涡涡核内总压分布及沿程变化。这里取涡轴坐标系, 距离从涡心算起。可见涡心总压在 $X/D = 0$ 处并不是最低, 而是在 $X/D = 2.2$ 处最低。因为在 $X/D = 0$ 处尽管涡强度最大, 但由于涡的卷吸作用使部分高能射流被卷入涡核内, 从而减缓了总压亏损。在向下游发展中, 射流的迅速扩散以及涡间干扰和尾流的影响使得涡核内总压损失增大。继续增大 X/D , 涡强不断减弱, 涡核内压力向周围流体压力恢复, 但静压要比总压恢复得快得多。

试验表明,射角和速度比的改变对压力场的分布特征影响不大。但速度比越大,形成的涡强度越大,涡核内压力亏损程度也越大。

图 5 涡核内总压分布 ($\beta_j = 30^\circ$, $R = 2.6$)

2. 流场速度分布

图6是测得的等流向速度系数线 U_x/U_∞ 分布。图中也存在几个不同的区域。在 $X/D = 0$ 处, 射流在流场中形成一高速区 F。在射流两侧的涡核区内, 流向速度的分布特征是不同的。右侧钝角侧涡区 G 内的流向速度呈喷流型, 左侧锐角侧涡区 H 内则呈尾流型分布 (图 6(a))。在向下游发展时, 两流向涡间的相互干扰以及射流后面尾流的影响将使钝角侧涡内的流向速度分布特征发生变化, 即逐渐向尾流型分布转变。从图 7 的测量结果中可明显地看到强涡内流向速度分布的这种转变过程。

速度比的变化将影响上述转变过程。试验表明, 当 $R \leq 1.8$ 时, 在 $X/D = 5$ 处涡核内流

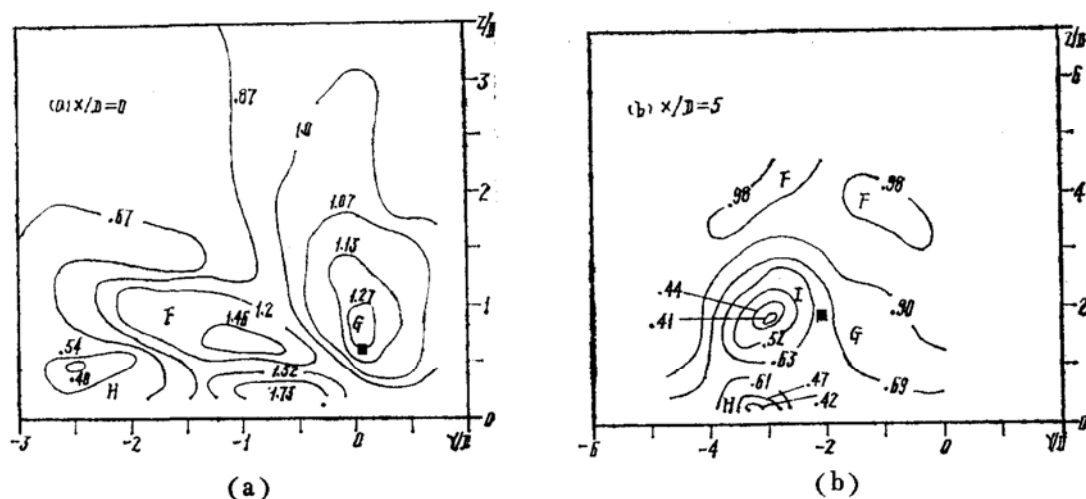


图 6 (a)(b) 流向速度 U_x/U_∞ ($\beta_j = 30^\circ$, $R = 2.6$)。

向速度分布基本上为尾流型。而当 $R \geq 2.6$ 时, 在 $X/D = 5$ 处涡核内流向速度分布仍处于由喷流型向尾流型的转变中, 仍为不对称分布 (见图 6(b))。文献[4]的测量结果也表明, 当 $R = 8$ 时在 $X/D = 15$ 处涡核内速度分布仍是喷流型。由此可见, 速度比增大将使涡核内速度型的转变位置推向下游。

当射角不是很小时, 流向速度分布特征基本上与上述相同。当射角较小时 ($\beta_j = 15^\circ$), 涡核内等流向速度线几乎不构成封闭线 (图 8)。其原因可归于壁面附面层的影响。当 β_j 较

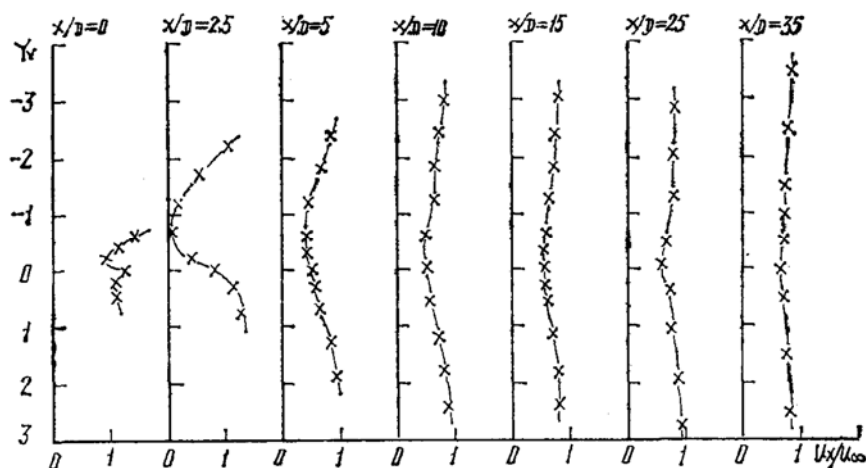


图 7 涡核内流向速度分布 ($\beta_j = 30^\circ$, $R = 2.6$)。

小时, 涡核已与壁面相遇, 壁面附面层速度型与涡核内尾流型速度分布的迭加效果使涡核内等流向速度线为开放型。

图 9 为 YOZ 平面内速度矢量图。从图中可直观看到侧斜射流下两流向涡的形成与衰减。在射流出口处形成一大一小两强度不等的涡, 随着下游距离的增大, 强涡不断扩散, 而弱涡则很快衰减。这与垂直射流状态下形成的两个强度相等、方向相反的对称涡系是不相同的[8]。

3. 流向涡量分布

试验表明, 除在近射孔范围内 ($X/D < 5$), 流场中涡的方向基本上是流向的, 因此流向涡量的沿程变化基本上反映了涡运动的主要特征。

文献[9]指出, 下游附着的流向涡量主要由射流管内的初始涡量 Ω_j 发展而成。 Ω_j 的计算式由下式表示

$$\Omega_j = \pi \int_0^{\frac{\pi}{2}} r du_j^2 / \frac{\pi}{4} D^2 U_{jm}$$

式中 r 为射孔某点处半径, u_j 为该点射流速度, U_m 为该截面上射流平均速度。这里利用 Ω_j 对流向涡量 Ω_x 进行无量纲化处理。

图10是侧斜射流状态下涡量场的测量结果, 此时涡系不对称。在 $X/D = 0$ 处, 最初的两个涡量源已经形成, 且涡心已离开壁面。这说明此时在射孔前半部($X/D < 0$)就已存在涡运动, 且直接产生于射流与横向流的交界面处(图9(a))。开始钝角侧涡区J的形状为扁椭圆形, 涡量值在中心最大。锐角侧涡K

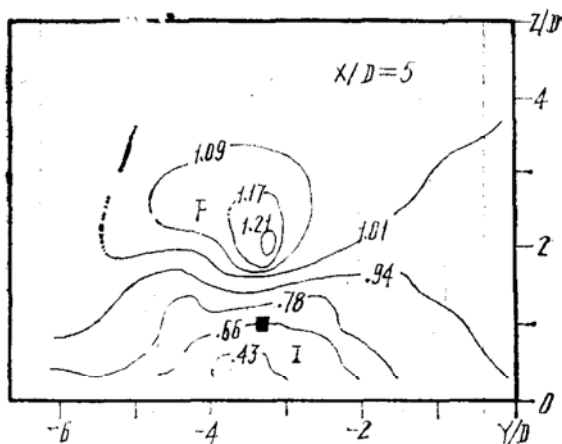


图8 流向速度 U_x/U_∞ , ($\beta_j = 15^\circ$, $R = 2.6$)

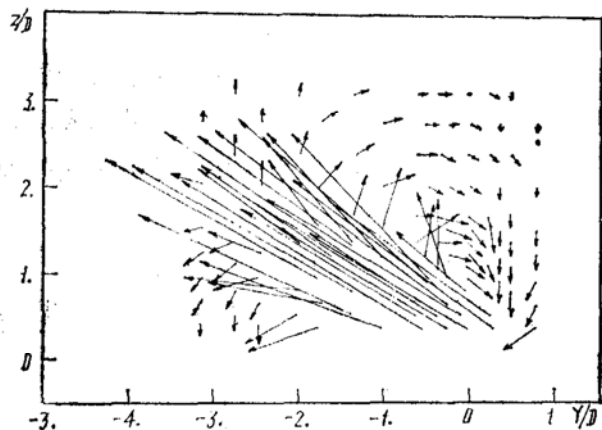


图9(a) 速度矢($\beta_j = 30^\circ$, $R = 2.6$, $X/D = 0$)

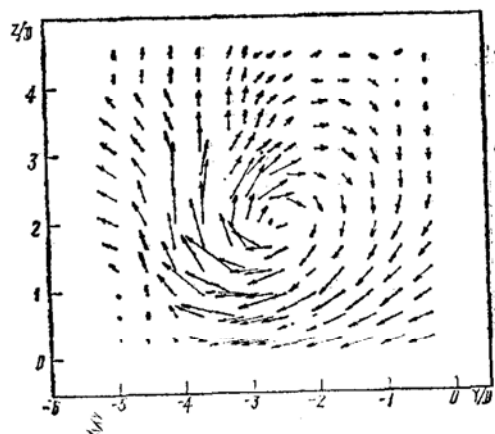


图9(b) 速度矢($\beta_j = 30^\circ$, $R = 2.6$, $X/D = 5$)

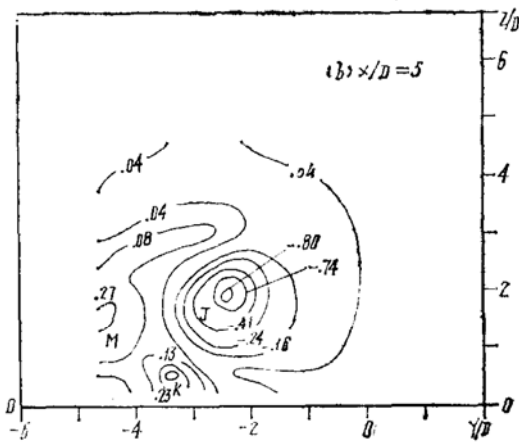
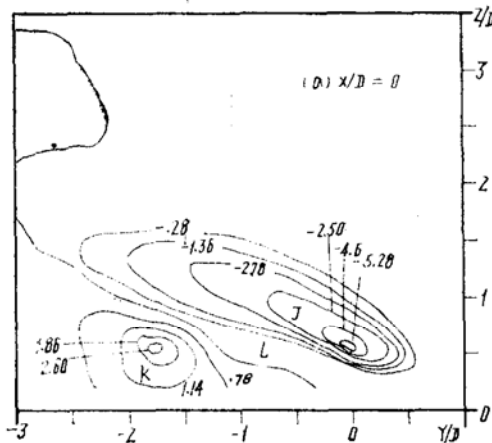


图10(a)(b) 流向涡量 Ω_x/Ω_j , ($\beta_j = 30^\circ$, $R = 2.6$)

范围较小, 其中心涡量比钝角侧涡中心涡量低得多。J, K两区由射流区L将其隔开。稍向下游, 两涡相遇发生干扰, 由于锐角侧涡强度弱而钝角侧涡强度大, 因此干扰的结果使钝角侧涡很快衰减, 而钝角侧涡衰减缓慢(见图11)。愈向下游, 钝角侧涡的涡量愈近似成高斯分布, 成为涡量场的主要面貌。

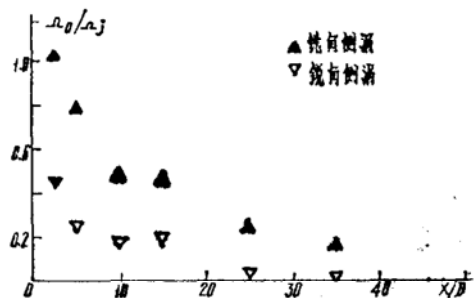


图11 中心涡量沿程变化 ($\beta_j = 30^\circ$, $R = 2.6$)

四、涡特征参数的变化规律和经验公式

文献(5)曾提出两个二维涡模型：离散涡模型和扩散涡模型。其中离散涡模型假设涡核内各点涡量呈高斯分布：

$$\Omega = \Omega_0 e^{-\beta_c^2 r^2} \quad (1)$$

式中 Ω 是流场中某点涡量， Ω_0 为中心最大涡量， β_c 为涡核扩散系数， r 为该点至涡心的距离。根据涡核半径定义，在涡核边界上诱导速度最大，可得涡核半径 R_c 与 β_c 之间的关系为：

$$R_c = 1.121/\beta_c \quad (2)$$

涡的总强度可由下式求得：

$$\Gamma = \int_0^{2\pi} \int_0^\infty \Omega_0 e^{-\beta_c^2 r^2} r dr d\theta = \pi \Omega_0 / \beta_c^2 \quad (3)$$

本文及文献(5)的测量结果均证实了在距射孔一定距离之后，流向涡量呈高斯分布，因此这里利用高斯涡模型对测量结果进行拟合计算。由于侧斜射流下钝角侧涡在流场中起主要作用，所以在此只分析钝角侧涡在流场中的变化规律。

1. 射流角 β_j 及速度比 R 对涡参数的影响

图12是在不同 R 和 β_j 下测得的无量纲涡强 ($\gamma = \Gamma/2DU_\infty$) 的沿程变化，由图可见，在同一速度比下 ($R=2.6$)， $\beta_j=90^\circ$ 时 γ 下降最快。这是两个强度相等的反向旋涡间强烈干扰的缘故。随着 β_j 减小， γ 的下降程度明显减慢。 $\beta_j=30^\circ$ 时 γ 值较大且衰减程度处于较佳状态。当 β_j 太小时 ($\beta_j=15^\circ$)，由于涡核与壁面相遇，壁面粘性作用又加剧涡的衰减。在相同 β_j 下， γ 随 R 增大而明显增大。但在小 R 下， γ 的衰减程度要略快些，和小射角情况类似，主要也是壁面附面层的影响。

图13是测得的涡核半径。发现涡核的扩散程度与涡强的衰减程度相对应。涡强度衰减越快，涡核扩散越严重。

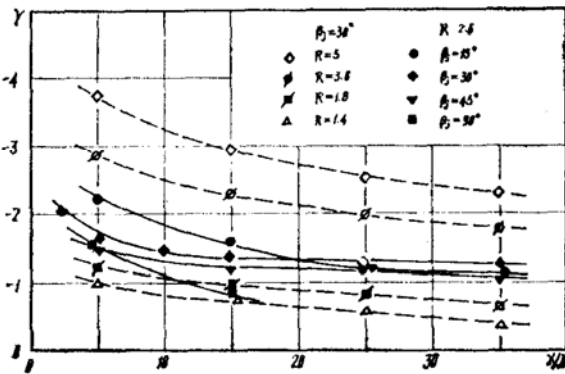


图12 无量纲涡强系数

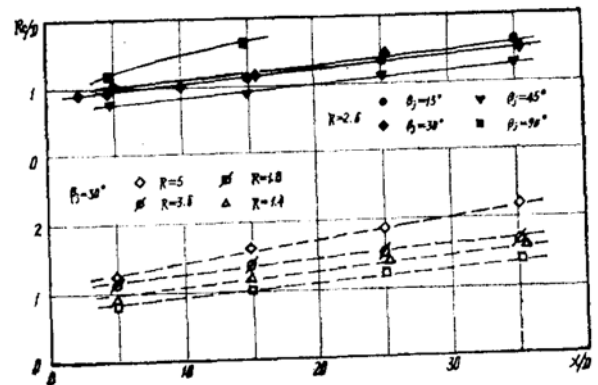


图13 无量纲涡核半径

2. 涡参数变化的经验公式

通过对大量的试验结果进行分析和拟合归纳，得出如下涡参数变化的经验关系式：

涡强： $\Gamma = 2DU_\infty \gamma$

$$\gamma = aR(\sin \beta_j)^b \exp\{-(X/D)(c - d \sin 2\beta_j)\} \quad (4)$$

$$\text{涡核半径: } R_c/D = aR^b(X/D)(c - d \sin 2\beta_j) + eR^f \quad (5)$$

$$\text{涡心轨迹: } Z_v/D = aR^b(\sin \beta_j)^c(X/D + e)^d \quad (6)$$

$$Y_v/D = aR^b(\sin \beta_j)^c(X/D)^d \quad (7)$$

这些经验公式反映了涡参数变化的如下特点: (1)同一下游位置涡强与 R 成正比; (2)考虑到小 R 下 ($R < 1.8$) 壁面的影响将加剧涡的扩散; (3) β_j 不同对涡强的衰减与涡核扩散也有影响。上述各式中拟合系数的值列于表 1。

表 1 拟合系数

公 式	a	b	c	d	e	f
涡 强 γ	-2.279	-3.015	.2473	.0789		
涡核半径 Rc/D	.322	.566	.4549	.2739	1.432	-4.811
涡心轨迹 Zv/D	.3317	1.196	.37	.3647	.7722	
涡心轨迹 Yv/D	-.2088	.8688	-.9427	.4515		

图14对文献[5、6]及本文测得的涡心轨迹与经验公式 (6) 作了对比, 表明经验曲线与试验结果符合较好。图15、16对 $\beta_j = 90^\circ$ 时涡强和涡核半径经验公式(4)(5)与文献[5] 及本文试验结果进行了比较, 结果也很满意。由此可见, 本文所给出的经验公式对于垂直射流和侧斜射流情况都是适用的, 反映了一般侧斜射流 ($\beta_j \leq 90^\circ$) 以及低速度比下 ($1 < R < 5$) 涡参数的变化规律。由于它不受涡系对称这个条件的限制, 因而扩展了其应用范围, 对附面层控制, 气膜冷却等工程应用问题具有实用参考价值。

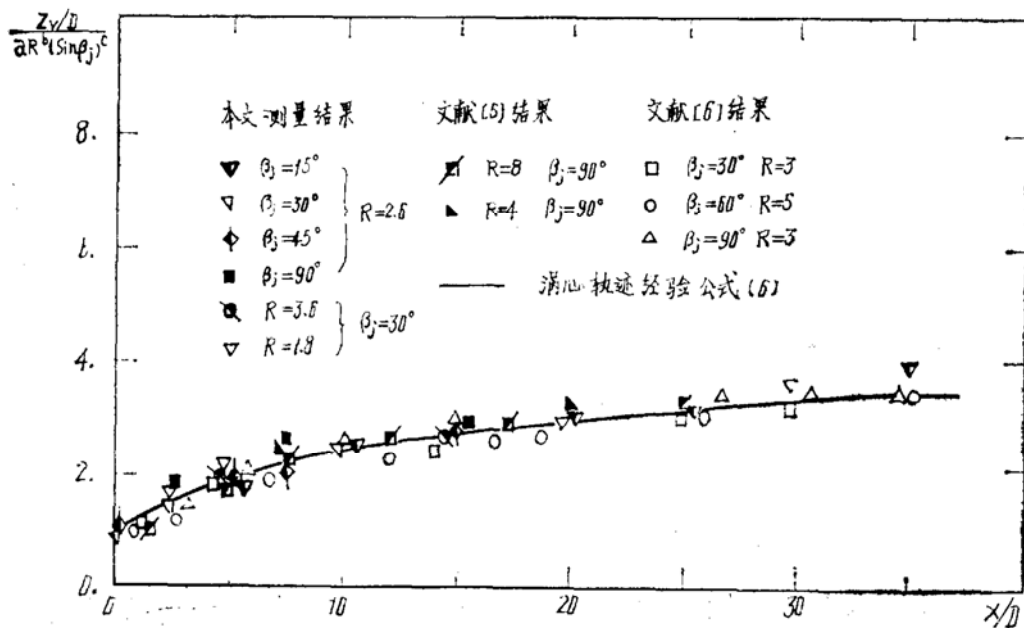


图14 涡心轨迹经验公式与经验值比较

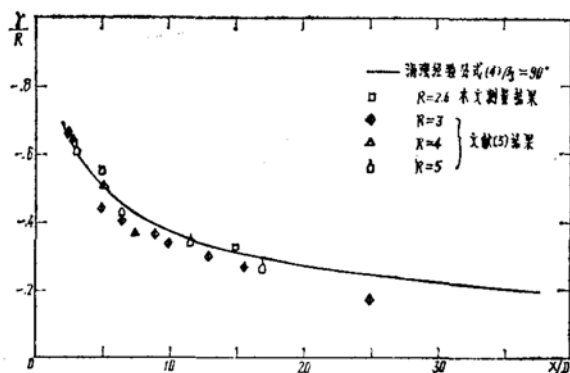


图15 涡强经验公式与试验值比较

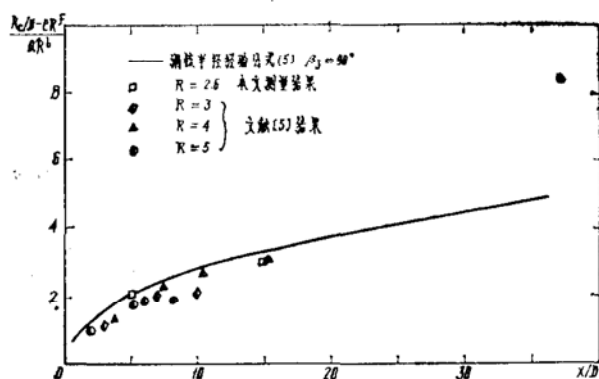


图16 涡核半径经验公式与试验值比较

五 结 论

1. 侧斜射流状态下强涡涡核区内总压与静压均低于周围流体。在向下游发展时, 涡核内静压恢复比总压快, 涡核内流向速度分布经历一个由(近孔区)喷流型到(下游)尾流型的转变过程。速度比增大时, 转变的位置推向下流。

2. 射角 β_j 和速度比 R 的变化均会影响涡的衰减程度。减小 β_j 时, 由于减弱了涡间干扰, 使强涡的衰减大大减缓。而 β_j 或 R 太小时, 壁面附面层的影响已使涡的衰减程度加快。

3. 本文得出的涡参数经验公式与试验值比较符合, 适合于一般侧斜射流下非对称涡系和速度比较小 ($1 < R < 5$) 的场合。

参 考 文 献

- (1) Yasuhiro Kamotai, Tsac Greber: Experimental on a turbulent jet in a crossflow. AIAA J. Vol. 10, No. 11, 1972.
- (2) Bergeles, G., Gosman, A. D., Launder, B. E.: The near field character of a jet discharged normal to a main stream. Trans. ASME, J. Heat Transfer, Vol. 98, 1976.
- (3) Wallis, R. A.: A preliminary note on a modified type of air jet for boundary layer control. A. R. C. CP513.
- (4) Fearn, R., Weston, R. P.: Induced velocity field of a jet in a crossflow. NASA TP1087, 1978.
- (5) Fearn, R., Weston, R. P.: Vorticity associated with a jet in a crossflow. AIAA J. Vol. 12, No. 12, 1974.
- (6) 张世英, 李凡: 空气涡流器的机理实验。《航空学报》, 1984年第4期。
- (7) 齐孟卜, 李京伯: 测量亚音速可压流大流动角的七孔探针。南京流空学院科技报告, 83-1810。
- (8) 盛春华: 侧斜射流与横向流相互干扰的试验研究。南京流空学院, 硕士研究生毕业论文, 1986年。
- (9) Moussa, Z. M.: The near field in the mixing of a round jet with a crossflow. J. Fluid Mech. Vol. 80, Part 1, 1977.