

文章编号: 1002-8055(2009)11-2476-07

圆转矩形喷管射流掺混特性试验

张 勃¹, 吉洪湖¹, 黄 伟¹, 曹广州¹, 杨 海²

(11 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

21 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 采用热线风速仪对圆转矩形收敛喷管的射流流场与掺混特性进行了试验研究, 测量了喷口下游不同截面上, 射流宽、窄对称面上的速度、雷诺剪应力、湍流强度的分布规律. 发现沿径向, 雷诺剪应力先增大后减小, 最大值出现在射流与外流的交界面附近, 湍流强度则逐渐减小; 在轴向上, 雷诺剪应力在近喷口区存在小幅波动, 而后逐渐减小, 湍流强度则先略有增大而后变化逐渐减慢. 射流特性在宽对称面与窄对称面上的分布规律相同.

关 键 词: 圆转矩形喷管; 射流; 雷诺剪应力; 湍流强度

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental investigation of mixing characteristics of jet from circle2rectangular transition nozzle

ZHANG Bo¹, JI Hong², HUANG Wei¹, CAO Guang², YANG Hai²

(11 College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

21 Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to measure the flow field and mixing characteristics of the jet from rectangular nozzle, the single incline hot2wire was used in the experiments. The results show that, the strongest mixing appears radially near the interface of ambient gas and jet, and causes the maximum value of Renaults shear stress in the same position, while the turbulent intensity decreases radially. Reynolds shear stress decreases axially, while turbulent intensity increases a little, and then decreases axially.

Key words: circle2rectangular transition nozzle; jet; Reynolds shear stress; turbulence intensity

飞行器发动机尾喷流的红外辐射信号是敌方红外制导导弹前向和侧向攻击时的主要搜索与跟踪目标. 为了提高战机的生存率, 必须降低尾喷流的红外辐射强度, 其主要途径之一就是迅速降低尾喷流的温度. 研究表明, 采用二元非轴对称喷管可以有效缩小高温核心区的体积与表面积, 起到降低红外辐射的目的.

二元喷管加强掺混的机理在于其加强了尾喷

流与外界大气的掺混, 非轴对称二元喷管射流具有较强的二次涡流, 其拐角区诱导出反向涡对, 促进其与中心区气流的能量交换^[1]. Der 等人^[2]对宽高比为 3/1 的矩形喷管研究发现轴向涡强化了矩形喷流的掺混运动, 指出中心涡的诱导效应与矩形喷流的非轴对称运动是形成大尺度掺混运动的机理. 对于二元射流的掺混与流动特性, Krothapalli^[3], Tsuchiya^[4]中分别对矩形与轴对

称喷管的射流流场在低雷诺数条件下进行了试验研究, 试验在射流下游较远处得到了射流的自相似分布规律, 同时得到了射流雷诺剪应力沿径向先增大再减小, 湍流强度沿径向逐渐减小的规律. Webster^[5], Shih^[6] 对轴对称射流进行了数值模拟研究, 也发现相同变化规律, 并且指出速度、应力数值大小取决于喷管形状和气流参数^[32, 6].

关于二元射流的特性研究主要针对直喷管展开, 而发动机上实际采用的矩形喷口均为圆转矩形喷管, 由于存在圆到矩形过渡段, 其中复杂的旋流特性使得其射流掺混特性与直喷管有较大区别, 也更加复杂.

本文通过对宽高比为 4 的圆转矩形收敛喷管进行试验研究, 对其下游不同截面上的速度、雷诺应力、湍流度等物理量的分布规律进行了初步试验研究.

1 试验设备与试验模型

本文采用的试验台如图 1 所示, 主要包括收敛喷口、气流稳定段、风机、变频器、热线风速仪以及相关的数据采集设备. 由于试验喷管进口面积与风机出口面积不同, 在风机出口与直喷管之间加上了一个渐扩段, 为了保证进口气流的均匀性, 在渐扩段与喷口之间布置了与喷管进口等径的足够长的平直管段, 使得流体到达喷管进口时的速度分布达到管流充分发展时的速度分布, 具体参

数参见图 1 局部放大图. 试验时气流流量为 0.194 kg/s, 雷诺数为 215×10^5 , 环境压力为 1.01×10^5 Pa, 环境温度为 303 K. 试验通过变频器调节风机转速来满足雷诺数要求.

本文研究的圆转矩形喷管照片见图 2 所示, 喷管进口直径为 230 mm, 出口则为宽高比为 4 B 1 的矩形出口(宽、高分别为 280 mm, 70 mm), 圆到矩形过渡段主要包括两个宽边三角形和两个窄边三角形, 其间采用圆锥面连接形成过渡段.

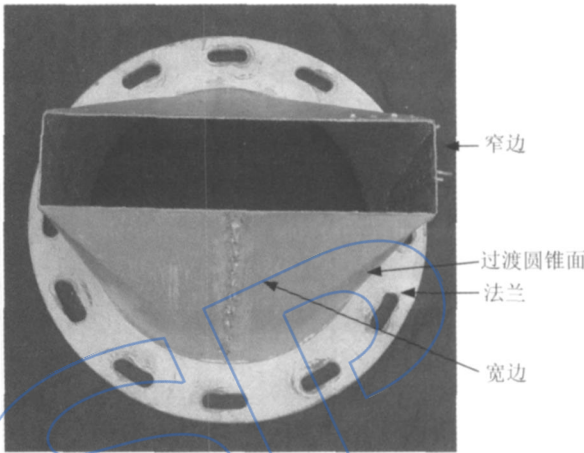


图 2 模型照片
Fig 2 Photo of model

2 试验测量仪器与测试方法

本试验中采用美国 TSI 公司生产的 2052 型热线风速仪(如图 3 所示), 热线风速仪具有惯性小、频响宽、灵敏度高和使用方便等优点. 用热线风速仪测量二维流场可以通过转动单丝探头进行, 在流动相对平稳的条件下, 采用旋转单斜丝测量技术测量多维流场就比 X 丝有优势^[7]. 单斜丝热线探头绕自身轴线在空间旋转若干角度, 可以代替空间分布的多根热丝. 与多丝探针测量技术相比, 单斜丝测量技术有效空间体积要小的多, 而且空间分辨率高, 测量技术简单^[89]. 本试验中利用 45b 单斜丝探头(如图 3 所示, 左端两根金属杆之间为热丝)进行测量. 试验采用的热丝为直径 $31.8 \mu\text{m}$, 长 3 mm 的铂丝, 热丝两端镀有合金, 减少了支杆绕流的干扰.

试验中将经过喷管中心轴线且分别垂直于喷口窄边或者宽边的平面分别称为宽对称面与窄对称面, 如图 4 中所示. 由于矩形喷管具有特殊的对称性, 文中主要对射流在上述典型截面上的流动进行研究, 图 4 中还给出了窄边延伸得到的交汇区, 在此区内, 流体受到上下宽边三角形的限制,

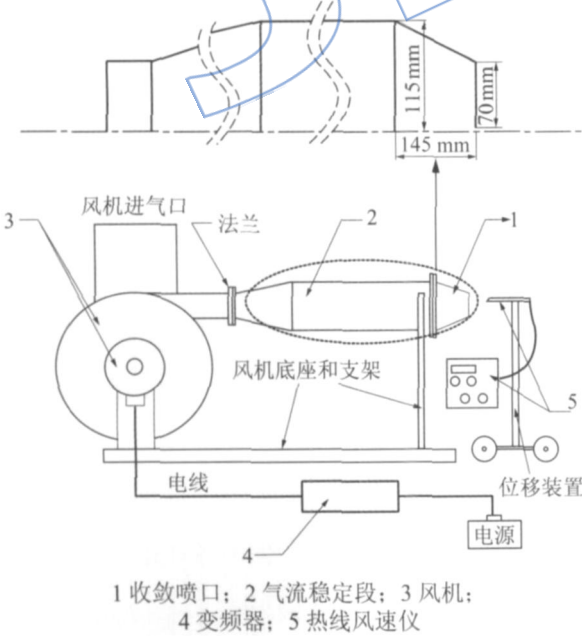
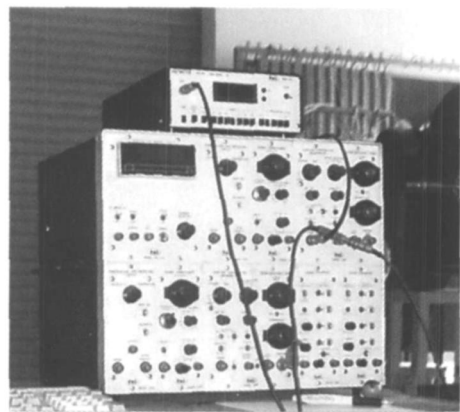
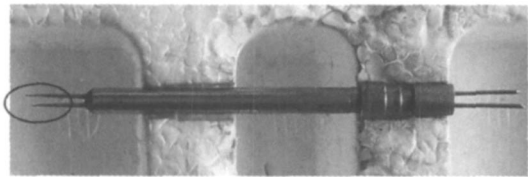


图 1 试验台架示意图
Fig 1 Sketch of experimental rig



(a) 热线风速仪



(b) 45° 斜丝

图 3 热线风速仪与热丝

Fig 3 Hot wire aparatus and incline wire

向中间汇聚流动, 流体之间干扰较强. 图中还给出了射流的 3 个方向的速度分量, 包括, 轴向分速度 U_x , 宽边分速度 U_y , 窄边分速度 U_z . 由喷嘴对称性可以得到, 宽对称面上窄边分速度 U_z 与窄对称面上宽边分速度 U_y 均较小, 可以忽略. 试验中在宽、窄对称面上只需测量二维速度, 如前所述, 可以采用单斜丝旋转 180° 的方法测量二维速度.

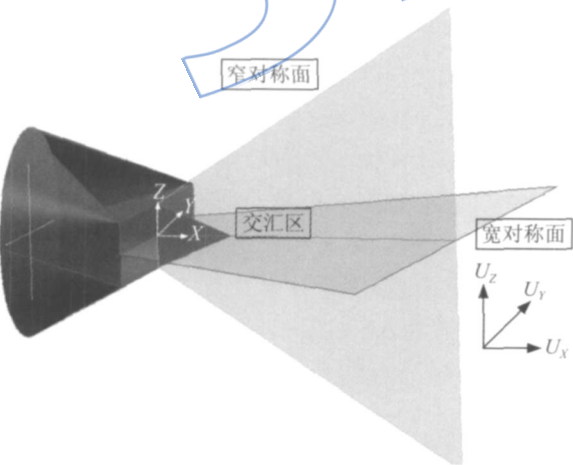


图 4 喷口流场下游测量平面图

Fig 4 Sketch of measuring planes of downstream

图 5 给出了热丝偏转前和偏转后的位置示意图, 偏转前后, 斜丝与轴向夹角分别为 45° 与 -45° .

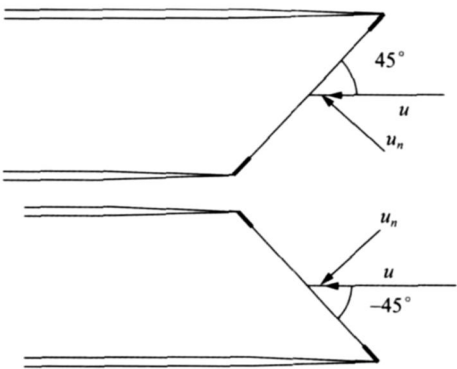


图 5 热丝旋转前后的两种测量位置

Fig. 5 Different positions of incline wire

根据 king 公式, 电压值 E 与气流速度 U 存在如下关系式:

$$\tilde{E}^2 = a + b \tilde{U}^{0.5} \tag{1}$$

对式(1)在 $\tilde{E} = E$, $\tilde{U} = U$ 时分别利用泰勒公式展开, 取其一阶项得

$$\begin{cases} \tilde{E}^2 = E^2 + 2Ee \\ a + b \tilde{U}^{0.5} = a + bU^{0.5} + 0.5bU^{-0.5}u \end{cases} \tag{2}$$

取零风速下电压值为 E_0 , $E_0 = a$, 对应可以得到

$$E = \frac{\overline{u^2}}{U^2} = \left(\frac{4Ee}{E^2 - E_0^2} \right)^2 \tag{3}$$

式中 u 为脉动速度; U 为气流速度; E 为电压值; e 则为脉动电压.

在求雷诺剪应力时, 对于图 5 中热丝的两放置位置, 分别有

$$A = 45^\circ$$

$$\tilde{E}_1 = E_1 + e = \frac{c}{\sqrt{2}}(U + u_1 + u_2)$$

$$E_1 = \frac{c}{\sqrt{2}}U$$

$$e = \alpha(u_1 + u_2) \tag{4}$$

$$A = -45^\circ$$

$$\tilde{E}_1 = E_1 + e = \frac{c}{\sqrt{2}}(U + u_1 - u_2)$$

$$E_1 = \frac{c}{\sqrt{2}}U$$

$$e = \alpha(u_1 - u_2) \tag{5}$$

式中 u_1, u_2 分别为沿 X, Y 向的脉动速度.

$$\alpha = c/\sqrt{2} \tag{6}$$

将式(6)代入式(4), (5)取时均, 可以得到

$$\overline{u_1 u_2} = (E_1^2 - E_2^2)/(4\alpha^2) \tag{7}$$

本试验在使用热线风速仪测量时, 利用 PC26319D 光电隔离模入接口卡来采集各点的电压信号, 进一步求出各个流动参数.

3 仪器标定

由于单斜丝热线探头感受流场气流参数是以热丝输出电压的形式输出的, 为获得流场流动参数信息, 在使用前需对单斜丝热线探头进行校准. 获得电压值 E 与气流速度 U 的关系曲线.

本试验在低速风洞中对所用热线进行了标定, 采用 king 公式拟合求解得到输出电压和有效冷却速度的关系, 得到图 6 所示标定曲线, 标定公式如下所示:

$$\ln E = -1.03 + 0.39 \ln U \quad (8)$$

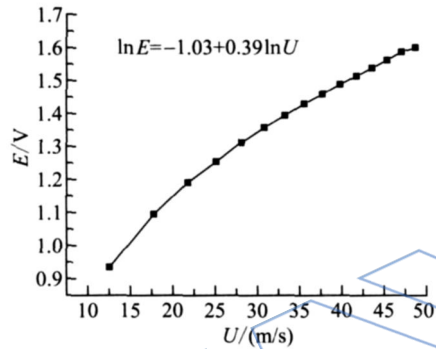


图 6 热丝标定曲线
Fig 6 Colibration of incline hot wire

4 试验结果与分析

4.1 下游截面速度分布

试验在喷口下游较远距离内选择 5 个不同轴向截面 ($X = 0.5D^*, 1D^*, 2D^*, 4D^*, 8D^*$) (D^* 为喷管出口等效直径, $D^* = 4A/C$) 进行研究, 测量其宽、窄对称面上射流的速度、雷诺剪应力与湍流度分布.

图 7 给出了不同截面宽与窄对称面上的速度矢量分布, 图中横坐标为轴向距离 X 与喷管当量直径 D^* 的比值, 为了便于比较, 图中矢量长度按照相同比例给出, 图中给出了矢量长度比例. 从图 7(a) 中可以看出, 在宽对称面上, 在相同下游距离处, 射流速度沿径向逐渐减小, 随着射流向下游的发展, 射流沿径向扩散范围逐渐增大, 与外流掺混区域增大, 且由于与外流的能量交换, 射流速度逐渐减小. Sforza 等^[10] 研究得到, 在典型矩形射流流场中速度分布可以分为核心区、特征衰减区和

轴对称速度特征区, 各区轴向距离长短取决于喷口形状和流动雷诺数. 结合图 7 分析得到, $X = 0.5D^*$ 和 $1D^*$ 截面上速度与喷管出口速度相同, 属于核心区; $X = 2D^*, 4D^*$ 截面宽对称面上的速度剖面不相似, 而窄对称面上的速度剖面是相似, 属于特征衰减区; $X = 8D^*$ 截面上, 宽、窄对称面上的速度仍然不完全相似, 不符合轴对称速度特征区的特点, 所以依然属于特征衰减区.

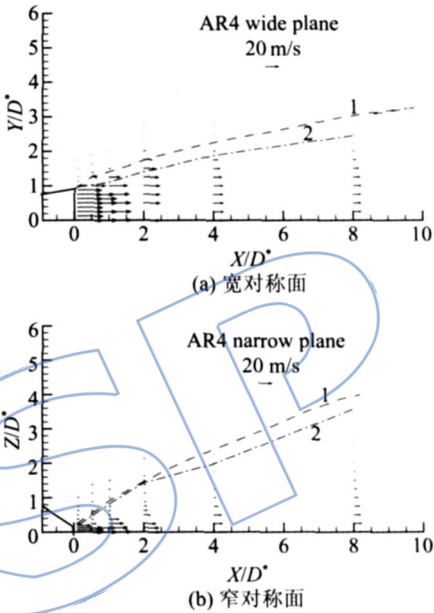


图 7 下游不同截面速度矢量分布
Fig 7 Distribution of velocity in downst ream of jets

图 7 中曲线 1 给出了文中定义的射流掺混区 ($0.05 [U/U_0] \leq 0.95$, U 为气流速度, U_0 为喷管出口中心速度) 边界. 图中曲线 2 给出了每个截面上雷诺剪应力最大值的位置, 其位置随着轴向距离的增大逐渐外移, 和掺混区边界平行.

4.2 下游截面雷诺剪应力分布

试验测量了喷管射流宽对称面与窄对称面内的雷诺剪应力, 在宽对称面上为 $\overline{u_1 u_2} / U_c^2$ (U_c 为测量截面中心气流速度), 在窄对称面上则为 $\overline{u_1 u_3} / U_c^2$. 图 8 给出了喷口下游不同截面 ($X = 0.1D^*, 0.5D^*, 1D^*, 2D^*, 4D^*, 8D^*$) 上的雷诺剪应力分布, 从图 8(a) 可以看出, 在宽对称面下游不同截面上, $\overline{u_1 u_2} / U_c^2$ 在中心线上最小, 而后沿径向逐渐增大, 在掺混区附近达到最大值后, 量值逐渐减小, 曲线形状表现为一个开口向下的抛物线. 随着轴向距离增大, 不同截面上的雷诺剪应力的最大值逐渐减小, 其对应位置也沿径向逐渐外移, 说明射流扩张的过程中能量逐渐向外流传递, 射

流本身能量逐渐降低. 由于圆转矩形喷管带来较强的旋流, 而这种旋流的强度大小是随着轴向距离的增加逐渐减弱, 不同喷口下游距离截面上的剪应力与 Rajaratnam^[11] 对射流在不同旋度下测量得到的结果相一致. 说明圆转矩形喷管确实带来了出口旋度的增强. 同时由图 7 知, 雷诺剪应力最大值所在位置接近射流边界, 说明射流边界处射流与外流的强烈掺混是较大的雷诺剪应力引起的. 图 8(b) 中所示窄边上的 $\overline{u_1 u_3} / U_c^2$ 分布规律与 $\overline{u_1 u_2} / U_c^2$ 相同, 但是比较得到, 其峰值略小于对应截面上宽对称面上的分量 $\overline{u_1 u_2} / U_c^2$, 说明宽边对称面的射流与外流掺混较强.

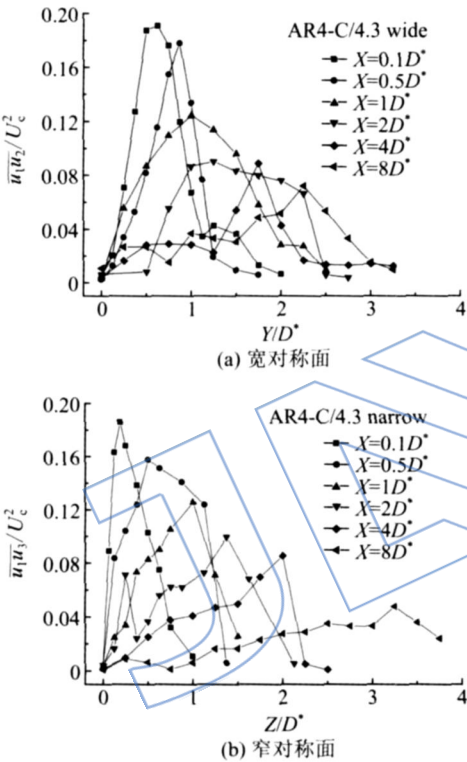


图 8 下游不同截面雷诺剪应力分布
Fig 8 Distribution of jet Renault's stress in downstream

4.1.3 下游截面湍流强度分布

图 9 给出了射流下游不同截面 ($X = 0.1D^*, 0.5D^*, 1D^*, 2D^*, 4D^*, 8D^*$) 上湍流强度分布. 图 9(a) 中为各个截面宽对称面上的湍流强度 $\overline{u^2} / U_c^2$ 分布, 在 $X = 0.1D^*$ 截面上, 湍流强度在射流中心处最大, 此处速度脉动较大, 随着射流沿径向向外扩张, 湍流强度逐渐减弱. 不同下游截面处, 湍流强度沿径向均逐渐减弱, 变化趋势类似. 其分布规律与 Rajaratnam^[11] 射流测量结果类似. 图 9(b) 中窄对称面上 $\overline{u^2} / U_c^2$ 的分布规律与

$\overline{u^2} / U_c^2$ (图 9(a)) 相同.

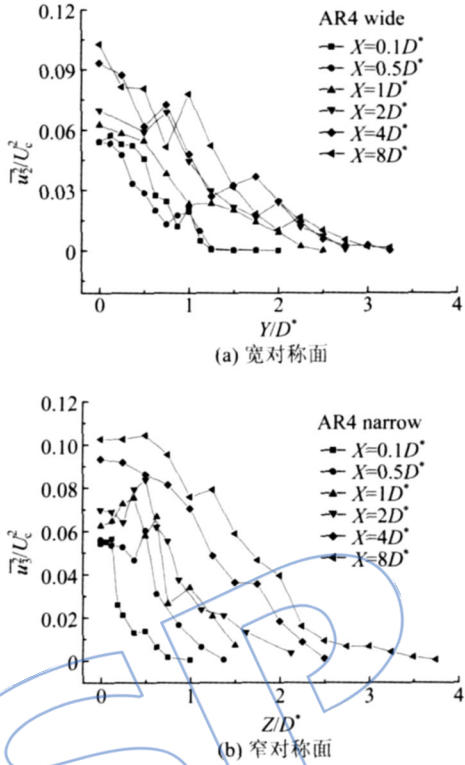


图 9 下游不同截面的湍流强度分布
Fig 9 Distribution of jet turbulence intensity in downstream

4.1.4 射流中心线上流动特性变化规律.

为了研究射流沿轴向的衰减特性, 文中对射流中心线上的速度、雷诺剪应力、湍流强度分布进行了分析研究.

图 10~ 图 13 分别给出了上述参数在中心线上的分布. 图 10 中所示为射流中心线上速度系数 U/U_0 变化. 由于喷管呈渐缩形状, 气流在近喷口区域相互叠加, 干扰, 使得射流速度在喷管出口处略有上升, 而后随着距离继续增大, 射流速度逐渐

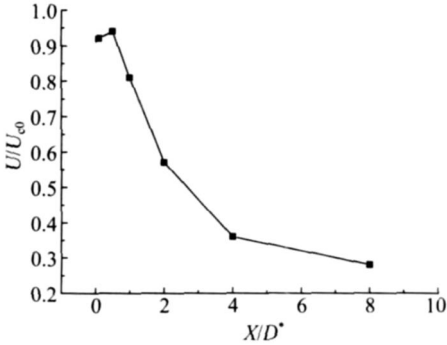


图 10 射流中心线上速度变化
Fig. 10 Distribution of jet velocity in the centerline

减低,且衰减速度有所降低.衰减速度的变化是由于 4l 1 节中所述矩形射流的不同区域特点导致的.

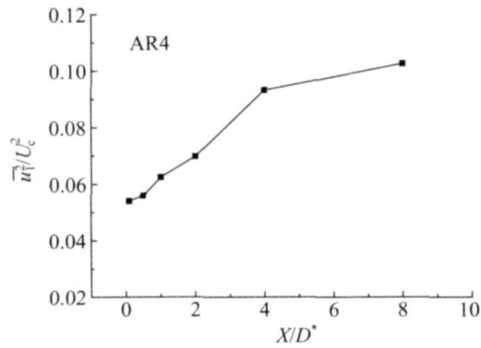


图 11 射流中心线上湍流强度分布

Fig. 11 Distribution of jet $\overline{u_1'^2}/U_c^2$ in the centerline

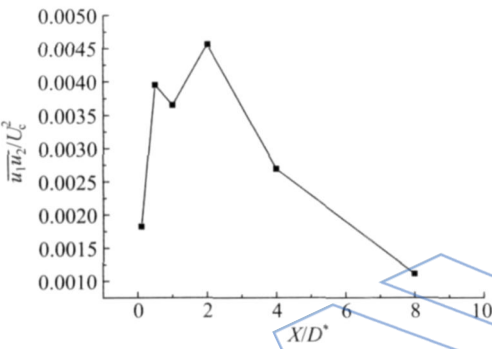


图 12 射流中心线上 $\overline{u_1 u_2}/U_c^2$ 分布

Fig. 12 Distribution of jet $\overline{u_1 u_2}/U_c^2$ in the centerline

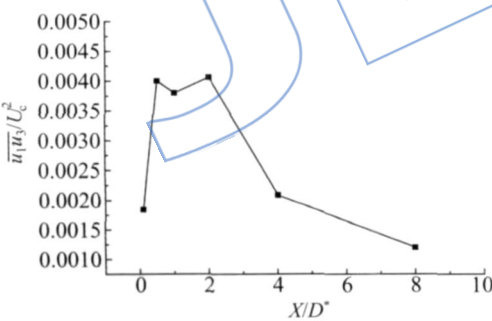


图 13 射流中心线上 $\overline{u_1 u_3}/U_c^2$ 分布

Fig. 13 Distribution of jet $\overline{u_1 u_3}/U_c^2$ in the centerline

图 11 给出了射流中心线上 X 方向湍流强度的分布规律.在距离喷口较近的下游区域,受到圆到矩形过渡段旋流效应的影响,湍流强度略有增大,而在距离喷口较远的下游区域,出口旋流效应减弱,湍流强度变化逐渐平缓,与 Rajaratnam^[11]指出的矩形射流在距离喷口较近区域的分布规律相同.

图 12 给出了雷诺剪应力在宽对称面上的分量

$\overline{u_1 u_2}/U_c^2$ 在中心线上的分布,由图可见, $\overline{u_1 u_2}/U_c^2$ 在图 4 所示流体汇集区中起伏波动,在距离喷口 $X=0.15D^*$ 处略有上升,在 $X=1D^*$ 截面对应值较小,而在 $X=2D^*$ 附近应力又出现一个峰值,随后沿轴向逐渐减小, $\overline{u_1 u_2}/U_c^2$ 变化较大的区域对应速度变化较大的区域,分析得到,这是由于采用收敛喷管,射流在喷管出口一段区域内发生叠加,产生扰动,使得喷口附近径向脉动较大导致的.随着射流距离进一步增大,射流的 $\overline{u_1 u_2}/U_c^2$ 逐渐减小.

图 13 给出了雷诺剪应力在窄对称面上的分量 $\overline{u_1 u_3}/U_c^2$ 在中心线上的分布,其分布规律与 $\overline{u_1 u_2}/U_c^2$ 相似,在 $X=0\sim 2D^*$ 的流体汇集区中出现一定波动,而后随着射流距离增大逐渐减小.

4l 5 试验误差分析

采用热线测量流速时,由于探针体与叉杆对流动会有一定的影响,人们分别引入了偏航因子 k 和坡度因子 h 来描述这些影响.本文采用单丝测量,故误差分析依据单丝特性展开

$$U = \sqrt{(\overline{U_1} + u_1)^2 + k^2 u_2^2 + h^2 u_3^2} \tag{9}$$

式中 u_1, u_2, u_3 分别为 3 个坐标方向上的脉动速度.

由于 $k \ll 1, h \ll 1$, 式(9)简化为

$$U = \sqrt{\overline{U_1} + u_1)^2 + u_3^2} \tag{10}$$

在本文湍流度为 0l 1 时,忽略 u_3 将带来的速度误差约为 1%.

5 结 论

本文采用热线风速仪对宽高比为 4 的圆转矩形收敛喷管的掺混特性进行了试验研究,得到如下结论:

- 1) 圆转矩形喷管射流宽、窄对称面上的雷诺剪应力沿径向先增大,然后逐渐减小,随轴向距离增大,峰值位置逐渐沿径向外移.
- 2) 不同截面上雷诺剪应力的最大值均出现在射流边界附近,基本与射流边界平行,使得边界处掺混较强.
- 3) 射流湍流强度沿径向逐渐降低,其径向影响范围随轴向距离增大而逐渐增大.
- 4) 射流中心线上,雷诺剪应力受圆转矩形喷管出口旋流效应影响,在近喷口处有小幅波动,而后逐渐下降;湍流强度则是先略有增大,而后变化逐渐平缓.

参考文献:

[1] Schlichting H. Boundary2layer theory[M]. New York : McGraw2Hill, 1968

[2] Der J Jr. , Chu C W, Hunt B L, et al. Evolution of swirl in two2dimensional2nozzle flow [J]. Journal of Aircraft, 1982, 19(4) : 3472349

[3] Krothapalli A, Baganoff D. On the mixing of a rectangu2lar jet[J]. J. Fluid Mech., 1981, 107: 2012220

[4] Tsuchiya Y, Horikoshi C. On the spread of rectangular jets[J]. Experiments in Fluids, 1986, 4: 1972204

[5] Webster D R, Liu Y. Velocity measurement of turbulence callapse in a linearly satisfied jet[J]. Experiments in Flu2ids, 2001, 31: 394240

[6] Shih T H, Chen J Y, Lumley J L. Second order modeling of boundary2free turbulent shear flows [R]. AIAA 921779

[7] 田杰, 陈旭, 郝辉, 等. 旋转单斜丝热线测量叶轮机出口流场[J]. 流体机械, 2003, 31(7) : 25228

TIAN Jie, CHEN Xu, HAO Hui, et al. Measurement of flow field behind a impeller with a rotating slanted hot wire[J]. Fluid Machinery, 2003, 31(7) : 25228 (in Ch2nese)

[8] Muller O R. On the accuracy of turbulence measurements with inclined hot wires[J]. J. Fluid Mech. , 1982, 119: 152172

[9] Russ S, Simon T W. On the rotation, slanted, ho2wire technique [J]. Experiments in Fluids, 1991, 12: 728

[10] Sforza P M, Steiger M H, Trentacoste N. Studies on three2dimensional viscous jets[J]. AIAA Journal, 1966, 5(4) : 802806

[11] Rajaratnam N. Turbulent jets[M]. Amsterdam: Elsevier Scientific Publishing Company, 1976

