

矩形蜗壳内三维紊流场的热线测量

西安交通大学 黄淑娟** 胡志伟 苗永森

【摘要】 在3个不同流量工况,对矩形蜗壳内三维紊流流场进行了测量。结果表明,在矩形蜗壳进口突变截面两侧壁的角区存在有回流区。在回流区中紊动能和雷诺应力明显大于中间截面主流区中的值。随着试验流量的增加,回流区减小,紊动能和雷诺应力很快下降。在同一流量工况,随着半径增加,紊动能和雷诺应力减小。在蜗壳圆周方面的不同横截面上存在有大旋涡,气体在蜗壳中按螺旋管线运动。

主题词: 壳体(结构) 湍流流动 流场(流体力学) 热电偶流速仪 测量方法

分类号: O 357.54 TH 452

1 前言

气体在蜗壳内的流动状况直接影响到离心压缩机整机的性能。文献[1,2]使用空气动力探针针对蜗壳内部流动进行了测量。但是,这种常规实验手段无法获得流动的紊流信息,难以揭示蜗壳内部流动的真实特性,然而流动数值模拟计算需要实验数据去考核和发展现有的紊流模型。为此,本文使用等温型热线风速仪对一台单级离心压缩机的矩形蜗壳内流场进行了测量,获得了一套完整的数据^[3]。

2 实验装置和测量方法

实验是在单级离心压缩机进气实验台上进行的。实验台按照JB 3165-82标准设计,由离心压缩机、流量测量及调节装置和测试管路等部件组成。设计参数为:转速 $n=24000\text{r/min}$,吸入压力 $p_{in}=0.1\text{MPa}$,吸入温度 $t_{in}=20^\circ\text{C}$,吸入流量 $Q_0=150\text{m}^3/\text{h}$,压比 $\epsilon_0=1.075$ 。蜗壳外壁型线按等 α 规律设计,截面形状如图1所示。

实验测量系统由热线风速仪(DISA 56C00),数字电压表(TSI Model 1076),数字记忆示波器(TRIUM S-1650B),磁带记录仪(TEAC XR-30),和频谱分析仪(CF920)等组成。

单丝热线测量技术详见文献[4],文中给出了具有三阶精度的热线响应方程为:

$$\overline{U_e^2} = a^{ij} \overline{U_j} + a \overline{U^2} S^{\alpha\beta} (\overline{v_{\alpha} v_{\beta}} + F_{\alpha\beta}) \quad (1)$$

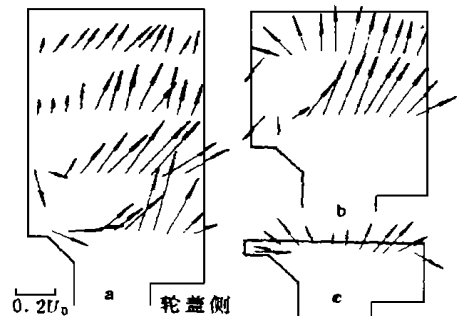


图1 U_r 和 U_z 分速合成矢量图

$$\overline{u_e^2} = a^{ij} \overline{u_i u_j} - a \overline{U^2} S^{\alpha\beta} (\overline{v_\alpha v_\beta} + F_{\alpha\beta}) \quad (2)$$

U 为瞬时速度, U_i, U_j, U_k 为协变分量, u_i, u_j, u_k 为脉动分量。 U_e 为等效冷却速度, u_e 为脉动速度。

$$F_{\alpha\beta} = - (2\overline{V_\alpha \overline{v v_\beta}} + \overline{v v_\alpha v_\beta} + 2r^\lambda \overline{V_\alpha \overline{v_\beta v_\lambda}} + r^\lambda \overline{v_\lambda v_\alpha v_\beta}) \quad , \quad U = U_K = \max(U_1, U_2, U_3)$$

$$\overline{V_\alpha} = \overline{U_\alpha} / \overline{U} \quad , \quad v_\alpha = u_\alpha / U \quad , \quad S^{k\beta} = a^{\alpha\beta} / a - r^\alpha r^\beta \quad , \quad r^\alpha = a^{\alpha\beta} / a \quad , \quad a = a^{kk}$$

$$i, j, \alpha, \beta, \lambda = 1 \sim 3 \quad , \quad \alpha, \beta, \lambda \neq k$$

在使用时将上式中的三阶脉动相关项忽略, 保留其它三阶项。测量使用旋转热线技术, 测量不同角度下热线风速仪输出电压时均值 E 和脉动电均方根值 e' , 由热线校正方程求出相应的等效冷却速度时均值和脉动值, $\overline{U_e}$ 和 $\overline{u_e^2}$, 代入方程(1)和(2)可获得一组方程用以求取待测量: 时均速度和雷诺应力张量。然而只用一根单斜丝在 6 个角度下的测量值求解方程组(1)和(2)得到的方程组是相关的^[5]。解决的办法是再使用一次单直丝的测量值。上述方法应用于矩形通道内充分发展紊流场的测量, 测量结果与文献实验结果吻合良好^[6]。

在压缩机 3 个不同流量工况下对蜗壳内流场进行了测量。测点布置在蜗壳圆周方面: $\varphi = 90^\circ, 270^\circ, 360^\circ$ 的 3 个横截面上。测量结果以柱坐标系下的速度分量形式给出。 r 为径向; θ 为周向, 正向同叶轮旋转方向; z 轴取压缩机轴, 正向与叶轮进气方向相同。

3 测量结果及误差分析

3.1 时均速度场

图 1((a) $\varphi = 360^\circ$; (b) $\varphi = 270^\circ$; (c) $\varphi = 90^\circ$) 给出了蜗壳不同横截面上分速 U_r 和 U_z 的合成矢量分布。由图可见, 各横截面上存在着大旋涡。产生的原因是由于矩形蜗壳进口截面处结构的不对称性。由扩压器排出的气体在靠轮盖侧遇到的是突扩截面, 而靠轮盘侧相对是一个渐扩过程, 能量损失较少, 静压恢复盘侧比盖侧完全。静压恢复程度的不同就在进口截面处致使盘侧气体向盖侧流动, 从而在蜗壳的横截面上诱导出一个旋涡, 使气体在蜗壳中沿着螺旋管线运动, 并非遵照原设计的等环量假定按对数螺旋线轨迹运动。图 2 给出了蜗壳宽度中心面上 $U_\theta \cdot r$ 的分布规律, $U_\theta \cdot r$ 随半径的变化确与 $U_\theta \cdot r = \text{常}$ 的等环量假定有较大差别。

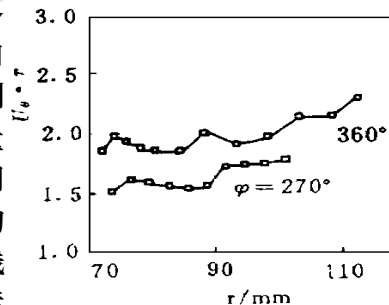


图 2 $U_\theta \cdot r$ 随半径的变化

3.2 雷诺应力测量结果

图 3 和图 4 给出了蜗壳 $\varphi = 360^\circ$ 截面, $R = 89\text{mm}$ 处无因次雷诺应力分布。 $\sqrt{\overline{u^2}}/U_0$ 为紊流强度, $\overline{u_i u_j}/U_0^2$ 为雷诺切应力。 U_0 为参考速度, 取叶轮圆周速度。图中(a)、(b)、(c)表示 3 个不同的流量工况。由图可见, 随着流量的增加, 紊流强度和雷诺切应力减小, 在流量小于设计流量时, 紊流强度和雷诺切应力明显增大。可见当流量大时蜗壳中回流区较小, 反之回流区增加则紊流强度和雷诺应力增大。同时我们可看到由于在矩形蜗壳进口突变截面两侧壁的角区存在有回流区, 在回流区中紊流强度和雷诺应力明显高于中间截面主流区的值。在小于设计流量时, 靠轮盖侧雷诺应力高于轮盘侧。3 种不同工况下紊动能的分布表示在图 5 中((a) $R = 89\text{mm}$ 、 $Q = 0.88Q_0$, (b) $R = 89\text{mm}$ 、 $Q = Q_0$, (c) $R = 89\text{mm}$ 、 $Q = 1.36Q_0$, (d) $R = 98\text{mm}$ 、 $Q = Q_0$), 很明显随着流量增大, 紊动能减小, 靠近两侧壁处紊动能比中间截面要高得多, 同时随着半径 R 的

增加, 由于气体的粘性扩散, 紊动能 K 迅速下降。蜗壳内的紊流流动非常复杂, 由于气体从扩

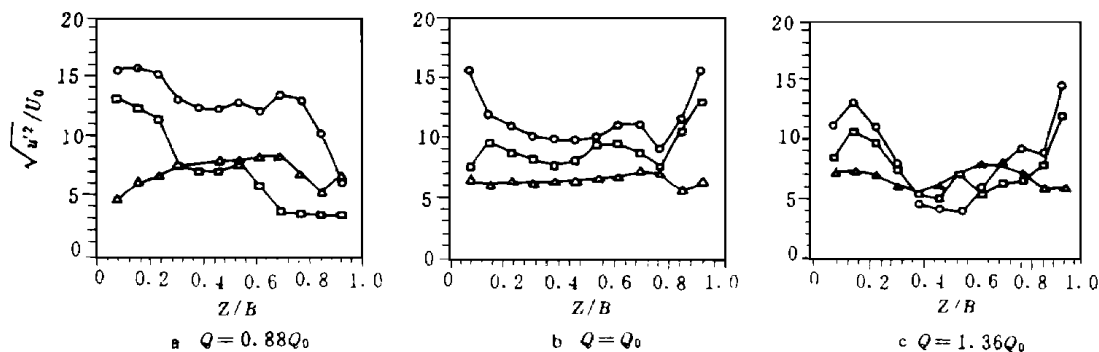


图3 $Q=360^\circ, R=89\text{mm}$ 截面雷诺正应力分布 ($\circ$ u'^2/U_0^2 , $\triangle$ v'^2/U_0^2 , $\square$ w'^2/U_0^2)

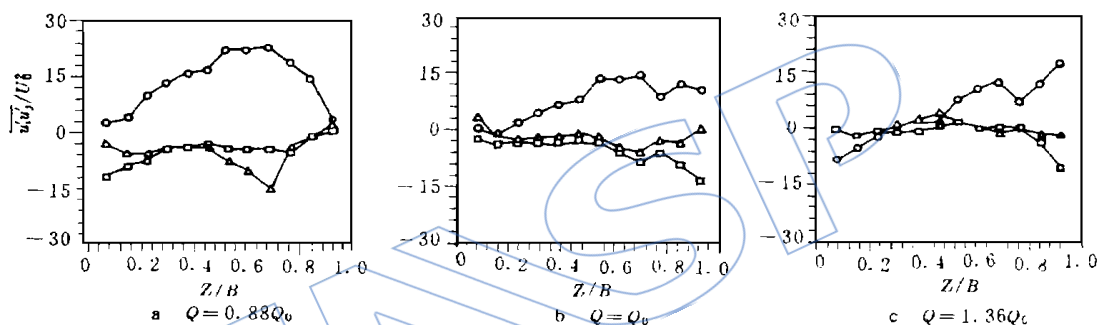


图4 $Q=360^\circ, R=89\text{mm}$ 截面雷诺切应力分布 ($\circ$ $2000 \overline{u'v'}/U_0^2$, $\triangle$ $2000 \overline{u'w'}/U_0^2$, $\square$ $2000 \overline{v'w'}/U_0^2$)

压器进入蜗壳会突然膨胀, 在靠近蜗壳的两侧壁处出现回流区, 流动呈现很强的三维特性, 在这一区域粘性扩散起着主要作用, 在有回流区存在的地方, 紊流强度、雷诺应力都较大, 随着流动的发展, 粘性扩散作用使雷诺应力随半径的增大而减小。

3.3 测量结果的误差分析

实验时压缩机流量由进气管中的阀门调节, 测量时流量波动在 $\pm 0.96\%$ 。流量的变化及运行的不稳定性最终均以测量时均电压和均方根电压的误差形式反映到测量的结果中。在实验过程中, 时均电压值的脉动小于 10mV , 均方根电压值的脉动小于 1mV 。测量过程中测点位置由一套高精度的三维坐标架确定, 可保证位置误差小于 0.01mm 。这一误差远小于被测区域的尺度, 因而由测点空间位置引起的测量误差忽略不计。热线旋转系统的最小刻度为 1° 。假定测量时, 时均电压 E 、均方根电压 e 和热线旋转角度 φ 出现极限误差时, 即 $\Delta E = 10\text{mV}$, $\Delta e = 1\text{mV}$, $\Delta \varphi = 1^\circ$; 最终获得的各待测量的相对误差详见文献[3]。表1中给出了相对误差的最大和最小值。测量结果的相对误差在实验允许的范围之内。

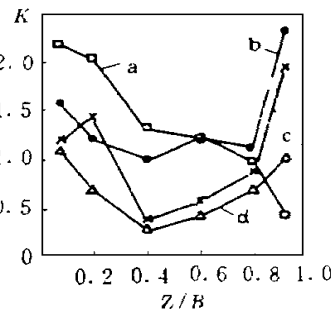


图5 蜗壳 $Q=360^\circ$ 截面处紊动能分布

表 1 时均速度和雷诺应力的相对误差

相对误差	U_z	U_θ	U_r	$\sqrt{\overline{u_z^2}}$	$\sqrt{\overline{u_\theta^2}}$	$\sqrt{\overline{u_r^2}}$	$\overline{u_z u_\theta}$	$\overline{u_\theta u_r}$	$\overline{u_r u_z}$
最大值	- 1. 731	1. 093	1. 666	- 5. 539	3. 991	- 5. 539	4. 937	3. 511	- 5. 961
最小值	0. 008	1. 092	- 0. 006	- 0. 164	- 0. 127	- 0. 164	- 0. 039	0. 013	- 0. 163

4 结 论

(1) 矩形截面蜗壳的进口有突扩, 气体突然膨胀产生涡区, 再加上进口截面不对称造成两侧静压恢复不等, 从而在蜗壳圆周方向不同横截面上诱导出大旋涡。使气体在蜗壳中的流动按类似螺旋管线向前运动。(2) 在蜗壳进口截面的两侧角区, 存在有回流区, 在回流区紊动能和雷诺应力明显高于中间截面主流区的值。当流量增加时, 回流区缩小, 紊动能和雷诺应力减小。在同一流量工况, 由于粘性的扩散作用, 在同一截面上随半径增大, 紊动能和雷诺应力是减小。(3) 虽然蜗壳外壁型线是按等 α 规律设计的, 但气体在蜗壳中并不服从等环量的假定。可见蜗壳截面形状对蜗壳中气体的运动起主要作用。对于矩形截面的蜗壳, 避免进口截面的突扩, 和注意其对称性是提高其气动性能的重要方面。

参 考 文 献

1 姜培正等 蜗壳流场的准三元分析计算与实验研究 西安交通大学学报, 1989, 23(5)
2 曹淑珍等 矩形蜗壳内流场三维测试与分析 中国工程热物理学会流体机械学术会议论文集, 北京: 1991
3 胡志伟 离心式压缩机内部流动的研究 [博士论文] 西安交通大学动力机械工程系, 1992
4 黄淑娟, 胡志伟 使用单倾斜热线测量紊流场及热线的校正 第四届亚洲流体机械国际会议论文集, 苏州: 1993
5 Kjørk A, Lofdahl L. Hot- Wire Measurements Inside a Centrifugal Fan Impeller Trans ASME J. Fluid Engrg , 1989, 111(3): 363- 368
6 胡志伟, 黄淑娟, 邹林 矩形通道内二维充分发展紊流流场的实验研究 工程热物理学报, 1991, 12(4): 384- 387

(责任编辑 魏星禄)

HOT- WIRE MEASUREMENT OF 3- D FLOW FIELD IN A RECTANGULAR VOLUTE

Huang Shujuan, Hu Zhiwei, Miao Yongniao

(Dept of Power, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

ABSTRACT 3-D turbulent flow fields in a rectangular volute of a small centrifugal compressor were measured with a hot-wire probe at three cross sections along its circumference at three different flow regimes. The space positions were adjusted with a three-dimensional coordinate frame. Time average velocities and Reynolds stress tensors were calculated by means of a hot-wire response equation with third order of precision. The measured results illustrated two recirculation regions near both side walls due to abrupt expansion at the inlet of the rectangular volute. The turbulent kinetic energy and Reynolds stresses in the recirculation regions were reduced as the flow rate increases and as the radius increases. In addition, asymmetry of the rectangular inlet induced the vortices at different cross sections of the volute, and made the trace of the flow as a curved spirochaeta. In consequence, the abrupt expansion and the asymmetry of the inlet must be avoided.

Key words Turbulent flow Flow field Hot-wire probe Measurement

EXPERIMENTAL STUDY OF 3- D TURBULENT FLOW FIELD IN A 90 °BEND PIPE

Shang Hong, Wang Shangjin, Xi Guang, Yuan Minjian

(Dept of Power, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

Kong Qingli

(Institute of Shenyang Boiler Plant, Shenyang)

ABSTRACT The 3-D turbulent flow field in a 90 °strongly curved pipe ($D = 280\text{mm}$, $R_c/D = 0.87$) has been experimentally studied under different Reynolds numbers ($Re = 2.78 \times 10^5 \sim 5.40 \times 10^5$) with a single slant hot-wire measurement system and a five-hole dynamic probe. The detailed experimental results are given, including the distributions of 3-D time-averaged velocities, turbulent energy, total pressure and static pressure along the curvature direction at five different cross-section. It is shown that the loss in this strongly-curved pipe mainly occurs near the inner-side wall, and increases rapidly near the 90 °cross-section due to flow separation. Static pressure distribution near the outer-side wall is higher than that near the inner-side wall throughout. The flow near the inner-side wall accelerates from the 90 °to the 30 °cross-section and decelerates after 30 °cross-section. But near the outer-side wall, the tendency becomes adverse, and the pressure gradient here is much smaller than that near the inner-side wall.

Key words Turbulent flow Flow field Pipe flow

EXPERIMENTAL STUDY ON GASDYNAMIC PERFORMANCE OF INTAKE WITH PLENUM BYPASS

Chen Xiao, Li Lulong, Ma Rulong

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

ABSTRACT The intake with plenum bypass is a new-type subsonic intake for civil medium-range aircraft. Its geometry is considered. A model of this type has been designed, which scale is 1:2. Experiments of flow visualization, gasdynamic performance and foreign object throwing have been done. The experimental results show that its perfect gasdynamic performance and flow steadiness satisfy the requirements of aeroplane and engine. Compared to the intake with pipe by-pass, this new-type intake has many advantages, especially the improved ability of eliminating