

文章编号: 1000-8055(2000)01-0031-04

单转子压气机出口三维流场紊流特性

马宏伟 蒋浩康

(北京航空航天大学 404 教研室, 北京 100083)

摘要: 单转子压气机设计状态出口叶尖通道中部、叶根吸力面角区和转子尾迹内具有较强的紊流脉动, 泄漏涡是造成尖部气流掺混的主要因素。近失速状态通道内气流脉动明显增强, 并沿周向和径向呈现出较大的梯度, 叶尖通道中部的紊流强度分布证实了气流剧烈交混的发生, 0.87 叶高和 0.25 叶高吸力面附近的强紊流中心来源于叶背附面层分离形成的旋涡。在出口测量截面上紊流强度 3 个分量的最大值, 径向分量最大, 轴向分量次之, 切向分量最小。流量减小, 紊流强度尤其是径向紊流强度有大幅度的提高, 转子内流动对下游的非定常干扰增强。

关键词: 压气机; 转子出口; 紊流; 三维流动
中图分类号: V 231.3 文献标识码: A

1 相对坐标系下转子出口流场的紊流特性

为了揭示压气机转子内的流动结构, 国外已做了许多实验研究^[1~5], 但测量一般在设计状态, 而且获得的紊流特性数据很少。作者在文献[6, 7]分别利用旋转探针、高频压力探针和热丝技术研究了压气机级不同状态下转子通道内及转子出口的三维紊流流场。文献[8]用单斜丝技术测量研究了单转子压气机在设计状态, 尤其是在近失速状态下转子出口的三维紊流流动结构, 本文是文献[8]的继续和补充。

图 1 分别是转子设计状态出口轴向、切向和径向 3 个分量的紊流强度分布。

轴向

$$TU_z = \frac{\sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (W_z - \overline{W_z})^2}}{U_t}$$

切向

$$TU_t = \frac{\sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (W_t - \overline{W_t})^2}}{U_t}$$

径向

$$TU_r = \frac{\sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (W_r - \overline{W_r})^2}}{U_t}$$

其中: N 是采样次数, W_z , W_t 和 W_r 分别是相对坐标系下当地的轴向、切向和径向速度瞬时值, $\overline{W_z}$, $\overline{W_t}$ 和 $\overline{W_r}$ 是对应的 N 次锁相采样平均值, U_t 为叶尖切线速度。

从中可看到, 3 个分量的分布规律基本一致。设计状态下, 高水平紊流强度区主要在叶尖通道中部、叶根吸力面角区和转子尾迹, 文献[8]的图 5 表明, 这里同时也是高涡量区。需要指出的是, 出口截面上紊流强度最大值出现在尖部通道中部稍靠近压力面的地方, 显示这里有较强的旋涡交混, 这一点可从 TU_t 分布看出。尾迹内高水平紊流脉动应主要来自叶片尾缘涡的脱落。根部吸力面角区的高紊流强度则与角区旋涡有关。

文献[2]利用单斜丝技术在压气机转子设计状态出口(位置和本文相近)测得的结果也表明, 尖部、尾迹和叶根吸力面角区具有较高的紊流水平, 最高紊流水平在尖部, 参见文献[2]的图 12, 这与本文的测量结果规律相同。不同在于文献[2]尖部的高水平紊流区离叶背较近, 这显然是由

收稿日期: 1998- 12- 04; 修订日期: 1999- 03- 01

基金项目: 国家攀登计划项目 B 资助

作者简介: 马宏伟(1968-), 男, 北京航空航天大学 404 教研室副教授, 博士



叶尖泄漏涡在转子出口的位置差别所决定的,文献[2]转子叶片尖部径向间隙较大,约 1.3%叶高,泄漏涡在转子出口离叶背较近。

在尖区,紊流强度 3 个分量的最大值中, TU_r 最大, TU_z 次之, TU_t 最小,见图 1。这个规律和文献[3]用旋转三丝探针在转子设计状态内尖区的测量结果一致,参见文献[3]的图 9。这个特点同样表现在转子设计状态尾迹和根部的紊流强度分布。

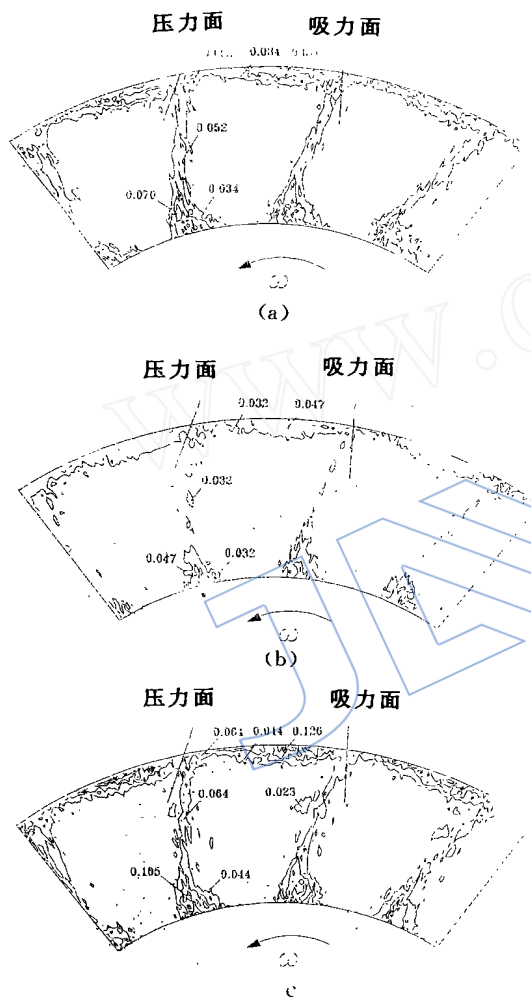


图 1 设计状态出口紊流强度分布
(a)轴向; (b)切向; (c)径向)

图 2 是转子近失速状态出口截面上 3 个紊流强度分量的分布。流量减小,通道内气流脉动增强,并沿周向和径向呈现出较大的梯度。

叶尖通道中部(气流剧烈交混区域)、0.87 叶高(从根部算起)叶背附近(叶背附面层可能分离形成旋涡的地方)、0.25 叶高叶背附近(叶背附面层分离形成旋涡的区域)和根部吸力面角区(存在旋涡),具有较高的紊流水平。叶尖通道中部的高水平紊流脉动,进一步证实了该区气流剧烈交混

的存在。0.87 和 0.25 叶高叶背附近的强紊流中心,只有可能来源于上游叶背附面层分离形成的旋涡,这进一步增强了文献[8]的猜测。

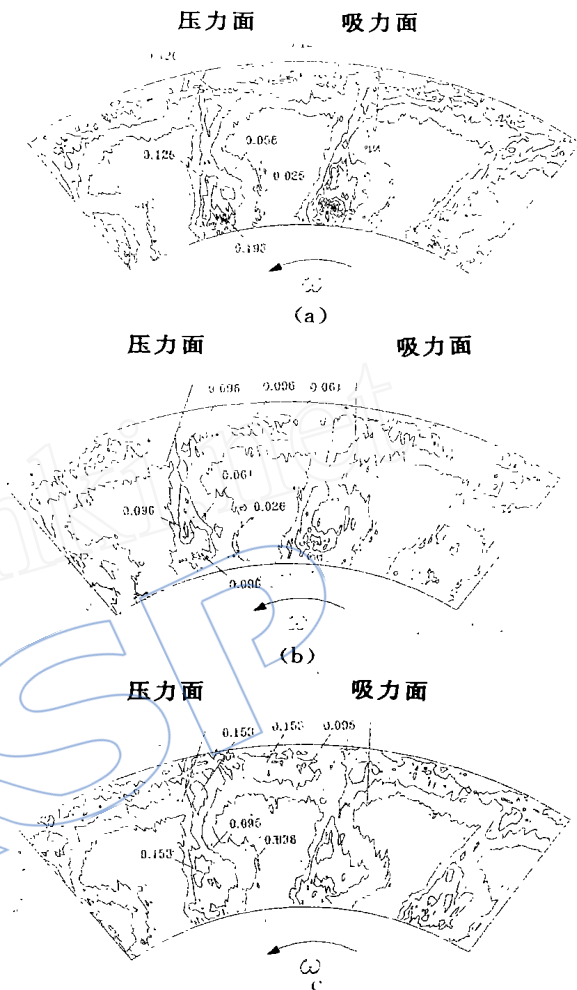


图 2 近失速状态出口紊流强度分布
(a)轴向; (b)切向; (c)径向)

在根部吸力面角区以外的其它地区,紊流强度 3 个分量的最大值,仍是 TU_r 最大, TU_z 次之, TU_t 最小。

2 静止坐标系下转子出口流场的周向平均紊流特性

静止坐标系下紊流强度的定义为:

$$\text{轴向} \quad \overline{TU_z} = \frac{\sqrt{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (V_z - \overline{V_z})^2}}{U_t}$$

$$\text{切向} \quad \overline{TU_t} = \frac{\sqrt{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (V_t - \overline{V_t})^2}}{U_t}$$

径向

$$\overline{TU_r} = \frac{\sqrt{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (V_r - \overline{V_r})^2}}{U_t}$$

其中: M 是采样总次数, V_z , V_t 和 V_r 分别是静止坐标系下同一叶高的轴向、切向和径向速度瞬时值, $\overline{V_z}$, $\overline{V_t}$ 和 $\overline{V_r}$ 是对应的采样总平均值。

图 3 是设计状态和近失速状态下 3 个紊流强度分量沿叶高的分布。设计状态端壁区具有较高的紊流强度, 其中根部周向脉动较强, 尖部则径向

脉动较强。从设计状态到近失速状态, 除了中部叶高之外, 在上部和下部叶高位置, 紊流强度尤其是径向紊流强度有大幅度的提高。表明流量减小, 转子内流动对下游的非定常干扰增强。近失速状态 Q 87 叶高与 Q 25 叶高存在紊流强度极值, 是由当地的叶背附面层分离造成的。

撇开紊流脉动的影响, 研究转子出口平均流场的周向不均匀性在静止下游引起的非定常性, 可定义:

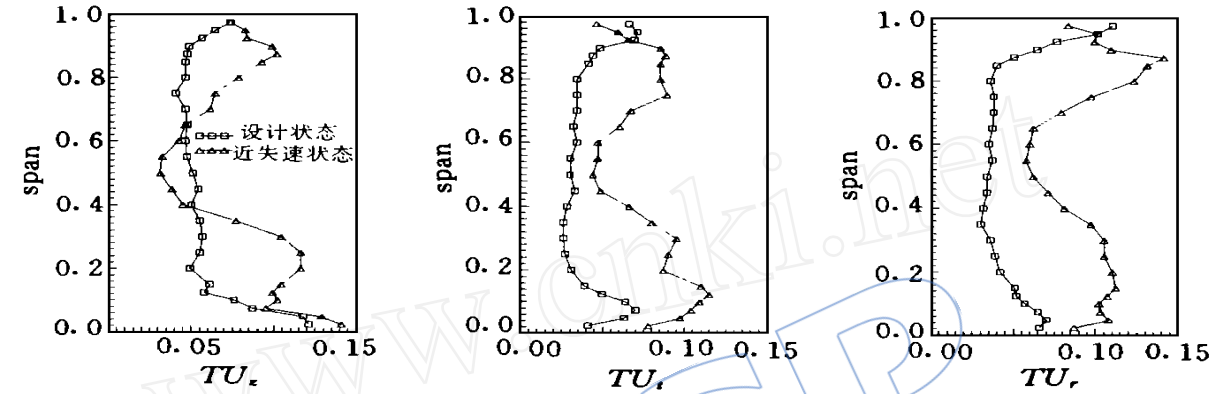


图 3 转子出口紊流强度沿叶高分布 (span 为叶高, 从叶根算起)

轴向速度周向不均匀度:

$$UN_z = \frac{\sqrt{\frac{1}{K} \sum_{i=1}^K (\overline{V_z} - \overline{V_z})^2}}{U_t}$$

切向速度周向不均匀度:

$$UN_t = \frac{\sqrt{\frac{1}{K} \sum_{i=1}^K (\overline{V_t} - \overline{V_t})^2}}{U_t}$$

径向速度周向不均匀度:

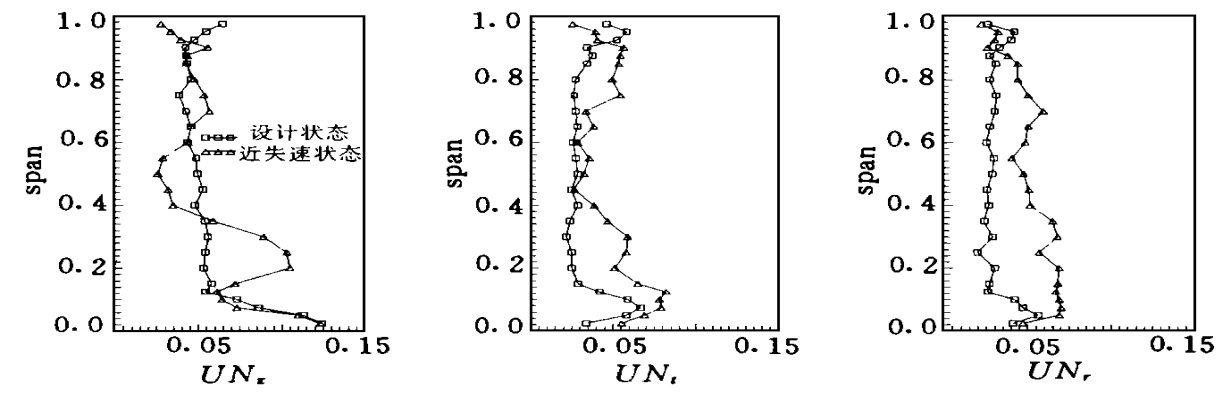


图 4 转子出口周向不均匀性沿叶高变化 (span 为叶高, 从叶根算起)

UN_r 分布, 明显不同于图 3 所示的紊流强度分布。径向紊流强度在两个状态下尖部均存在极大值, 而在图 4 中 UN_r 并不比叶中大。这说明, 在旋转坐标系下研究转子内流场, 即使采用旋转探针技术测量, 最好也要用高频手段。如用常规气动测量手段, 会丧失宝贵的紊流信息, 无法真实反映非定常性。

和设计状态相比, 近失速状态下尖部 3 个周向不均匀度都较低, 主要是由于流量减小, 尖区内的速度相对更低决定的。

3 结 论

转子设计状态出口高水平紊流脉动主要发生在泄漏涡影响的叶尖通道中部、叶根吸力面角区和转子尾迹内, 泄漏涡是造成尖部气流掺混的主要因素。

近失速状态通道内气流脉动明显增强, 并沿周向和径向呈现出较大的梯度, 叶尖通道中部的紊流强度分布证实了气流剧烈交混的存在, 0.87 叶高和 0.25 叶高吸力面附近的强紊流中心势必来源于叶背附面层分离形成的旋涡。

在转子出口测量截面上, 紊流强度 3 个分量的最大值中, 一般是径向分量最大, 轴向分量次之, 切向分量最小。流量减小, 紊流强度尤其是径向紊流强度有大幅度的提高, 转子内流动对下游

的非定常干扰增强。

参 考 文 献

- 1 Dring R P, et al An Investigation of Axial Compressor Rotor Aerodynamics[J]. ASME J. of Engineering for Power, 1982, 104: 84- 96
- 2 Inoue M, Kuroumaru M. Three- Dimensional Structure and Decay of Vortices Behind an Axial Flow Rotating Blade Row [J]. ASME J. of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106: 561- 569
- 3 Lakshminarayana B, et al Three- Dimensional Flow Field in the Tip Region of a Compressor Rotor Passage[J]. Transaction of the ASME, Journal of Engineering for Power, 1982, 104: 772- 781
- 4 Lakshminarayana B, et al End- Wall and Profile losses in a Low- Speed Axial Flow Compressor Rotor[R]. ASME Paper, 1985, No. 85- GT- 174
- 5 Hunter I H, Compusty N A. Casing Wall Boundary- Layer Development Through an Isolated Compressor Rotor [J]. ASME J. of Engineering for Power, 1982, 104: 805- 817
- 6 马宏伟, 蒋浩康 压气机转子通道内尖区三维平均流场[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 167- 171
- 7 马宏伟, 蒋浩康 压气机不同状态下转子出口三维紊流流场[J]. 航空动力学报, 1997, 12(3): 268- 272
- 8 马宏伟, 蒋浩康 单转子压气机设计状态和近失速状态出口三维紊流流场[J]. 工程热物理学报, 1997, 18(2): 153- 158

(责任编辑 杨再荣)

3- D Turbulent Characteristics at Exit of Compressor Rotor Passage

Ma Hongwei, Jiang Haokang

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

Abstract: The three- dimensional turbulent flow field at the exit of an axial single rotor compressor has been measured in detail with single- slant hot- wire probe. In the design condition, substantial turbulent pulsations mainly exist in the tip mid- passage, wake and the corner between the suction surface and the hub, and the tip leakage vortex plays a leading role in the tip flow mixing. In the near stall condition, the flow becomes more turbulent, which shows the strong flow mixing in the tip region, turbulence intensities, especially the radial turbulence intensity, increase rapidly; the flow separations of the boundary layer on the suction surface occur at 0.25 span and 0.87 span. At the rotor exit, the radial turbulence intensity is the largest, and the axial one is the second.

Key words: compressor; rotor outlet; turbulence; three- dimensional flow