

文章编号: 1000-8055(2000)02-0119-05

单转子轴流压气机不同状态下 进出口三维时均流场

马宏伟¹ 蒋浩康¹ 董玉玺²

¹(北京航空航天大学 404 教研室, 北京 100083)

²(沈阳航空发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 用圆锥四孔高频压力探针测量了单转子轴流压气机不同流量状态下, 转子进出口三维时均流场。结果表明, 压气机转子进口流动沿周向呈现较强的周期性变化, 尤其在近失速状态, 叶片压力面侧总压和静压高, 吸力面侧总压和静压低, 而前缘附近轴向速度低、相对气流角大。转子出口流场测量结果证实了文献[1]用单斜丝测量得到的基本结论。

关键词: 压气机; 三维流动; 测量

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

1 引言

本文是文献[1, 2]的补充。文献[1, 2]介绍了用单斜热丝测得的单转子压气机在设计状态和近失速状态出口的三维紊流流场, 为了进一步认识转子出口流场及损失随流量的变化, 并揭示转子进口流场的特点, 本文则介绍用作者发展的圆锥四孔高频压力探针技术测量的不同流量状态下进、出口的三维时均流场, 以验证和丰富对单转子压气机内流动的认识。

2 实验设备及测量方法

实验装置、测量系统和单转子压气机特性在文献[3]中有详细介绍。测量在设计状态(流量系数 $V_z/U_t = 0.58$, 其中 V_z 为进口轴向速度, U_t 为叶尖切线速度)、中间状态($V_z/U_t = 0.48$)和近失速状态($V_z/U_t = 0.38$)3 个状态下进行。

采用锁相采样技术, 采样速率为 10 万次/秒, 测量点跨越近 3 个叶片槽道, 每个槽道约有 60 个测量点, 重复采样 60 次。

转子出口测量截面离叶片叶尖尾缘约 5% 弦

长, 比文献[1]中热丝测量截面距叶片尾缘约 15% 弦长要近得多。进口测量截面距叶片前缘约 10% 弦长。叶根到叶尖共分 25 站测量, 近叶根的 6 站和近叶尖的 6 站, 站间径向间距为 2.5% 叶高, 叶中测量站间距为 5% 叶高。

3 测量结果及分析

图 1~ 图 4 分别是单转子压气机设计状态进

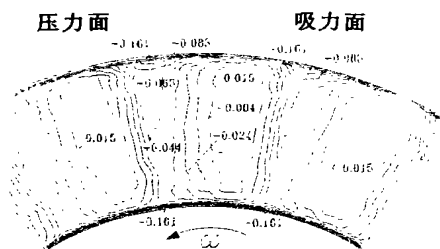


图 1 设计点进口总压分布

口总压(表压 $p_t/0.5\rho U_t^2$)、静压(表压 $p_s/0.5\rho U_t^2$)、轴向速度(V_x/U_t)和相对气流角(β)分布。可看出, 总压、静压、轴向速度和进气角沿周向分布不是均匀的, 呈现周期性分布。这是受转子叶

收稿日期: 1999- 06- 15; 修订日期: 1999- 10- 23

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(59776009); 国家重点基础研究发展规划项目

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

片进气非定常性的影响造成的。进口通道内压力面附近总压比大气压略高,吸力面附近总压比大气压稍低。即便是在端壁附面层区,尤其是尖区,总压分布沿周向也呈周期性变化。进口通道的吸力面一侧还存在总压沿径向的梯度,大半径处总压比小半径处总压低。

在近失速状态,上述特征更突出(图 6~ 10)。

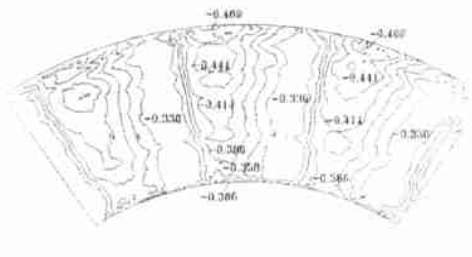


图 2 设计点进口静压分布



图 3 设计点进口轴向速度系数分布

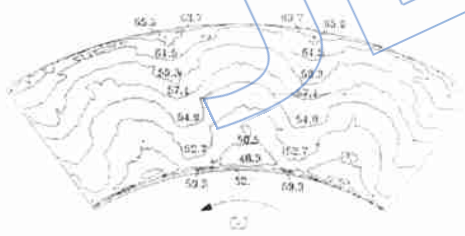


图 4 设计点进口相对气流角分布

进口静压同样是压力面侧高,吸力面侧低。而前缘附近轴向速度低、相对气流角大。图 5 的速度矢量分布显示进口截面已存在明显的径向流动,表明流动是三维的,沿周向呈周期性变化。

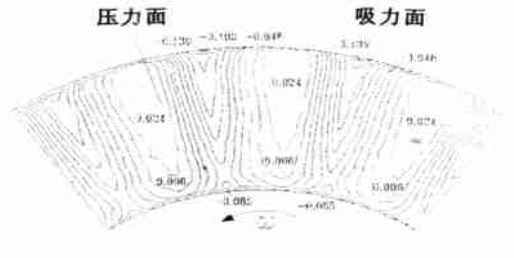


图 6 近失速点进口总压分布

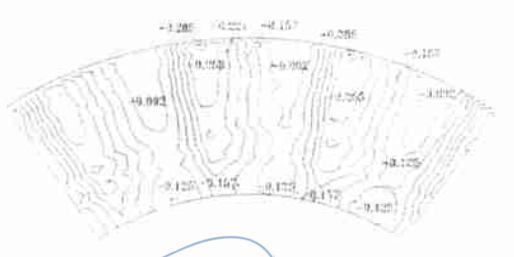


图 7 近失速点进口静压分布

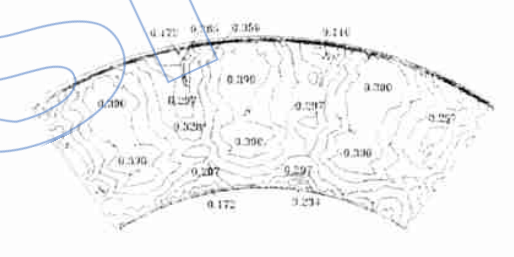


图 8 近失速点进口轴向速度系数分布

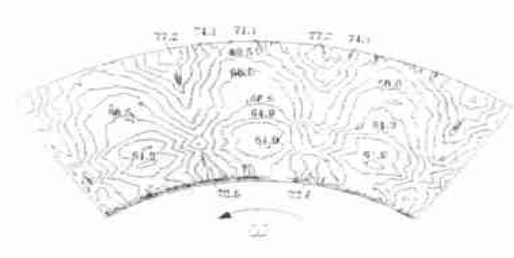


图 9 近失速点进口相对气流角分布

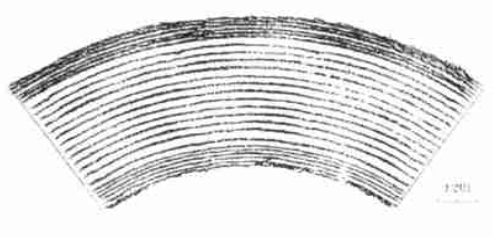


图 5 设计点进口速度矢量分布

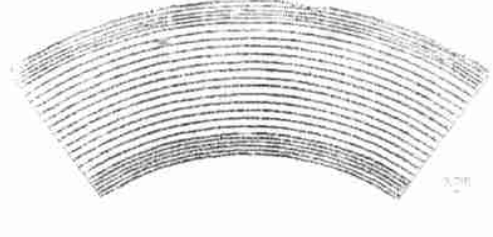


图 10 近失速点进口速度矢量分布

图 11~图 14 分别为设计状态转子出口二次矢量、二次涡量、轴向速度和相对总压损失分布, 前二个参数的定义参见文献 [4], 损失定义为转子进口同一叶高相对总压平均值减去出口相同叶高下当地相对总压值, 由 $0.5\rho U_i^2$ 无因次量化。设计状态下转子出口叶尖通道中部存在泄漏涡, 通过与环壁附面层及主流掺混, 形成较明显的高阻滞、高损失区, 是造成设计状态尖部损失和流动阻塞的主要因素。这与文献[1]测得的结果相一致。

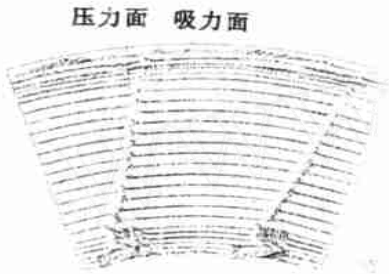


图 11 设计点出口二次速度矢量分布

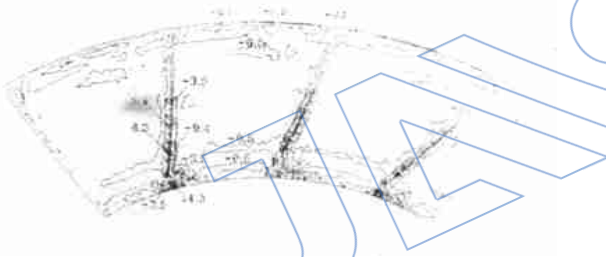


图 12 设计点出口二次涡量分布

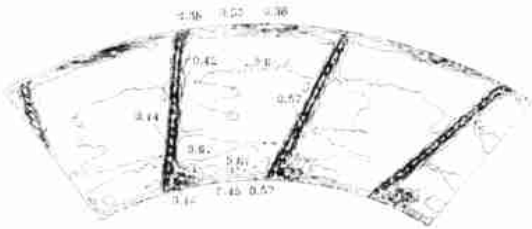


图 13 设计点出口轴向速度系数分布

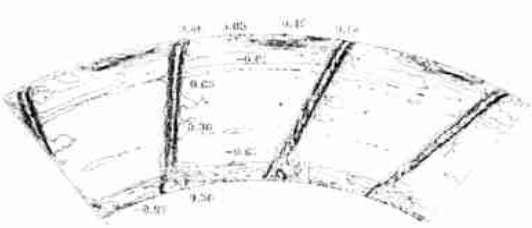


图 14 设计点出口损失系数分布

转子尾迹是一低流通、高损失和高涡量区, 这里径向速度较大, 呈现出很强的三维性, 其特性已在文献[6]中专门分析。图 13 和图 14 表明, 根部存在轮毂附面层内低能物质的周向潜移和向根部吸力面角区的聚集现象。从图 11 和图 12 可看到, 根部吸力面角区存在一个较强的顺转向旋涡。这都与文献[1]用热丝测得的结果一致。

图 14 及后文的图 18 中, 相对总压损失系数在端壁附近局部区域出现负值, 文献[5]在单级压气机不同流量状态下的测量结果也出现了类似情况。作者认为, 附加的能量来源于叶背附面层径向迁移过程中获得的离心力作的功。

和设计状态相比, 中间流量状态下叶尖泄漏涡增强, 见图 16 涡量为 -5.2, 在转子出口涡核位置更加远离叶背, 而几乎到达叶盆附近。图 17 和图 18 显示泄漏涡造成了尖部附近更严重的流动阻塞(轴向速度极值 0.29)、更大的流动损失(极值 0.50)。

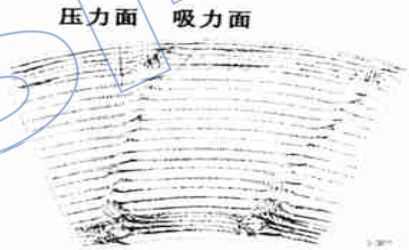


图 15 中间点出口二次速度矢量分布

图 15 显示压力面侧有较明显的向叶根方向的径向流动, 反映了流量减小, 转子内二次流加剧, 根部端壁附面层内由叶盆向叶背的周向迁移必然增强, 其结果是源源不断的低能物质向叶根吸力面角区聚集, 使得该区流动阻塞面积扩大, 损失明显加大, 见图 17 和图 18。



图 16 中间点出口二次涡量分布

流量减小, 尾迹区内径向流动增强(图 15), 图 16~图 18 表明尾迹明显变宽, 文献[6]已指明

这主要是由叶背附面层增厚决定的。尾迹造成了较大范围的流动阻塞和损失区。自 30% 叶高至叶尖, 尾迹沿径向逐渐变宽, 与叶背附面层的径向迁移有关。

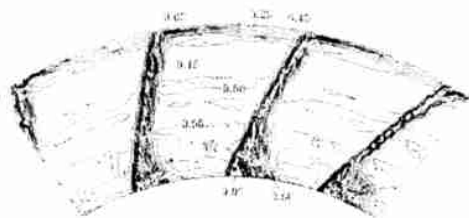


图 17 中间点出口轴向速度系数分布

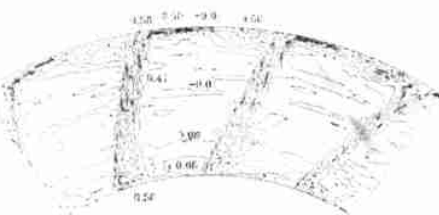


图 18 中间点出口损失系数分布

值得注意的是叶尖吸力面角区, 图 15 表明该区存在一个较强的逆转向旋涡, 涡量- 8. 2, 它造成了局部很严重的流动阻塞和损失, 轴向速度系数为 0. 02, 损失为 0. 50。当流量进一步减小时, 它必将增强, 影响加大, 与泄漏涡、端壁附面层相互作用, 严重恶化尖部流动, 以至导致旋转失速的发生。

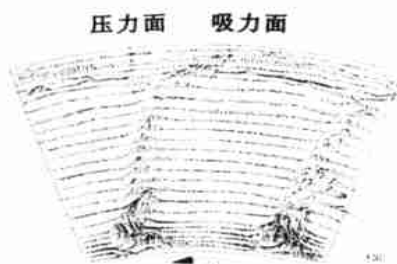


图 19 近失速点二次速度矢量分布

近失速状态下测得的结果证实了这一趋势, 与文献[1]测得的结果一致, 图 19~ 图 22 表明, 近失速状态转子出口尖区的低流通、高损失区扩大至 25% 叶高范围, 沿周向则几乎至整个尖区通道。近失速状态下转子出口尖部轴向速度最低、损失最大的地方在尖部吸力面角区。这一变化过程较清楚地显示了小流量状态下, 叶尖吸力面角区

流动对压气机转子内流场的重要影响。



图 20 近失速点出口二次涡量分布

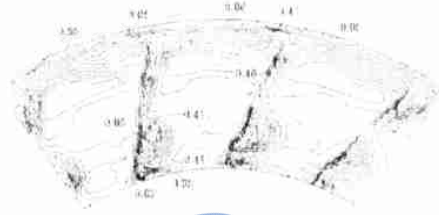


图 21 近失速点出口轴向速度系数分布



图 22 近失速点出口损失系数分布

近失速状态转子出口径向流动加大, 二次流增强, 见图 19。根部 0. 25 叶高吸力面附近因附面层分离形成的旋涡及其影响在图 19~ 图 22 中清晰可见, 造成了一个大范围的低流通、高损失区, 这均与文献[1]的测量结果相呼应。

4 结 论

本文的测量结果, 揭示了压气机转子进口流动沿周向呈现叶片周期性变化, 尤其在近失速状态。叶片压力面侧总压和静压高, 吸力面侧总压和静压低, 而前缘附近轴向速度低、相对气流角大。

进一步证实了, 设计状态叶尖泄漏涡和端壁附面层的掺混是造成尖部流动阻塞和损失的主要原因。流量减小, 叶尖泄漏涡增强, 造成尖区更严重的流动阻塞和损失; 叶尖吸力面角区存在旋涡; 根部端壁附面层内由叶盆向叶背的周向迁移增强, 使得叶根吸力面角区流动阻塞扩大、损失增加。近失速状态叶尖吸力面角区旋涡和分离与泄

漏涡、端壁附面层相互作用, 严重恶化了尖部流动, 造成尖部大范围的高损失和高阻滞; 根部吸力面附面层发生大面积的分离。

参 考 文 献

- 1 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
- 2 马宏伟, 蒋浩康 单转子压气机出口三维流场紊流特性[J]. 航空动力学报, 2000, 15(1): 31- 34
- 3 蒋浩康等 研究转子内流动的大尺寸轴流压气机实验装置和

动态测量技术[J]. 航空动力学报, 1992, 7(1): 1- 8

- 4 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
- 5 马宏伟, 蒋浩康 压气机转子出口流场的发展及三维紊流特性[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2): 113- 118
- 6 马宏伟, 蒋浩康 压气机转子尾迹三维紊流特性分析[J]. 工程热物理学报, 1997, 18(3): 423- 428

(责任编辑 杨再荣)

Three-Dimensional Mean Flow Field at Both Inlet and Exit of an Isolated Axial Compressor Rotor Passage in Different Conditions

Ma Hongwei¹, Jiang Haokang¹, Dong Yuxi²

¹(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

²(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Detailed measurements of three-dimensional mean flow field at both inlet and exit of an isolated axial-flow compressor rotor passage were made in different mass-flow conditions. The flow structure was surveyed with a conical four-hole high frequency response pressure probe. Strong periodic circumferential distributions of flow parameters were found at inlet of the rotor passage, especially in near stall condition. Both total pressure and static pressure are higher near the blade pressure surface, but lower near the suction surface. Lower axial velocity and larger relative flow angle appeared near the leading edge. The investigation shows that in design condition, mixing between the tip leakage vortex and the endwall boundary layer are main factors of the substantial blockage and loss in the tip mid-passage; as the mass flow reduces, the enhanced leakage vortex produces more flow blockage and loss, and a vortex appears at the corner between the suction surface and the casing wall; while the intensified tangential migration in the hub-wall boundary layer enlarges flow blockage and loss. In near stall condition, interaction among the tip corner vortex, the leakage vortex and the endwall boundary layer deteriorates the flow and leads to larger blockage and loss, and flow separation of the boundary layer on the suction surface occurs at 0.2 span and 0.8 span respectively.

Key words: compressor; three-dimensional flow; measurements