

高速多级风扇转子后流场测量

北京航空航天大学
沈阳航空发动机研究所

蒋浩康* * 李雨春
赵全春 徐祺祥

【摘要】 针对高速多级风扇转子出口流场的特点, 突出追求高频响、小尺寸、高精度、可靠性, 发展了一种圆柱单孔高频压力探针。借助位移机构和高速数据采集处理系统, 并在测量过程中实时标定传感器零点和灵敏度, 成功地直接测出了某高速多级风扇第三级转子出口二维周期性流场。以数据的准确性和精细的分辨率, 为这个级的修改设计提供了重要的真实流场依据, 并证明了这种探针、测量和数据处理计算方法及测量系统简单、精细、实用和可靠。

一、前 言

在静止坐标里, 叶轮机转子出口以至进口流场(压力、速度和方向)是以叶片频率为特征的周期量和由湍流引起的随机量的组合。对于这种流场, 静止坐标里的常规稳态气动探针是无能为力的, 即使用以测量时间平均量, 由气流相对于探针的方向随时间变化和非定常性等原因造成的影响难以修正。要测准这里的流场, 理应采用快速响应手段。

激光测速仪在高速多级压气机中的实际应用还有不少工作要做。暴露在气流中的热丝热膜若遇到多级压气机中强烈的失速或喘振信号的冲击, 极易断损。而且, 这两种技术都不能直接测量压力。

把微型高频压力传感器镶嵌进气动探针头部的高频压力探针, 虽远不如激光和热丝那样具有的高空间分辨率和对流场少干扰甚至不干扰, 但却保留了常规气动探针结实可靠、使用方便的优点, 能同时测出气流压力、 Ma 数和方向。美国麻省理工学院 MIT^[1]、海军研究生院 NPS^[2]、法国宇航院 ONERA^[3]、德国 Stuttgart 大学^[4]等都曾成功地用这种探针测量过高速压气机转子出口流场, 这些探针各具优缺点, 文献[5]给出过一些介绍和述评。它们的共同点是, 测量对象都限于单级压气机, 没有测到多级压气机中, 而且一般只能测量动态流场的相对变化量, 绝对量是由相对变化量叠加上具有相同外形和尺寸的稳态气动探针的测量值而得到的, 显然精度不会高。

本文在成功发展双斜孔高频压力探针测量技术的基础上, 针对高速多级风扇转子出口流场特点, 突出追求高频响、小尺寸、高精度和可靠性, 设计制作了一种测量二维周期性流场用的圆柱单孔高频压力探针。借助电动位移机构和高速数据采集处理系统, 并在测量过程中采取了一种有效的实时测量传感器零点和灵敏度的措施, 多次成功地直接测量了某高速多级风扇第三级转子出口二维周期性流场, 为这个级的修改设计提供了重要的实际流场依据。

二、探针设计

根据高速多级风扇转子出口流场的特点, 探针应满足以下要求:

1. 叶片频率高, 相应参数周期性变化频率高, 达 6~10kHz, 甚至还要更高一些, 要求探针具有 20~30kHz 以上频响;
2. 叶片弦长和栅距不大, 尾流不宽, 要求探针头部尺寸尽可能小, 以期获得较高的空间分辨率;
3. 气流有一定的温度, 如第三级风扇转子出口气流温度在 180~200℃, 不仅要求探针能耐这么高的温度, 而且膜片不应因温度变化后探针壳体和传感器变形不一致而受到应力;
4. 工业用高速压气机试验器气流中多有灰尘和油珠, 应保证高频压力传感器硅膜片不易受损;
5. 高速多级压气机的失速喘振激振能量大, 探针结构应有足够的强度和刚性。

作者设计的圆柱单孔高频压力探针, 结构十分简单, 但却能较好地满足上述要求, 其结构示于图 1。

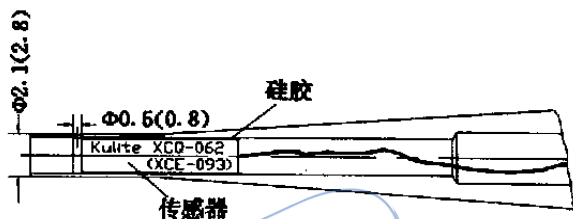


图 1 压力探针头部结构

探针头部直径 2.8mm, 内藏一个 Kulite XCE-093-50D (直径 2.45mm) 传感器, 这是当今国际市场上能买到的能耐 200℃ 以上温度而直径最小的传感器。作者在这以前发展了一支内藏 Kulite XCQ-062-25D (直径 1.65mm) 常温传感器的圆柱单孔针, 头部直径只有 2.1mm, 用以成功地测量了中法合作单级压气机转子出口流场。

与已知有 24kHz 频响的德国 Stuttgart 大学的楔形四孔高频压力探针比较, 这种圆柱单孔针的频响远大于这个值, 其根据是, 前者传压管路为直径只有 0.3mm 长为 1.6mm 的细管, 而后者却是直径有 0.7mm 而壁厚只有 0.1mm 的孔口, 容腔则是一个只有 0.7mm 的缝, 频响损失小得多。

传感器藏于探针头内部, 避免了灰尘颗粒的撞击和污染。MIT 的五膜片球形针和 ONERA 的五膜片截锥形针, 都将膜片齐平贴于探针头部表面, 很易受损。传感器与探针头部壳体间用可耐 200~250℃ 的硅胶灌封, 这种胶固化后为柔软橡胶, 很好地抑制了因温度变化探头壳体与传感器变形不一致可能造成的应力。整个探针为一根头部为针形的直杆, 比起别的结构型式来, 受到的气动力和气动力矩最小, 安全可靠相对地好得多。只有一个传感器, 除了有探针成本低和需配用仪器通道数少的优点外, 避免了多个传感器之间零点和灵敏度误差不一带来的气流方向测量误差。

三、测量方法和测量系统

用圆柱单孔压力探针测量二维流动是基于规则的对称圆柱绕流压力分布。探针在均匀的定常流里绕自身轴线偏转时, 感受孔的压力呈相应的压力分布。那么在测量时, 只要能找出最高压力值及其所在方位, 以及事先在校准风洞找到的静压所在方位上的压力值, 气流的总压、静压、 Ma 数和方向就都可以知道了。

根据实际使用经验, 若设探针于被测气流方向左右于下列九个方位, 所得的测量值用最

小二乘方法可以足够准确地以抛物线方程拟合出实际压力分布,也就能足够准确地据此找出气流总压、静压、 Ma 数和方向。这九个方位角是: -50° ; -40° ; -30° ; -10° ; 0° ; 10° ; 30° ; 40° ; 50° 。按理说,把圆柱单孔针设于少至三个角向方位进行测量,可以起到固定圆柱三孔针的作用。这时用传统方法,借助于校准曲线,可以找出上述被测参数。但这种方法对校准曲线的依赖性比上述方法大,较多地引入了校准曲线的误差,因而测量精度远不如上述方法高。偏转探针于九个方位进行测量的方法,要求位移机构自动化程度高,数据采集速度快,这在现今仪器条件下是不难做到的。

测量数据处理计算方法的细节见另文分析。

高频压力传感器的零点和灵敏度,主要是零点,随温度变化有显著的漂移。在本文试验条件下,传感器从静态室温到三级风扇转子出口的近 200 温度,零点漂移高达占总输出值的 40%。如果把握不准,将严重影响测量精度。MIT 的压气机试验器是暂冲式的,工作和测量时间短暂,基本上没有这个问题。其它几家没有找到解决这个问题的适当办法,只好求助于稳态气动探针提供平均量。

对于尖针形圆柱探针,由于结构上的方便,不难做到实测传感器零点及灵敏度。具体做法是,靠位移机构将探针头从气流通道迅速缩进机匣及探针安装座上的安装孔内,测量安装孔内的稳态压力值 p_c ,记下这时传感器的输出 V_1 ;再给传感器一个背压 Δp ,再记下传感器的输出 V_2 。这样,传感器灵敏度 = $(V_1 - V_2) / \Delta p$,传感器零点 = $V_1 - p_c (V_1 - V_2) / \Delta p$ 。探针安装孔内的稳态压力测量值不受气流通道内气流方向变化的影响,这里的压力脉动量也比气流通道内压力脉动量小,因而非定常影响也小。这就是说,探针安装孔内稳态压力测量值是一个比较准确的参考压力。

测量系统见图 2。由 ROTADATA 两坐标位移机构控制的圆柱单孔高频压力探针,其输出信号经 PRESTON 8300AU 放大器放大后,由 386 微机控制的 PRESTON GMAD-1A 高速数据采集器采集。为了消除随机脉动量,同步锁相采样平均技术是必须的。为此,在转轴上设有一个磁电式同步信号发生器,转子每转到某一个角向位置,发出一个同步触发信号,用以触发数据采集器执行采集。本文情况下,采集速度 1MHz,每周采集量 1000 个,跨度为六个叶片通道,连续采集 64 周进行采样平均。

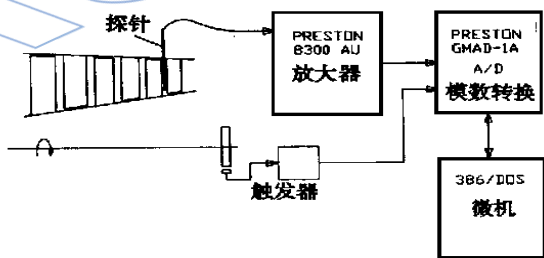


图 2 测量系统

四、测量结果

典型测量结果示于图 3~6。图 3 为第三级风扇转子出口绝对气流角 α 、相对气流角 β 、总压与设计平均值之比 $\bar{p}$ 及轴向速度 Ma 的周向平均量沿叶高的变化。为了比较,图中标出了设计值。

曾用测量参数分布计算了流量沿叶高积分值,包括端壁附面层流量的不确定性在内,与流量管所测值偏差在 1~3% 范围内。曾比较这里的总压测量值与静叶后对应径向位置用稳态总压靶测得的最高总压值,前者略高。再从相对气流角的测量值与设计值的比较看,除了两

端区外, 两者吻合得很好。端区的相对气流角测量值比设计值大, 说明端区实际气流脱轨角比设计值大。

参数沿叶高的实际分布, 帮助设计人员认识到第三级设计的症结所在: 第三级流通能力大 (Ma_a 大), 将前两级压比吸得较低 (p_t 低); 而第三级根部攻角大 (从 α 大看), 在这里提前产生失速, 导致喘振; 由于这两方面原因, 造成这个三级风扇喘振裕度不足。

图 4 为第三级转子出口根部气流参数沿周向分布。图上尾流区不宽, 可以说明探针确有较高的频率。这是典型的有一定正攻角情况下的转子出口参数分布。尾流处轴向速度 Ma_a 低, 造成绝对气流角 α 比主流区大 5 左右。相对气流角 β 则近叶背区小, 即气流转角大, 而近叶盆区 β 大, 即转角小。总压 p_t 和轴向速度 Ma_a 都是近叶背区偏大, 近叶盆区偏小, 相对速度 Ma_w 则比较对称。

图 5 为第三级转子出口中部气流参数沿周向分布。这里参数分布规律不佳, 总压 p_t 偏低, 应归咎于前级防颤凸肩造成的影响。

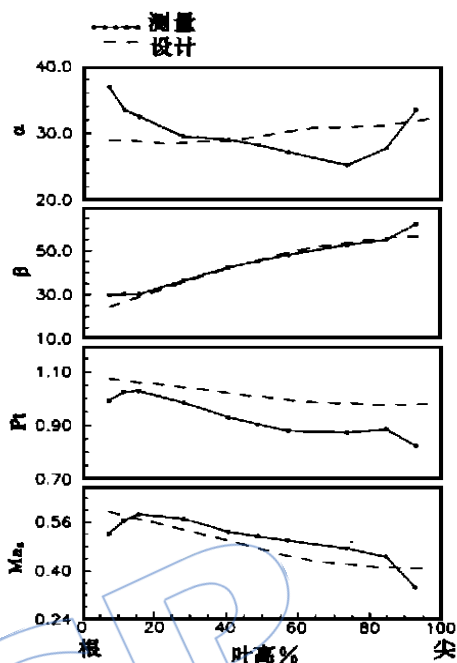


图 3 三级转子出口参数周向平均量沿叶高分布

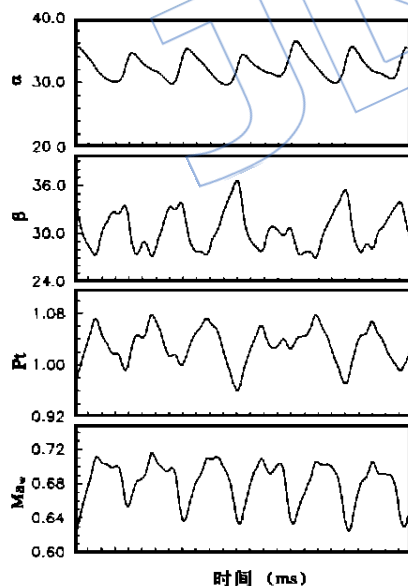


图 4 三级转子出口根部参数沿周向分布

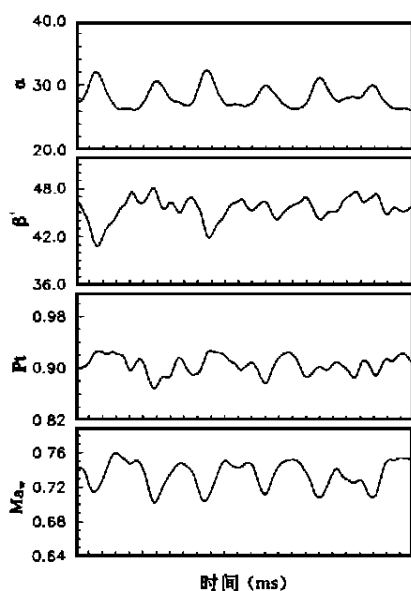


图 5 三级转子出口中部参数沿周向分布

图 6 分别表示上述五个参数沿栅距方向和叶高方向分布的等值图谱。这些图线为设计人员定量分析实际流场尤其是两端区流场的各项细节提供了依据。

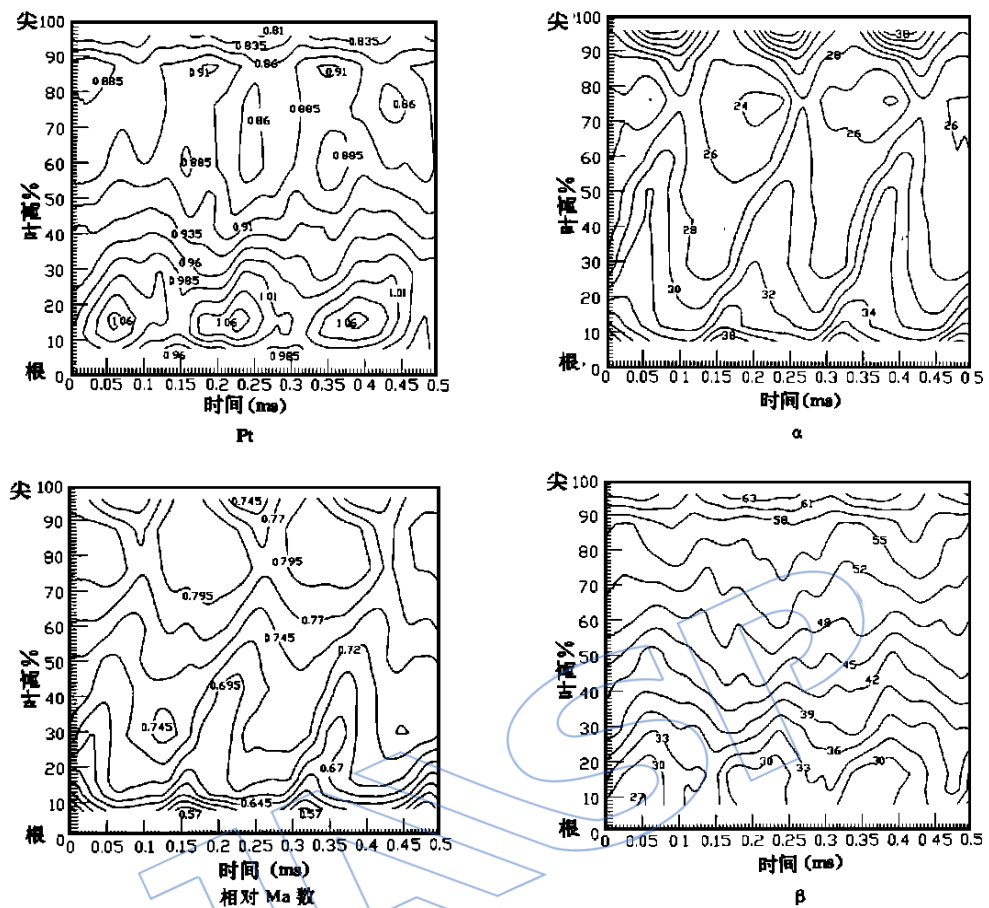


图 6 三级转子出口参数分布等值线

结论 本文发展的圆柱单孔高频压力探针、采用的实时标定传感器零点和灵敏度的措施、测量和数据处理计算方法及测量系统，被高速多级风扇转子后流场测量参数的准确性和高分辨率证明简单、精细、实用、可靠。测量结果为修改设计提供了重要的实际流场依据。

致谢 本研究得到航空发动机总公司和航空科学研究院的支持，谨表感谢。

参 考 文 献

[1] Kerrebrock, J. L., Epstein, A. H. and Thompkins, W. T., "A Miniature High Frequency Sphere Probe ", ASME Journal of Engineering for Power, Vol. 103, April 1981.

[2] Shreeve, R. P., and Neuhoﬀ, F., "Measurements of the Flow from a High-Speed Compressor Rotor Using a Dual Probe Digital Sampling (DPDS) Technique ", ASME Journal of Engineering for Gas-Turbines and Power, Vol. 106, April 1984.

[3] Larguier, R., "Experimental Analysis Methods for Unsteady Flows in Turbomachines ", ISABE 85- 7030.

[4] Bubeck, H. and Watcher, J., "Development and Application of a High Frequency Wedge Probe ", ASME 87-GT- 216.

[5] 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", 航空动力学报, 第 7 卷第 1 期, 1992. 1.

[6] Jiang, H. K., Li, Y. C. and Xu, L., "A Two-Inclined-Hole High Frequency Pressure Probe for Measurements of Three-Dimensional Periodic Flow Field in Turbomachines ", Proceedings of the International Conference on Fluid Dynamic Measurement and Its Applications, oct. 1989, Beijing.

ROTOR EXIT FLOW MEASUREMENTS IN A HIGH-SPEED MULTISTAGE FAN

Jiang Haokang, Li Yuchun

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Zhao Quanchun, Xu Qixing

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015)

ABSTRACT

A single-hole cylindrical high frequency response pressure probe characterized by high frequency, small size, high accuracy and reliability has been developed for rotor flow measurements in a high speed multistage fan. With the help of a two axes traverse mechanism and a high speed data acquisition and processing system, the periodic two-dimensional flow field at the exit of the third rotor of the fan has been successfully measured by using an on-line calibration technique to determine the pressure sensitivity and null-pressure reading (zero-offset) during the compressor measurements. The results with the high accuracy and fine resolution provide an important basis for redesign of the third stage. Furthermore, the probe, measuring method and data reduction procedure are proved simple, precise, practical and reliable.

A METHOD FOR MEASURING HIGH-SUBSONIC TWO-DIMENSIONAL PERIODIC FLOW FIELD USING A SINGLE-HOLE HIGH-RESPONSE CYLINDRICAL PRESSURE PROBE

Li Yuchun and Jiang Haokang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

This paper presents in detail a method for measuring high-subsonic two-dimensional periodic flow field with a single-hole cylindrical pressure probe with high-frequency response. The method normalizes the probe calibration curves at different Mach number and simplifies the compressibility correction. The probe is set in nine azimuthal angles while measuring the flow. Sampled and averaged data are used to determine flow angles by least square fitting, Mach number and stagnation pressure are then obtained from solving a set of non-linear equations. The method has been successfully applied to measuring the rotor exit flow field in a multistage compressor with high accuracy.

APPLICATION LDA TO INVESTIGATION OF 3-D VELOCITY PATTERN IN INLET DISTORTION SIMULATOR

Lin Qixun, Zhang Li, Zhang Dong, Shi Chunying

(Northwestern Polytechnical University, Xian 710072)

ABSTRACT

A two-measurement-at-one-point method with a two-colour LDA (Laser Doppler Anemometer) has been used for measuring three-dimensional velocity field. Various velocity distortions of the simulator have been investigated. The velocity and turbulence patterns of 90 degree torus quadrant and of torus with 20 degree slanted cut are shown. It can be seen clearly how the low velocity and large turbulence region will be caused by the flow separation from the duct lips. In order to estimate maximum instantaneous