

用动态三孔针测旋转失速流场

西北工业大学 乔渭阳 王宗源

一、动态圆柱形三孔针和实验测试系统

为了测量不稳定流场参数,因此要求三孔针具有高频动态响应能力,为了在全台发动机中使用,要求其适用恶劣环境。

1. 结构 如图1示,三个高频响应的微型固阻式压力传感器装入探针之内,用橡皮套管与测压孔连接,缩短了测压管长,因而具有高频动态响应。头部直径较细,减小对测点气流的干扰,而且三测压孔靠近,测得的压力接近于同一微团气流参数。头部与支杆可拆卸,便于传感器安装和检查。

2. 探针的气动校准 为了使校准曲线在较大的气流角度范围内为连续光滑曲线,故采用:

$$(1) \text{ 方向特性校准系数: } A = (2P_2 - P_1 - P_3) / (P_1 - P_3)$$

$$(2) \text{ 静压特性校准系数: } B = (2P_s - P_1 - P_3) / \{[(P_2 - P_s) + (P_1 - P_3)]/2\}$$

$$(3) \text{ 总压特性校准系数: } C = (P_t - P_s) / (-|P_2 - P_s| + |P_1 - P_3|)$$

其中 P_1 、 P_2 、 P_3 分别表示三孔针所测得的气流压力, P_t 和 P_s 分别表示气流的总压和静压,通过校准风洞对探针校准,得到在不同气流 Ma 数下三孔针特性曲线(图2)。

由探针的校准曲线可见:(1)当 $\alpha > 65^\circ$ 时, α 就不再是方向特性系数 A 的单值函数,因此探针测量气流角度范围应在 $\pm 65^\circ$ 之内。(2)气流 Ma 数的变化对 A 影响很小,而对 B 和 C 影响较大,为了考虑 Ma 数对由校准曲线计算的气流参数的影响,采用对 Ma 数迭代运算的方法计算气流系数。

3. 探针动态特性校准 采用激波管进行了校准。在微型压力传感器前加一段与动态压力探针传压管的直径和长度相同的管子模拟压力探针,并把它装在激波管低压段顶端,通过分析它感受到激波压力阶跃的响应曲线,即可计算出它的动态特性,其动态响应频率可达1000Hz。

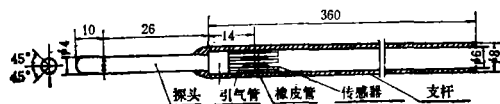


图1 动态圆柱形三孔针结构图

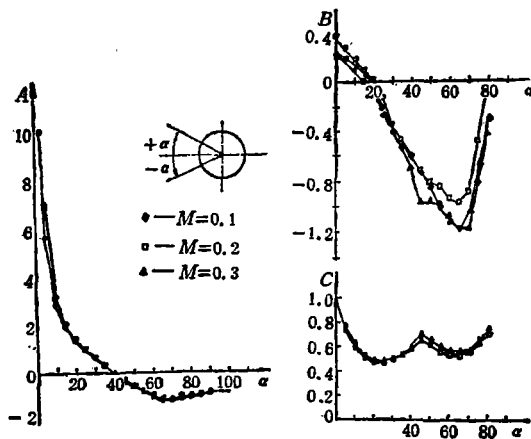


图2 三孔针特性曲线 (α 为气流方向角)

实验装置: 实验在单级轴流压气机试验台上进行。用一直流电动机带动试验转子旋转, 气流经过进气罩沿径向吸入通道, 并经过进气装置的转折变成沿轴向的流动, 再经过试验级的压缩后进入排气段, 尾部装有节气门, 调节压气机的气流流量, 使单级压气机进入旋转失速状态。

图 3 表示单级压气机在换算转速为 5059r/min 下的特性曲线, 本文对 B 点失速状态转子前后压气机的失速流场进行了测量分析。

测量系统: 由动态三孔针测得的压力信号经放大器放大后由磁带记录仪记录。动态压力信号由 IBM-PC 微型计算机控制的数据采集系统实现数字化, 计算机对数字信号进行同步和总体平均处理后, 根据三孔针校准曲线即可算出流场参数, 并由绘图机绘出结果。

系统所采用 Kulite XCQ-50-15 型微型固阻式压力传感器, 其频响高达 20kHz, 放大器是 PRESTON 公司的高精度隔离放大器, 其频响可达 100kHz。磁带记录仪为 TEAC-R-500 型记录仪。模-数转换器的采样频率为 16500Hz。

二、实验数据处理与测量结果分析

用动态三孔针对压气机级间三个不同径向位置处的旋转失速流场进行了测量, 三个径向位置距轮毂的距离分别是 47.6mm, 32.5mm 和 15mm。

经过数字化后的压力信号, 为了进行总体平均, 首先要判定信号的失速起始点。本实验对实验压气机在低转速下的失速流场进行测量, 其失速压力信号的特征是周期稳定, 且在每一个失速起始位置有一压力突变。当模-数转换器采样频率确定后, 则在每个失速周期内采样点数就是固定的, 在压力突变处选一个特征压力值作为失速起始点, 即可根据连续采样数据所在点数位置确定每一个失速周期的起始位置。

根据每个失速周期的起始位置, 连续采样的原始数据就可按失速周期排列成二维数组。如果每个失速周期内采样 M 个数据, 重复采样 N 个失速周期, 就可完成总体平均运算:

$$P_i = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N P_{ij} \quad (i=1, 2, \dots, M)$$

总体平均后的数据可以消除随机紊流脉动对测量结果的影响, 然后根据此数据计算旋转失速流场内气流参数的变化规律。图 4 表示气流速度和方向在叶栅内的定义。图 5、6、7 表示单级压气机转子前后旋转失速流动气流参数的变化规律。曲线中表示的是无量纲参数, 横坐标表示压气机级间流场内各点相对位置。

由实验曲线可以发现如下规律:

1. 由图 5 可见, 气流方向在叶尖位置从失速区到非失速区的变化最大, 而在叶中和叶根位置的变化要小得多, 说明叶尖位置失速最为严重。转子后叶根位置, 气流方向不发生明显周期性变化, 因为在这个位置上, 叶片厚度大而叶栅间距小, 尾迹流的影响使得气流的流动方向很紊乱, 故气流方向没有明显周期性变化。在转子前叶尖位置, 转子后叶尖和叶中位置失速区气流角度超过 90°, 即有回流现象产生。

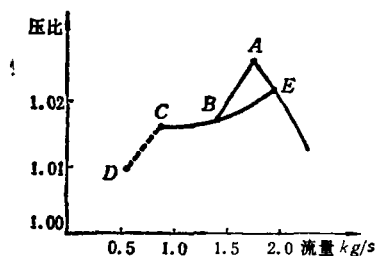


图 3 单级压气机特性曲线

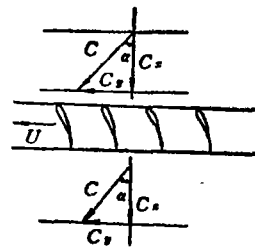


图 4 压力测量和数据处理系统

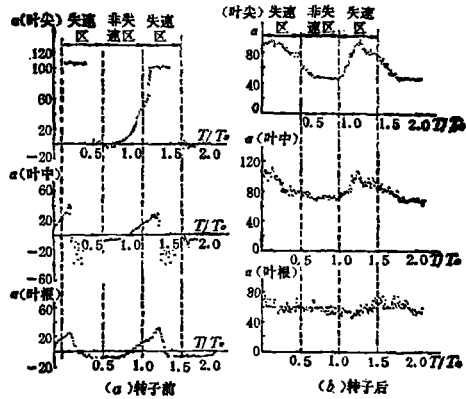


图 5 压气机内气流速度和方向定义

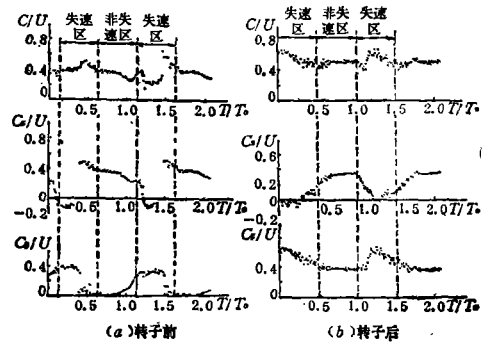


图 6 压气机失速后级间气流方向变化

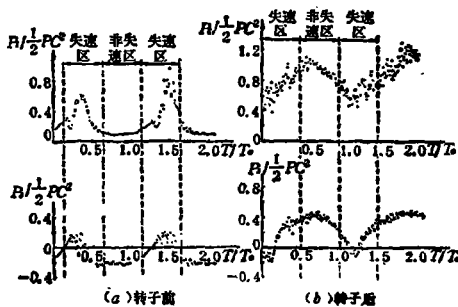


图 7 压气机失速后级间气流速度变化

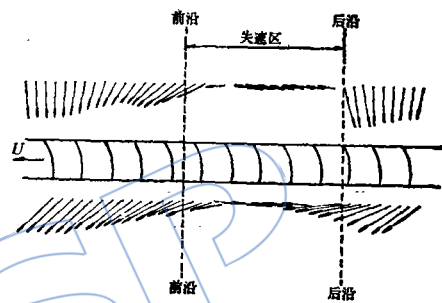


图 8 压气机失速后级间气流压力变化

2. 由图 6 可见, 旋转失速的级间流场气流的绝对速度没有明显变化。但在失速区内明显存在有较大的切向流动。

3. 由图 7 可见, 转子前失速区气流的压力比非失速区气流的压力高, 转子后失速区气流压力比非失速区气流压力低。这是因为在失速区气流发生分离产生堵塞, 堵塞引起转子前气流压力增高, 而失速区气流分离引起压力损失, 使得转子后失速区气流压力较低。

4. 图 8 表示叶尖位置的流场矢量图, 由图可见, 转子前失速区前沿气流速度矢量由失速区到非失速区的变化是逐渐过渡的, 而失速区后沿气流速度矢量的变化是突跃的。转子后在失速区与非失速区之间气流速度矢量变化是逐渐过渡的。这些结果说明失速区气流和非失速区气流之间有“掺混”现象, 即有质量交换。

故可得出以下结论:

1. 本文介绍的动态三孔针具有高频动态响应, 且具有强度高, 不怕污染适应恶劣环境工作等优点。它与以微机控制的数据处理系统结合, 可应用于在多级轴流压气机或全台发动机上测量不稳定二维流场。

2. 单级轴流压气机旋转失速流场实验结果表明, 轴流压气机失速区气流与非失速区气流之间有质量交换, 而且在转子前失速区后沿气流速度矢量发生突变, 这些结论说明轴流压气机失速流动与文献〔1〕提出的“堵塞模型”相似。

参 考 文 献

- 〔1〕 西北工业大学等, 《航空燃气涡轮发动机原理》, 国防工业出版社, pp.87—108。

TECHNICAL NOTES

EXPERIMENTAL STUDY OF ROTATING STALL IN SINGLE-STAGE AXIAL COMPRESSOR

Qiao Weiyang and Wang Zongyuan

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

A three-hole dynamic probe is reported in this paper which can measure the unsteady flow direction, flow velocity, total and static pressures of a 2-D flow field. Three miniature pressure transducers are mounted in the probe to detect the pressure fluctuation of the unsteady flow. The dynamic pressure signals are recorded with a digital data acquisition system controlled by a microcomputer. The flowfield in rotating stall regime of a single-stage axial compressor can be studied by means of this probe and the system. The distributions of the flow velocity, flow direction, the total and static pressures in the rotating stall cells have been obtained in detail.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF CONVERGENT EJECTOR NOZZLE/AFTERBODY IN WIND TUNNEL

Zhang Ronghua

(Chengdu Aircraft Company)

Abstract

The work is aimed at determining the overall installation performance of the convergent ejector nozzle/afterbody with or without fixed auxiliary inlet doors. The experimental mach numbers range from 0.6 to 1.2. The nozzle pressure ratio extends from 2.6 to 4.3. The corrected secondary weight flow ratio is 3.5%. The testing technique presented gives the correlation of the axial momentum tare forces of bellows with the pressure measured in the bellows. The wind tunnel test data can be revised in timely manner with the tare forces computed. The tests show that due to the effect of the tertiary flow the nozzle thrust coefficient and efficiency of the ejector nozzle with fixed auxiliary inlet doors increase by 1 to 1.6% and 1.6 to 2.8% respectively compared with one without these doors.