

转子后总压旋态误差的研究

南京航空学院 汤国才

总压测量时,测点气流的真实总压是 p^* (不考虑探针的干扰),而探针感受到的压力是 p_s 。转子后旋态使气流方向有大幅度变化(如图1,在近场尾迹中 $\Delta\theta$ 可达 40°),因此一般 p_s 不一定与真实压力恒等,测试系统最后得到指示压力 p_H 。工程上一般要求总压的质量平均值 p_m^* ,而在指示端得到的是指示压力的时间平均值 p_H ,故旋态误差为

$$\Delta p_{\text{旋}} = p_H - p_m^* = \Delta p_{\text{响}} + \Delta p_{\text{差}} + \Delta p_{\text{探}}; \quad \Delta p_{\text{探}} = p_H - p_m^* = \int_0^t p^* dt - \int_0^t p^* c_{2a} dt / \int_0^t c_{2a} dt;$$

$$\Delta p_{\text{响}} = p_H - p_H = \left[\int_0^t p_H dt - \int_0^t p_s dt \right] / t; \quad \Delta p_{\text{差}} = p_H - p_H = \left[\int_0^t p_s dt - \int_0^t p^* dt \right] / t.$$

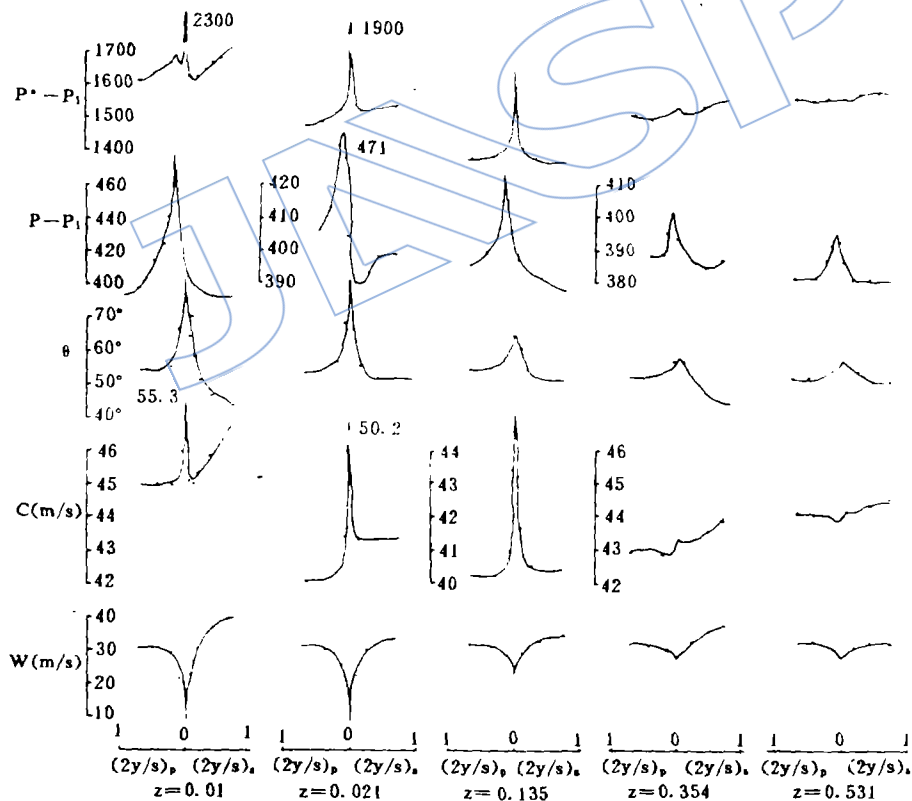


图1 尾迹参数分布 (z : 轴向距离/弦长, y : 切向距离, s : 栅距,
($2y/s$)_p, 压力面无因次距离, ($2y/s$)_s: 吸力面无因次距离)

由图5.4.17可知, 在尾迹中, 绝对速度并非假定为不可压流动, 可见本文的旋态误差公式(5.12)及(5.13)中, 感受误差是客观存在的, 其大小除决定于绝对速度方向的变化量 α 外, 还决定于绝对速度的大小 W (图5), 以及探针对气流方向的敏感角 (图3)。

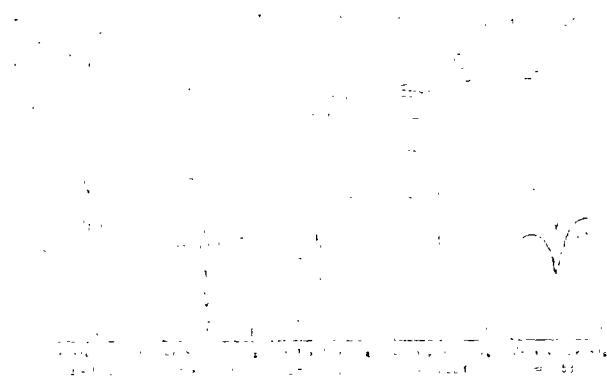


图2 感受压力 P_0 分布曲线

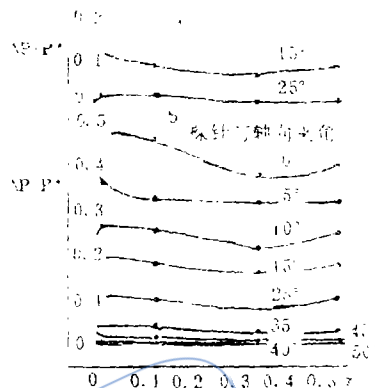


图3 感受误差变化 (a: 敏感角=20°的探针
b: 敏感角=10°的探针)

关于加权误差的讨论

对加权误差 Δp_{rk} 符号 (正或负) 的分析, 直接影响测试系统的正确设计。而文献 [1] 由 Δp_{rk} 的公式出发, 认为尾迹区的总压肯定比主流区低, 因此 Δp_{rk} 肯定是负的, 这断定是错误的。

首先, 由于测针是静止的, 测量的是气流的绝对总压。就相对总压而言 (即相对于与转子一起旋转的动坐标) 转子尾迹中的相对总压应低于主流的相对总压。但对于绝对座标, 情况就不大相同了。为此先考察主流与尾迹区静压相等的情况。由图4所示的速度三角形可见, 尾迹区的绝对速度完全有可能大于主流区的绝对速度。因此即使主流与尾迹区静压相同, 尾迹区的绝对总压也完全可能高于主流区的静压, 则尾迹区绝对总压高于主流区绝对总压更是确切无疑了。为了用实测数据来支持这分析, 仍然援引宾夕法尼亚大学压气机试验的结果。由图1可见, 尾迹中的绝对速度 C 至少在 $Z=0.35$ 之前是高于主流区中的绝对速度的。更有甚者, 实测数据表明尾迹区静压至少在 $Z \leq 0.53$ 时是高于主流区静压的。至于尾迹区的绝对总压, 在近场尾迹中, 显然高于主流区绝对总压。当 $Z=0.35$ 时也略高于主流区的; 直到 $Z=0.53$, 两者才基本拉平。按照发展的趋势, 在更远的尾迹中, 尾迹区的绝对总压才会小于主流绝对总压 (这一点尚无实测数据证明)。

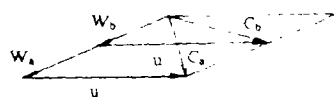


图4 速度三角形 ($W_0 < W$, $C_0 > C$)

由此可见, 在转子后的尾迹中, 其绝对速度可大于主流区的速度; 静压可高于主流区的静压; 总压可高于主流区的总压, 即加权误差 Δp_{rk} 不仅可小于零, 也可大于零 (大于零已有实测证明, 而小于零尚无实测证明) 在该例子中, $\Delta p_{rk} > 0$ 与 $\Delta p_{rk} = 0$ (或 $\Delta p_{rk} < 0$) 的分界线大致在 $Z=0.5$ 左右。由于尾迹中参数分布具有相似性^[2], 故所举的例子具有一定代表性。

二、减少旋态误差方法的探讨

首先应分析各组成误差的正负号。

$\Delta p_{\text{压}}$: $\Delta p_{\text{压}} \leq 0$, 因感受压力不可能超过真实压力。

$\Delta p_{\text{旋}}$: $\Delta p_{\text{旋}} > 0$ ($p_b^* > p_a^*$ 时); $\Delta p_{\text{旋}} = 0$ ($p_b^* = p_a^*$ 时); $\Delta p_{\text{旋}} < 0$ ($p_b^* < p_a^*$ 时);

$\Delta p_{\text{响}}$: 按一阶系统来考虑, 可有^[1]。

$\bar{b}$ 较薄时: $\Delta p_{\text{响}} = (\tau_p/t_s)(p_{ab} - p_{aa})(1 - e^{-t_s/\tau_p})[(e^{-t_b/\tau_p} - e^{-t_a/\tau_p}) - 1]$

$\bar{b}$ 较厚时: $\Delta p_{\text{响}} = (\tau_p/t_s)(p_{ab} - p_{aa})(1 - e^{-t_s/\tau_p})[1 - (e^{-t_b/\tau_p} - e^{-t_a/\tau_p})]$

式中 p_{ab} 与 p_{aa} 分别表探针感受到的尾迹与主流的总压; τ_p 为时间常数; t_b 、 t_a 分别为尾迹与主流所占的时间, 且 $t_b + t_a = t_s$ 。由于轴向位置及敏感角的不同 $p_{ab} - p_{aa}$ 也可大于零。

故 $\Delta p_{\text{响}}$ 的符号分别为:

$\bar{b}$ 薄: $\Delta p_{\text{响}} > 0$ ($p_{ab} < p_{aa}$ 时), $\Delta p_{\text{响}} = 0$ ($p_{ab} = p_{aa}$ 时), $\Delta p_{\text{响}} < 0$ ($p_{ab} > p_{aa}$ 时)

$\bar{b}$ 厚: $\Delta p_{\text{响}} < 0$ ($p_{ab} > p_{aa}$ 时), $\Delta p_{\text{响}} = 0$ ($p_{ab} = p_{aa}$ 时), $\Delta p_{\text{响}} > 0$ ($p_{ab} < p_{aa}$ 时)

为减少误差, 可采取以下措施:

1. 在测量转子后的总压时, 尽可能采用敏感角大的总压探头, 以降低感受误差。
2. 探针感受孔相对于气流的方向非常重要。一般说对准主流方向能使感受误差大大降低。但由于转子后绝对速度的方向事先并不能确切地知道, 因此可以在试验时先转动探针让指示总压达到最大, 这样基本上可使感受误差降低到最小。
3. 随着压气机工况的改变, 比如流量或转速的改变, 气流的绝对方向角会相应的改变, 因此探针感受孔的方向也必须相应的调整, 否则会产生较大的感受误差。
4. 为了降低加权误差和动态响应误差, 最好的办法是把探针放置在尾迹与主流总压基本均匀的地方, 这样可使 $\Delta p_{\text{旋}}$ 与 $\Delta p_{\text{响}}$ 同时降低。随着离叶片尾缘距离的增大, p_b^* 与 p_a^* 之差亦随之缩小, 到了 $Z=0.5$ 时, p_b^* 与 p_a^* 已十分接近。不仅 $\Delta p_{\text{旋}}$ 趋于零, 而且 $\Delta p_{\text{响}}$ 也趋于零。 $\Delta p_{\text{响}}$ 之所以趋于零是由于 $Z=0.5$ 时不仅 $p_b^* \approx p_a^*$, 而 $Q \approx 0$, 因而使 $p_{ab} \approx p_{aa}$ (只要探针孔基本对准主流方向) 从而使 $\Delta p_{\text{响}} \approx 0$ 。因此转子后空间允许的情况下把探针放在 $Z \approx 0.5$ 处可使 $\Delta p_{\text{总}} = \Delta p_{\text{压}} + \Delta p_{\text{旋}} + \Delta p_{\text{响}}$ 降低到最小程度。
5. 转子后测量空间条件往往比较苛刻, 因此不得不把探针置在 $Z < 0.5$ 的地方。这时利用 $\Delta p_{\text{旋}}$ 与 $\Delta p_{\text{响}}$ 的异号, 有助于减少旋态误差, 但这是有条件的, 即是当尾迹较窄的时候, 尾迹较宽时 (为离设计状态较远的工况) $\Delta p_{\text{旋}}$ 与 $\Delta p_{\text{响}}$ 同号不能相互抵销。
6. 当空间条件只许探针放在 $Z < 0.5$ 时, 除堵塞误差严重外, 旋态误差亦很难避免且不易估算。这时最好采用高频响应测试系统, 并以微机采样记录 p^* 随时间变化; 如用圆柱型三孔探针, 内放超小型高响应压阻传感器并以微机采样, 当然应另外估算堵塞误差。

参 考 文 献

- [1] 刘嗣, “转子后气动参数的测量”, 工程热物理学报, 第3卷, 第4期, 1982年。
- [2] Ravindranath, A., Lakshminarayana, B., “Mean Velocity and Decay Characteristics of the Near and Far-wake of a Compressor Rotor Blade of Moderate Loading”, Journal of Engineering for Power, Vol. 102, July, 1980.

(责任编辑 冯毓诚)

hole. Its computing program is so simple as to work on the IBM-PC computer. Due to the spline interpolation, very high accuracy of the numerical solution can be achieved even if few elements are chosen. The numerical results obtained by this method is almost completely consistent with the exact solution. Obviously, this method overcomes the shortcomings of the finite element method or finite difference method in need of solving huge systems of algebraical equations.

OPTIMIZATION OF DISPERSED ELEMENT NODE SERIAL NUMBER

Liang Cairong (Gas Turbine Establishment)

ABSTRACT The computer time and storage necessary for structure finite-element analysis are mainly dependent on the bandwidth of the general rigidity matrix $[K]$, if its dimension is fixed. According to the sparse characteristic of the general rigidity matrix and the principle of decreasing matrix bandwidth, an optimization of element node serial number is provided. It is simple and suitable for different elements, not only for the single-loop, but also for the multi-loop.

AN INVESTIGATION ON STAGNATION PRESSURE ERRORS DUE TO ROTATION STATE BEHIND A ROTOR

Tang Guocai (Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT This paper proposes that the errors in stagnation pressure measurement due to rotation state behind a rotor should include perception errors in addition to the weighting error and dynamic response errors. The analysis and experimental data show that the stagnation pressure in wake may be higher than that in the main flow, so the weighting error may be positive. These two conclusions are contrary to the affirmation of reference [1]. This paper also puts forward various approaches to minimize the errors due to the rotation state.

ACTIVE CONTROL OF INLET DISTORTED FLOW FIELD IN COMPRESSOR INLET

Xu Liping

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT The feasibility of alleviating the destabilizing effect of the inlet circumferential total pressure distortion on an axial compressor by active control of individually adjustable inlet guide vanes (LAIGV) has been qualitatively analyzed under the parallel compressor hypothesis. The result shows that when the distortion is quasi-steady it is possible to use the actively controlled LAIGV with a relatively simple proportional control scheme to adjust the flow angle, and thus to prevent the compressor entering the unstable state. For a typical blade setting the angular adjustment of LAIGV needed to cope with 10% total pressure distortion is of only few degrees.