

文章编号: 1000-8055(2004) 04-0478-06

多级轴流压气机级间参数测量的 的试验研究

幸晓龙, 任铭林, 顾 杨, 尹红顺, 黄明镜
(中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘要: 较详细地介绍了某多级压气机修改前后, 利用叶型受感部测取各级转子出口总压、总温分布的试验方法和结果。试验结果证明该方法是可行的, 得到的转子出口流场数据是可信的。叶型受感部较大限度地降低了插入式探针对转子出口流场的干扰, 为研究多级压气机级间匹配关系探索了一种新的测量方法。

关键词: 航空、航天推进系统; 压气机; 叶型受感部; 测量
中图分类号: V 231. 3 **文献标识码:** A

Experimental Investigation of Parameter Measurements in An Axial-Flow Multistage Compressor

XING Xiao-long, REN Ming-lin, GU Yang,
YIN Hong-shun, HUANG Ming-jing

(China Gas Turbine Establishment, Sichuan Jiangyou 621703, China)

Abstract: This paper details the experimental methods and results using the airfoil sensors to measure total pressure and total temperature distributions behind the rotors in a multistage axial-flow compressor. The experimental results demonstrate the experimental method is feasible, and the flow field data measured behind the rotor are believable. The airfoil sensors can decrease the influence of a plugged probe in the flow field behind the rotor. This paper investigates a new measuring method for studying matching in stages of multistage compressor.

Key words: aerospace propulsion system; compressor; airfoil sensor; measurement

航空发动机的压气机/ 风扇一般都是由多级组成的, 其总性能是各级性能匹配的综合结果。因此, 研制高性能的压气机/ 风扇, 必须清楚了解其内部气流的真实流动结构和各级之间的匹配关系, 找出理论计算与实际情况的差异, 再通过修改设计加以改进。级间参数测量则是检验动、静叶间和各级匹配的依据, 通过级间参数测量, 有助于掌握压气机/ 风扇内部气流的流场分布, 积累试验数据, 提高设计水平, 提高压气机/ 风扇的性能^[1, 2]。

因此, 随着航空推进技术的发展, 开展压气机/ 风扇级间流场参数测量将是设计研制过程中不可缺少的重要环节。

目前, 国外在压气机/ 风扇级间流场参数测量试验研究上做了大量工作, 而国内则开展的相对较少, 级间测量用探针主要有叶型受感部(又称叶型探针)、充油毛细探针、带热敏电阻的五孔探针和高频响压力探针^[3]等等。中国燃气涡轮研究院利用叶型受感部在某多级压气机上进行了级间参

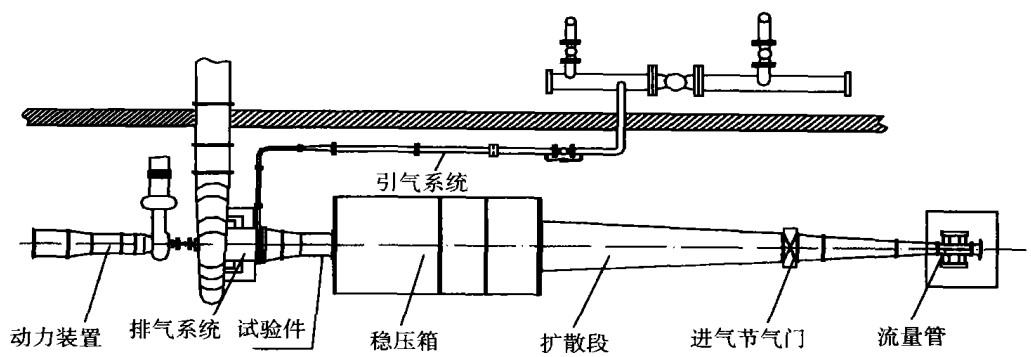


图 1 全台压气机试验器简图
Fig. 1 Lay out of whole compressor test rig

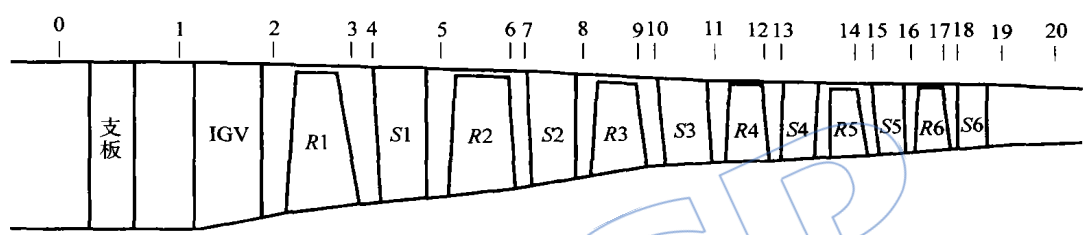


图 2 测量截面示意图
Fig. 2 Sketch of the main measure stations

数测量试验, 试验结果与设计指标有一定偏差, 根据测量结果进行修改设计后, 又进行了级间参数测量试验, 试验结果证明, 修改设计后的压气机性能完全达到了设计指标。

1 试验设备

试验是在某全台压气机试验器上完成的。该试验器承担过多种型号压气机试验, 运行状况良好。试验器属敞开节流式压气机试验器, 动力系 811 发动机改装而成的地面燃气涡轮机。试验时试验件由动力涡轮通过动力传动轴、排气管轴系、联接轴带动。试验器结构见图 1。试验器最高转速为 11150 r/min, 最大功率 13300 kW, 流量 10~120 kg/s, 调速精度 0.2%。

2 测试方法和测试系统

2.1 测试方法

试验件测量截面示意图见图 2。
为了测取各级转子后的总温、总压流场分布, 在第一台份压气机前 5 级静叶和第二台份压气机各级静叶每级安排 2 片叶片安装总温探头, 2 片叶片安装总压探头(1 片叶片安装 3 个, 1 片叶片

安装 2 个)。叶型受感部安装示意图见图 3。

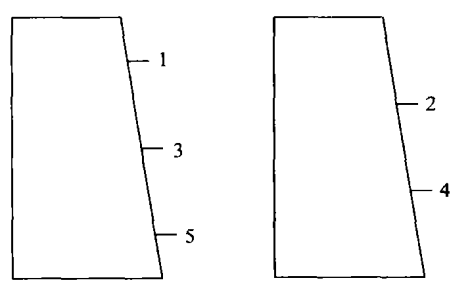


图 3 叶型受感部安装示意图
Fig. 3 Installation sketch of airfoil sensor

叶型受感部的设计、加工采用了多种国际先进技术, 提高了产品质量, 确保了测量数据的真实、准确性。探头按流线埋置在各片静叶前缘, 在探头与叶片的联接方式上, 为了保证使用的安全可靠, 采用特殊的焊接方式, 使之不受热应力的影响, 基本不变形。另外, 为了考核焊缝的可靠性, 进行了振动检测试验。滞止罩与叶片采用特殊的联接结构形式, 这种结构形式既安全, 又能满足强度要求, 且在亚音速射流风洞上固定来流马赫数为 0.3、0.4 和 0.5, 采用改变进气攻角的方法获知该结构对流场的不敏感度范围较宽, 达到了 $\pm 15^\circ$ 。

同时也减小了国外传统叶型受感部因堵塞流道而造成对流场的干扰。由于每一流线半径处各级叶片的几何构造角均不相同,在埋置探头时便偏转相应的角度,使测孔正对气流流入的方向,温度测量采用特种传感器,传感器安装时采用特种的工装夹具和方法,保证安装定位的准确性,并在安装前,将滞止罩按相关叶型对结合面进行修配。叶型受感部在亚音速射流风洞上校准时,在每个不同的进气攻角下,通过改变前端来流马赫数的值获取其速度特性,从而得到总压误差为 $\pm 0.3\%$;利用标准油槽校准得总温误差为 $\pm 1\%$ 。

同时,压气机进口温度是通过放置在稳压箱中的多支铜电阻来测取的。进口压力是利用安装在进口流道内的总静压复合探针和耙状总压探针测取的。另外,利用安装在出口同一测量截面上,沿周向不同叶片槽道中的多支多点式梳状总温、总压复合探针来获取一个栅距内的出口总温和总压流场分布。

2.2 测试系统

试验用数据测试系统主要由计算机、DSY-JB 电子扫描测压仪、CRTP 数据采集系统、温度参考接点箱、正负压浮球压力校准装置、CR-3240 打印机等组成。在计算机控制下可自动完成数据采集、校准、实时处理及屏幕显示、制表、作图、打印和磁盘存储试验数据等功能。对试验状态点可实时跟踪,并利用多屏卡完成了多台终端同时显示试验

参数。

3 试验结果和分析

利用叶型受感部成功地测取了相对换算转速 $\bar{n} = 0.60, 0.70, 0.75, 0.80, 0.85, 0.90, 0.95$ 和 1.00 时各级转子出口总压和总温的流场分布。

3.1 各级转子出口流场沿叶高分布

图 4 和图 5 给出了压气机修改设计前后设计点压比处各级转子出口总温、总压沿径向的分布 (S2 流面计算值与试验值的对比)。从图中可以看出,修改设计前温度的试验值与计算值差异较大;通过改进叶型后,两者的温度分布趋势基本一致,叶尖与叶根的温度略高于叶中。做第一台份压气机试验时,由于是国内首次使用叶型受感部,还在摸索和寻找可靠的加工和安装方法,所以导致部分压力测量值失真(严重失真的测量值已经删除),给试验的开展和研究带来了一定的困难和不便,但从压力曲线图仍可以看出,试验值与计算值偏差较大,试验得出的压力值沿叶高逐渐减小;根据该试验结果我们进行了改进设计,修改后前几级的压力分布趋势基本一致,试验值较计算值大,说明前几级的增压能力很好,转子做功能力很强,但未级试验值与计算值有所差别,这可能是受中间级引气的影响所致。各级出口总压沿叶高近似均匀分布,减小了总压沿叶高的掺混,使出口总压更均匀。

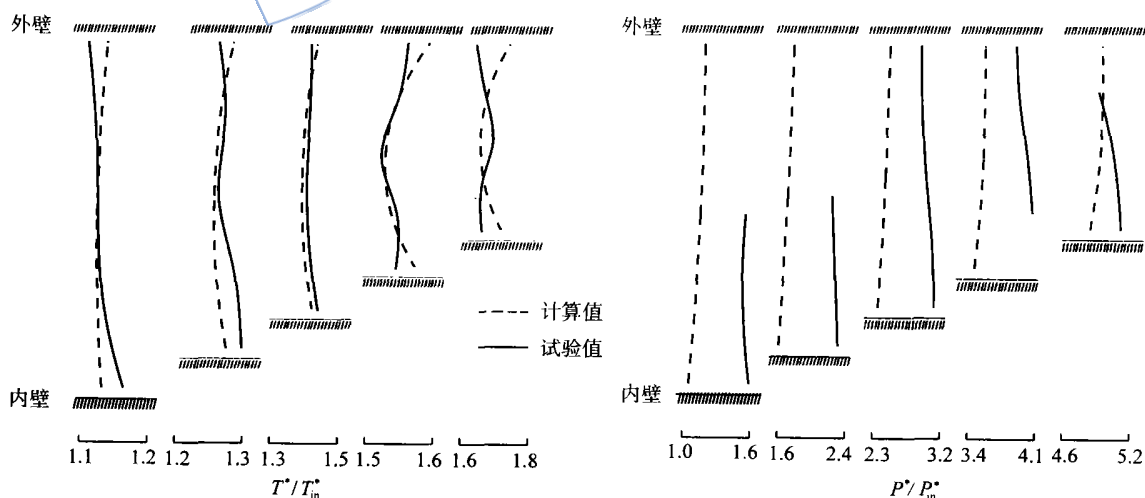


图 4 修改设计前压气机各级转子后总温、总压沿径向分布

Fig. 4 Total temperature and total pressure distribution at different radial positions behind the rotors before revision

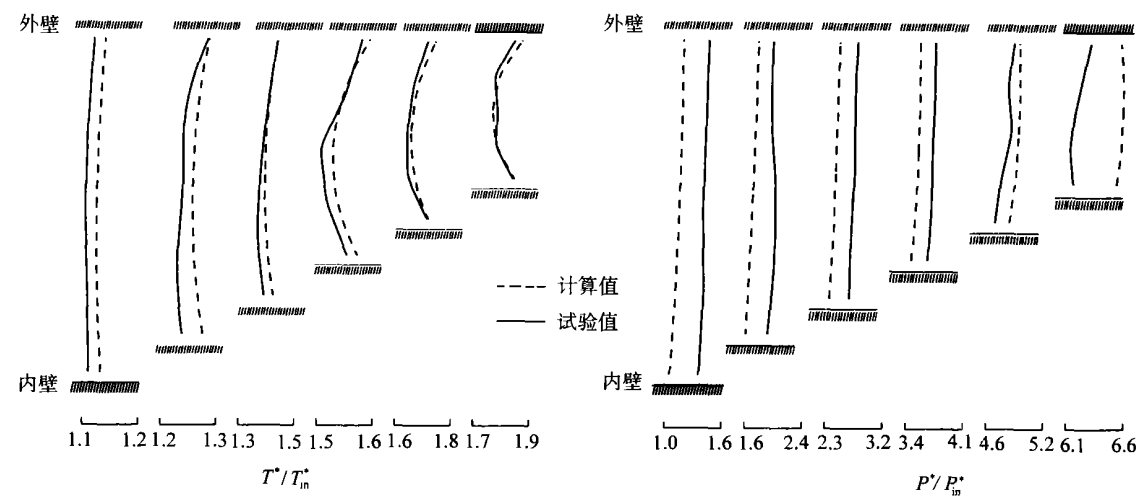


图 5 修改设计后压气机各级转子后总温、总压沿径向分布

Fig. 5 Total temperature and total pressure distribution at different radial positions behind the rotors after revision

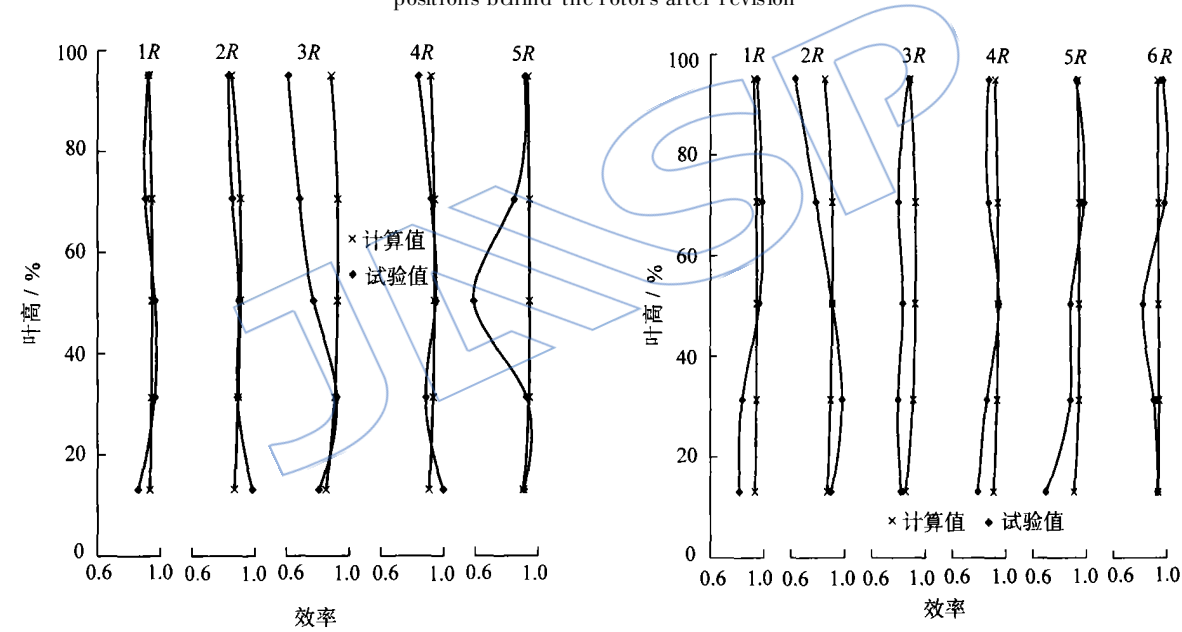


图 6 修改设计前压气机各级转子叶片出口效率沿叶高分布

Fig. 6 Efficiency distribution at different radial positions behind the rotors before revision

图 6 和图 7 给出了压气机修改设计前后设计点压比处各级转子叶片出口效率沿叶高的分布 (试验值与 S2 流面计算值的对比)。利用叶型受感部测取的总温、总压可计算试验的温升效率值, 其公式为:

$$\eta_{-j} = \frac{(P_{i-j}^*/P_{(i-1)-j}^*)^{(k-1)/k} - 1}{(T_{i-j}^*/T_{(i-1)-j}^*) - 1}$$
$$i = 1, 2, \cdots, 6 \quad j = 1, 2, \cdots, 5 \quad (1)$$

图 7 修改设计后压气机各级转子叶片出口效率沿叶高分布

Fig. 7 Efficiency distribution at different radial positions behind the rotors after revision

式中: η_{i-j} , P_{i-j}^* , T_{i-j}^* 分别为第 i 级转子出口沿叶高第 j 点的效率、总压和总温; $P_{(i-1)-j}^*$, $T_{(i-1)-j}^*$ 为前一级转子出口沿叶高第 j 点的总压和总温。对该温升效率公式分析可知, 即使微小的温度变化对效率计算也有一定的影响, 特别是在低压比、低温升状态, 再加上温度测量本身就带有一定的误差, 所以文中给出的效率试验值只看其变化趋势, 数据仅供参考。从图中分析可知, 由于受内壁附面

层和二次流影响,使得叶片根部区域损失较大,效率较低;由于叶尖与机匣存在径向间隙,导致叶尖区域出现倒流和潜流,使叶尖的增压和加功能力下降,同时也受壁面附面层影响,致使叶尖效率降低。修改设计前,效率沿叶高分布很不均匀,与计算值差异较大,而修改设计后,效率沿叶高的分布得到了一定改善。

另外,图 6 中出现了第 5 级转子中间叶高效率约为 0.6 的奇怪现象。结合图 5 和公式(1)分析,该点效率值严重偏差是由于该点的温度测量值出现较大偏高而引起的,而导致这一偏差的直接原因是该点温度叶型受感部的安装质量没有达到要求,由此可见叶型受感部的质量对试验的成功与否至关重要。

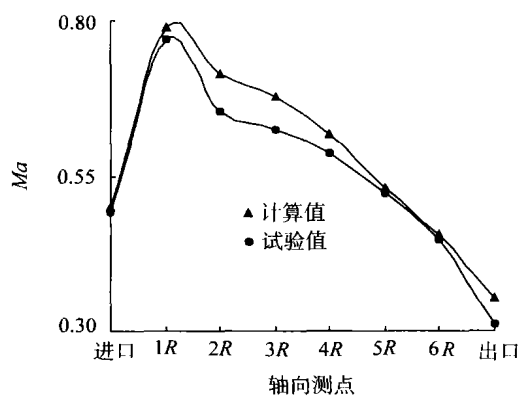


图 8 修改设计后转子出口马赫数分布
Fig. 8 Mach number distribution in axial measuring planes after revision

3.2 各级转子出口流场沿轴向分布

图 8 给出了修改设计后设计点压比处各级转子出口马赫数的分布(S2 流面计算值与试验值的对比)。马赫数是用每级叶型受感部测取的 5 点总压的算术平均值与该级壁面静压的算术平均值来计算的,公式为:

$$m_{ai} = \frac{2[(P_i^*/P_i)^{(k-1)/k} - 1]}{k-1}$$
$$i = 1, 2, \cdots, 6 \quad (2)$$

式中: m_a , P_i^* , P_i 分别为第 i 级转子出口马赫数、总压、壁面静压。从图中可看出,试验值与计算值的分布趋势基本一致,在压气机设计时,进、出口马赫数的设计选取均充分考虑了压气机在装机情况下与其他发动机部件的匹配要求。根据进口总温和每级叶型受感部测取的 5 点总温的算术平均

值可计算出压气机各级转子对气流的实际加功量,公式为:

$$L_{ki} = \frac{kR\bar{T}_{i-1}^*(\bar{T}_i^*/\bar{T}_{i-1}^* - 1)}{k-1}$$
$$i = 1, 2, \cdots, 6 \quad (3)$$

式中: L_{ki} 为第 i 级转子对气流的实际加功量, $\bar{T}_i^*$ 为第 i 级转子出口总温, $\bar{T}_{i-1}^*$ 为前一级转子出口总温。图 9 给出了设计点压比处各级转子加功量的分布(S2 流面计算值与试验值的对比)。图中显示,试验值与计算值的分布趋势大致相同,压气机进口级和出口级分配的加功量较少,中间级分配的加功量最大,完全符合压气机设计的功率分配准则。经计算可知,中间级加功量的试验值比计算值大,优于设计方案。

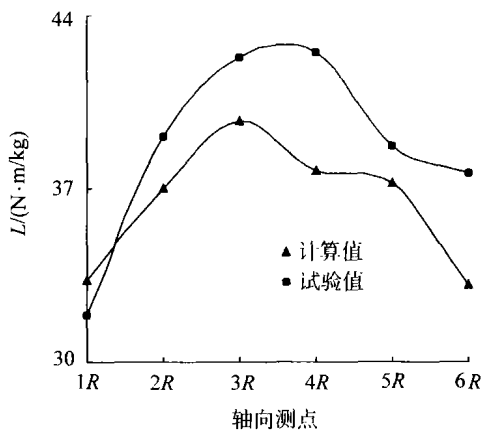


图 9 修改设计后转子加功量分布
Fig. 9 Work distribution in axial measuring planes after revision

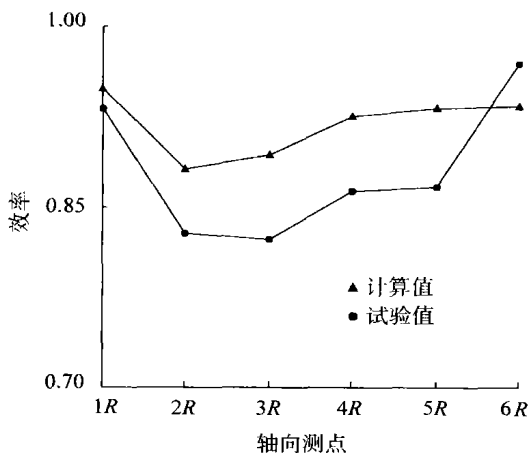


图 10 修改设计后级效率分布
Fig. 10 Efficiency distribution in axial measuring planes after revision

图 10 和图 11 分别给出了修改设计后设计点压比处各级转子叶片出口效率和压比沿轴向的分布(试验值与 S2 流面计算值的对比)。与图 8 和图 9 一样, 图中给出的值均是平均值。从图中可以看出, 试验所得前几级转子出口效率与计算值的分布趋势大致相同, 前者略低于后者, 但末级试验所获得的效率激增很大, 这可能是由于在中间级引气导致后面级出口温升减小的缘故。

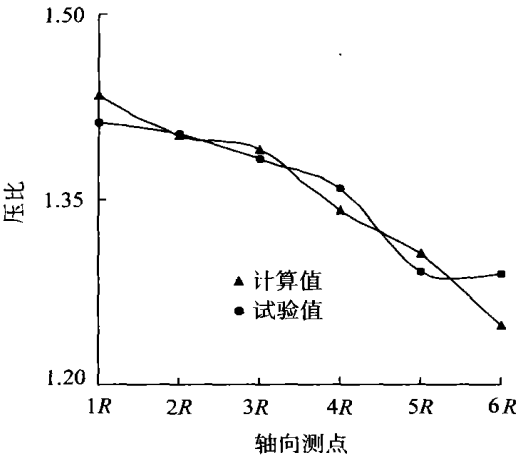


图 11 修改设计后级压比分布
Fig. 11 Pressure ratio distribution in axial measuring planes after revision

图 12 和图 13 分别给出了修改设计后 60%, 90%, 100% 转速最高效率点各级转子出口效率和压比沿轴向的分布。60% 转速的分布曲线与 90%, 100% 转速的分布曲线差异较大。

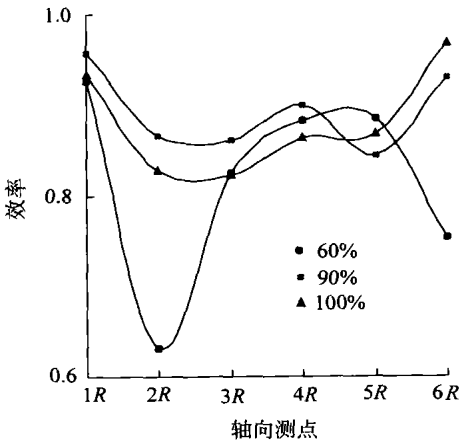


图 12 修改设计后级效率分布
Fig. 12 Efficiency distribution in axial measuring planes after revision

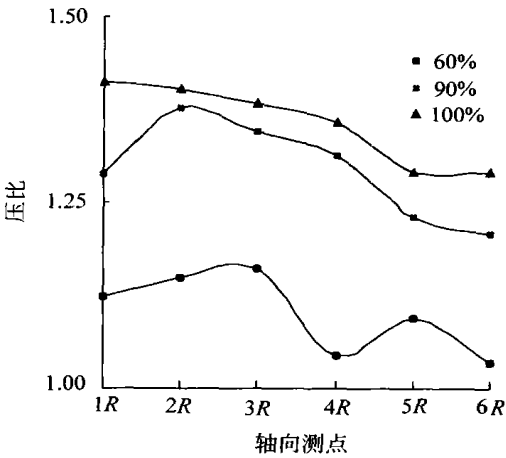


图 13 修改设计后级压比分布
Fig. 13 Pressure ratio distribution in axial measuring planes after revision

转速的性能较好, 与设计相符, 但低转速的性能与设计有一定偏差, 有待进一步优化。

4 结 论

- (1) 利用叶型受感部成功地获取了压气机转子出口压力和温度的流场分布, 较准确地掌握了压气机内部气流的真实流动情况, 为压气机的定型设计提供了大量试验数据。
- (2) 利用叶型受感部获取多级压气机各级转子出口参数, 较大限度地降低了插入式探针对转子出口流场的干扰。
- (3) 从试验过程和试验结果可以看出, 为了获取准确的试验数据, 叶型受感部设计、加工和安装的质量是一个非常关键的因素。
- (4) 试验结果证明, 该压气机各气动参数沿轴向和径向的分布均较为理想, 达到了设计指标。

参考文献:

[1] Lakshminarayana B. An Axial Flow Research Compressor Facility Designed for Measurement in Rotor Passages [J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1981, 103: 58–65.

[2] Dring R P, Joslyn H D, Hardin L W. An Investigation of Axial Compressor Rotor Aerodynamics [J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1982, 104: 103–111.

[3] 蒋浩康, 李雨春, 赵全春, 等. 高速多级风扇转子后流场测量 [J]. *航空动力学报*, 1992, 7(2): 159–163.

Jiang Hao-kang, LI Yu-chun, ZHAO Quan-chun, et al. Rotor Exit Flow Measurements in a High-Speed Multistage Fan [J]. *Journal of Aerospace Power*, 1992, 7(2): 159–163.

综合图 10~图 13 分析可知, 该压气机高