

高负荷风扇级的特性实验与流场分析*

袁 巍, 陆亚钧, 周 盛

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了探索高负荷风扇级的流场特性, 积累这方面的设计经验, 在压比和效率特性之外, 还分别利用三孔针和总压耙对所实验风扇级的出口有关参数进行了测量。同时, 为了辅助分析问题, 借助了 CFD 研究了转静根部的匹配问题。对根部区域的实验和计算现象进行了重点讨论, 并指出了不足和进一步改进的方向。

关键词: 跨音速压气机; 风扇; 流动分布; 匹配

中图分类号: V211 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 04-0377-04

Flow field analysis on the characteristic of a high load compressor fan

YUAN Wei, LU Ya-jun, ZHOU Sheng

(School of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To explore the characteristic in the field of high transonic fans and accumulate the experience of design, in addition to measure the total pressure ratio and efficiency, the concerned parameters after stage of the tested fans were measured by use of the three-holes probe and the total pressure rake. Moreover, CFD was employed to research the match between rotors and stators on hubs. The experiment and calculation were discussed. Finally, the shortcomings were pointed out and the improvement suggestions were put forward.

Key words: Transonic compressor; Fan; Flow distribution; Matching

1 引 言

提高推重比是研制先进战斗机的重要基础。目前三级风扇技术已经成熟并在各航空发达国家广泛使用。若将其改进为两级结构, 则此项进展预计将使发动机推重比有较大的增长。美国自 1987 年启动的 IHPTET^[1] 计划开展以来, 这一目标已经在预研阶段取得了成功。为了在双级风扇上实现 4.0 以上的压比, 则单级风扇至少应在 2.0 以上。这一目标最初由 Wennerstrom 实现, 由他领导设计的 HTFC^[2,3] 单级风扇, 在当时达到了增压比 2.0 和绝热效率 88% 的空前水平。此后, 在美国和少数的航空发动机研究大国中, 一系列高负荷跨声速单级、双级轴流压气机、风扇的设计和实验研究竞相展开^[4-6]。1989 年起美国空军已经在莱特-帕特森基地的压气机试验设备上试验总增压比为 4.3 的双级高负荷风扇部件^[7]。近年来

我国也开始了高负荷轴流风扇、压气机的研制工作。我们选用更高的叶尖切线速度, 但这又会导致更高的马赫数和损失, 不仅影响风扇的效率, 而且对于气动稳定性和气动弹性稳定性都颇为不利。为了探索此类高负荷风扇的关键技术, 本文对单级 2.2 一级的某高负荷跨声速风扇的有关实验进行测量和分析(包括 CFD), 为此类风扇的设计提供参考。

2 实验设备

2.1 跨声压气机实验台

实验在北京航空航天大学跨声高速压气机实验台上进行。其运作方式如图 1, 实验台采用自由涡轮作动力, 其燃气发生器为一台改装的 WJ-6 发动机, 通过调节燃气发生器来改变动力涡轮发出的功率和转速。自由涡轮的转速通过增速齿轮箱增速, 最终达到实验所要求的转速。

* 收稿日期: 2003-06-09; 修订日期: 2004-03-05。

作者简介: 袁 巍 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: yuanwei_buaa@263.net

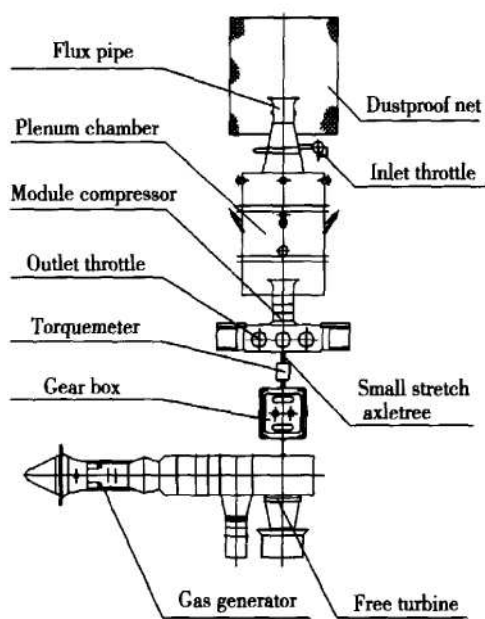


Fig. 1 Transonic compressor experiment platform

本实验台的主要参数指标为: 最大转速为 25000rpm; 最大动力功率为 1865kW; 齿轮箱增速比为 128: 65。

2.2 微机采集系统

测量系统采用自行开发的软硬件测控系统, 主要包括: Torquemeter 公司的 ET150HS 型的转速扭矩仪、英国 RotorData 公司的位移机构、T 型热电偶、KXW-97K8 型温度巡检仪、压力探针和 Honeywell 压力传感器、NI 公司的 SCXI-1120 压力信号放大器、AT-MIO-64E-3 型数据采集板、486-100MHz 工控计算机和压力标定系统。其中的压力传感器和热电偶都经过严格的系统标定, 压力误差不超过 0.04kPa, 温度误差不超过 0.5℃。

利用上述的各种外围接口, 实现了压力、温度、转速、扭矩等参数的实时化数据采集与处理, 并能实时计算出压气机的特性参数如流量、压比和效率等等。在数据采集的同时, 又完成了向显示仪传送图像数据, 使得测量间和控制间的实验人员均可实时地进行监控。为了更好的记录下近失速状态下的参数, 测量系统中设有快速采集处理程序, 进入失速喘振状态下的全过程跟踪采集显示界面。同时, 计算机还可记录下压气机从进入失速到退出失速全过程中的各种参数。

3 风扇试件简介及级特性测量

本文所要介绍的一些测量结果是基于自行设计的某单级风扇试件, 并在跨声压气机实验台上完成全

部实验, 单级压比高达 2.2 的高性能风扇。图 2 为其测试段剖面图。为了使其具有足够的失速裕度, 在转子机匣处使用了处理机匣结构。

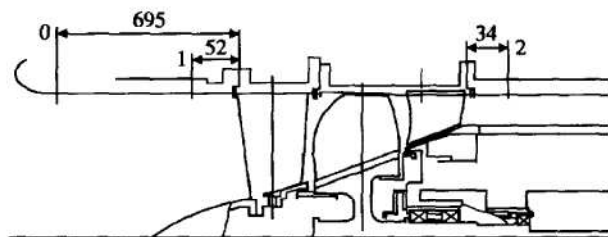


Fig. 2 Measurement sections graph

如图 3 和图 4 所示, 从该风扇级的总特性来看, 其单级压比达到了 2.2 的量级, 并且保持了较高的绝热效率和失速裕度。但值得注意的是, 从图 3 的压比特性图可以发现: 在 95% ~ 100% 的设计转速下, 压比有“负斜率”部分。造成这种现象的原因是: 原实壁机匣高转速失速裕度较小, 不足 10%, 基本上过了最高压比点就失速了。加上处理机匣后不但将最高压比点左移, 而且将失速强度缓解了, 以致形成带负斜率的渐进型失速。为了改善这种分布, 可在将来的设计中将图 2 中转子前缘叶尖处进行局部的前掠以改善原型的失速裕度。

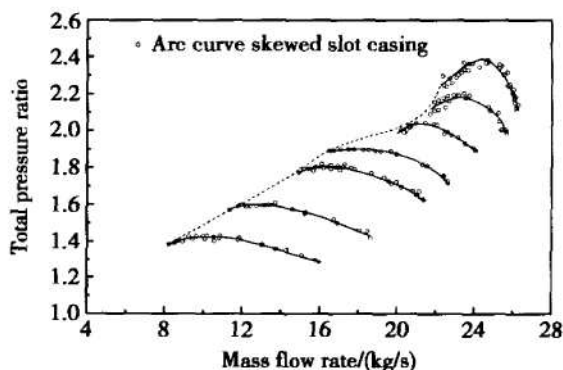


Fig. 3 Mass pressure ratio graph

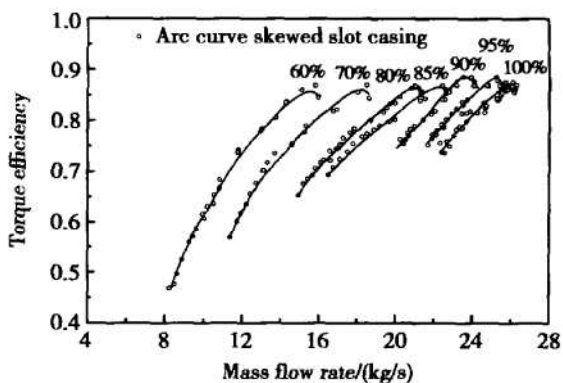


Fig. 4 Mass efficiency graph

4 级后测量及分析

4.1 三孔针测量结果分析

考虑到所测截面在静子后面, 级的出口, 且机匣和轮毂进入平直段, 其径向分速很小, 故选用三孔针测量。三孔压力探针用于平面流动参数(总静压、落后角和马赫数)的测量, 基本原理由不可压势流理论导出, 再根据标定数据, 修正其可压特性。本实验用于测量该单级风扇级流场所用的管束形三孔压力探针(PS63G-1), 其结构如图5所示。可同时测量叶根、叶中、叶尖三个截面的流动参数。

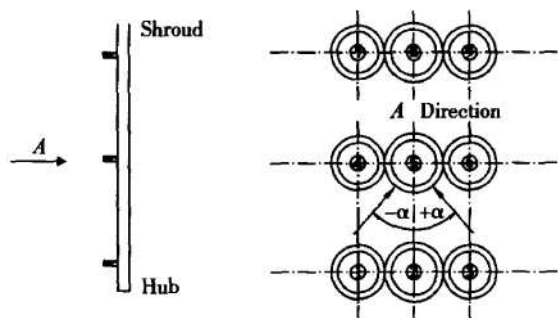


Fig. 5 Three hole probe and its flow angle definition

根据标定数据, 经数据整理后将其绘制成直观的二维曲线图。图6为不同转速下堵点(最大流量点)出口落后角分布, 3条曲线分别代表了接近叶根、叶中和叶尖的3个截面。可以看出: 在各转速范围内, 叶中和叶尖的落后角较小, 且变化不大, 只有 $2^\circ \sim 3^\circ$ 的量级; 但叶根落后角变化较大, 低转速时只有 4° 左右, 随着转速的增加, 叶根落后角也不断增大, 到了100%转速则有 $8^\circ \sim 9^\circ$, 这说明随着转速的增大, 叶根出现了分离区并在不断增大。图7显示了100%转速落后角随出口节流的变化。与图6类似, 叶尖和叶中的落后角仍然保持在较低的水平。但叶根附近的

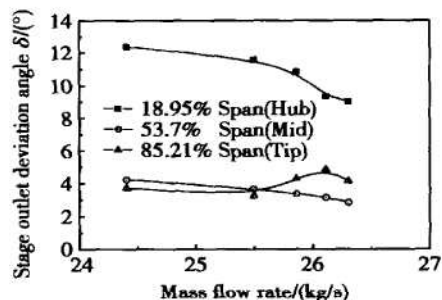


Fig. 7 Deviation angle distribution of 100% rotor speed at different mass

落后角则始终较大, 并且随着节流程度的加深, 叶根落后角呈现递增的趋势, 这种现象表明在设计转速的各个流量状态下, 叶根始终存在着较为明显的分离。

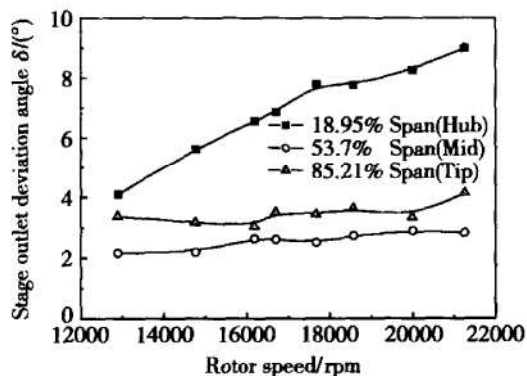


Fig. 6 Deviation angle distribution of max mass at different rotor speed

4.2 总压靶测量结果分析

为了考察风扇级出口的总压分布, 实验中采用总压靶测量, 总压靶沿周向均布十一个测点, 刚好覆盖一个栅距, 当测量其径向分布时, 则利用位移机构来控制。由于有了落后角的测量结果, 为了突出重点, 图8和图9只描述了100%转速下设计点的级后总压靶测量结果。图8中三条曲线分别代表叶根、叶中和叶尖三个截面在一个栅距内的总压分布。其中的叶根截面出现了较大的总压亏损, 其区域占据了过半的栅距。而由不同截面的非亏损区来看, 出口总压由叶尖到叶根是呈递增趋势的。图9中的出口平均总压分布也印证了这一点。虽然在设计过程中的加工量并没有在叶根加得过大, 但受到叶片中上部的激波损失的影响以及通道收缩效应, 该风扇级出口总压分布呈现尖低根高的趋势。此外, 图9中叶根截面总压有着较为明显的减少则是该处总压亏损过大造成的。

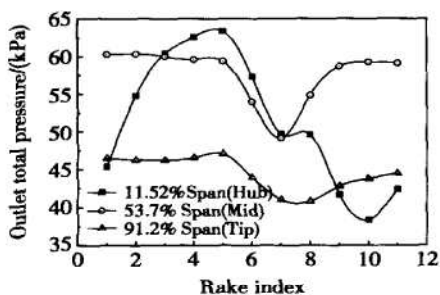


Fig. 8 Rake total pressure distribution of designed point at different spanwise position

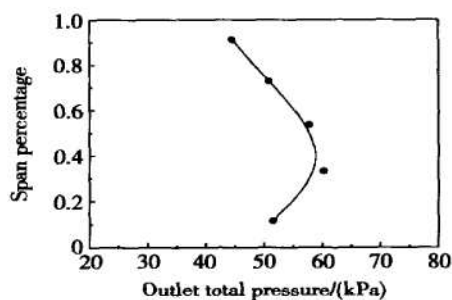


Fig. 9 Average distribution of rake total pressure at designed point along spanwise

4.3 转子-静子匹配分析

三孔针和总压耙的测量结果都显示级出口的叶根区域出现明显的分离, 导致该处的总压下降, 有效加工量降低。为了更为清楚地理解叶根区域的流动, 以便找出大分离的根源所在, 本文借助 CFD 进行辅助分析。

通过求解三维有粘定常的 N-S 方程, 转静之间的交界面采用掺混面方法传递信息, 求解了转静内部的

流场。并对近峰值效率工况下转子和静子的壁面极限流线进行分析。由图 10 和图 11 可以看出, 静子吸力面入口存在较大的正攻角, 而且轮毂的极限流线图谱上存在明显的分离线 SL , 导致静子出口根部靠近吸力面的区域内出现明显的角区分离(图 12), 流动的径向掺混也主要发生在这里。这种现象说明在轮毂处转静之间没有得到良好的匹配, 构成了静子出口根部截面出现大的总压损失的根源。

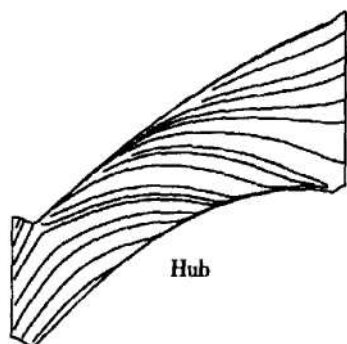


Fig.10 Extreme streamline
at rotor hub

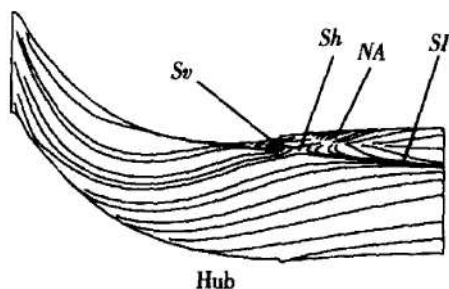


Fig.11 Extreme streamline
at stator hub

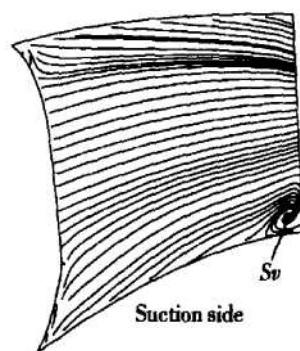


Fig.12 Extreme streamline
at stator suction side

5 结 论

由三孔针测量可知, 在各个工况内, 叶尖、叶中大部分区域内落后角很小。又根据耙子测量的结果, 叶尖和叶中尾迹分布合理, 特性测量结果显示, 风扇级的实验结果达到了设计指标, 在 2.2 级压比下仍然保持了较高的级效率, 说明该风扇在大部分区域设计得较为成功。同时, 由于缺乏此类高负荷风扇的设计资料, 经验不足, 实验结果也暴露了原设计中的不足之处:

(1) 由三孔针和耙子的测量结果都可以看到, 级出口叶根分离区较大, 结合 CFD 的分析可知在叶根处转子和静子之间没有完全匹配, 造成了静子出口根部较大的总压损失。在改进方案中应在转子根部加工量与静子匹配之间进行一定的平衡。

(2) 由耙子沿展向的分布规律来看, 叶根总压高而叶尖低, 这对后面级的风扇设计会增大一定的难度。可以在设计时加大转子叶尖的加工量以弥补一定的损失, 合理布局叶尖激波分布以降低损失, 同时尽量避免通道面积过大的收缩导致转子中下部的加工量向级出口叶根处堆积。

(3) 高负荷的风扇级在高转速时易出现失速裕度

过低的现象。这要合理的进行前掠或采用处理机匣等被动控制手段加以改善。

参考文献:

- [1] Viars P R. The impact of IHPTET on the engine/ aircraft system [R]. AIAA 89-2137.
- [2] Wadia A R, Copenhaver W W. An investigation of the effect of cascade area ratio on transonic compressor performance [R]. ASME 94-GT-286.
- [3] Hah C, Puterbaugh S L, Wadia A R. Control of shock structure & secondary flow field inside transonic compressor rotors through aerodynamic sweep [R]. ASME 98-GT-561.
- [4] Gui X, Zhou S. A transonic compressor design methodology including the influence of 3D passage shock waves [R]. ASME 99-GT-78.
- [5] Peng Shan, Sheng Zhou. A helical surface model for 3-D shock structure analysis [R]. ASME 99-GT-226.
- [6] Calvert W John, Emmerson Paul R, Moore Jon M. Design, test and analysis of a high pressure ratio transonic fan [R]. ASME GT 2003-38302.
- [7] Gorrell S E, Davis M W, Jr. Application of a dynamic compression system model to a low aspect ratio fan: Casing treatment and distortion [R]. AIAA 93-1871.

(编辑: 梅 瑛)