热力涡轮机械

文章编号:1001-2060(2011)06-0645-06

叶型探针对跨声压气机性能影响的数值模拟

向宏辉¹,任铭林¹,马宏伟²,贺 象²

(1.中国航空工业集团公司中国燃气涡轮研究院,四川江油 621703;2.北京航空航天大学能源与动力工程学院,北京 100083)

摘 要:为揭示叶型探针对跨声压气机气动性能影响的物理 机理,采用三维数值模拟方法,通过构建带多点实体探头的 1.5级压气机计算模型,详细研究了设计转速下压气机在安 装探头前后性能特性与内部流场的变化规律。结果表明:级 间局部静叶安装探头后,压气机下堵点流量减小0.1%,最 高效率降低0.4%,失速点流量增大0.15%;由压气机工作 点改变所引起的静叶攻角变化是影响叶片表面两侧探头绕 流尺度的重要因素,并且探头绕流影响程度与静叶气动负荷 存在较高的关联度;探头大尺度绕流加剧下游转子叶背根部 附面层径向迁移与分离是导致该型压气机气动失稳提前的 主要原因。

关 键 词: 叶型探针; 跨声压气机; 性能特性; 三维流场; 数 值模拟

中图分类号: TK474 文献标识码: A

引 言

随着燃气轮机技术指标的不断提高,多级轴流 压气机中各种影响因子的敏感程度进一步增大,导 致试验过程中内置式探针与被测流场之间的干扰问 题愈发严重。为降低探针对压气机气动性能与流动 稳定性的潜在影响,深入研究探针堵塞扰动效应及 其修正方法无疑具有重要科学意义和工程 价值^[1-4]。

近年来,叶型探针技术在压气机性能试验中得 到广泛运用^[5~7]。与传统流道插入式探针相比,叶 型探针几何安装结构比较特殊,其感受探头直接依 附于静子叶片前缘,虽然降低了对压气机原有流道 的堵塞程度,但对压气机光滑静叶型面的绕流特性 产生直接影响,导致环形静叶排局部流场受到额外 扰动,在气流掺混与转静干涉作用下,探针局部扰动 效应有可能会被累积放大,进而影响压气机的宏观 气动性能。文献 [8] 通过对多型压气机安装叶型探 针前后的试验数据进行对比分析,证实探针会对多 级轴流压气机性能与稳定裕度造成负面影响。文献 [9] 结合平面叶栅吹风试验与数值模拟方法对叶片 前缘探针的绕流特性进行详细研究,揭示了探针对 周向均匀叶栅流动影响的基本规律。文献 [10] 针 对平面叶栅环境中两类叶型探针的影响进行对比研 究,结果表明探头安装位置的改变可以影响探针的 实际绕流效果。

本研究选取某多级跨声压气机进口级为研究对 象,通过构建带多点实体探头的1.5级压气机三维 模型,数值模拟了设计转速下压气机安装探头前后 内部三维流场的变化特征,旨在揭示多叶排环境下 局部叶型探头对跨声压气机气动性能影响的物理机 制,为改善叶型探针流场适应性提供理论依据。

1 数值模拟方法

1.1 数值方法

采用商用软件 CFX 进行数值模拟,流体控制方 程为雷诺平均三维定常 Navier – Stokes 方程组,采 用基于有限元的有限体积法进行离散,空间和时间 离散格式均为二阶精度格式,运用全隐式代数多重 网格耦合求解技术加速收敛,湍流模型选取 *k* – *e* 加 非平衡壁面函数的高雷诺数模型。

1.2 建模及分网

选取某3级跨声轴流压气机进口级为计算研究 对象,分别由第1级转子(R1)、第1级静子(S1)、第 2级转子(R2)构成,叶片数依次为24、49和37。考 虑到多叶排全通道网格数目十分巨大,因此采用叶 片数约化方法,将S1叶片数由49调整至48,只计

收稿日期: 2010 - 10 - 18; 修订日期: 2010 - 11 - 23

基金项目: 航空科学基金资助项目(2008ZD24012)

作者简介:向宏辉(1979-),男,湖南沅陵人,中国燃气涡轮研究院工程师,硕士研究生.

算6个叶片通道,保证周向有8个静叶安装叶型探头。网格拓扑结构采用H-0型结构化网格,原型 压气机单通道平均网格节点总数约85万。在静叶 前缘沿径向共布置4个探头,位置依次为6.5%、 36%、75%和96.4%叶高,采用文献[9]介绍的方法 对探针几何模型进行简化,即不考虑叶片表面埋设 的测压管,并将前缘探头作为实体处理,压气机安装 探头后的平均网格节点总数约145万。保证所有离 开壁面的第一层网格的Y⁺值约为30。安装探头的 1.5级压气机三维计算网格如图1所示。

1.3 边界条件

• 646 •

计算边界条件给定为:进口给定总压、总温、湍 流度及气流角(轴向进气),出口给定平均静压,固 体壁面采用绝热无滑移边界条件,转/静交接面采用 掺混面方法进行数据传递。



图 1 带叶型探针的 1.5 级压气机三维计算网格 Fig. 1 Three-dimensional calculation grid for a 1.5-stage compressor with blade profile probes

2 计算结果分析

2.1 压气机特性变化

数值计算在压气机 100% 设计转速下进行,通 过不断提高出口背压得到完全特性线,并将数值失 稳前最后一个计算收敛点判读为近失速点(背压步 进调控精确到0.1 kPa)。图2为1.5级压气机安装 探头前后的计算特性,性能数据均采用设计值进行 无量纲化。在设计点压比处,流量计算值吻合得很 好,效率计算值偏低2%,初步表明所采用的数值方 法比较可靠。安装探头后,压气机特性线发生偏移, 总体气动性能出现一定程度衰减,其中下堵点流量 减小0.1%,最高效率降低0.4%,失速点流量增大 0.15%,可见,级间叶型探头对压气机流通能力、气 动效率及稳定裕度均会带来负面影响。由于受到数 值计算能力的限制,没有针对多级环境下探头真实 累积影响效应进行数值预测,但是现有计算结果仍 较好模拟了单排静叶安装探头后压气机特性线的变 化规律。





2.2 级间静子流场变化

图 3 给出了最高效率点时压气机静叶不同展向 位置拟 S1 流面马赫数云图分布。如图所示,不同展 向位置探头对相邻叶片表面流动影响不明显,影响 作用主要集中在探头所在叶片。叶片根部探头在叶 片表面两侧所形成的后台阶对气流产生明显扰动, 特别是叶盆侧低速气流的绕流尺度较大,导致叶盆 表面低速流带进一步向叶栅流道中部扩展。叶片中 部探头对叶片表面流动的扰动强度有所减弱,叶盆 侧低速气流影响范围随之减小,而靠近叶片尖部整 个弦长范围内的低速气流均紧贴在叶盆表面,探头 绕流尺度进一步衰减,叶片尖部探头负面绕流效应 受到明显抑制。图 4 为近失速点时压气机静叶不同 展向位置拟 S1 流面马赫数云图分布。随着压气机 工作点进一步靠近失稳边界,静子叶片来流攻角将 增大,前缘探头对静子叶背表面流动影响程度开始 增强,而对叶盆表面流动影响则明显弱化。静子叶 片根部叶背尾缘附近附面层明显增厚,探头所在叶 片叶背附面层出现严重分离,相比之下,叶片中部探 头没有触发叶背附面层分离,沿弦向叶背附面层略 有增厚,而叶片尖部探头对叶片叶背流动影响进一步减弱。

从探头对级间静子流场的影响变化规律可知, 叶片根部探头对静叶表面绕流影响作用较大,随着 叶片高度的增加,探头影响程度不断减小。同时,由 于压气机工作点改变所引起的静子攻角变化,是影 响静叶表面两侧探头绕流尺度的重要因素。



图 3 静叶流道 S1 流面马赫数分布(最高效率点)

Fig. 3 Distribution of Mach number on the S1 stream surface of a stator blade passage (highest efficiency point)



图4 静叶流道 S1 流面马赫数分布(近失速点)

Fig. 4 Distribution of Mach number on the S1 stream surface of a stator blade passage (near stall point)

图 5 给出了最高效率点时压气机静叶不同展向 位置表面负荷分布,图中 cnp 表示原型压气机静叶, cwp_wp 表示带探头压气机内探头所在静叶,cwp_np 表示带探头压气机内不带探头静叶,横坐标为叶片 轴向位置(用轴向弦长 C 进行无量纲化),纵坐标为 静压系数 Hs,定义为:

$$Hs = \frac{p_0^- - p_s}{\rho V^2 / 2}$$

式中: p_0^* 一进口总压, $Pa; p_s$ 一叶片表面静压, $Pa; \rho$ 一 气流密度, $kg/m^3; V$ 一来流速度,m/s。

对比图中各展向位置压力曲线所围成的面积可 知,压气机静叶根部负荷最大,中部负荷次之,尖部 负荷最小。由于静叶根部负荷较大,且属于前加载 叶型,逆压梯度较大,气流抵抗前缘探头扰动作用的 能力较弱,流动稳定性变差,因而导致根部探头对叶 片表面流动的影响程度最大。反观静子叶片尖部, 由于该位置气动负荷最小,且沿弦向负荷分布也较 均匀,逆压梯度明显降低,气流变得更为稳定,从而 增强了对该处探头扰动作用的抑制能力,导致尖部 探头对叶片流动影响程度最小。近失速点时压气机 静叶不同展向位置表面负荷分布如图6所示,与原 型静叶相比,根部探头导致叶片表面负荷突然降低, 这与图4(a)中探头触发叶片叶背附面层严重分离 现象相对应。



图5 静叶表面静压系数分布(最高效率点)

(b) 36 %叶高

Fig. 5 Distribution of the hydrostatic pressure coefficient on the stator blade surface (highest efficiency point)



图6 静叶表面静压系数分布(近失速点)

Fig. 6 Distribution of the hydrostatic pressure coefficient on the stator blade surface (near stall point)



图7 静子叶背极限流线分布

Fig. 7 Distribution of the limit streamlines on the back of the stator blade

图 7 为不同工况下压气机静子叶背表面极限流 线分布。从图 7(a)中可知,在压气机最高效率点, 原型静叶叶背表面流线均匀平滑,沿流向呈收敛式 分布。安装探头后,根部探头对叶片流场产生一定 扰动,局部流线发生弯曲和转向,表明根部尾缘附近

(a) 6.5 %叶高

出现弱分离。相比之下,其它叶高位置探头基本没 有改变静叶原有流线的分布形态。从图 7(b)中可 知,在压气机近失速点,随着逆压梯度的增大,原型 静叶叶背根部二次流明显增强,尾缘附面层径向卷 吸形成旋涡。安装探头后,根部探头会进一步加剧

(c) 96.4 %叶高

气流分离强度,涡系结构变得更为复杂,影响范围已 扩展至叶片前缘附近,而其他展向位置探头的扰动 作用仍然较小。对比静叶前、后缘高度变化可知,压 气机轮毂流道坡度较大,根部流线明显向流道中部 收敛,导致沿水平方向安装的探头与气流流动方向 存在一定夹角,类似于在探头上方形成了圆柱绕流, 将进一步加剧对高负荷静子根部流场的扰动作用。 在工程应用时,为减小叶型探针对级间静子流场的 附加扰动,应保证探头轴线与实际气流流动方向相 适应。

2.3 下游转子流场变化

转/静干涉是压气机内部固有的非定常现象,对 跨声压气机气动性能与稳定性具有重要影响。在压 气机三维流动环境下,级间探头绕流作用能否进一 步影响到下游转子叶排,将是全面审视叶型探针影 响机制的另一个重要问题。在定常数值模拟中,转/ 静交接采用掺混面处理模型,静叶排出口流动参数 经过人为周向平均后传递给下游转子,因此下游转 子所受到的探头绕流影响将是周向平均处理后的结 果。不同工况下压气机第2级转子叶背表面极限流 线分布如图8所示,从图中看出,在最高效率点,由 于探头总体绕流尺度较小,下游转子几乎感受不到 探头附加扰动的影响,安装探头前后的下游转子流 场重复性较好。在近失速点,原型压气机第2级转 子叶背根部尾缘出现明显流动分离,附面层产生径 向迁移,此时探头会加剧原有转子叶背根部附面层 分离,由此诱发的二次流流动损失进一步增大,导致 压气机提前进入失速状态。可见,设计转速下根部 探头大尺度绕流加重下游转子叶背根部附面层径向 迁移与分离程度,这是导致该型压气机气动失稳提 前的主要原因。





Fig. 8 Distribution of the limit streamlines on the back of therotor blade at the second stage

3 结 论

(1)级间叶型探针对压气机流通能力、气动效率及稳定裕度均会带来一定负面影响。从计算结果看,压气机在安装探头后,其下堵点流量减小0.
1%,最高效率降低0.4%,失速点流量增大0.15%。

(2) 压气机工作点改变所引起的静子攻角变 化,是影响静叶表面两侧探头绕流尺度的重要因素, 同时探头绕流影响程度与压气机级间静叶气动负荷 存在较高的关联度。

(3)根部探头轴线与实际气流流动方向存在一 定夹角,类似于在探头上方形成了圆柱绕流,会进一 步加剧对高负荷静子根部流场的附加扰动作用,需 在工程应用时加以避免。 (4) 叶型探针有可能成为高负荷跨声压气机流动失稳的扰动源。由于静叶根部探头大尺度绕流加重下游转子叶背根部附面层径向迁移与分离程度,将是导致压气机气动失稳提前的主要原因。

参考文献:

- DUDZINISKI T J, KRAUSE L N. Effect of inlet geometry on flow angle characteristics of miniature total pressure tubes [R]. NACA TN D - 6406,1971.
- [2] COLDRICK S, LVEY P C, WELLS R G. The influence of compressor aerodynamics on pressure probes part1: in rig calibrations [R]. ASME 2004 - GT - 53240, 2004.
- [3] COLDRICK S, LVEY P C, WELLS R G. The influence of compressor aerodynamics on pressure probes part 2: numerical models [R]. ASME 2004 - GT - 53241,2004.
- [4] LEPICOVSKY J. Effects of a rotating aerodynamic probe on the flow field of a compressor rotor [R]. NASA/CR - 2008 -

215215,2008.

- [5] LECHELER S, SCHHNELL R, STUBERT B. Experimental and numerical investigation of the flow in a 5-stage transonic compressor rig [R]. ASME GT2001 – 0344,2001.
- [6] GROSJEAN L, HIERNAUX S, VRIENDT O D. Vital highly loaded direct drive turbofan low compressor booster [R]. ISABE 2009 – 1102,2009.
- [7] MATTENSSON H, LANGER P, JOHANSSON T, et al. Design and performance of an efficient high specific power compressor [R]. IS– ABE 2009 – 1265, 2009.
- [8] 向宏辉,任铭林,马宏伟,等. 叶型探针对轴流压气机性能试验 结果的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究,2008,21(4):28-33. XIANG Hong-hui, REN Ming-lin, MA Hong-wei, et al. Influence of a blade profile probe on the test results of the performance of an axial flow compressor [J]. Gas Turbine Experiment and Research,

2008,21(4):28-33.

[9] 向宏辉,任铭林,马宏伟,等.叶型探针对压气机叶栅气动性能影响的试验与数值研究[J].燃气涡轮试验与研究,2010,23
(4):10-16.

XIANG Hong-hui, RENMing-lin, MA Hong-wei, et al. Experimental and numerical study of the influence of a blade profile probe on the test results of the performance of an axial flow compressor [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4): 10 - 16.

[10] 向宏辉,任铭林,马宏伟,等.两类叶型探针对扩压叶栅流场 影响对比[J].燃气轮涡试验与研究,2011,24(3):26-30. XIANG Hong-hui, REN Ming-lin, MA Hong-wei, et al. Comparative investigation of two types of airfoil probe effects on flowfield in compressor cascade [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011,24(3):26-30.

前 新技术、新产品;

*3.53.53.53.53.53.53.53.

新研制的 37 MW 功率、40% 效率的 SGT-750 燃气轮机

据《Gas Turbine World》2010年11-12月刊报道,为填补供发电和机械驱动用高端工业燃气轮机空白, Siemens 公司于今年11月中旬推出新型 SGT-750 燃气轮机。

该燃气轮机设计性能:

 输出功率 发电用额定输出功率为 35.9 MW,效率为 38.7%。机械驱动用额定输出功率为 37 MW, 效率为 40%.

•起动 正常冷态起动,点火后17 min,或快速紧急起动10 min 内达到满负荷输出功率。

•调节 能够达到最小输出功率与满负荷输出功率之比为 50% 的功率调节范围,同时 NO_x排放小于 15 mg/kg。

•大修 发动机的大修寿命为68000h,大修在5天内完成,并可选择快速维修。

该燃气轮机设计特点:

•压气机设计 压气机是一台13级轴流压气机,压比为24:1,2列可转进口导叶和3级抽气。使用受 控扩压叶型设计,以便提高效率。

• 燃烧室设计 燃烧系统使用第四代 Siemens 双燃料 DLE(干式低排放)燃烧器,控制 NO_x 排放达到单位数量级,有8个单管燃烧室。

• 涡轮设计 压气机涡轮为二级空气冷却的轴流涡轮。SGT-750采用自由动力涡轮,即燃气轮机为双轴结构。动力涡轮为二级无冷却反转(即与燃气发生器轴旋转方向相反)的轴流涡轮。

生产进度要求两台 SGT-750 燃气轮机在 2011 年年底前开始工厂试验,然后从 2013 年开始第 3 台机组的商业运行。

(学牛 摘译)

回热器参数耦合对热声发动机声功增益率的影响 = Influence of the Parameter Coupling of a Recuperator on the Acoustic Power Gain Rate of a Thermo-acoustic Engine [刊,汉] ZHANG Ning(College of Energy Source and Power Engineering, Central China University of Science and Technology, Wuhan, China, Post Code: 430074), HU Zhong-jun, LI Qing(Physiochemical Technology Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing, China, Post Code: 100190) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26(6). - 639~644

Based on the linear thermo-acoustic theory, studied was the influence of the coupling of the geometric parameters of a thermo-acoustic engine recuperator with its sound field parameters on the acoustic power gain rate of the recuperator. A negative near-travelling-wave resistance phase angle (nearing to the zero phase angle) and a relatively high non-dimensional resistance value (a parameter of the sound field) coupled with a comparatively small relative hydraulic radius (geometrical parameter) can effectively enhance the acoustic power gain rate of a recuperator. On this basis, the coupling characteristics of the geometric parameters and the sound field parameters of a recuperator in a standing, travelling and hybrid wave type thermo-acoustic engine were studied respectively. The calculation and analytic results show that to obtain the maximum acoustic power gain rate, the relative hydraulic radia of the above-mentioned three types of engine were chosen as 1.1, 0.5 and 0.3 respectively. In the meantime, the authors have also pointed out that the high efficiency of a Stirline type thermoacoustic engine mainly benefits from a relatively high coupling performance of the section of the recuperator at a normal temperature while that of the section at a high temperature is relatively low due to the poor coupling conditions of the section, thus restricting the further enhancement of the performance of the recuperator. **Key words**: thermo-acoustic engine, recuperator, coupling, acoustic power gain rate

叶型探针对跨音压气机性能影响的数值模拟 = Numerical Simulation Analysis of the Influence of a Blade Profile Probe on the Performance of a Transonic Compressor [刊,汉] XIANG Hong-hui, REN Ming-lin (Gas Turbine Research Institute, China Aviation Industry Corporation, Jiangyou, China, Post Code: 621703), MA Hong-wei, HE Xiang (College of Energy Source and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China, Post Code: 100083) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. – 2011, 26(6). -645~650

To reveal the physical mechanism controlling the influence of a blade profile probe on the aerodynamic performance of a transonic compressor, studied in detail was the variation law of the performance characteristics and the inner flow field of a compressor at its design speed before and after a probe is installed by using a 3-D numerical simulation method and through establishing a calculation model for a 1.5-stage compressor with a multi-point-real-entity probe. The research results show that after a probe is locally installed on a stator blade between stages, the flow rate of the compressor at the lower choke point decreases by 0.1%, the maximal efficiency drops by 0.4% and the flow rate at the stall point increases by 0.15%. A change of the attack angle of the stator blade caused by a change of the working point of the compressor constitutes an important factor influencing the area of the flow going around

the probe at both sides of the blade surface and a relatively high correlation degree exists between the probe-goingaround flow influencing extent and the aerodynamic load of the stator blade. A large area probe-around-going flow will exacerbate the radial migration and separation of the boundary layer at the root on the back of the blade at the downstreams of the rotor constitutues the root cause of the aerodynamic stall of the compressor at an earlier time. **Key words**: blade profile probe, transonic compressor, performance characteristics, three-dimensional flow filed, numerical simulation

基于非线模型的燃气轮机热参数故障诊断及仿真 = Thermal Parameter Fault Diagnosis and Simulation of a Gas Turbine Based on a Non-linear Model [刊,汉] YU Mei-ling, LIU Yong-wen (College of Mechanical and Power Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai, China, Post Code: 200240) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011,26(6). -651~654

Occurrence of various faults to the aerodynamic components of a gas turbine may invariably lead to a change of its performance parameters and such a change is a complex and non-linear one. On the basis of the establishment of a standard model for gas turbines and through a contrast analysis of the simulation data obtained by using the model in question and the operating data of the unit when a fault is happening, the faulty component could be preliminarily located and a method for correcting the characteristic and performance parameters of the component could be further presented. Through various modules, a non-linear expression of the fault of the unit was realized. On the EZSY5 simulation platform, a model for faults of a gas turbine system was established. The amount of a change in a perforamnce parameter of the component can be quantitatively expressed by using the model under discussion through a non-linear model for gas turbine units, thus accurately realizing a location and simulation of the fault. With a gas turbine in a combined cycle unit serving as an example, the method under discussion was verified, realizing the reappearance of the operation conditions of the fault and laying a definite foundation for study of the performance characteristics, fault diagnosis and analysis of a unit. **Key words**: gas turbine, standard model, fault correction factor, fault model

燃气机热泵改变制冷剂流量的增益调度控制 = Gain Dispatchment Control of a Gas-engine-driven Heat Pump by Changing the Flow Rate of Its Refrigeration Agent [刊,汉] WANG Ming-tao, YANG Zhao (College of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin, China, Post Code: 300072) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26(6). -655~659

The systematic capacity of a gas-engine-driven heat pump can be regulated by changing the rotating speed of the gas engine. However, the regulation of the systematic capacity and the change of the rotating speed of the compressor are necessarily matched with the electronic expansion valve taking an action to regulate the flow rate of the refrigeration agent. By adopting an experimental method, the authors established a model of the superheating degree of an evaporator and through a theoretical analysis and experiment testing, studied the variable rotating speed regulation