

轴流压气机试验若干异常气动现象 表征与机理分析

向宏辉^{1,2}, 侯敏杰², 葛 宁¹, 刘志刚², 杨荣菲¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院

航空发动机高空模拟技术重点实验室, 四川 江油 621703)

摘 要: 在梳理某压气机试验器开展的历次压气机性能试验结果基础上,分析了试验系统发生的若干典型异常气动物理现象,通过试验数据表征分析与抑制方法试验验证,初步揭示了压气机试验异常气动现象的形成机制.研究表明:进口局部导叶角度失调会对下游流场产生扰动,导致压气机性能与稳定性出现恶化;转子顶部容腔通道逆流是导致压气机转子前外壁静压测量值偏高的原因,通过抑制容腔逆流可以改善压气机气动性能;改变进口节流比观察换算流量是否发生变化,是判定压气机试验进气系统漏气问题的有效方法.研究结果对于指导压气机性能试验故障诊断和提高试验分析能力具有重要作用.

关 键 词: 轴流压气机; 气动性能; 进口导叶安装角; 泄漏流; 进口节流比

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Characterization and mechanism analysis of several abnormal aerodynamic phenomena of axial flow compressor experiment

XIANG Hong-hui^{1,2}, HOU Min-jie², GE Ning¹,

LIU Zhi-gang², YANG Rong-fei¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Key Laboratory on Aero-engine Altitude Simulation Technology,

China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: Based on arranging all previous axial flow compressor performance experimental results carried out on a compressor experimental facility, some typical abnormal aerodynamic physical phenomena presented in the experimental system were analyzed. Through analyzing experimental data and validating suppression methods, the formation mechanism of these compressor experimental abnormal aerodynamic phenomena was revealed initially. The research results indicate that the partial inlet guide vanes angle maladjustment produces disturbance on the outlet flow field, and lead to the performance and stability of the compressor deterioration. The inverse flow air occurred at the tip cavity channel of the compressor first rotor is the reason that the measurement value of the out wall static pressure is high before the first rotor. By inhibiting the inverse flow, the compressor aerodynamic performance can improve. The change of corrected mass flow versus the inlet throttling ratio, which is the ef-

fective method to determine the leakage problem of compressor experimental intake system. The research results can play an important role on guiding compressor performance experimental fault diagnosis and improving experimental analysis ability.

Key words: axial flow compressor; aerodynamic performance; inlet guide vane angle; leakage flow; inlet throttling ratio

轴流压气机是国际公认的航空发动机研制中技术难度最大的核心关键部件,一台新设计压气机的气动性能与流场品质最终需要在专门压气机试验设备上进行调试验证.长期以来,压气机性能试验研究一直是国内外航空发动机研制过程中一个重要研究领域,美国、俄罗斯、德国、英国等国家航空发动机研究机构均建有不同功率等级和试验范围的专用压气机试验设备,并以此为验证平台,开展了大量压气机性能试验研究,试验成果有力支撑了压气机部件的气动设计和改进改型^[1-6].

无论是敞开吸气式压气机试验设备,还是管道供气式压气机试验设备,当压气机性能试验件与压气机试验设备安装联接完毕后,试验件与试验设备就共同构成了一个复杂动态运行系统,两者之间存在较强的交互影响效应.例如:试验设备进/排气节流装置的阀位开度和流通能力直接影响压气机试验件等转速特性线的流量范围;进气系统流场品质影响试验件气动性能;试验设备排气系统容积影响试验件的失稳动态特性;高总压比压气机试验件出口高温排气可能影响试验设备排气调节系统的正常工作;压气机试验件喘振气流脉动可能影响试验设备轴系安全运行等.随着航空发动机技术发展对压气机性能指标要求的不断提高,高负荷压气机试验件与常规通用试验设备之间的适应性问题变得愈发突出,成为影响压气机全工况试验顺利开展和试验风险安全管控的重要因素^[7-9].

分析国外已发表的大量研究文献可以发现,一些建设年限较为久远的压气机试验设备硬件能力更新换代的速度并不快,但不影响众多先进高负荷压气机在常规试验平台上的试验验证和新技术探索研究.究其原因,主要还是得益于国外成熟完备的试验分析方法和试验测试技术^[10].国外航空发达国家针对压气机试验过程中可能存在的各种现象有着深入全面认识,在现象宏观表征、形成物理机制与试验控制方法等方面开展了大量应用基础研究,较好解决了试验对象和试验平台之间的适应性问题,在很大程度上弥补了试验设备能力的不足,同时也降低了大型设备频繁改造所带

来的高额成本投入.

相比之下,国内现有的压气机试验设备在数量上和能力上均存在明显差距,试验能力与试验需求之间的矛盾尤为突出.由于大功率全尺寸压气机试验设备投入成本高、建设周期长,短时期内还难以从根本上解决国内压气机试验研究能力的瓶颈问题.因此,从国内航空发动机研制工程实际需求出发,在顶层规划和加快实施压气机试验基础条件保障建设的同时,借鉴国外航空发达国家在压气机试验研究方面的成功经验,加大对原有试验过程和试验数据的知识挖掘,深入开展试验方法修正和试验结果评定研究,对于提高我国压气机试验技术水平具有重要科学意义和工程应用价值.

本文以中国燃气涡轮研究院近年来在某全台压气机试验设备上开展的压气机试验研究工作为背景,梳理了200余次性能试验的完整历程,从中归纳总结了试验系统存在的若干典型异常气动物理现象,通过试验数据表征分析和抑制方法的试验验证,初步揭示了压气机试验若干异常气动现象的形成机制.本文研究结果对于指导压气机性能试验故障诊断和提高试验分析能力具有重要作用.

1 进口局部导叶角度失调现象分析

进口导叶和静叶角度调节作为压气机非设计工况性能优化的主动控制技术之一,目前已得到广泛应用.在特定转速下将导叶和静叶调节至合理角度,能够改变非设计工况级间转子的进气攻角,改善气流参数和流道几何参数的适应性,从而提高压气机气动性能与稳定工作范围^[11-13].目前,压气机叶片调节机构大多采用空间连杆机构^[14-15],主要由联动环、曲柄、摇臂、衬套、作动筒等部分组成(如图1所示),该调节机构的作动效果受转动件与静子件配合间隙以及加工装配质量的影响较大.

某进口导叶角度可调的单级压气机试验中曾遇到因部分导向叶片轴颈安装螺母松动而发生的叶片角度失调现象,直接导致压气机气动性能恶

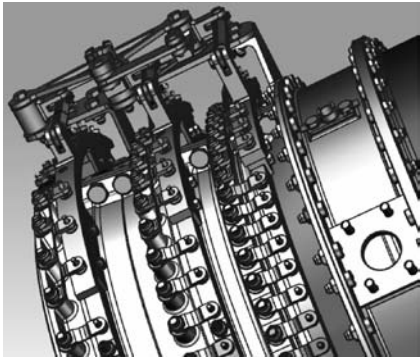


图 1 压气机静叶调节机构效果图

Fig. 1 Sketch of stator vane angle adjustment mechanism of a multistage compressor

化和出口流场分布紊乱. 该压气机进口导叶数量为 50, 其中集中分布 5 个叶片的角度无法正常调节, 从进气方向往后看, 失调叶片约位于左侧水平位置, 如图 2 所示. 图 3 给出了设计转速下进口局部导叶角度失调对压气机试验特性的影响, 该转速下导叶正常调节角度为 0° . 从图中可以看出, 当进口局部导叶角度失调时, 压比特性线和效率特性线位置发生偏移, 压气机总体气动特性出现一定程度恶化. 与导叶正常调节情况相比, 下堵点流量减小了 1.91%, 最大压比下降了 2.45%, 峰值效率降低了 5.6 个百分点. 以峰值效率作为计算参考点, 压气机稳定工作裕度降低了 2.6 个百分点.

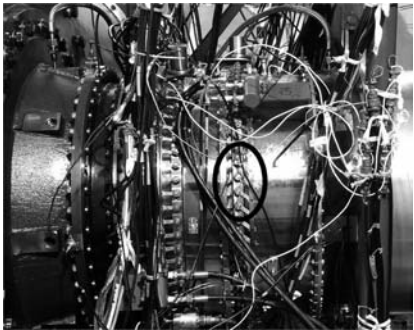


图 2 压气机进口局部导叶失调位置

Fig. 2 Position of the partial inlet guide vanes angle maladjustment

需要强调的是, 当部分导叶调节机构失效后, 叶片真实安装角度变化具有随机性, 因此本文这里所给出的压气机特性影响规律不一定具有普遍性.

为进一步分析局部导叶角度失调对压气机气动性能影响的流动机理, 图 4~图 7 分别给出了最高效率点和近喘振点位置出口流场分布(该压气机出口沿周向不同叶片槽道内布置了 7 支径向

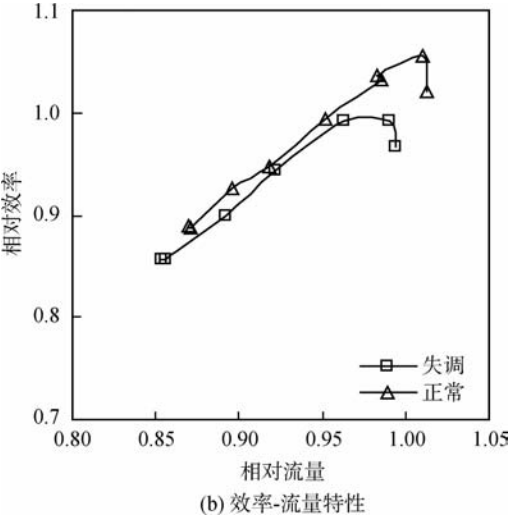
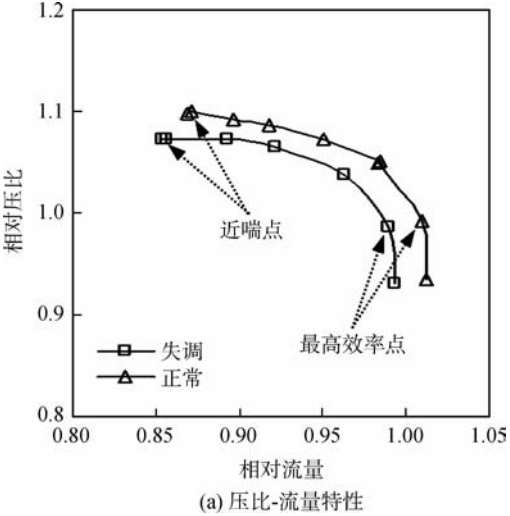


图 3 进口局部导叶角度失调对压气机特性的影响
Fig. 3 Effect of the partial inlet guide vanes angle maladjustment on compressor characteristic

6 点总压、总温梳状复合探针, 可模拟一个栅距内气流参数的周向与径向分布). 从图中可以看出, 在最高效率点时, 相比正常调节情况, 进口局部导叶角度失调导致压气机出口周向第 6 支探针测量的压力和温度明显偏离其余探针测量值, 经确认该支探针周向安装位置正好对应着进口失调导叶区域, 而其余探针测量的压力和温度较为接近, 分布趋势没有发生明显变化, 说明该工况下进口局部导叶角度失调仅影响下游正对区域的局部流场. 当压气机工作在近喘点时, 与正常调节情况相比, 进口局部导叶角度失调导致出口第 6 支探针测量的压力和温度沿整个径向位置出现更大程度的偏离, 同时其余探针测量的压力和温度在 40% 流道高度以上区域的离散度增大, 尤其是第 5 支探针与第 7 支探针的测量结果偏差较大, 表明近喘点工况时进口局部导叶角度失调对下游流场的

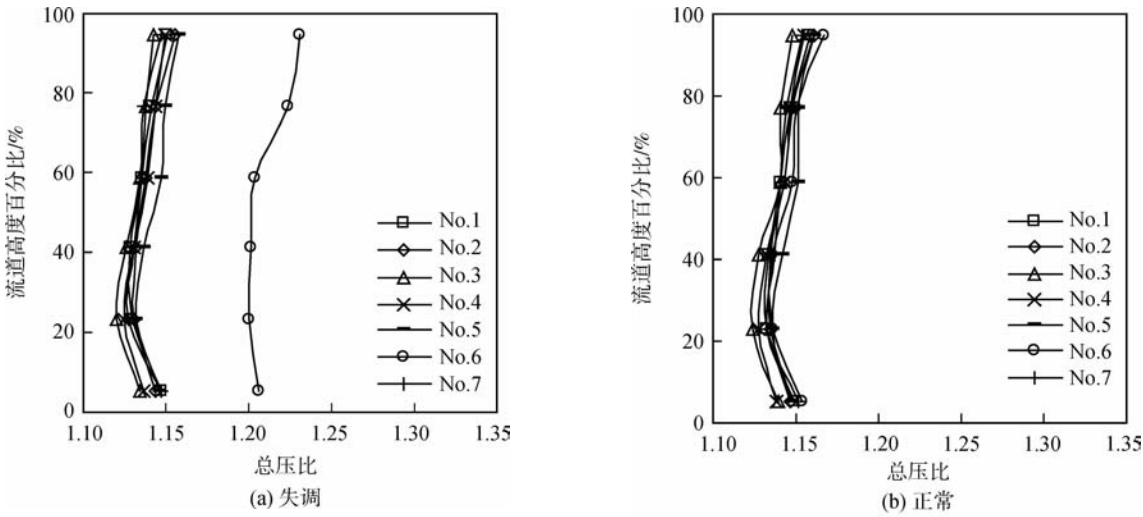


图 4 进口局部导叶角度失调对出口总压分布的影响(最高效率点)

Fig. 4 Effect of the partial inlet guide vanes angle maladjustment on distribution of outlet total pressure (peak efficiency point)

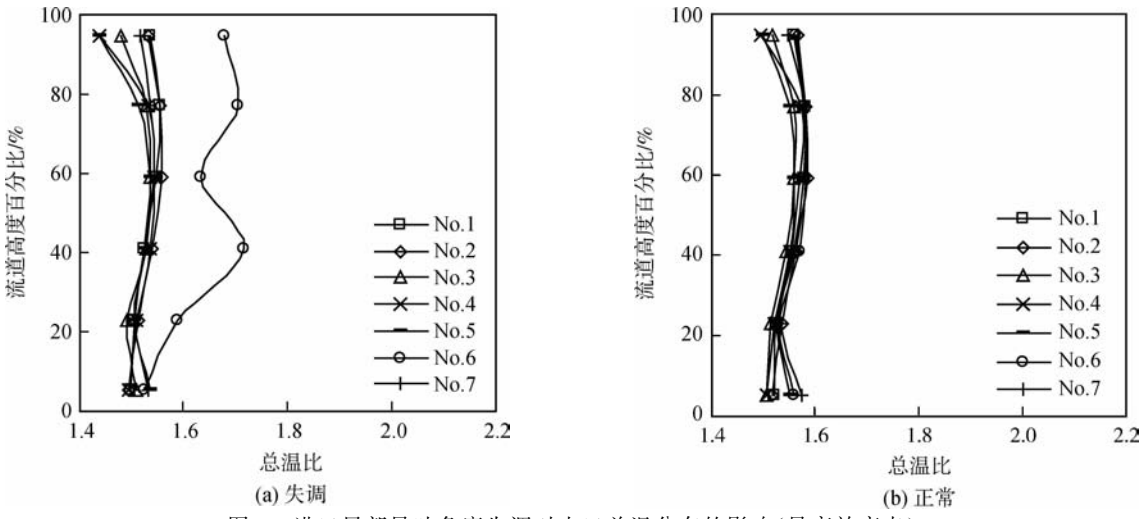


图 5 进口局部导叶角度失调对出口总温分布的影响(最高效率点)

Fig. 5 Effect of the partial inlet guide vanes angle maladjustment on distribution of outlet total temperature (peak efficiency point)

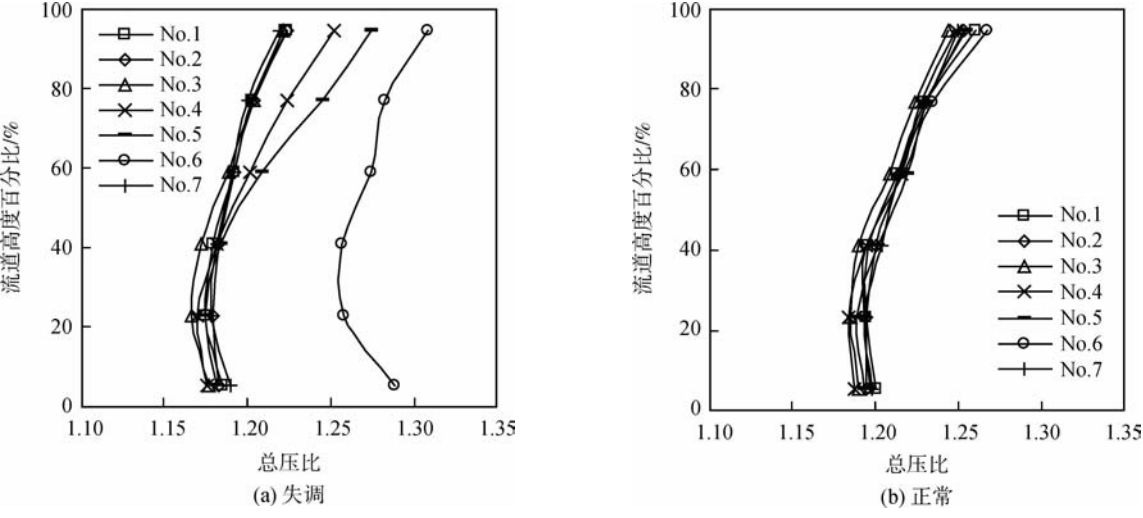


图 6 进口局部导叶角度失调对出口总压分布的影响(近端点)

Fig. 6 Effect of the partial inlet guide vanes angle maladjustment on distribution of outlet total pressure (near surge point)

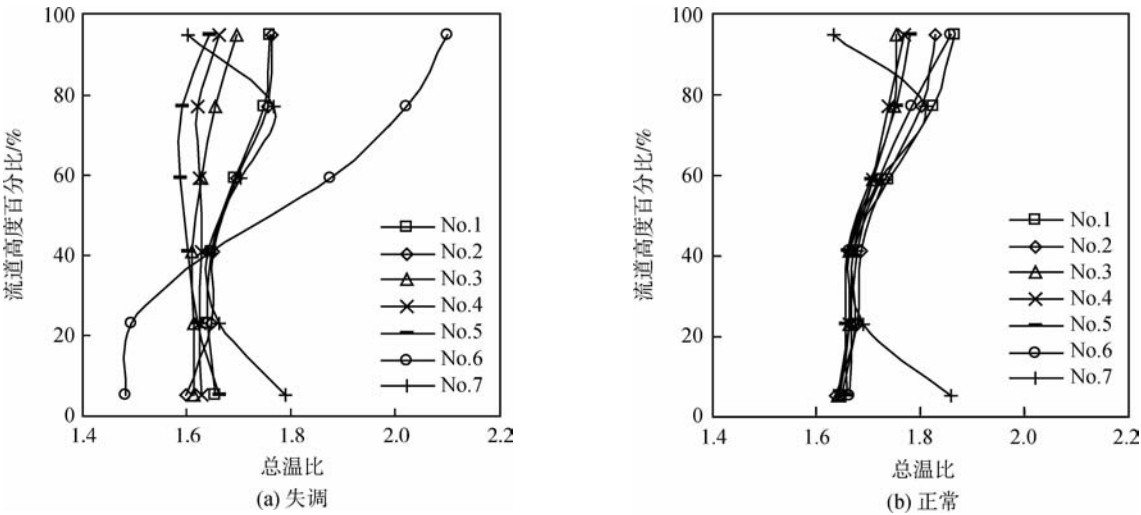


图 7 进口局部导叶角度失调对出口总温分布的影响(近喘点)

Fig. 7 Effect of the partial inlet guide vanes angle maladjustment on distribution of outlet total temperature (near surge point)

扰动作用进一步增大,出口流场产生较为严重的畸变,最终导致压气机气动性能与稳定性恶化.

当实施多排叶片角度同步调节时,还存在叶排之间的角度匹配问题^[16].如果叶排角度失配,同样会恶化压气机气动性能,造成流通能力和增压能力减弱、气动效率降低、稳定裕度减小,情况严重时甚至导致压气机直接失速而无法正常工作启动.

2 转子前静压异常现象分析

通过在多级压气机各叶片排前、后位置开设外壁静压孔测取沿程壁面静压,是压气机性能试验测试布局中经常采用的一种测试方法.该方法具有结构简单、成熟可靠、对内部流场干扰小等优点,对于分析各级增压能力与匹配特性具有重要作用^[17-18].正常情况下,由于试验设备稳压段截面积远大于压气机试验件流通面积,因此,气流从稳压段经导流盆进入试验件进口流道时会有明显的加速流动,使得试验件进口外壁静压低于稳压段静压.

某前掠带箍整体叶盘两级压气机试验中出现了压气机第 1 级转子前机匣外壁静压低于稳压段静压的异常现象,具体表征为当各转速下压比提高至某一数值时,两个截面的静压比值会急剧增大,最终导致第 1 级转子前静压高于稳压段静压.分析发现引发该异常现象的主要原因是由于压气机转子设计负荷参数很高,在原有顶部容腔结构中(如图 8(a)所示),转子尖部气流在强逆压力梯度作用下容易在容腔通道内形成逆向流动^[19],当

尖部气流从转子前缘喷出后,二次逆流和主流发生强烈干扰,造成转子尖部前缘附近流动变得复杂,气流轴向速度降低,最终导致静压孔测量值偏高.

为抑制压气机转子顶部容腔通道内的逆流,采取了容腔篦齿封严(如图 8(b)所示)和机匣扩孔放气措施(如图 8(c)所示),并分别进行了试验验证.图 9 给出了 70%设计转速下压气机第 1 级转子前外壁静压与稳压段外壁静压比值随总压比

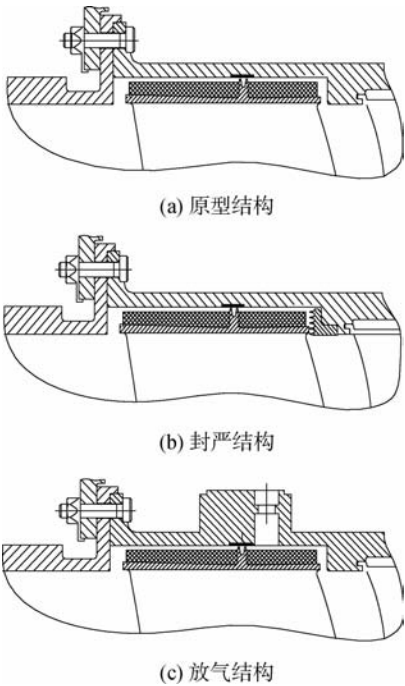


图 8 压气机第 1 级转子箍环与机匣容腔结构示意图
Fig. 8 Schematic of the cavity structure between the first rotor tip ring and casing of compressor

的变化. 从图中可以看出, 当顶部容腔采用封严结构后, 明显降低了相同压比下两个截面的静压比值, 且随着压比提高, 静压比变化较为平缓, 说明容腔逆向流动受到一定程度抑制. 当采用机匣放气措施后, 相同压比下的静压比值在原有基础上进一步降低, 表明该措施对于转子容腔通道内的逆向流动具有更好的抑制效果. 图 10 给出了对应不同转子顶部容腔结构的试验特性曲线, 反映出转子箍环顶部容腔逆流作用对压气机性能具有明显影响, 通过降低逆流强度, 压气机流通能力和气动效率均得到一定提升, 总体性能得到改善.

通过该项试验研究的开展, 从中总结出一条简单有效的试验判据, 即第 1 级转子前外壁静压与稳压段外壁静压比值在一定程度上可以作为评

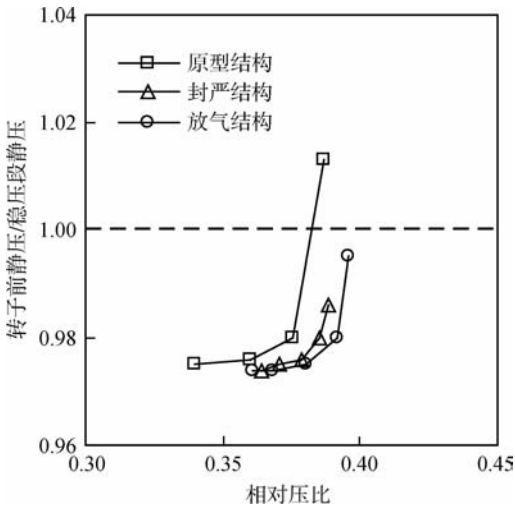
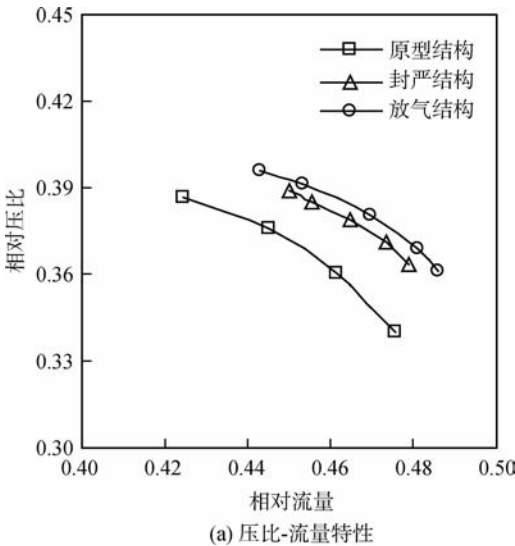
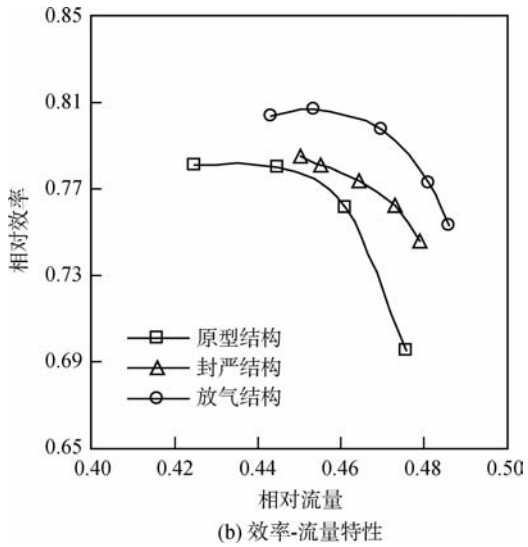


图 9 不同容腔结构下逆流强度随总压比的变化
Fig. 9 Inverse flow intensity versus total pressure ratio under various cavity structures



(a) 压比-流量特性



(b) 效率-流量特性

图 10 容腔结构对压气机试验特性的影响
Fig. 10 Effect of the cavity structure on compressor experimental characteristic

判压气机第 1 级转子叶箍顶部容腔逆向流动强度的依据.

3 进气系统漏气现象分析

基于试验能力与试验安全的考虑, 国内在进行多级轴流压气机高转速性能试验时, 为了降低驱动功率和排气压力, 同时减轻压气机试验件主支点轴承承受的轴向力, 通常对试验件进口实施节流. 在物理节流与试验件抽吸作用下, 试验设备进气系统内会形成负压工作环境(从流量管进口至稳压段出口), 使得试验对进气系统密封性的要求较为严格. 文献[20]中要求定期对试验设备进气系统进行密封性检查, 以最大真空度下保持 3 min, 压力回升不大于 1 kPa 为合格标准. 某型 7 级高压压气机试验时曾遇到因进气系统漏气而出现升高转速后流量不变的异常现象.

针对进气系统漏气问题, 有一种简单有效的方法可以在压气机试验件运转过程中及时发现和验证. 由于试验设备进气系统为负压工作环境, 降低节流比(压气机进口总压与环境大气压力之比)可以增大进气系统内的负压度; 反之, 提高节流比可以减小进气系统内的负压度. 如果进气系统某部位出现漏气, 通过改变节流比则能够影响漏气量(漏气量与负压度成正比), 进而影响压气机对进气系统进口气流的抽吸能力, 导致流量管测量的换算流量发生变化(正常情况下, 节流比影响流量管质量流量, 但不影响换算流量). 因此, 利用试验设备进气系统特有的负压节流效应, 如果降低

进口节流比后换算流量减小,或者提高进口节流比后换算流量增大,则基本可以判定是由于试验设备进气系统漏气造成的。根据试验研究经验,一般敞开吸气式压气机试验器进气系统容易发生漏气的部分主要有稳压段人孔盖(如图11所示)以及试验件进口与试验设备稳压段联接处的橡胶板(如图12所示)。



图11 试验设备稳压段人孔盖

Fig. 11 Manhole cover of stabilization section of compressor experimental facility



图12 试验件进口与试验设备稳压段联接结构

Fig. 12 Connection structure between compressor rig and stabilization section of experimental facility

4 结 论

本文以某全台压气机试验设备开展的压气机试验工作为研究背景,通过梳理历次性能试验的完整历程,分析了试验系统以往发生的3类异常气动物理现象:进口局部导叶角度失调、转子前静压测量值偏高和进气系统漏气。上述现象分别出现在导/静叶可调的变几何压气机、多级压气机与高压比压气机试验过程中,均会对试验压气机真实气动性能的评定造成不容忽视的影响。由于试验对象基本代表了目前先进航空发动机压缩部

件发展的主要技术特征,因此,本文所涉及的3类异常气动物理现象在压气机性能试验研究中具有典型性和代表性,对于同类型压气机性能试验故障诊断和正确认识试验结果具有参考借鉴作用,需要引起压气机试验研究人员的重视。本文通过试验数据表征分析与抑制方法试验验证,初步揭示了压气机试验异常气动现象的形成机制,从中可得出以下结论:

1) 进口局部导叶角度失调会对下游流场产生扰动,该扰动影响作用随着压气机出口背压提高而增强,使得出口流场产生畸变,导致压气机气动性能与稳定性出现一定程度恶化。

2) 转子顶部容腔通道逆流是导致前掠带箍整体叶盘两级压气机第1级转子前外壁静压测量值偏高的原因,通过采取容腔篦齿封严和机匣扩孔放气措施,可在一定程度上抑制容腔逆向流动,进而改善压气机气动性能。

3) 利用试验设备进气系统特有的负压节流效应,通过改变进口节流比来观察换算流量是否发生变化,是判定试验过程中进气系统漏气问题的有效方法。

参考文献:

- [1] Lepicovsky J, Braunscheidel E P, Welch G E. Experimental investigation of rotating stall in a research multistage axial compressor[R]. ISABE-2007-1263, 2007.
- [2] Geissler R, Müller D. Compressor testing at AneCom AeroTest; investigation of surge characteristics of a 9-stage axial compressor[R]. ISABE-2009-1223, 2009.
- [3] Fischer A, Riess W. Performance of strongly bowed stators in a 4-stage high speed compressor [R]. ASME Paper GT2003-38392, 2003.
- [4] Johann E, Mück B, Nipkau J. Experimental and numerical flutter investigation on the first stage rotor in 4-stage high speed compressor[R]. ASME Paper GT2008-50698, 2008.
- [5] Broichhausen K D, Ziegler K U. Supersonic and transonic compressors: past, status and technology trends [R]. ASME Paper GT2005-69067, 2005.
- [6] 高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集:第3分册 风扇、压气机设计与试验[M]. 北京:航空工业出版社, 1991.
- [7] 向宏辉,侯敏杰,葛宁,等. 轴流风扇/压气机气动性能试验若干问题探讨[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1423-1431.
- XIANG Honghui, HOU Minjie, GE Ning, et al. Discussion on several problems of axial flow fan and compressor aerodynamic performance experiment[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1423-1431. (in Chinese)
- [8] 幸晓龙,任铭林,顾杨,等. 容腔效应对压气机压力脉动影

- 响的分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4): 11-15.
- XING Xiaolong, REN Minglin, GU Yang, et al. Analysis for influence of bulk-cavity effect on compressor's pressure pulsation [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(4): 11-15. (in Chinese)
- [9] Brokopp R A, Gronski R S. Small engine components test facility compressor testing cell at NASA Lewis Research Center[R]. AIAA-92-3980, 1992.
- [10] 陈懋章, 刘宝杰. 大涵道比涡扇发动机风扇/压气机气动设计技术分析[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 513-526.
- CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design technology for high bypass ratio turbofan[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 513-526. (in Chinese)
- [11] Hensges M. Simulation and optimization of an adjustable inlet guide vane for industrial turbo compressors [R]. ASME Paper GT2008-50242, 2008.
- [12] 宫伟, 张宏武, 聂超群. 三级轴流压气机变工况条件下导叶/静叶和转速联动的调节规律[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1122-1128.
- GONG Wei, ZHANG Hongwu, NIE Chaoqun. Investigation on the aerodynamic adjustment between inlet guide vane, stator, and operating speed of three stage axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1122-1128. (in Chinese)
- [13] 张健, 任铭林. 静叶角度调节对压气机性能影响的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(1): 27-30.
- ZHANG Jian, REN Minglin. Experimental investigation on effect of stator vane angle adjustment on compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 27-30. (in Chinese)
- [14] Wenger U, Wehle D P. Development of the Rolls-Royce 10 stage high pressure compressor family[R]. ISABE-2009-1300, 2009.
- [15] 贺飞, 陈国智, 温泉, 等. 涡轴发动机叶片调节机构设计及应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 332-336.
- HE Fei, CHEN Guozhi, WEN Quan, et al. Design of the control mechanism for the multistage axial compressor variable vane [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 332-336. (in Chinese)
- [16] 夏联, 崔健, 顾扬. 可调静叶对压气机低速性能影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(1): 31-34.
- XIA Lian, CUI Jian, GU Yang. An experimental investigation on the effect of variable stator vane angle on compressor performance at low speed [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(1): 31-34. (in Chinese)
- [17] 向宏辉, 任铭林. 多级压气机改进设计的性能试验[J]. 热力透平, 2010, 39(2): 104-108.
- XIANG Honghui, REN Minglin. Experimental investigation of redesign in a multistage axial compressor [J]. Thermal Turbine, 2010, 39(2): 104-108. (in Chinese)
- [18] 向宏辉, 侯敏杰, 葛宁, 等. 多级环境下径向总压畸变影响效应的试验评价[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1270-1277.
- XIANG Honghui, HOU Minjie, GE Ning, et al. Experimental evaluation of steady-state effect of inlet radial total pressure distortion under multistage environment [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1270-1277. (in Chinese)
- [19] 曹志鹏, 兰发祥, 张旭, 等. 风扇转子箍环与机匣间容腔的全三维数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(2): 24-27.
- CAO Zhipeng, LAN Faxiang, ZHANG Xu, et al. Numerical investigation on tip ring-cavity of fan rotor [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(2): 24-27. (in Chinese)
- [20] 赵全春, 段连丰, 沈培英. HB7115-94 压气机气动性能试验[S]. 北京: 中国航空工业总公司, 1995.

(编辑: 秦理曼)