

轴流风扇/压气机气动性能试验 若干问题探讨

向宏辉^{1,2}, 侯敏杰², 葛 宁¹, 刘志刚², 温珍荣²

(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, 四川 江油 621703)

摘 要: 为提高航空发动机风扇/压气机试验流程控制的合理性和试验结果评定的真实性,在梳理现阶段国内航空发动机压缩部件气动性能试验研究现状的基础上,总结提炼出若干重要技术问题,并通过理论分析和部分试验验证,对所涉及的技术问题进行了深入探讨.分析结果表明:风扇气动性能试验和压气机气动性能试验之间的差异性主要体现在对试验设备排气能力的要求不同;相比升转速录取方式,降转速录取能够优化风扇/压气机的试验流程;可采取不同措施降低测量探针针对风扇/压气机试验结果的固有影响;可调导叶/静叶安装角度定位与全行程调节精度是影响变几何多级压气机气动性能试验结果重复性的主要因素.

关 键 词: 轴流风扇; 轴流压气机; 气动性能; 试验流程; 试验结果

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Discussion on several problems of axial flow fan/compressor aerodynamic performance experiment

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

LIU Zhi-gang², WEN Zhen-rong²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Gas Turbine Establishment,

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

Abstract: In order to improve the rationality of experimental process control and the authenticity of experimental results assessment of aero-engine fan/compressor, several important technology problems were summarized by analyzing the aerodynamic performance experimental research situation of the domestic aero-engine compression components. Through theoretical analysis and partial experimental validation, these technology problems were discussed in depth. The analysis results show that the requirement of experimental facility exhaust system ability is different between fan aerodynamic performance experiment and compressor aerodynamic performance experiment; compared with the method of rising rotating speed, decreasing rotating speed can optimize the fan/compressor experimental process; the inherent effects of measuring probes on fan/compressor experimental results can be reduced through different methods; the setting angle positioning and full stroke adjustment accuracy of the adjustable inlet guide vane/stator vane are the main influential factors to the repeatability of aerodynamic performance experimental results of variable geometry multistage compressors.

Key words: axial flow fan; axial flow compressor; aerodynamic performance; experimental process; experimental results

航空发动机是设计出来的,更是试验出来的,试验技术在航空发动机研制过程中起到重要支撑作用.从基础性机理探索、单项新技术突破、先进部件/系统预研、核心机研制直至航空发动机整机研制等全周期均离不开试验.试验技术是获取研究对象真实物理参数,深入验证和科学评定航空发动机气动性能与稳定性、完整性与寿命可靠性等各类设计技术指标的主要手段^[1-3].传统航空发动机试验技术研究领域主要包括试验设备设计与调试、试验方案设计、试验方法与测试手段、试验数据分析处理与试验结果评定等环节,随着计算机技术的飞速发展,航空发动机数值仿真试验技术正在不断兴起,对传统物理试验技术提出了新挑战^[4].多学科交叉融合条件下的可视化、精细化与智能化成为未来先进航空发动机试验技术创新发展的主要特征.

航空发动机试验技术从研究对象和研究项目上可进行多层次划分,具体到压缩部件研究领域主要是指风扇/压气机试验技术.风扇/压气机作为航空发动机核心关键部件,研制难度大,技术风险高,其内部流动具有高度非定常性、多尺度分离流、强剪切气动力、多物理场耦合等物理现象,集中体现了现代流体力学中复杂环境条件(高温、高压、高转速)约束下几乎所有的典型流动特征^[5-8].从 20 世纪 50 年代真正具有工程实用价值的压气机诞生之日起^[9],试验技术就一直作为风扇/压气机重要研究手段,在航空发动机压缩部件研制过程中起到不可替代的作用.目前,国内外压气机设计技术仍属于建立在试验数据基础之上的准三维设计体系,即使未来风扇/压气机真正发展到时空四维设计体系,高精度、非定常试验技术仍将是高负荷新概念风扇/压气机研究的重要技术基础.

目前,国内在风扇/压气机试验技术研究方面与国外先进水平相比存在较大差距,主要表现在:①压气机真实工作环境的性能评定缺乏验证平台,可完整模拟整机工作环境的多学科交叉试验尚属空白;②试验测试长期停留于表象宏观分析层面,完整精细化数据获取和内部复杂流场特性诊断缺少成熟手段,非定常数值试验技术工程化程度较低;③原始试验数据挖掘利用和评定技术体系不完善,试验数据综合分析能力与数据库管理水平需要加强,试验流程智能化和测试可视化水平有待提

高;④试验技术原始创新能力不足,试验基础理论探索与新型试验科目拓展方面重视不够.

风扇/压气机试验系统复杂、技术难度大、实施风险和运行成本高.因此,首先确保试验流程的合理性和试验结果的真实性对于风扇/压气机试验研究工作而言至关重要.基于对国内风扇/压气机试验研究现状的认识,本文针对国内风扇/压气机气动性能试验(以下简称性能试验)中有待进一步澄清的技术问题进行了梳理和总结,首次明确提出了工程中影响试验操作过程合理性和试验结果评定真实性的若干重要技术问题,并围绕上述问题进行了理论分析和部分试验验证,可为国内风扇/压气机试验技术的提高起到积极作用.

1 风扇性能试验与压气机性能试验的差异性问题

在现代军用涡扇发动机研制过程中,大多进行全尺寸压缩部件性能参数试验测试.全尺寸压缩部件试验件能够在测取真实气动性能的同时,同步考核压气机的结构完整性和可靠性(特别是在可模拟压缩部件实际工作环境的试验设备上,如具备进口加温加压能力的压气机试验设备^[10]).对于风扇和压气机而言,试验流程和试验方法大致接近,目前国内航空发动机科研院所在进行风扇和压气机性能试验时,主要依据我国航空工业标准 HB7115-94《压气机气动性能试验》来执行^[11].该标准对于风扇和压气机性能试验之间的差异性没有触及.事实上,由于风扇和压气机固有设计特性的不同,会导致在试验具体操作过程中存在一定差别,如不引起试验技术人员的重视,可能就会引起试验结果失真,严重时甚至会导致试验无法正常开展.

从笔者所在试验团队近年来已开展的研究情况来看,针对风扇和压气机性能试验之间的差异性问题,主要体现在对试验设备排气能力的要求和关注点不同.风扇试验件一般设计质量流量大、总压比低,要求试验设备具有足够大的排气面积和较小的排气压力损失.如果试验设备排气面积小于风扇出口流道喉部面积(需同时考虑质量流量和体积流量的要求),或者由于排气压力损失过大使得排气管道出口压力低于环境大气压力,就会导致风扇出口出现“预节流”效应,无法录取到

特性曲线右支和下堵点区域,从而无法有效识别和准确评估试验对象的真实流通能力.某单级风扇首次试验时发现,即使试验设备排气节气门全部打开,也无法录取到完整的特性曲线右支,分析认为是试验设备排气面积不够,于是采取了排气节气门静环削角措施,增大了流通面积,从而有效扩展了特性曲线的录取范围.图 1 给出了某单级风扇在排气节气门静环削角前后试验性能的对比情况,图 2 给出了排气节气门静环削角示意图.某 4 级风扇试验时,在升速过程中突然出现异常脉动信号,同时伴随着较为沉闷的气流声音.分析发现,由于试验设备进气节气门没有完全打开,使得风扇试验件出口压力偏低,导致气流无法克服试验设备排气系统固有流阻损失而出现堵塞.将试验设备进口节流装置充分打开提高排气压力后,异常脉动信号消失,试验得以顺利进行.图 3 和图 4 分别给出了进气节气门打开前后某 4 级风扇脉

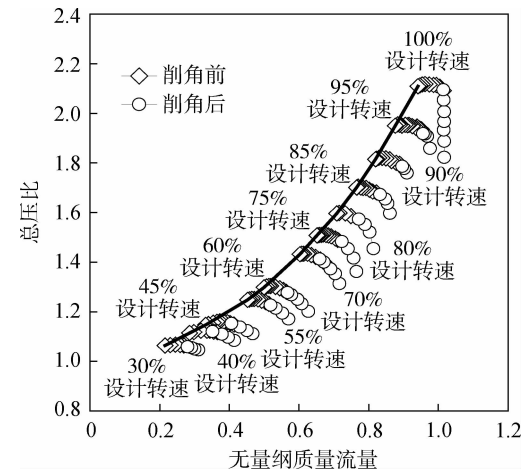


图 1 排气节气门静环削角前后某单级风扇试验性能对比
Fig. 1 Comparison of a single-stage fan experimental performance before and after cutting angle of static ring of exhaust throttle device

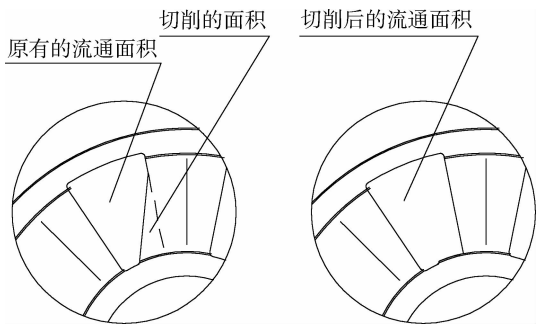


图 2 排气节气门静环削角示意图

Fig. 2 Schematic of cutting angle of static ring of exhaust throttle device

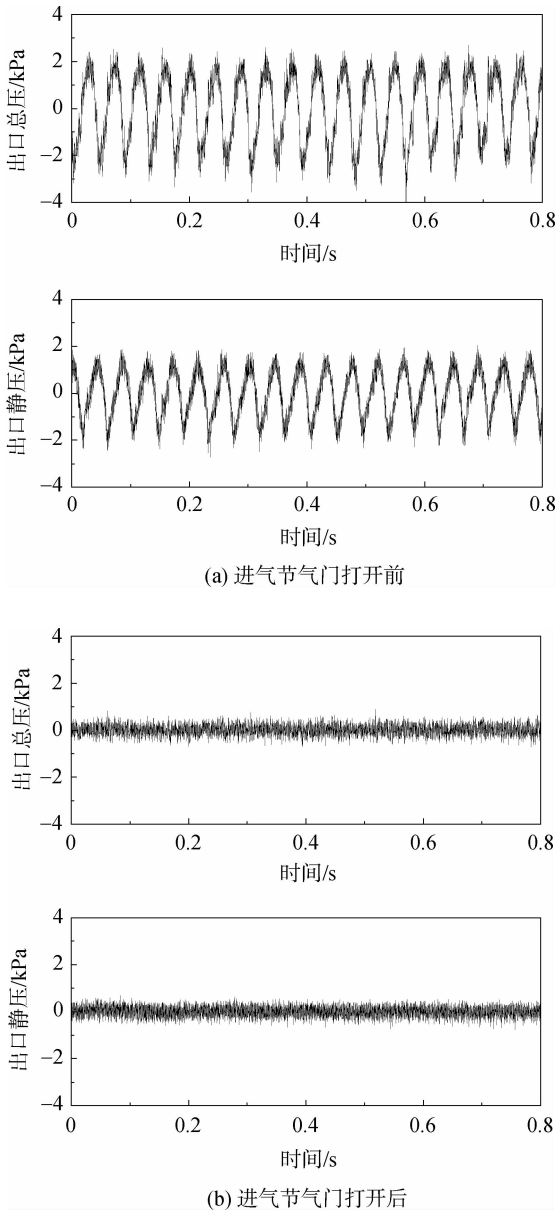


图 3 进气节气门打开前后某 4 级风扇脉动压力时域信号
Fig. 3 Pulse pressure time domain signal of a four-stage fan before and after intake throttle device

动压力时域和频谱分布.

相对于风扇而言,压气机的设计质量流量减小,但总压比大幅度提高,要求试验设备排气系统具有较高的耐温和承压能力.通常情况下,压气机高速区试验往往采取进口物理节流的试验方法.通过进气节流能够显著降低试验件出口压力,从而满足试验设备排气压力的限制要求.为消除因进气节流引起的低雷诺数效应对压气机气动性能的不利影响,一般要求将雷诺数控制在临界雷诺数(3.5×10^5)以上,保证雷诺数处于自动模化区内^[12].关于压气机进气节流,目前业界还存在另外一种观点,认为即使保证了雷诺数处于自动

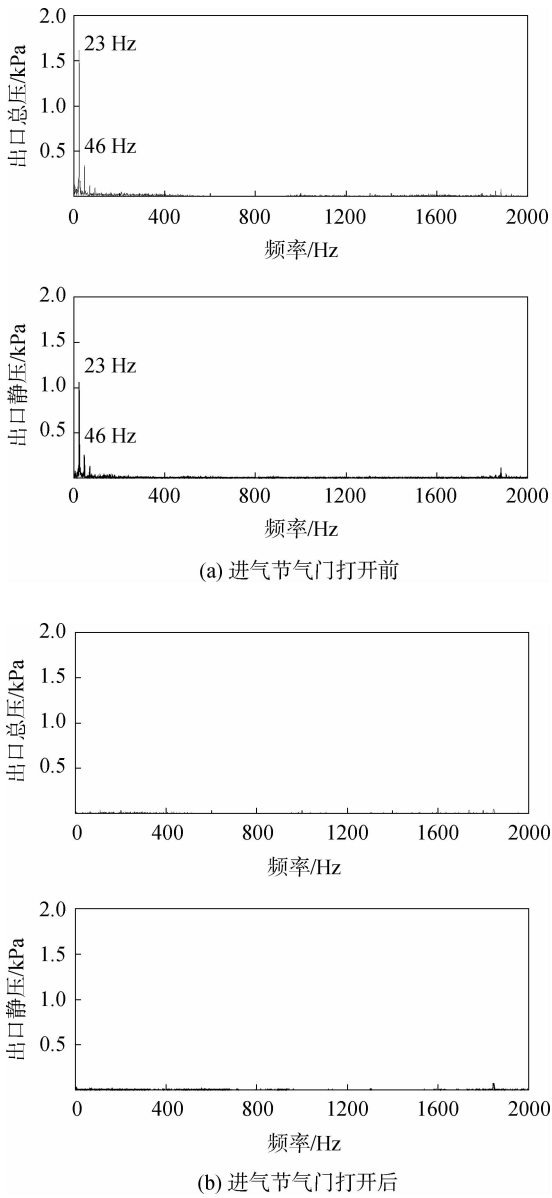


图 4 进气节气门打开前后某 4 级风扇脉动压力频谱信号
Fig. 4 Pulse pressure frequency spectrum signal of a four-stage fan before and after intake throttle device

模化区,仍然会对压气机的气动性能产生影响.该观点得到了某些多级高总压比压气机三维数值模拟计算结果的初步佐证,但是,其真实物理机理和影响规律目前尚不清楚.有一点是肯定的,就是进气节流以后压气机进口质量流量减小,从流固耦合的观点看,转子叶片所受到的气动载荷和应力水平会降低.

进气节流作用能够降低压气机出口压力,但并不影响其出口温度,如何降低高总压比压气机出口高温排气对试验设备安全运行的影响,已成为目前国内压气机试验研究领域面临的重要技术问题.当试验设备排气系统材料耐温能力低于试

验件出口排气温度时,从技术实现途径上一般有以下 3 种思路:一是直接更换排气系统材料提高耐温能力,如国内某压气机试验设备将排气机匣和蜗壳材料由原来的球墨铸铁换成铸钢后,排气温度由 673 K 提高至 800 K;二是在排气系统周围增加喷水装置进行强制冷却,如国内某压气机试验设备在进行压气机进口加温试验时就采用了这种方式;三是采用低温供气的试验方法,通过在试验设备进口加冷却装置降低试验件进口温度,比如 20 世纪 80 年代初,美国 GE 公司在开展 E³10 级压气机试验研究时,由于压气机出口排气温度超过了试验设备排气系统耐温极限(417 K),为此专门设计和建造了一个进气冷却降温系统,以保证压气机排气温度满足试验设备要求^[13].究竟采用哪种方法,需从指标需求、技术难度、经济性和改造周期等方面综合权衡考虑.

2 风扇/压气机性能试验流程优化问题

为了获取风扇/压气机完整特性曲线和稳定工作边界,需要选取一定转速区间(如间隔 5%或 10%设计转速)依次从下堵点向喘点逐步逼近采集稳态气动参数.在特性曲线录取过程中,有两种不同的转速录取方式,即升转速录取和降转速录取.究竟哪种调速方式更适合于风扇/压气机特性试验?转速变化历程对风扇/压气机性能试验结果能否产生影响?目前国内对上述问题还缺乏足够重视和一致认识.

根据笔者的研究经验,在两种调速方式中,降转速录取更加有利于风扇/压气机试验控制的安全性和试验过程的有效率.从安全性角度来看,有效监测风扇/压气机试验件转子叶片振动特性的应变片容易受到共振转速和气动失稳的影响,会逐渐降低存活率.首先开展设计转速特性录取能够最大限度地保证高风险运行区域内有足够多的应变监测位置.另一方面,如果首先能够顺利完成设计转速特性和喘振参数的录取,基本上就保证了试验件结构和强度满足性能试验要求,即使此时应变片或引线损坏,也不会对后续中、低转速区试验带来太大安全隐患.从试验操作的有效率来看,由于在执行风扇/压气机退喘动作时,常采用排气节气门快速打开和手动降低动力转速的联动方式,这样正好能够衔接下一步低转速试验内容,避免了重新升转速的步骤,提高了试验操作的连贯性和有效率.

从性能参数测试结果来看,调速方式对风扇/压气机性能试验结果会带来一定影响,特别是对于低转速区域效率特性的影响较为明显.升转速和降转速之间所出现的性能参数试验数据不一致问题,并非表明风扇/压气机工作状态和流动特性发生变化,而主要是测试系统的灵敏度和重复性不好造成的.由于风扇/压气机试验转速范围要求一般较为宽广(如部分试验件为了评估起动边界,要求进行慢车转速以下的低转速试验),低转速工作物理参数往往接近于通用试验设备所配置测试系统量程精度的下限,此时,系统零点值漂移作用影响程度将增大.图 5 给出了某两级风扇试验时,升转速录取与降转速录取的部分效率特性线,从中可以明显看出测扭器零点值漂移对试验效率的影响,效率最大偏差达 1.2%.为了消除上述参数测量误差影响,针对风扇/压气机全转速试验可以搭配组合使用不同量程范围的测试系统.

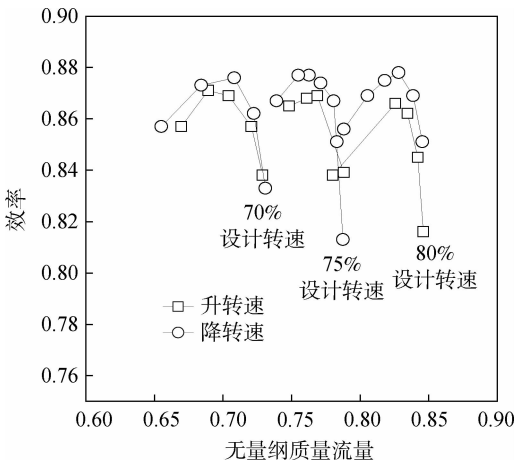
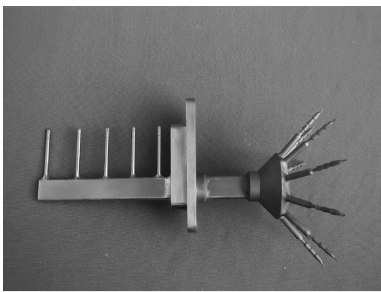


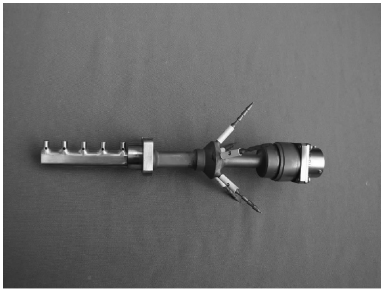
图 5 不同调速方式下某两级风扇试验效率特性
Fig. 5 A two-stage fan experimental efficiency characteristic under different adjusting rotating speed ways

3 测量探针对风扇/压气机试验结果的影响问题

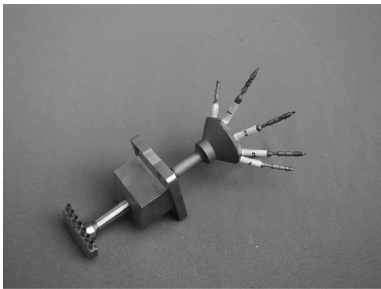
随着现代测试技术的飞速发展,多种高精尖测量手段目前已成功应用于风扇/压气机内部复杂流动测量研究,基于非接触无干扰全场获取的海量试验数据对于深入揭示风扇/压气机内部流动机理和相关物理机制,展现了无与伦比的技术优势^[14-16].尽管如此,工程上获取风扇/压气机气动性能参数仍在很大程度上依赖于传统插入式测量探针技术(如图 6 所示).一定几何构型的测量



(a) 总、静压梳状复合探针



(b) 总温总压梳状复合探针



(c) 总压耙状探针

图 6 几种典型探针实物图

Fig. 6 Physical map of several typical probes

探针(以下简称探针)结构被置入流道后,不可避免地会对风扇/压气机原有“洁净”流场带来堵塞和扰动,从而导致原始性能试验结果偏离真值,这种影响效应随着风扇/压气机向高气动负荷和紧凑布局方向发展会变得越发突出.因此,如何正确认识和有效消除探针对风扇/压气机气动性能的潜在影响,是风扇/压气机性能试验中需要关注的另一个重要问题^[17].关于风扇/压气机内流探针与流场之间的耦合影响效应,目前国内还缺乏系统深入的理论分析和修正方法研究.从现有常规测试布局和试验方案考虑,可以采取以下措施降低探针结构的不利影响:

1) 针对风扇/压气机进口截面安装的探针,在正式性能试验内容开始前,首先通过全转速机械运转,尝试建立试验设备进口稳压段测量参数与风扇/压气机进口截面参数随马赫数变化的单值函数关系.在后续性能试验时,不安装进口截面

探针,利用试验设备进口稳压段测量参数和经验关系式计算得到风扇/压气机进口气流参数.图 7 给出了某 6 级压气机试验时稳压箱压力与进口压力之间的关系曲线.

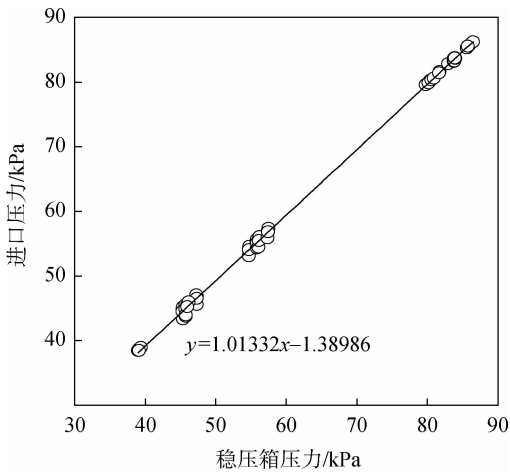


图 7 某 6 级压气机进口压力随稳压箱压力变化曲线
Fig. 7 Curve of inlet pressure of a six-stage compressor varying with pressure of settling chamber

2) 针对多级压气机级间安装的探针(如叶型探针),工程上一般通过探针安装前后的对比试验来量化探针的影响程度.有一种可能的解决技术途径是,在积累了大量原始试验数据后,通过对多台风扇/压气机性能试验数据进行关联性分析,尝试找出探针对压气机性能的影响程度与压气机设计参数、工作状态等因素之间的内在关联规律,从中归纳总结出经验统计关系式或工程数学模型,进而量化探针布局对多级风扇/压气机性能试验数据测量误差的影响范围.图 8 给出了级间叶型探针 对压气机性能试验结果影响修正思路.

3) 针对风扇/压气机出口截面安装的探针,

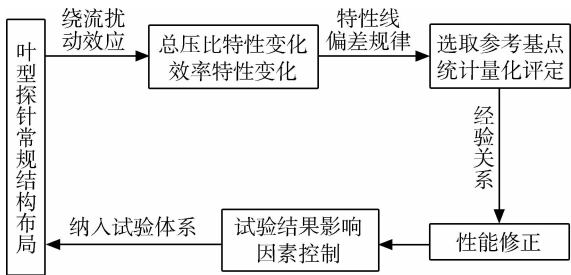


图 8 级间叶型探针 对压气机性能试验结果影响修正思路
Fig. 8 Correction thought of effect of airfoil probes on multistage compressor performance experimental results

理论上并不影响整台风扇/压气机气动性能的真实获取(出口截面探针所占流道物理堵塞比控制在 5% 以内),但是,探针引起的局部堵塞作用可能会导致风扇/压气机真实工作点上移,如果此时直接把风扇/压气机出口测量参数作为输入边界条件来校核软件计算结果,则带入了探针局部堵塞误差,因为所评定性能状态点的空间位置已发生了变化.

4 变几何多级压气机试验数据的重复性问题

多级风扇/压气机为了兼顾中低转速性能和稳定性要求,目前大多采用可调节导叶/静叶设计技术(如图 9 所示).比如,某些民用航空发动机多级压气机进口导叶角度调节范围超过了 60°.在多排静叶角度可调的变几何多级压气机性能试验过程中,经常会遇到试验件分解、装配前后试验数据重复性不好,甚至部分状态下性能参数出现较大偏差的情况,图 10 给出了一些变几何多级压气机重复性性能试验的对比结果.还比如,某型压气机在完成总性能试验后,试验件下台分解安装叶型探针以开展级间性能试验,在试验件重新安装上台后进行试验发现,相同换算转速下的总压比特性曲线往质量流量增大方向偏移,这显然不符合常规理论认知(事实上,压气机级间转子前缘安装叶型探针后,由于物理堵塞和局部扰流作用,压气机质量流量应略有减小^[18-19]).上述问题在静叶安装角度固定的风扇/压气机试验件上表现得不太明显.究其原因,笔者认为主要还是由于变几何多级压气机在分解、装配前后的技术状态难以控制所致.

试验对象的技术状态是一个宏观概念,包括了设计结果与目标值的符合性、机械加工质量与目标值的符合性、装配质量与目标值的符合性、试

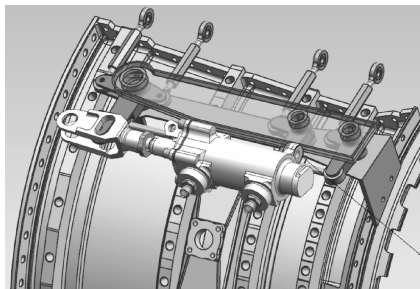


图 9 某多级压气机静叶角度调节机构图
Fig. 9 Sketch of stator vane angle adjustment mechanism of a multistage compressor

验测试质量与目标值的符合性等. 从试验评定的角度来审视,可能会影响到变几何多级压气机前后性能试验结果重复性的因素有:转子与机匣之间的径向间隙、转子与静子之间的轴向间隙、悬臂静子与鼓筒之间的径向间隙、可调导叶/静叶安装角度定位与全行程调节精度、转子叶片塑性变形与表面磨损粗糙度、外机匣或内鼓筒连接面的漏气量、数据采集系统零点漂移等^[20-24]. 表 1 给出了各影响因素出现概率的分析结果.

通过以上定性分析结果可知,可调导叶/静叶安装角度定位与全行程调节精度可能是影响变几何多级压气机性能试验结果重复性的主要因素,需要在试验件结构优化设计、加工与装配质量的严格控制等方面加以改进. 与此同时,在试验过程中,通过优化静叶安装角度位移机构的反馈测量及控制方式,提高变工况条件下静叶安装角度定位与调节的精度,对于改善变几何多级压气机性能试验数据的重复性具有重要意义.

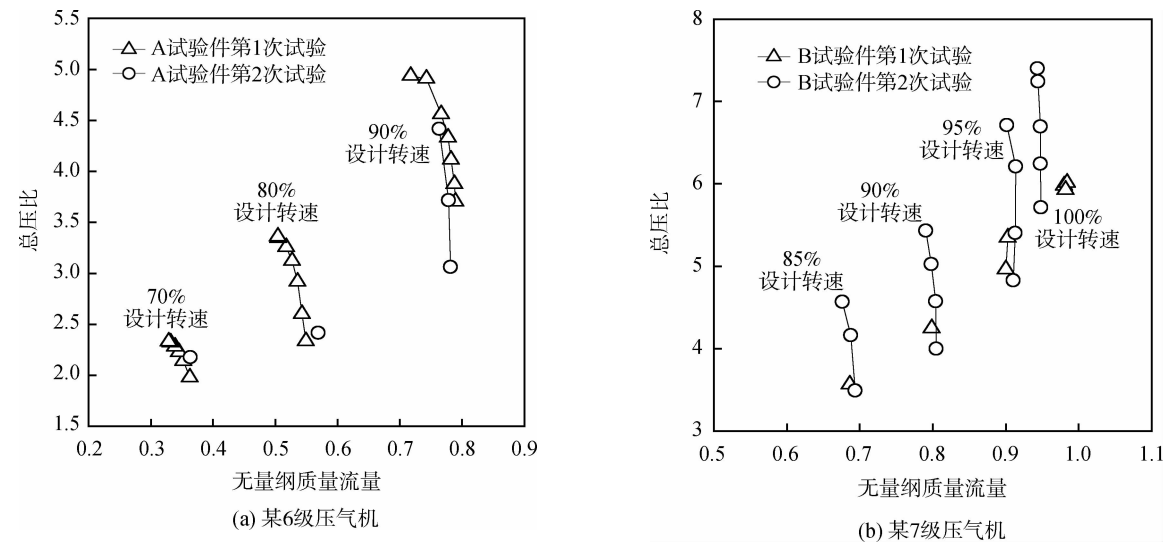


图 10 变几何多级压气机性能试验结果的重复性

Fig. 10 Repeatability of performance experimental results of variable geometry multistage compressor

表 1 变几何多级压气机性能试验结果重复性影响因素

Table 1 Influence factors of repeatability of performance experimental results of variable geometry multistage compressor

序号	影响因素	影响概率	原因分析
1	转子与机匣之间的径向间隙	较低	研究人员非常关注配合间隙对风扇/压气机气动性能的影响问题,装配过程中,对于各类配合间隙的检测与控制要求较为严格,并且有原始测量值记录备查
2	转子与静子之间的轴向间隙		
3	悬臂静子与鼓筒之间的径向间隙		
4	可调导叶/静叶安装角度定位与全行程调节精度	较高	导叶/静叶调节机构(如曲柄连杆机构、曲柄轴机构等)复杂,几何定位、变形与传递误差控制较为困难,并且静态标定结果与试验动态调节结果之间存在差异
5	转子叶片塑性变形与表面磨损粗糙度	较低	在保证试验设备进口流场品质条件下,转子叶片因气动力、振动应力等发生不可逆塑性变形或表面磨损等故障一般需经历足够长的试车累积时间,而试验件总试验时数较短
6	外机匣或内鼓筒连接面的漏气量	较低	试验过程中,如果出现试验件外机匣螺栓连接面严重漏气现象,现场通过视频监控系统一般容易察觉,相比之下,内鼓筒连接面的漏气现场不易发现和检测
7	数据采集系统零点漂移	较低	数据采集系统要求在试验前 30 min 开机预热,实时检查系统通道参数稳定性,并在正式试验前采集零点值进行现场标定

5 结 论

本文从提高风扇/压气机试验流程合理性和试验结果真实性的工程实际需求出发,针对现阶段国内航空发动机压缩部件性能试验研究的现状进行梳理,提炼出需要引起业界关注的4个重要技术问题,通过理论分析和部分试验验证,对所涉及的技术问题进行了深入探讨,得出以下几点认识:

1) 风扇性能试验和压气机性能试验之间的差异性主要体现在对试验设备排气能力的要求和关注点不同,风扇要求试验设备具有足够大的排气面积和较小的排气压力损失,而压气机要求试验设备排气系统具有较高的耐温和承压能力,需重点关注高总压比压气机出口高温排气对试验设备安全运行的影响。

2) 相比升转速录取方式,降转速录取更有利于风扇/压气机性能试验控制的安全性和试验过程的有效率,调速方式对风扇/压气机低转速区域效率特性带来的影响,主要是由于通用试验设备所配置测试系统的灵敏度和重复性不好造成的。

3) 对于风扇/压气机进口截面探针,可采取提前建立试验设备进口稳压段参数与试验件进口截面参数之间函数关系的方法进行模化;对于级间安装的探针,可采取对比试验或经验统计方法来量化探针影响程度;对于出口截面探针,需关注探针局堵塞作用所导致的风扇/压气机真实工作点的偏移。

4) 变几何多级压气机分解、装配过程中的技术状态需要准确控制,可调导叶/静叶安装角度定位与全行程调节精度是影响变几何多级压气机性能试验结果重复性的主要因素,通过优化静叶安装角度位移机构的反馈测量及控制方式,可提高变工况试验条件下静叶安装角度定位与调节精度。

参考文献:

[1] 陈懋章,刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势:用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 961-975.

CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 961-975. (in Chinese)

[2] Broichhausen K D, Ziegler K U. Supersonic and transonic compressors: past, status and technology trends [R].

ASME Paper GT2005-69067, 2005.

[3] Lakshminarayana B, Suryavamshi N, Prato J, et al. Experimental investigation of the flow field in a multistage axial flow compressor[J]. International Journal of Rotating Machinery, 1996, 2(4): 247-258.

[4] 刘宝杰,邹正平,严明,等. 叶轮机计算流体动力学技术现状与发展趋势[J]. 航空学报, 2002, 23(5): 394-404.

LIU Baojie, ZOU Zhengping, YAN Ming, et al. Present status and future development on CFD in turbomachinery [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(5): 394-404. (in Chinese)

[5] Papalia J, Lawless P B, Fleeter S. Off-design transonic rotor-inlet guide vane unsteady aerodynamic interactions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(4): 715-727.

[6] Bergner J, Kinzel M, Schiffer H P, et al. Short length scale rotating stall inception in a transonic axial compressor experimental investigation [R]. ASME Paper GT2006-90209, 2006.

[7] List M G, Gorrell S E, Turner M G, et al. High fidelity modeling of blade row interaction in a transonic compressor[R]. AIAA-2007-5045, 2007.

[8] Sanders A J, Hassan K K, Rabe D C. Experimental and numerical study of stall flutter in a transonic low aspect ratio fan blisk[R]. ASME Paper GT2003-38353, 2003.

[9] 程荣辉. 轴流压气机设计技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 1-8.

CHENG Ronghui. Development of design technology for axial compressor [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 1-8. (in Chinese)

[10] 顾杨,尹红顺,任铭林,等. 加温加压机试车台在发动机研制中的作用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(1): 18-21.

GU Yang, YIN Hongshun, REN Minglin, et al. Function of the high temperature and high pressure compressure test rig[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(1): 18-21. (in Chinese)

[11] 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.

[12] 顾明皓,桂幸民. 低雷诺数效应对某型风扇的性能影响及改进方案研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 438-443.

GU Minghao, GUI Xingmin. Low-Re number effects on the performance of some fans and the modified design[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 438-443. (in Chinese)

[13] 《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.

[14] Sanders A J, Papalia J, Fleeter S. Multi-blade row interactions in a transonic axial compressor: Part 1 stator particle image velocimetry (PIV) investigation[R]. ASME Paper 2001-GT-0268, 2001.

[15] Wernet M P, Zante D V, Strazisar T J, et al. 3-D digital PIV measurements of the tip clearance flow in an axial

compressor[R]. ASME Paper GT-2002-30643,2002.

[16] 于贤君,刘宝杰,蒋浩康. 轴流压气机转子尖部三维复杂流动: I 实验和理论研究[J]. 航空学报,2010,31(1):48-57.
YU Xianjun, LIU Baojie, JIANG Haokang. Three dimensional flows near rotor tip in an axial compressor: I experimental and theoretical studies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(1):48-57. (in Chinese)

[17] 向宏辉. 叶型探针 对压气机性能影响的数值模拟与试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.

[18] 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 Honghui, REN Minglin, MA Hongwei, et al. Effect of airfoil probes on the experimental results of axial flow compressor performance[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2008,21(4):28-33. (in Chinese)

[19] 向宏辉,任铭林,马宏伟,等. 叶型探针 对跨声压气机性能影响的数值模拟[J]. 热能动力工程,2011,26(6):645-650.
XIANG Honghui, REN Minglin, MA Hongwei, et al. Numerical simulation analysis of the influence of a blade profile probe on the performance of a transonic compressor [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2011,26(6):645-650. (in Chinese)

[20] Miles shin V I, Orekhov I K, Fateyev V A, et al. Effect of tip clearance on flow structure and integral performances of six-stage HPC[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE-2007-1179,2007.

[21] Gorrell S E, Okiishi T H, Copenhaver W W. Stator-rotor interactions in a transonic compressor: Part 1 effect of blade-row spacing on performance[R]. ASME Paper GT-2002-30494,2002.

[22] JIA Xicheng, WANG Zhengming, CAI Ruixian. Numerical investigation of different tip gap shape effects on aerodynamic performance of an axial-flow compressor stator[R]. ASME Paper 2001-GT-0337,2001.

[23] Lange A, Voigt M, Vogeler K, et al. Impact of manufacturing variability on multistage high pressure compressor performance[R]. ASME Paper GT2012-69571,2012.

[24] Morini M, Pinelli M, Spina P R, et al. Numerical analysis of the effects of non-uniform surface roughness on compressor stage performance[R]. ASME Paper GT2010-23291,2010.