

短周期全尺寸涡轮试验及测试方法

秦立森 肖翔 赵晓路 徐建中

(中国科学院工程热物理研究所,北京 100080)

摘要:介绍了目前国内外几种主要的短周期涡轮试验方法和特点,讨论了暂冲式涡轮试验台全尺寸涡轮级试验技术和数据采集系统的配置以及传热和气动性能试验的测试方法。

关键词:短周期 涡轮 试验 测试

v2 B

Test and Measurement Methodologies of Full-Scaled Turbine on Short-Duration Test Rigs

Qin Lisen Xiao Xiang Zhao Xiaolu Xu Jianzhong

(Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

Abstract: The methodologies and characteristics of some advanced types of full-scaled short-duration turbine test rigs are briefly introduced. The experimental technologies and the configuration of data acquisition system are discussed, including the measurement methodologies of heat transfer and aerodynamic performance.

Key words: short duration; turbine test; measurement

1 引言

最近十几年来,航空燃气涡轮发动机,特别是军用涡扇发动机技术在发达国家得到了跨越式的发展。通过开发特殊的新材料、新工艺以及改进叶片内外冷却布置,提高了涡轮进口温度,从而满足了对燃气轮机系统更高能量密度的需求。与此同时,气动热力学(包括气动、传热和燃烧)、计算流体力学等应用基础学科近年来取得很大进展,计算工具日益得力,在加深了对涡轮流动机理了解的同时,也促进了设计技术改进,出现了大量的新思路、新概念,并通过新的试验技术和测试方法加以验证,使得研制过程更加精确化、数值化,从而使涡轮的气动性能也大大提高。

在发动机、部件试验台和缩型等试验中,多年来积累的测试数据和经验有力地支持着航空发动机的技术进步。这些常规试验(包括发动机台架试验和缩尺试验)尽管各有优点,但也有其局限性。全尺寸

试验台虽然更有吸引力,然而却受到高额运行成本的限制。为此,国外从20世纪70年代起纷纷发展基于短周期试验技巧的风洞和试验技术,用于涡轮传热和气动试验研究。由于高频响仪器和数据采集技术的迅速进步,实现了与涡轮内部物理过程相关的几百毫秒数量级时间尺度的测量。在适当的条件下,小于1s的试验周期甚至能够提供几万次特征流动,从而使短周期试验能以比较低的成本为设计部门提供高精度、详细的涡轮测试数据。

短周期涡轮试验技术在涡轮发动机热端技术中已占有不可替代的重要地位。英、美等技术发达国家强调今后在高性能发动机发展计划中,所有的涡轮动态试验都必须在短周期试验台上完成。我国目前尚不具备真正意义上的短周期涡轮试验台,完成短工作周期涡轮试验台的建设,能够使涡轮的传热和气动性能试验以及测量技术跨上一个新的台阶,将为尽快扭转我国航空燃气涡轮发动机热端技术的落后局面贡献力量。

收稿日期:2001-11-10

第一作者简介:秦立森,研究员,1944年出生,1968年毕业于清华大学,硕士学位,从事叶轮机械气动热力学研究,曾在1987年、1989年分别获得中国科学院科技进步一等奖和三等奖。

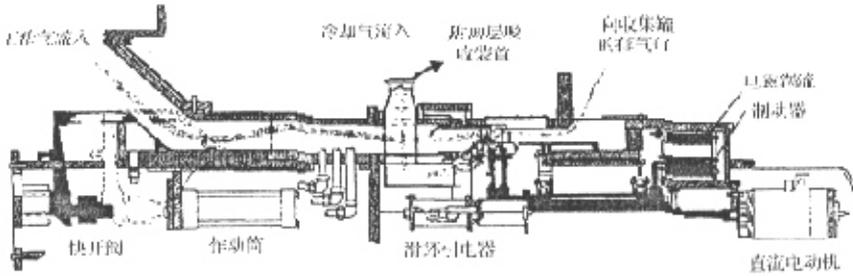


图1 MIT 暂冲式风洞的涡轮试验段

2 短周期涡轮试验方法

涡轮试验按试验运行时间长短可分为长、短周期两种。长周期包括发动机试车台、部件试验台和用缩尺模型进行的各种连续试验,通常系统复杂、建设周期长、试验费用高昂(特别是高温台)。对使用次数和试验内容的限制,使之难以适应先进涡轮设计需要大量试验数据库支持的要求。短周期涡轮试验台与长周期相比,容易达到涡轮实际运行工况,能够方便、独立地改变雷诺数、马赫数、温度比,且运行操作简单、试验费用低廉,投资少、见效快,适合涡轮热环境试验。英国牛津大学、美国麻省理工学院(MIT)和 CALSPAN 公司等发展的短周期涡轮试验方法,既能进行二维叶栅试验,也能进行全尺寸发动机涡轮部件瞬态试验。

短周期试验按气源发生装置不同,目前主要有暂冲式、激波管式和轻活塞式三种。

(1) 暂冲式风洞(Blowdown)

这种试验台所占空间紧凑,投资少,有效试验时间在 1s 量级以内,能够根据需要改变马赫数、雷诺数及温度比等关键参数,完成涡轮叶表热流率测量和叶表压力、压降、总效率等气动性能测量。MIT 燃气涡轮试验室的暂冲式风洞是单级压气机和涡轮非定常流动及换热试验研究的短周期设备。试验台主要由储气罐、快开阀、试验段、电磁涡流制动测功器和真空罐组成,如图 1 所示。首先,向储气罐中充入试验用的混合气体直至达到初始压力的要求,储气罐和快开阀由筒体夹套中的加热器加热到预期温度。其余设备由真空泵抽成真空。试验前,快开阀关闭,真空试验段中的涡轮由一个电机驱动至试验要求的转速。试验开始时,同时打开快开阀、关停电机、接通电磁涡流制动器,由气罐排出的高温、高压气体驱动涡轮,输出功被制动器吸收。

(2) 激波管风洞(Shock Tunnel)

激波管风洞最初应用于航天领域,以模拟高马赫数高总焓外部流动环境,是流动和换热试验研究中常用的短周期试验设备,后来在航空涡轮试验研究中也获得了应用。这种试验台结构简单、操作方便、造价更低、使用费用也更少,能方便、独立地改变雷诺数、马赫数、湍流度、温度比,试验条件范围宽广,而且,由于运行时间短(几十毫秒量级),模型壁面基本保持常值,从测量角度更适用于热流率等传热问题研究,但对测试技术要求更高,更难得到高精度的总体性能结果。其基本部分为激波管、喷管、试验段、高压气源和薄膜。试验前,驱动段内充满高压气体,并用隔膜和被驱动段隔开。试验时,突然将隔膜打开,高低压气体间产生压缩波并最终合并成向低压段运动的激波,与此同时,一束膨胀波向驱动段传播。激波后气体温度和压力升高,成为可用气源。美国 CALSPAN 先后建立了两个激波管风洞涡轮试验设备,如图 2 所示,中科院(CAS)也建立了一个涡轮叶栅试验台。

(3) 等熵轻活塞式风洞(Isentropic Light Piston Tunnel)

这种方法的工作原理与打气筒类似,高压储气罐中的气体通过喉道进入气筒,推动活塞前进,活塞前气体受到压缩,达到预定压力时,气筒端部快开阀打开,气体通过试验段,最后进入真空罐。可以通过调整气筒入口和叶栅喉道面积,使进入气筒和流经试验段的气体流量相等,从而在活塞达到气筒末端前,试验段气体保持稳态。该方式气体参数不高,可满足一般温比要求,完成大部分类型试验项目,试验时间为 150ms 到 1s。总性能测量技术及快开阀专利技术是该试验装置关键。牛津大学和冯卡门研究所均采用该试验方式。

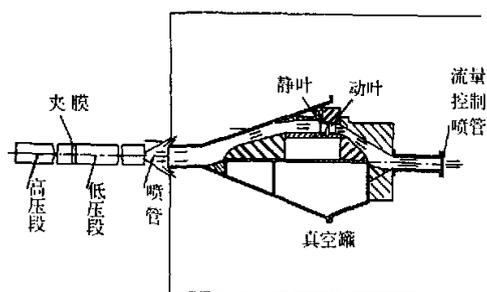


图2 CALSPAN 激波管风洞涡轮试验设备

无论采用上述何种短周期涡轮试验台,都必须满足下列设计要求:(1) 保证气源品质,在一定的折合转速和流量下,能够建立稳态流场,模拟流场的物理特性和传热特性,使无量纲热力参数(γ , Ma , Nu , Pt , Re , Ro 等)与常规涡轮试验台匹配;(2) 能进行整级(导叶和转子)乃至双级测试;(3) 涡轮应尽量大,测量时间应足够长,使测试仪器仪表达到频响要求;(4) 设备易实现,其运行费用必须在科研经费能够承受的范围内。

为了和发动机真实过程的工质无量纲热力参数匹配,可选用不同的混合气体。

3 暂冲式涡轮试验测试方法

3.1 数据采集系统(DAS)频响特性分析

流动测试装置的数据采集系统频响特性是由试验要求的时间分辨率高低决定的,包括叶片通过频率、导叶尾迹宽度、测量系统的响应与被测物理量变化时间之比等。测量静态参数时,可采用10kHz左右的低频响设备,如测量总压、静压和气流角的横向移动探针,安装在机匣和导叶、动叶表面的静态传感器以及总温、总压探针。在准定常流动处可应用低频皮托管,如导叶的上游环壁处。为确定进口流场的不均匀性对第1级导叶内流动的影响,其中的温度及压力测量可采用100kHz的频响。测量动态参数时,例如高速旋转的涡轮中的传热及流动等,需根据第1级导叶叶片数、涡轮转速、导叶尾迹区与动叶宽度比,确定被测物理量变化时间。进而考虑到测量系统的响应时间应为被测物理变化时间的1/10~1/5,确定出测量系统必须达到200~800kHz的频响。对于第2级无静叶的对转涡轮,其动叶测量系统频响还要翻番,达到400~1600kHz。受当前的测量系统技术水平以及试验台建设资金的限制,第

1、2级动叶可分别采用200kHz和400kHz频响的设备。

暂冲式涡轮台的数据采集系统,包括高速通道和低速通道,可采用以下配置:100个12位的高速通道,每个通道最大的采样速率为200kHz,用于采集叶片表面的传热量和高频压力传感器信号;96个低速通道,分为8组,每组16个,同8个高速通道组合,用于设备的整体监控、皮托排等信号的采集。采样速率由4个变速时钟(20~200kHz)控制,试验前每个时钟设置一个采集速率和采样数。数据储存在一个32M字节的RAM中,试验后读入主计算机系统。目前设计35个高速通道,4个16通道的信号放大器和一个64位宽数字输入通道。每次试验可采集20M数据样。

3.2 压力、温度传感器及测量点布置

在测量系统中,不同的布放位置对传感器的具体要求也不同。测量流动静态参数时,对压力传感器的频响要求不高,为了减少对主流的扰动,这些设备的迎风面积比较小,而沿轴向的尺寸要求比较宽松,因此安装在总压探针、总压梳子、总压耙子上的压力传感器选择小型圆柱状(直径2.4mm),固有频率300kHz。测量流场动态压力变化的传感器必须具有测量点压力的能力。安装在动叶、静叶的轮毂、机匣上的压力传感器选用微小型(直径1.6mm),固有频率为900kHz。安装在动叶、静叶表面的传感器由于受到安装空间尺寸的限制,选用高温扁平型压力传感器(4.1×1.4),固有频率为840kHz。

流道中用于测量流动总体参数的总温、静温测量头采用铂丝热电阻温度传感器。静、动叶叶表上的温度传感器必须具有对温度场的瞬态响应能力,因此采用高频单膜热流计。整个试验装置的流道及相应的测量设备布放位置如图3所示。在试验段的静叶、动叶槽道中,在内、外环壁上以及叶片表面上叶高的20%,50%,80%处,沿弦长方向分别按测试要求布置传感器。

4 传热和气动测量

4.1 涡轮叶表热流率测量

涡轮的热负荷由低频和高频负荷两部分组成。因此,用于叶片表面热流率测试的装置必需有足够的频带宽度,以观察到平均热流率的大小和热流率的变化频率和幅值。不同的测量装置,测试功能不同,制造工艺难易程度也不同。单膜热流计需要将

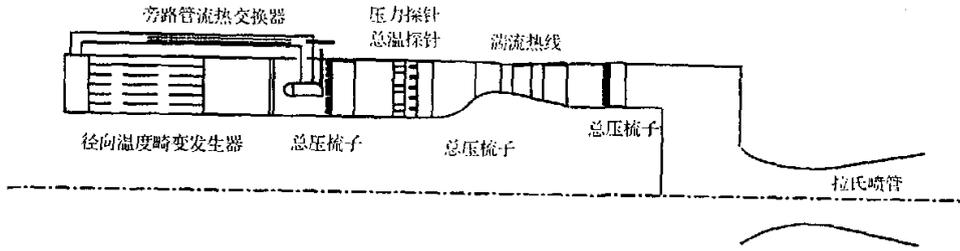


图3 试验流道及测量装置布置位置

单膜电阻温度计镀在陶瓷叶片上或镀在玻璃片再粘到叶片上,根据热流信号的频率高低,可在低频、中频和高频三种模式下工作,适应宽广的频率范围;双膜热流计则在叶片表面涂绝缘膜(耐热尼龙 Kapton),并在绝缘膜两侧镀金属薄膜(镍膜)电阻温度计。它不仅具有单膜瞬态热流计的功能,而且可直接用于测量稳态热流。由于它可以对被测表面进行全覆盖测量,不破坏边界层的流动,所以能够感受两侧表面上的温差一时间对应关系,通过计算获得被测表面的热流分布数据。无论是单膜还是双膜热流计都非常纤细脆弱,极易损坏,使用寿命短。在暂冲式涡轮试验台,应根据具体要求及可能选择适当的热流计。

4.2 涡轮气动性能测量

4.2.1 涡轮质量流量测量

准确测量涡轮流量是评估级的轴效率和涡轮功率所必需的。在等熵暂冲式短周期试验中,连续的质量流量是储气罐中的滞止压力的单值函数,在任意时刻 t 的质量流量为

$$\dot{m}(t) = -V \frac{dp}{dt} = \left(\frac{2}{\gamma-1}\right) \left(\frac{V}{\tau}\right) \frac{P(0)}{RT(0)} \left(1 + \frac{t}{\nu}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (1)$$

另一种方法,在流动是一维、等熵、完全气体三个条件下,在涡轮下游使用文透利管测得的临界质量流量为

$$\dot{m} = AC_{*i} \frac{P_0}{\sqrt{RT_0}} \quad (2)$$

$$C_{*i} = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (3)$$

这样,可以通过测量已知面积的流路上的温度和压力来估算流量。之所以选取这种方法,因为它是一种测量大体积流量的工业标准方法,而且建立有很好的对喷管的流量系数和真实气体影响的修正关

系。为考虑涡轮和喷管之间由不稳定的容积质量储存而引起的滞后,需要对总流量作 0 至 5% 的修正。这可以通过将测量压力的时间历程综合到暂冲设备的动力模型中来计算。此外还专门考虑到由设备在试验段出口的形状而引起的堵塞的影响。临界流动文透利管的设计正体现了在试验周期、试验压比范围、成本和瞬态修正幅度之间的一种权衡。

4.2.2 涡轮扭矩测量

在短周期试验台上,基于制动方案,即使用电磁涡流制动器作为涡轮负载和转速控制,进行涡轮功率测量的可行性已经得到试验验证,因为它提供了测量扭矩的方法。制动器的理论、设计和开发,已由 MIT 的奎奈特详细描述(1985)。从概念上讲,它实质上是一台发电机。一个镍合金损失鼓直接连在涡轮轴部件上,并在绕着其圆周方向安装的电磁铁线圈外加磁场中旋转。导体旋转鼓穿过外加磁场运动时感应出电流,同时受到磁场作用产生与运动方向相反的洛伦茨力。在试验中,洛伦茨力成为吸收涡轮产生功率的负载,所吸收的能量表现为在旋转鼓中由感应电流回路引起的电阻加热。电磁涡流制动器的设计,需要依据试验涡轮的参数,如转速、流量、功率、流道几何尺寸等,并考虑到涡流器的启动时间和试验周期等。

曾经考虑了两种测量涡轮功率方法。第一种是用涡流制动器的性能特性、轴的转速和加于制动器的励磁电流来测量轴功。然而这种方法难以达到需要的测量精度。第二种是将整个制动部件安装在径向轴承上并限制其运动,选取适配的测功器直接测量制动器反力矩,以此来测量轴功。当然,测量前必须对扭矩表和整个扭矩发生(涡轮轴和制动器)系统进行静态和动态标定。静态标定时,在制动部件上安装一个精密的扭矩传感器,以标定测功器。然后进行动态标定,经过一系列转-停试验,以测量各旋转部件的转动惯量,给出制动器扭矩与转动惯量的

函数关系。

4.2.3 效率测量

为了在整个试验过程中保持转子折合转速不变,转子的机械转速必须随涡轮进口温度的方根同时下降,涡轮进口总温由于试验气体在供气罐内膨胀而下降。轴功是由扭矩和转速测量而定的,所以必须考虑转子的减速。

$$p = T\omega + I\omega \frac{d\omega}{dt}$$

转子的减速利用对测量转子转速的滑动线性拟合来估算,而转子的转动惯量则由制动器转—停标定来估算。

理想的涡轮功等于通过涡轮的总焓降。对于热完全气体,理想的焓降是流经涡轮的质量流量、比热和等熵温降的乘积。

$$P_{ideal} = \dot{m}T_4(1 - \pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}) \quad (5)$$

然而混合气体的实际焓降是由上游的温度和压力以及下游的压力利用式(6)来计算的。

$$P_{ideal} = \dot{m}(h(T_{14}, P_{14}) - h(T_{5is}, P_{5s})) \quad (6)$$

由制动器测得的功率和实际焓降计算的涡轮功率,便可计算涡轮等熵效率。在有效试验时限内,应在涡轮试验过的压比和折合转速范围内,对所有运行

点上测得的等熵效率拟合。

5 结束语

(1) 要加强涡轮气动和冷却的研究,在热端技术上有突破,必须避免传统全尺寸涡轮高温稳态试验台高昂的费用和复杂性,尽快发展短周期试验技术,以便更好地了解诸如动叶/静叶干扰、叶尖/环壁相互作用、尾涡混合中排放功等非定常现象以及气膜冷却对冷却涡轮等熵效率的影响等。

(2) 根据现有条件和需求,适宜首先发展暂冲式涡轮试验台(MIT类型)。几种短周期试验设备中,轻活塞式来流参数较低,设备加工难度最大,不宜采用;激波管风洞技术在国内发展较早,但是它的有效试验时间太短,配套的测试技术要求很高,比较难于掌握。暂冲式涡轮试验台(MIT类型)设备的研制也有一定难度,但基本上能立足国内解决。

(3) 暂冲式涡轮试验台(MIT类型)能够进行涡轮叶片表面热流率、流道总静态参数、流量、涡轮扭矩、效率等多项传热和气动性能测量,所需高频响传感器、数据采集系统经过调研能够解决,测试技术研究和关键设备研制工作正在全面展开。

参考文献(略)

(上接第8页)也可以降低轴承的温度。但必须设计载荷均布系统,这将使控制器的设计过程复杂一些。

6 结论

本文系统介绍了在电磁轴承系统的设计过程中存在的问题和解决的方法。但实际的设计过程中会有许多不可预测的问题,因此应当具体问题具体对待。但利用上述方法已可以完全解决电磁轴承转子系统的大部分设计问题。

在航空工业中采用电磁轴承是现代科学技术发展的必然,它不但能大幅度提高设备的稳定性、可靠性和使用寿命,还可大大提高航空技术的现代化水平,并可产生可观的经济效益。电磁轴承又有绿色轴承之美称,因而能够产生巨大的社会效益。它实现的无油润滑,对防止环境污染、保护自然界的生态平衡,将具有深远的历史意义。

参考文献(略)

欢迎订阅 敬请赐稿

《航空发动机》科技期刊

