doi：10.11823/j.issn.1674-5795.2025.01.01

航空发动机整机试验关键参数测试技术综述

张天宏*，张宸煦

（南京航空航天大学 能源与动力学院，江苏 南京 210016）

摘　要：从性能和可靠性试验的角度，分析了航空发动机整机试验的测试需求，梳理出推力、功率、转速、流量、温度、压力、振动等整机试验关键参数，介绍了相关测试技术的原理、应用和发展趋势。在推力和功率测试方面，分别介绍了推力测量台架和功率测量系统及其校准方法；在转速测试方面，介绍了典型转速测量系统和对转速信号畸变的应对手段；在流量测试方面，介绍了用于燃油流量测试的速度式、压差式和质量式流量计，用于空气流量测试的进气流量测量段的结构和测点布置；在温度测试方面，介绍了涵盖热电阻、热电偶、示温漆、荧光测温以及辐射测温等技术的气体测温和壁面温度测试手段；在压力测试方面，介绍了压力测试系统，分析了高温环境下的动态压力测试的困难及解决途径；在振动测试方面，介绍了整机振动测试系统以及测振点布置的问题。指出航空发动机整机试验关键参数测试技术未来将向高可靠度、高频响、高耐温性能等方向发展，同时整机试验测试系统将趋于智能化与集成化。

关键词：航空发动机；性能与可靠性；整机试验；关键参数测试

中图分类号：TB93；TK31；V235.1　　**文献标志码：**A　　**文章编号：**1674-5795（2025）01-0003-18

Review of engine-level testing techniques for the key parameters of gas turbine engine

ZHANG Tianhong*, ZHANG Chenxu

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: From the perspective of performance and reliability testing, this paper analyzes the testing requirements for the engine-level test of gas turbine engine, and identifies the key parameters, including thrust, power, speed, flow rate, temperature, pressure, and vibration. The principles, applications, and development trends of the relevant testing techniques for each parameter are introduced. For thrust and power measurement, the structure of thrust measurement bench and power measurement system, along with their calibration methods, are described. In terms of rotational speed measurement, typical speed measurement systems and strategies for dealing with signal distortion are presented. Regarding flow rate measurement, velocity, differential pressure, and mass flow meters used for fuel flow measurement, as well as the structure and measurement point arrangement of the intake air flow measurement section are discussed. For temperature measurement, gas temperature measurement and wall temperature testing methods encompassing resistance temperature detectors, thermocouples, temperature-indicating paint, fluorescent temperature measurement, and radiation temperature measurement techniques are introduced. In pressure measurement, the pressure testing system is described, and the challenges and solutions for dynamic pressure testing in high-temperature environments are analyzed. In vibration measure-

收稿日期：2024-10-05；**修回日期：**2024-10-17

基金项目：中国航发产学研项目（HFZL2023CXY012）

引用格式：张天宏，张宸煦．航空发动机整机试验关键参数测试技术综述[J]．计测技术，2025，45(1)：3-20.

Citation：ZHANG T H, ZHANG C X. Review of engine-level testing techniques for the key parameters of gas turbine engine[J]. Metrology & Measurement Technology, 2025, 45(1): 3-20.

ment, the engine-level vibration testing system and the issues related to vibration measurement point arrangement are discussed. The testing techniques for the key parameters of gas turbine engine are expected to evolve towards higher accuracy, higher frequency response, and higher temperature tolerance. Meanwhile, the engine-level testing systems will tend towards intelligence and integration.

Key words: gas turbine engine; performance and reliability; engine-level test; key parameter testing

0 引言

航空发动机是一种涉及高温、高压和高速旋转的热力机械装置，其内部工作环境恶劣，外部运行条件复杂多变，多学科问题相互交织，难以从理论上完全描述其多场耦合特性。因此，试验测试是航空发动机研制过程中不可或缺的环节[1-2]。以往，国内在研制航空发动机时更加注重性能，试验技术相对较为落后，尤其是整机试验验证不够全面，导致发动机出厂后频繁出现可靠性和安全性不足的问题，造成了较大损失[3]。

整机试验的目的在于通过各种测试技术来准确获取发动机运行的各个关键参数，定量评估发动机的性能和可靠性，并为优化设计提供关键数据。整机试验测试技术作为整机试验的基础，是未来完善和发展整机试验的关键所在。国内外有不少学者针对航空发动机整机试验测试技术进行了梳理和分析，但是由于试验系统的复杂性，其梳理的侧重点和方法不同。例如，从发动机的原理和特性出发，整机试验测试包括总体性能参数、流程热力学参数、结构强度参数和其他状态参数的测定[4]；从测试系统的角度分析，整机试验测试可以划分为常规测试和特种测试[3]，并根据测试要求的不同，进一步分为稳态与动态测试、单点和多点测试等类型[5-6]；此外，有些参数可以使用机载设备测试，而有些则需借助额外的试验设备来完成[7]。

本文基于参数的物理类型对整机试验关键参数及其相关测试技术进行梳理和分析。关键参数是指与航空发动机气动、热力、结构及控制等问题存在密切联系，且在整机层面上对发动机性能和可靠性产生显著影响的物理量[8]。关键参数的物理类型决定了相关测试技术的原理与应用方式，不同物理类型的参数测试技术往往展现出独特的技术特性和发展轨迹。因此，从物理类型出发梳理整机试验关键参数，不仅能够较为全面地考虑发动机的基本原理和特性，还能够有代表性地体现当前测试技术的发展概况。本文将从航空发动机的性能与可靠性的角度分析整机试验的测试需求，依据参数的物理类型梳理出典型的测试关键参数，并详细讨论相关测试技术的原理、应用及发展趋势。

1 航空发动机整机试验关键参数测试需求

航空发动机整机试验涵盖了多种类型，其试验设备、条件和环境各异。根据试验项目的不同，整机试验可分为性能试验、功能性试验、可靠性试验、环境适应性试验、生存能力试验等多个门类；从试验目的出发，整机试验可分为科研探索性试验、试车调试试验、验收鉴定试验等；根据试验设施和试验环境，整机试验可分为地面室内试验、露天试验、高空模拟试验、飞行试验。整机试验类型的多样性使得所涉及的参数测试技术错综复杂，而航空发动机的性能与可靠性是各类型试验都关注的焦点，因此本文选择从航空发动机性能与可靠性的角度分析整机试验的测试需求[4]。

航空发动机的性能主要分为两方面——动力性能和经济性能。动力性能主要是指发动机在特定工作状态下的推力或功率输出特性。涡喷和涡扇发动机通过高速排气产生推力，从而推动飞机前进；而涡轴和涡桨发动机则是利用燃气驱动动力涡轮输出轴功率，从而驱动直升机传动系统或飞机螺旋桨运行。推重比(或功重比)定义为推力(或功率)与发动机自身重量之比，是航空发动机最关键的动力性能指标[9]。

经济性能主要是指发动机在运行过程中对燃油的消耗效率。在发动机控制系统中，通常将燃油流量作为主要控制量来调节发动机的工作状态。燃油流量与推力或功率正相关，耗油率S_{FC}定义为

燃油流量与推力或功率之比，是航空发动机最关键经济性能指标[10]。

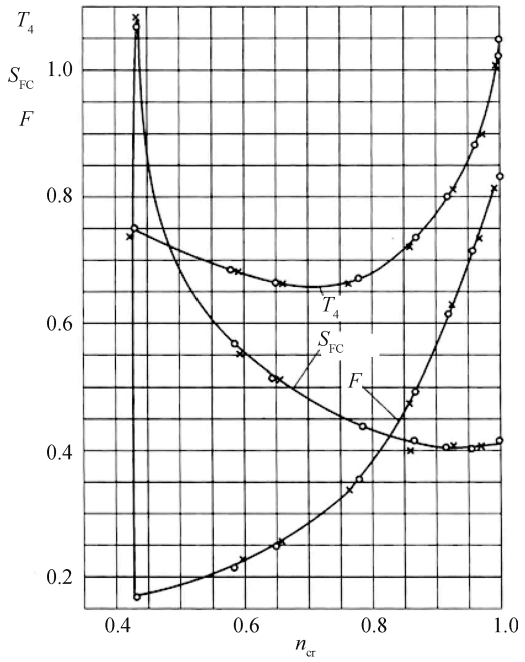
转子转速是航空发动机旋转叶轮机械中最关键的状态参数。转速大小直接影响发动机的推力和耗油率，同时转速也与转子结构的静强度和动强度有关，与发动机的可靠性问题密切相关。在整机试验中，节流特性试验研究的正是航空发动机的推力、功率、耗油率和其他相关参数随转速的变化关系[11-12]。典型涡喷发动机的节流特性如图1所示，其中，各参数进行了归一化，S_{FC}和F分别为发动机的耗油率和推力，表明了发动机的主要性能参数随百分比转速n_{cr}的变化而变化，T_4为涡轮前温度，q_m为空气流量、π_c为压比、η_c和η_t为部件效率，上述参数与发动机性能密切相关。

此外，通过整机试验研究部件特性时，转速也是必须测试的参数，压气机、涡轮等旋转部件的特性图通常表现为“转速-空气流量-压比-效率”关系图[13-14]，如图2所示。其中，π_c、η_c和$q_{m,cr}$分别为压气机的压比、效率和相似换算流量。

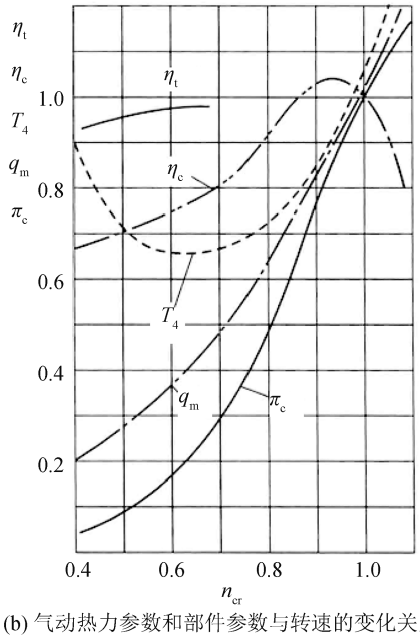
从热力学层面分析，航空发动机产生动力的基本原理是布雷顿循环，即空气由进气道进入压气机压缩，在燃烧室中升温，然后在涡轮中膨胀做功驱动压气机，最后形成的高温燃气从尾喷管高速排出产生推力。在此过程中，涉及的空气流量以及循环过程的温度和压力等参数均严重影响发动机的性能和可靠性[15]。在整机试验中，通常要在发动机的一些关键截面布置传感器，以获得这些参数。根据行业标准HB0-90-1990，航空发动机关键截面编号如图3所示[2]。

3-3截面和4-4截面分别为航空发动机内部压力最高和温度最高的截面，在运行时必须进行超压和超温限制，以防止结构寿命降低甚至被破坏[16]。4-4截面的温度通常被称为涡轮前温度，随着航空发动机动力性能的不断提升，设计点的涡轮前温度也不断升高，目前已达到2 200 K[17]。高温不仅严重影响燃烧室、涡轮等部件的寿命和可靠性，还给试验带来了巨大的挑战，因此开展高温试验至关重要。目前，在常规整机试验中，一般不直接测试涡轮前温度，而是通过5-5截面的涡轮出口温度进行间接推测[2, 18]。

从动力学层面分析，航空发动机产生动力依



(a) 发动机的主要性能参数与转速的变化关系
(a) The relationship between the main performance parameters and the speed of the engine



(b) 气动热力参数和部件参数与转速的变化关系
(b) The relationship between aerodynamic and thermal parameters, component parameters, and the speed of the engine

图1　涡喷发动机节流特性图

Fig.1　Throttling characteristic diagram of turbojet engine

赖于转子旋转，转子在结构上的动力学响应使得航空发动机运行时各个部件以及发动机整体存在振动问题。大振动量所产生的巨大动应力会导致发动机结构寿命降低甚至被破坏，产生不可预估的后果。因此，整机试验要对一些关键测振点的

振动总量进行监视，还要对振动信号进行频谱分析以辅助诊断发动机结构健康状态[19-20]。基于参数的物理类型，对上述内容进行梳理，航空发动机整机试验关键参数包括推力、功率、转速、流量、温度、压力和振动等，其中，流量包含燃油流量和空气流量，温度则包含气流温度和壁面温度。

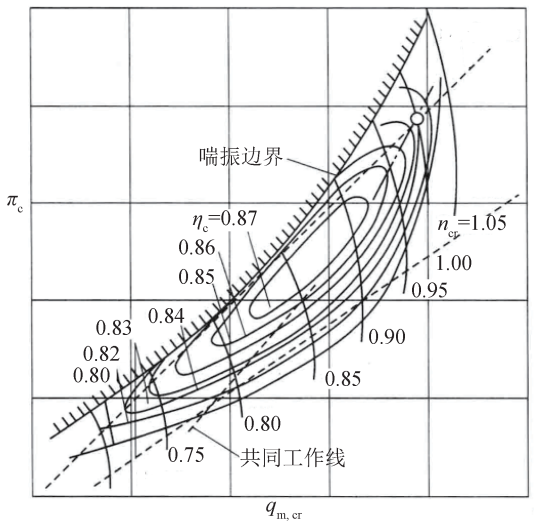
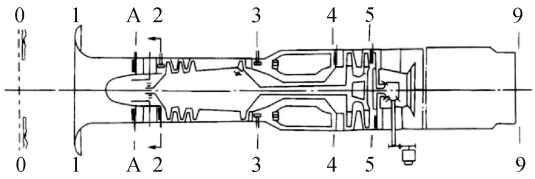


图 2 压气机部件特性图

Fig.2 Characteristic diagram of compressor and turbine components



注：0-0 截面为环境大气的温度和压力测试截面；1-1 截面为进气道入口；A-A 截面为空气流量测试截面；2-2 截面和 3-3 截面分别为压气机的进口和出口，布置有总静压测点，可用于压气机部件特性的测试；4-4 截面为燃烧室出口或者涡轮进口，布置有总压测点，通过 3-3 截面和 4-4 截面可以得到燃烧室的总压恢复系数；5-5 截面为涡轮出口，与 4-4 截面一起可用于涡轮部件特性的测试；9-9 截面为尾喷管出口，布置有总温总压测点，用于涡轮后部件的总压恢复系数以及加力温度的测试。

图 3 涡喷发动机试验测试关键截面

Fig.3 Key cross section of turbojet engine test

2 航空发动机整机试验关键参数测试技术

2.1 推力

在整机试验中，推力的测试通过推力测量台架实现。地面室内试车台中的推力测量台架如图 4 所示，由动架、静架、弹簧片、推力传感器、推力校准装置等部分组成。静架与地基固连，动架通过弹簧片悬挂在静架上。推力传感器和推力校准系统装置在静架和动架之间。推力校准装置由液压力源和标准力传感器组成，与推力传感器安装在同一水平线上，用于校准推力传感器。试验前，液压力源对标准力传感器施加力的作用，然后比较标准力传感器和推力传感器的输出以完成校准。试验时，发动机被安装在动架上，推力通过动架传递到推力传感器上，通过传感器的示数即可获得推力大小[1, 21]。推力测量的精确性主要受力传感器性能、校准方式、试车台进排气等因素的影响[22]。

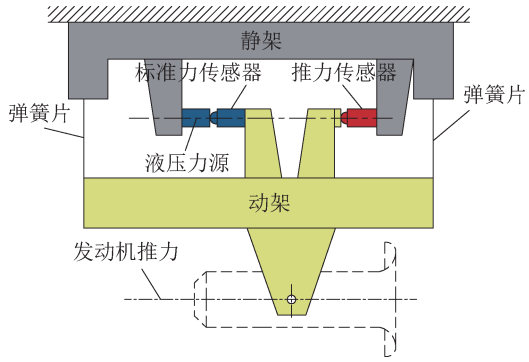


图 4 推力测量台架

Fig.4 Thrust measurement test bench

按敏感元件的种类，力传感器主要划分为电阻应变式和压电晶体式两类。电阻应变式力传感器是一种把受力转换为电阻量输出的测量装置。由于具有线性度高、滞后小、蠕变小、结构灵活等优势，电阻应变式力传感器被广泛应用于航空发动机整机试验中[3]。在整机试验的特殊工况下，电阻应变式力传感器的准确度易受高低温变化及非轴向附加载荷的影响。因此，通常需要对传感器进行保温设计，并对非轴向载荷进行校准修正，以确保测量结果的准确性和可靠性[23-24]。图 4 中的推力校准方式被称为平面加载方法，此方法在国内外试车台中被长期沿用，但也存在问题，即推力传感器和校准装置与发动机实际推力并不同轴，推力发生时台架结构的变形会产生附加力，即使经过校准，测量结果也会存在一定误差。除平面加载方法外，还有中心加载方法，该方法则是直接在发动机的推力轴线上施加标准力来进行推力校准。中心加载法相较平面加载法更为理想，能

减小多方面误差因素的影响，但是具体的硬件配备和实施方式会更加复杂[25-26]。

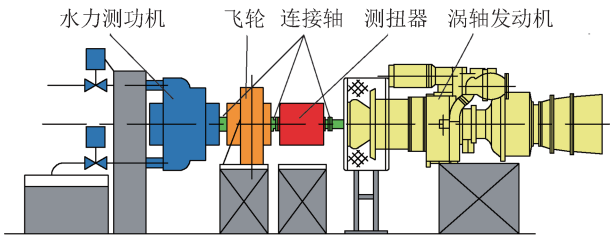
在露天试车台整机试验中，由于大气环境的空气流速接近于零，推力传感器测得的推力在经过误差处理后，可被近似视为发动机真实的非安装推力。然而，对于在室内试车台进行的整机试验，发动机外部的气流流动会引起发动机及其台架周围的压力分布变化，从而产生气动阻力，导致室内试车台推力传感器测得的推力与露天试车台的结果存在差异，因此必须进行气动阻力修正[27]。气动阻力的构成主要包括3部分——进气冲量、迎风阻力、尾喷管负压阻力，根据以往整机试验的数据，进气冲量对修正量的贡献最为显著，约占85 %～95 %[28]，而迎风阻力和尾喷管负压阻力的影响相对较小。

目前常用的推力修正方法有基于标准试车台和标准发动机的交叉修正方法和气动测量修正方法。此外，基于计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics，CFD)的数值模拟修正方法，因其能够有效降低试验成本、缩短试验周期，已成为研究热点。当前的研究重点为提高CFD计算的准确度，进一步提升推力修正的准确度[29-31]。

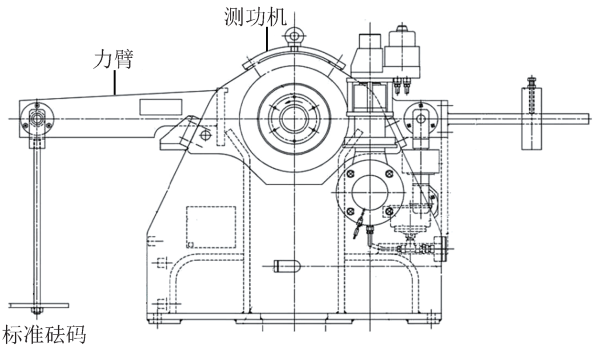
2.2　功率

涡轴、涡桨发动机的输出功率由测功机系统进行测试。测功机系统轴系如图5(a)所示，由水力测功机、飞轮、连接轴、测扭器等部件组成。其中，水力测功机作为负载吸收发动机产生的功率，负载的大小可以通过进出水口的阀门开度控制；飞轮用于模拟螺旋桨或旋翼的转动惯量；测扭器用于测量发动机输出轴扭矩。功率的静态校准方法如图5(b)所示，通过在轴系上安装力臂，然后施加砝码产生校准力矩，对测功机系统进行静态校准[32-33]。

功率是通过测得的转速与扭矩相乘获得的，因此功率的测试精确性主要取决于扭矩的测量准确度。一般情况下，水力测功器自带的拉压传感器通过感受壳体的角位移已经能够实现扭矩的测量，且其准确度足以满足发动机试验的要求。但当使用时间过长而使拉压传感器特性发生变化，或因加装飞轮而无法预知飞轮的功耗时，水力测功机测量扭矩的准确度会下降。国内外许多涡轴



(a) 测功机系统轴系
(a) Dynamometer system shafting



(b) 静态校准方法
(b) Calibration method

图5　测功机系统原理

Fig.5　The principle of dynamometer system

发动机的整机试验中，通常采用额外加装测扭器的方式来提高扭矩测量的准确度，这种测扭器通常基于2个音轮旋转信号的相位差来感受轴的弹性变形以测量扭矩，其优点在于准确度较高，缺点则是无法吸收功率、不能脱离水力测功机而单独使用，导致轴系变得复杂，提高测试成本[34-35]。

2.3　转速

转速传感器的类型包括磁电式传感器、光电式传感器、霍尔传感器、测速电机等。其中，磁电式转速传感器具有结构简单、信号强、耐高温、寿命长等优点，因此在航空发动机中被广泛使用。如图6所示，在整机试验中，转速测量系统由磁电式转速传感器、电缆、转速处理电路等组成。磁电式转速传感器探头部分由线圈、衔铁和磁钢组成。在测量过程中，安装在发动机转轴上的音轮周期性地切割由磁钢产生的磁场，改变磁路的磁阻，从而在线圈中感应出交变电动势，输出类正弦波的转速信号[36-37]；之后，转速信号由电缆传输至转速处理电路，转速处理电路首先进行滤波，去除高频毛刺和噪声，然后通过波形转换电路，将类正弦波转换成方波，最后采用测频法或测周法对方波进行计数，从而获得转速[3, 38]。

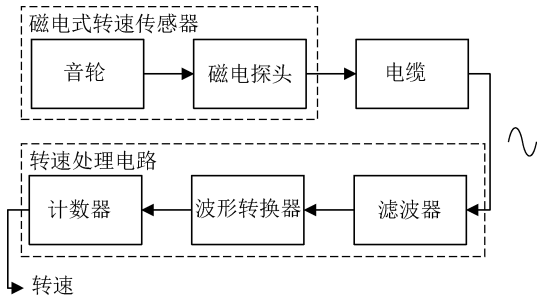


图6 转速测量系统

Fig.6 Rotational speed detection system

磁电式转速传感器可能会受到电路自振和机械振动等因素的影响，导致输出信号发生畸变，使得波形计数器捕捉到错误的边沿，转速测量结果不准确甚至产生突变。就电路自振而言，磁电式转速传感器在工作时可以等效为一个包含内阻的交流电压源，内阻中有纯电阻成分，也有铁芯线圈所包含的电感成分，内阻与电缆中的分布电容能够形成“电阻-电感-电容”谐振回路，产生的谐振波形会叠加在原始信号上，使信号发生畸变。针对这一问题，研究人员结合有限元分析来建立包括探头线圈电感、线缆分布电容、音轮齿形等部件的传感器模型，对转速测量系统进行优化设计，预防转速信号畸变，从而确保测量的精确性[39-40]。

此外，航空发动机内部的机械振动使得探头与音轮发生相对运动，从而令磁路磁阻发生变化，可能会导致信号发生畸变。针对此问题，可以采用主动抑制算法，根据振动状态修正原始波形信号，从而抑制振动对转速信号的影响[41]。

2.4 流量

2.4.1 燃油流量

燃油流量计可分为速度式流量计、压差式流量计、质量式流量计3种类型。

速度式流量计包括涡轮流量计、涡街流量计等。其中，涡轮流量计的原理是：流体带动涡轮旋转，通过转速获得流量。涡轮流量计的结构设计和信号处理技术已相当成熟，因具有结构简单、测量范围广、在接触式测量中压力损失较小等优势而被广泛应用[42-43]。然而，由于可动的涡轮部件具有较大的转动惯性，涡轮流量计的响应速度一般较低，通常只有数百赫兹，只适用于整机试验中频响要求较低的场合[44]。

针对航空发动机的恶劣使用环境，在单转子涡轮流量计的基础上还发展了双转子涡轮流量计。如图7所示，双转子涡轮流量计利用2个转子相互作用，能够削弱对直管段的需求，并且通过流体与2个转子之间的动量传递，可以极大地扩展流量测量范围[45]。

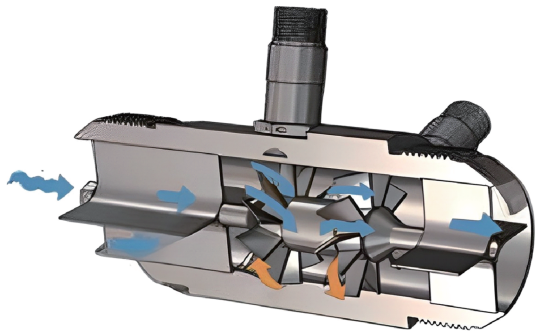


图7 双转子涡轮流量计

Fig.7 Dual-rotor turbine flowmeter

压差式流量计是通过伯努利方程等流体动力学原理将流量转化为压差进行测量的仪表。典型的压差式流量计有节流孔板流量计、文丘里管流量计、V锥形流量计、楔形流量计等。压差式流量计的优点是无可动部件，响应速度比较快；缺点是压损大、测量范围小[46-47]。在整机试验测试中较为常用的是V锥形流量计以及楔形流量计[48]，如图8所示，两者分别基于V锥形体和楔形体产生压差，根据伯努利方程，燃油流量与流出系数以及压差的平方根成正比。

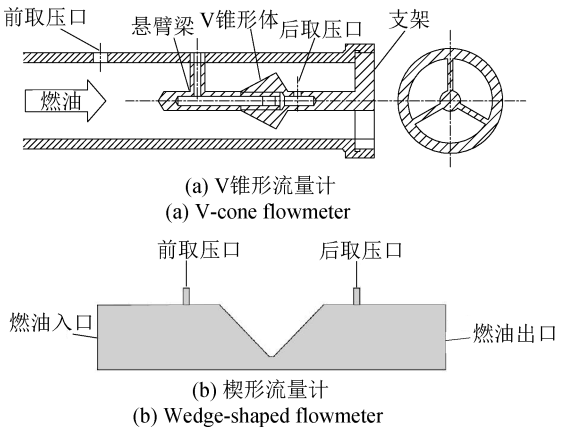


图8 压差式流量计

Fig.8 Differential pressure flowmeter

质量式流量计能够直接测量流体的质量流量，几乎不受流体黏度、密度、压力等因素的影响，可分为科里奥利式、角动量式、振动陀螺式等类型。其中，科里奥利式流量计通过测量在旋转管道中流动流体的科里奥利力来获得质量流量，具有准确度高、稳定性好、量程大等优势，在整机试验中应用较多[49-50]。

常用的科里奥利式流量计工作结构形式为振动式，如图9所示，振动式质量流量计的主体为2支Ω型弯曲管道，驱动器使两管道发生横向相对振动，当有流体经过时，科里奥利力的作用会使得管道的振动在传感器1处和传感器2处产生相位差，根据相位差可计算获得通过的质量流量[51]。

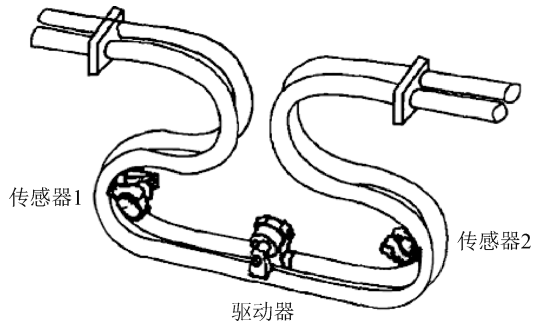


图9　科里奥利式流量计

Fig.9　Coriolis flowmeter

当流量很大时，科里奥利式流量计的压力损失非常大，在实际选型和使用时需要估计损失是否在管系允许的范围内。此外，科里奥利式流量计对使用环境的温度、压力、振动等条件要求较高，且仪表体积庞大、价格昂贵，不适用于航空发动机机载测试领域[52]。

2.4.2　空气流量

在整机试验中，航空发动机空气流量通过进气流量测量段测试，流量测量段由流量管和其内部的测点组成。整机试验常用的流量管为钟形口流量管，其特征为双扭线型壁面，这种型面能够使自由空气均匀加速地进入管道，使内部流场品质较好且基本不存在分离。当流场充分发展之后，利用流量管内部布置的组合测点对进口空气流场以及流量进行测试，例如图3中的A-A截面[53-54]。

如图10所示，空气流量组合测点由壁面静压孔、总压测量梳、移动式附面层探针构成[55]。静压孔用于获取截面静压数据；总压测量梳采用等环面法布置多个总压探针于主流区域，旨在测量主流的总压分布情况；移动式附面层探针则采用等距法布置，具备沿壁面伸出或缩回的功能，以实现对附面层总压分布的测试。通过综合分析截面中总压与静压参数的分布情况，并利用动压原理计算当地流速，就可以得到整个截面流场的大致结构，从而较为准确地计算出空气流量[56-57]。

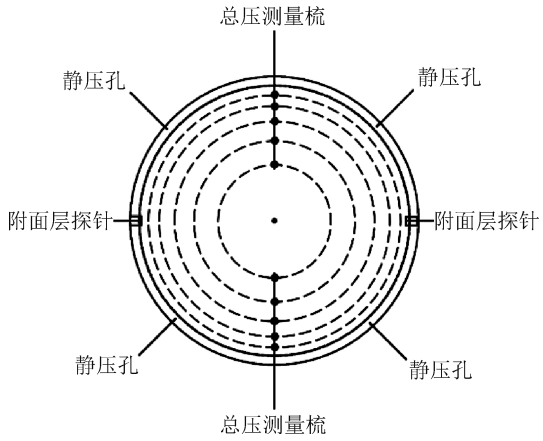


图10　空气流量组合测点布置

Fig.10　Arrangement of air flow combined measuring points

在进口空气流量测试的过程中，精确测量附面层总压分布至关重要。在常规的整机试验中，不同结构的流量管内部流场及其附面层的发展状况各不相同。而在研究进气道与发动机相容性的整机试验中，由于进气道设计的多样性，流场可能会出现畸变和分离等现象，使得附面层的情况变得更加复杂。因此，有必要利用CFD数值模拟对进气流场进行预测和分析，以指导测点的布置，优化测量段的结构设计，提高测试的准确度[58-59]。

2.5　温度

2.5.1　气体测温

整机试验主要利用热电阻和热电偶测试航空发动机的气体温度。热电阻是一种利用电阻值随温度变化的特性来测量温度的传感器，具有准确度高、响应速度快、成本低、电路简单可靠的优势，应用于-80 ~ 350 ℃的测量。航空发动机的进气道、风扇进口、高压压气机进口等处的气流温度不高，一般不超过300 ℃，因此可用热电阻作为感温元件。影响热电阻测量准确度的因素有很多，包括线缆内阻、热惯性导致的响应滞后、电流导致的自发热等。关于热电阻测温，相关研究已经

较为成熟，主要集中在热电阻传感器结构的优化、动态响应性能的提升[60-62]。

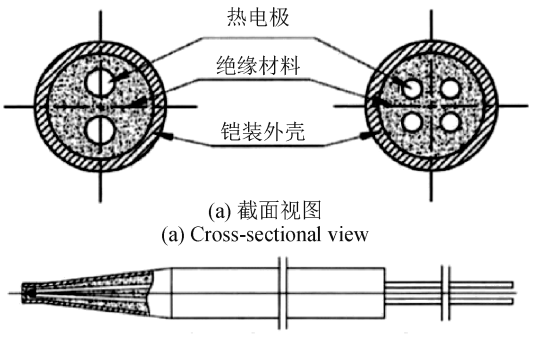
热电偶是一种基于导体或半导体材料热电效应的温度传感器，属于有源传感器。与热电阻相比，热电偶具有更强的耐高温能力和更大的测温范围，能够适用于航空发动机热端部件燃气温度的测量。工程上常用的热电偶有T型、K型、B型等，其测量范围、特点及应用场合如表1所示[3, 63-65]。

表1 常用热电偶

Tab.1 Commonly used thermocouples

类型	材料	测温范围/℃	特点	应用场合
T	铜-康铜	−200 ~ 300	准确度高，价格低廉，常用于低温测试	测量压气机进口气流温度、燃油和滑油温度
K	镍铬-镍硅	−200 ~ 1 300	线性度好，稳定性好，耐温高，目前最为常用	测量压气机出口、涡轮出口、尾喷管出口气流温度
B	铂铑	0 ~ 1 700	耐温最高，稳定性最好，但价格高昂	测量燃烧室出口、涡轮前气流温度

为了使热电偶更好地适应航空发动机内部高温燃气的恶劣环境，可以对热电偶探头设计进行优化，加装铠装防护措施。如图11所示，铠装热电偶主要由铠装外壳、绝缘材料、热电极组成，类型分为2芯和4芯[66]。绝缘材料需保证在高温环境下仍保持较高的绝缘电阻；铠装外壳通常采用耐高温的合金材料或陶瓷复合材料制造，以增强防护能力。铠装外壳虽然增强了热电偶的耐温性能，但也导致了响应时间延长，不利于动态温度测试，因此在设计铠装外壳时，需综合考虑耐温能力与响应速度之间的平衡。目前，国内外对铠装热电偶的研究已相对成熟，主要集中在通过改进电极材料和优化铠装结构以提升热电偶的耐高温性能方面[67-68]。



(a) 截面视图
(a) Cross-sectional view

(b) 外观视图
(b) Appearance view

图11 铠装热电偶

Fig.11 Sheathed thermocouple

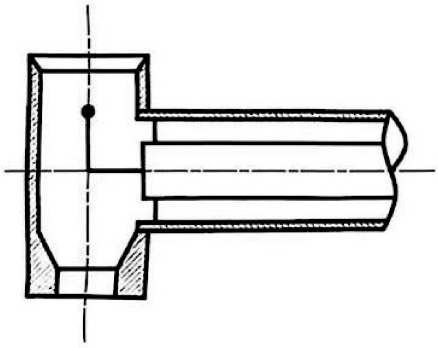
在气体测温中，气流温度参数包括总温和静温。整机试验一般只测气体的总温，需要使用具有气流滞止结构的总温探头，使气流在抵达温度传感器前速度滞止为零、动能全部转化成内能。这种结构的探头有带罩式和裸露式两种，常用的是带罩式总温探头，也称为滞止罩。根据结构形式，滞止罩可分为单点L型、多点梳状、多点耙状3类，结构如图12所示[3]。在设计滞止罩时，不仅要确保其能够对高速气流实现有效滞止，还必须考虑其在航空发动机内部恶劣工作环境中的耐久性和结构完整性，防止在极端条件下被破坏[69-70]。

2.5.2 壁面温度测试

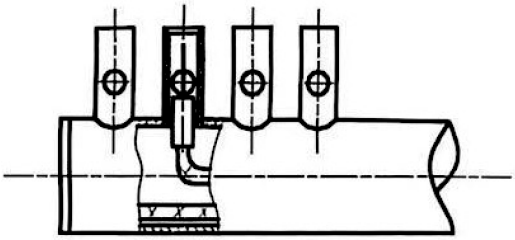
壁面温度测试主要针对燃烧室、涡轮等高温热端部件的结构表面温度，在整机试验中常用的壁面温度测试技术有薄膜热电偶、示温漆、荧光测温、辐射测温等。

薄膜热电偶测温是采用真空蒸镀或电镀等技术将2种金属电极材料直接镀制在结构表面进行测温的技术，其可用于涡轮叶片壁面温度测试，如图13所示。由于薄膜热电偶的热接点只有微米级，因此热惯性较小，响应速度比普通热电偶要快得多，且其安装较为灵活，测量时基本上不影响结构型面和流场[71]。目前，国内外关于薄膜热电偶的研究非常广泛，主要集中在改善材料性能、制备工艺以提升其耐温性和可靠性等方面[72-74]。

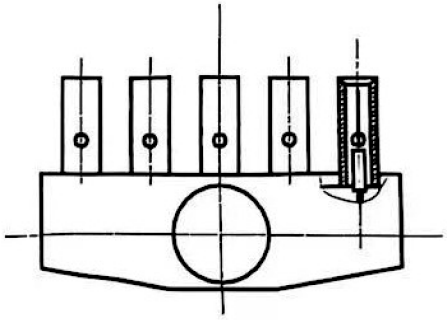
示温漆是一种温度敏感特种涂料，涂覆在结构表面之后，当其处在不同的温度区间时，就会呈现出不同的颜色。示温漆测温可以直接测得结构的温度场分布，不受复杂型面影响，特别适用于复杂构件、高温高速旋转构件以及大面积温度场的测量，其在燃烧室壁面温度场测试的应用效果如图14所示[75]。然而，示温漆作为一种定性且



(a) 单点L型
(a) Single-point L type



(b) 多点梳状
(b) Multi-point comb



(c) 多点耙状
(c) Multi-point rake

图 12　滞止罩结构

Fig.12　Structure of the stagnation cover

离线的测试手段，仅能测定最高温度，且测量准确度较低。目前，国内外的研究重点在于扩展示温漆的测温范围以及提升其可靠性，并开发基于等温线的自动判读技术以解决现有的技术限制和难题[76-77]。

荧光测温是一种利用“光致发光”原理进行测温的技术，其流程是：将荧光稀土物质涂覆在结构表面，在测试时使用激光照射，使得稀土中的离子发生能级跃迁从而产生荧光，而荧光光谱的特性与温度存在单值关系，可根据荧光光谱计算出温度。荧光测温具有非接触、准确度高、测量范围大、穿透能力强、不干扰结构表面等诸多优点[78]。将荧光物质掺杂进热障涂层中还能制成

图 13　基于薄膜热电偶的涡轮叶片表面温度测试

Fig.13　Surface temperature test of turbine blade based on thin film thermocouple

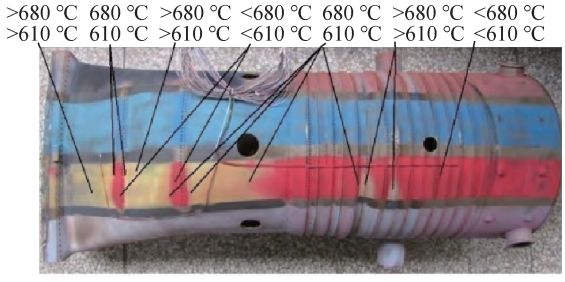


图 14　基于示温漆的燃烧室壁面温度场测试

Fig.14　Temperature field test of combustion chamber wall based on temperature paint

热障传感涂层，在作为热防护涂层的同时还能实现在线测温功能。目前，国内外研究人员正致力于改进荧光物质材料、优化硬件设备以及进行温度校正等[79-80]。

红外辐射测温是一种基于普朗特辐射定律的测温技术，通过红外热像仪检测结构壁面辐射强度分布，结合材料发射率即可获得结构表面温度场。红外辐射测温具有非接触、灵敏度高、响应时间短、测量范围广、不影响结构和流场等优点。但是其精确度依赖于材料发射率测量的准确性，而且航空发动机内部的高温背景辐射、燃气的吸收散射、光学污染等因素均会对测量造成不利影响，限制了其进一步应用[81]。因此，目前对红外辐射测温的研究主要集中在对环境、背景影响的修正方面[82-83]。

2.6 压力

航空发动机整机试验的压力测试系统如图15所示，压力探头通过引压管路将气体引入压力扫描阀中进行测量。

图15 压力测试系统

Fig.15 Pressure measuring system

压力探头分为总压探头和静压探头。与总温探头相类似，总压探头具有气流滞止结构且正对来流方向，使得气流在进入压力扫描阀之前速度滞止为零、动能全部转化为内能。在结构形式上，总压探头也分为单点L型、多点梳状、多点耙状3类。而使用静压探头时需要探头与气流在受压方向上保持相对静止，通常的静压测试方法是在垂直气流方向的壁面上开孔测试[84]。

压力扫描阀是一种利用多通道传感器进行多点压力测量和采集的设备，在整机试验压力测试中被广泛使用。对于每个待测的总压或静压参数，压力扫描阀都配置有1个硅压阻式压力传感器，能够对这些参数进行顺序或同步测量。目前，压力扫描阀已经可以在前端模块中完成全数字化处理，将压力数据直接通过串口或网络进行传输，极大地提高了集成度和抗干扰能力。此外，利用相对完善的温度补偿算法，压力扫描阀能够在一定的工作环境温度范围内达到很高的准确度。PSI9116型压力扫描阀如图16所示，可测量16通道，最大误差不超过± 0. 03 %F. S。

在整机试验中，针对进气流场畸变、压气机旋转失速和喘振、燃烧室燃烧振荡等现象的研究，仅通过稳态测试无法反映真实情况，需要进行动态压力测试[88-89]。在动态压力测试中，航空发动机内部压力参数的脉动频率有时会高达10 kHz甚至更高，这就要求压力测试系统具有足够的动态响应性能。研究表明：引压管路由于管内气体的惯性，固有频率要远低于压力传感器的固有频率，其动态特性对压力测试系统性能的影响更为显著[90]。与此同时，常规压力传感器的最高耐温一般只有几百摄氏度，并不能直接应用于航空发动机高温热端部件燃气压力的测试，因此通常在引

图16 PSI9116型压力扫描阀

Fig.16 PSI9116 pressure scanning valve

压过程中采用较长的管路对气体进行散热，防止压力传感器被高温破坏。但是，长引压管路会不可避免地限制压力测试系统的动态性能，导致高温动态压力测试困难[91]。

在整机试验中，常见的引压方式分为3种——齐平法、有限长引压管、半无限长引压管。其中，使用齐平法时，压力传感器受压端面与测试内壁面齐平，不需要使用引压管路，容腔体积非常小，传感器直接承受气体压力，压力波动抵达传感器的路径非常短，因此几乎不会存在时间延迟。齐平法虽然能够获得最佳的动态性能，但是由于缺少引压管路散热，其对传感器的耐温能力要求较高，并不适用于高温压力测试。

有限长引压管和半无限长引压管适用于高温动态压力测试，其结构如图17所示。为保证散热效果，在压力探头与传感器之间均存在一段压力波的传递路径(L和L_1)，在理想情况下，这段路径只会使压力信号存在时间上的延迟。但实际情况下，由于有限长引压管将压力传感器安装在引压管路末端，封闭容腔的存在使得压力波的传递不仅会存在时间延迟，而且会在终端发生反射从而形成驻波，导致波形发生失真，严重影响系统的动态性能。为了减小这种容腔驻波效应，要使有限长引压管的管长L尽量短、内径尽量大，或者采用半无限长引压管。

半无限长引压管是将压力传感器安装在管路一侧进行测量的方法，当管道足够长时，压力波虽会在终端发生反射，但是由于气体阻尼的衰减

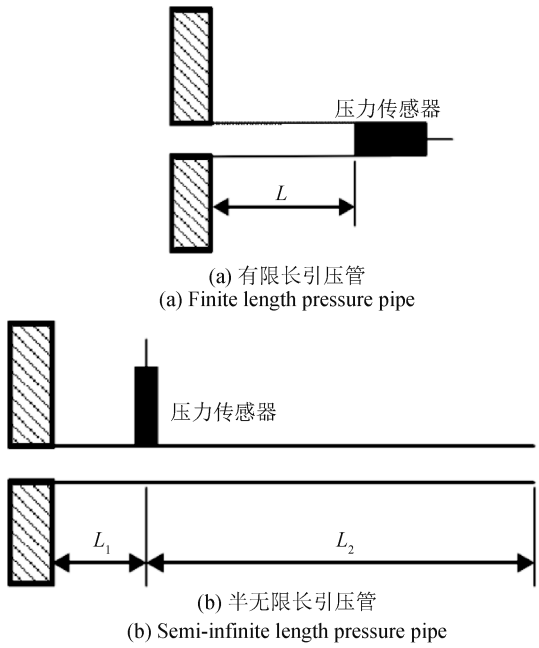


图17　引压管

Fig.17　Pressure pipe

作用，反射波会很快消失，从而避免了驻波。因此，在保证散热效果的基础上，半无限长引压管能够防止驻波引起的信号畸变，但是半无限长引压管由于存在L_2段管路，结构复杂性明显增加，给设计带来了一定的挑战[92-93]。在引压管路方面，国内外针对简单直管、简单介质的研究已较为成熟，目前主要需解决复杂条件、复杂介质等因素对引压管路动态特性的影响，以及半无限长引压管的结构设计等问题[94-96]。

2.7　振动

振动总量通常是指在一定频带范围内振动信号的有效值，包含有位移、速度、加速度总量3种类型。一般而言，振动的强度在低频时适合用位移总量来表示，中频时适合用速度总量来表示，而高频时适合用加速度总量来表示。在整机试验中，航空发动机转子转速通常处于中频范围，因此用速度总量作为振动监视的参数较为合适[2]。

如图18所示，振动测试系统主要包括振动传感器、振动测试仪、振动分析仪等组件。振动传感器往往采用加速度传感器，其收集的电信号被输入至振动测试仪，经过信号放大和滤波处理后，得到原始的振动通频信号；随后，该信号被提供给振动分析仪，结合转速信号进行频谱的实时监测和记录；振动通频信号还要通过积分运算转换成速度量，然后经线性检波转化为直流信号，最终得到速度总量以供系统采集和输出[19]。

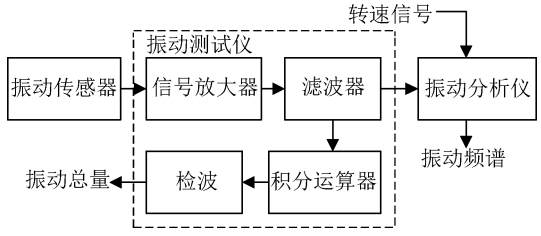


图18　振动测试系统

Fig.18　Vibration measuring system

在整机试验中，常用压电式加速度传感器作为振动传感器。压电式加速度传感器是一种有源传感器，压电晶体元件在振动力的作用下会发生极化，在表面产生电荷，输出电荷量的大小与振动加速度成正比。压电式加速度传感器的耐温可达650 ℃，带宽可达10 kHz，且具有灵敏度高、尺寸小、重量轻、稳定性好等优点，在航空发动机振动测试中应用广泛[97-98]。

在电荷输出的压电式加速度传感器的基础上，还发展了内置电荷放大器的压电式(Integrated Circuits Piezoelectric，ICP)加速度传感器。这种传感器内部集成了微型电荷放大器，具有输出电阻低、信号大、抗干扰能力强的特点，特别适用于远距离传输。但是由于集成了模拟电路，ICP传感器的耐温较差，一般不超过120 ℃，因此不适用于发动机热端部位的振动测试[99]。

除了振动传感器本身的性能之外，测振点的布置也对提升振动测试的准确度至关重要。在航空发动机整机试验中，测振点通常位于机匣安装边上，因为发动机内部各部件的振动可通过多种路径传递至机匣，振动传感器实际上主要监测的是转子通过支承结构传递给机匣的外传力。因此，为了确保测试结果的准确性，测振点一般要布置在外传力较大的机匣部位[100]。然而，目前国内航空发动机整机试验中测振点的布置主要依靠经验借鉴，缺乏系统性的动力学分析和严格的规范标准[101]。为了提升振动测试的精确性，未来需要从理论层面进行深入分析，结合发动机的动力学模型和振动传递路径，优化测振点的位置和数量；同时，在试验过程中，需要不断验证和修正理论分析结果，逐步建立起一套科学、完善的振动测

试规范，为发动机振动特性评估提供更加准确可靠的数据支持[102-103]。

3 总结与展望

本文从性能与可靠性的角度对航空发动机整机试验关键参数测试技术进行了较为深入的梳理和分析，内容涉及推力、功率、转速、流量、温度、压力、振动等参数测试技术的原理、应用和发展趋势。在推力测试方面，推力测量台架是推力测试的核心设备，力传感器、校准方式、试车台进排气等因素都会影响测试准确度；中心加载校准方法相较平面加载方法能更有效地减小台架结构变形造成的误差；室内试车台测试需要进行气动阻力修正，方法有标准试车台交叉修正、气动测量修正和基于CFD的数值模拟修正。在功率测试方面，扭矩测量的准确度是关键；水力测功机自带的拉压传感器可以满足一般要求，但在特定情况下需要加装测扭器以提高准确度。在转速测试方面，需防止电路自振、机械振动等因素导致的信号畸变，可采取电路仿真优化设计、振动抑制算法等手段提高测试可靠性。在流量测试方面，介绍了涡轮流量计、压差式流量计、科里奥利式流量计的原理以及优缺点；空气流量测试通过进气流量测量段进行，利用CFD数值模拟指导测点布置和设计，能够提高附面层总压分布测试的精确性。在温度测试方面，介绍了气流温度测试常用的热电阻和热电偶，壁面温度测试的薄膜热电偶、示温漆、荧光测温、红外辐射测温等技术的原理和优缺点。在压力测试方面，介绍了高温动态压力测试面临的挑战，分析了齐平法、有限长引压管、半无限长引压管3种引压方式的优缺点。振动测试方面，传感器性能和测振点布置方式均会影响测量的准确度；目前，测振点布置主要依靠经验，亟须开展系统的动力学分析和大量试验，以形成自主、科学的规范标准。

随着航空发动机性能水平和可靠性要求的不断提升，整机试验测试技术面临着更多的要求和挑战。为应对这些挑战，新兴测试技术(如光纤技术、遥测技术)以及新型传感器材料的应用等，将进一步提升测试系统的能力和性能。针对整机试验参数类型多、测点多且分布范围广的特点，分布式测试技术将不同的测试功能模块化并通过总线连接，能够大幅提升系统的集成度和扩展性，有利于构建高效且灵活的测试体系。此外，人工智能技术的引入有望实现测试过程的自动化、测试数据的自动分析和测试系统的健康管理，有利于提高整机试验的效率并降低人工成本。总之，为了精确和高效地评估航空发动机的性能和可靠性，整机试验关键参数测试技术未来将向高准确度、高频响、高耐温性能等方向发展，同时整机试验测试系统亦将趋于智能化与集成化。

参考文献

[1] FABRY S, SPODNIAK M, GASPAROVIC P, et al. Aircraft gas turbine engine testing[J]. Acta Avionica Journal, 2019, 21(2): 39-44.

[2] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
ZHANG B C. Aero-engine test and measurement technology[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005. (in Chinese)

[3] 艾克波, 吴志勇, 韦海龙, 等. 航空发动机室内整机试验[M]. 北京: 科学出版社, 2022.
AI K B, WU Z Y, WEI H L, et al. Aero-engine indoor test[M]. Beijing: Science Press, 2022. (in Chinese)

[4] 单晓明, 高倩, 魏秀利. 航空发动机试验与测试技术发展分析[J]. 航空动力, 2022(3): 67-70.
SHAN X M, GAO Q, WEI X L. Development analysis of aero-engine testing and measurement technology[J]. Aviation Power, 2022(3): 67-70. (in Chinese)

[5] BUR K, YANG Y. Measurement requirements and performance criteria for data acquisition in gas turbine engine testing[R]. London: University College London, 2009. DOI: 10.13140/RG.2.2.11628.33921.

[6] 王振华, 王亮. 航空发动机试验测试技术发展探讨[J]. 航空发动机, 2014, 40(6): 47-51.
WANG Z H, WANG L. Development of aero-engine testing measurement technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(6): 47-51. (in Chinese)

[7] BRIAN A B, DONAID J M, GRANT T P, er al. Aircraft propulsion system flight test-analysis and evaluation challenges and integrated solutions[J]. Gas Turbines Power, 2013, 135(6). DOI: 10.1115/1.4023610.

[8] 蒋世奇, 古天祥. 发动机关键参数测量与状态监测系统[J]. 仪器仪表学报, 2005, 26(8): 406-408.
JIANG S Q, GU T X. Measurement and condition moni-

toring system for key parameters of engines[J]. Chinese Journal of Scientific Instrumentation, 2005, 26(8): 406-408. (in Chinese)

[9] ZHU R K, LIANG Q C, ZHAN H Y. Analysis of aero-engine performance and selection based on fuzzy comprehensive evaluation[J]. Procedia Engineering, 2017, 174: 1202-1207.

[10] 董彦非. 通用航空发动机原理与构造[M]. 第二版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2021.
DONG Y F. Principles and construction of general aeroengines[M]. 2nd edition. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2021. (in Chinese)

[11] 杨晨, 吴虎, 杜鹃, 等. 航空发动机部件和整机通流数值模拟研究[J]. 工程热物理学报, 2023, 44(4): 894-902.
YANG C, WU H, DU J, et al. Numerical simulation of flow in aero-engine components and the whole engine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2023, 44(4): 894-902. (in Chinese)

[12] WU X H, HU X A, XIANG X, et al. An analysis approach for micro gas turbine engine's performance by experiment and numerical simulation[J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2023, 49. DOI: 10.1016/j.csite.2023.103305.

[13] 李明洲, 嵇润民, 黄向华. 基于改进粒子群的航空发动机部件特性修正[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 411-419.
LI M Z, JI R M, HUANG X H. Aero-engine component characteristic correction based on improved Particle Swarm Optimization[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(11): 411-419. (in Chinese)

[14] TSOUTSANIS S, MESKIN N, BENAMMAR M, et al. Transient gas turbine performance diagnostics through nonlinear adaptation of compressor and turbine maps[J]. Gas Turbines Power, 2015, 137(9). DOI: 10.1115/1.4029710.

[15] EKICI S, SOHRET Y, COBAN K, et al. Performance evaluation of an experimental turbojet engine[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2017, 34(4). DOI: 10.1515/tjj-2016-0016.

[16] 王元, 李秋红, 黄向华. 基于ADRC的航空发动机限制保护器设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(9): 1154-1157.
WANG Y, LI Q H, HUANG X H. Design of an aero-engine limit protector based on ADRC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(9): 1154-1157. (in Chinese)

[17] 王燕山, 董祥明, 刘伟, 等. 航空发动机高温测试技术的研究进展[J]. 测控技术, 2017, 36(9): 1-6.
WANG Y S, DONG X M, LIU W, et al. Research progress on high-temperature testing technology for aero-engines[J]. Measurement and Control Technology, 2017, 36(9): 1-6. (in Chinese)

[18] 赵勇, 李本威, 宋汉强, 等. 涡扇发动机高压涡轮前温度组合估计方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 3026-3033.
ZHAO Y, LI B W, SONG H Q, et al. Combined estimation method for the front temperature of high-pressure turbine in turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 3026-3033. (in Chinese)

[19] FOREST F, COCHARD Q, NOYER C. Large-scale vibration monitoring of aircraft engines from operational data using self-organized models[C]// Annual Conference of the PHM Society, 2020.

[20] 葛向东, 吴法勇, 刘永泉, 等. 航空发动机整机振动问题研究方法及工程应用[J]. 航空学报, 2024, 45(4): 36-56.
GE X D, WU F Y, LIU Y Q, et al. Research methods for whole aero-engine vibration and their engineering application[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(4): 36-56. (in Chinese)

[21] 丁旭, 冯传奇, 薛文鹏, 等. 航空发动机全机推力试车台测力方法与校准技术[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 144-150.
DING X, FENG C Q, XUE W P, et al. Force measurement method and calibration technology of aero-engine complete thrust test bed[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 144-150. (in Chinese)

[22] 黄成, 金炜, 瞿剑苏, 等. 航空发动机室内试车台推力测量及其溯源体系分析[J]. 计测技术, 2020, 40(3): 16-20.
HUANG C, JIN C, QU J S, et al. Thrust measurement and traceability system analysis of aero-engine indoor test bench[J]. Metrology & Measurement Technology, 2020, 40(3): 16-20. (in Chinese)

[23] 刘永录, 秦海峰. 应变力传感器性能对于推力测量影响研究[J]. 计测技术, 2015, 35(增刊1): 88-89.
LIU Y L, QIN H F, et al. Research on the influence of strain force sensor performance on thrust measurement[J]. Metrology & Measurement Technology, 2015, 35(supplement 1): 88-89. (in Chinese)

[24] 李自武, 冯维华, 刘戎. 基于力传感器并联方式的测力

仪测量误差来源分析[J]. 计测技术, 2019, 39(5): 65-69.
LI Z W, FENG W H, LIU R. Measurement error source analysis of dynamometer based on force sensor parallel mode[J]. Metrology & Measurement Technology, 2019, 39(5): 65-69. (in Chinese)

[25] 吴惠明. 涡喷涡扇发动机试车台推力测量校准现状及展望[J]. 计测技术, 2012, 32(4): 1-3.
WU H M. Current status and prospects of thrust measurement calibration for jet and turbofan engine test bench [J]. Metrology & Measurement Technology, 2012, 32 (4): 1-3. (in Chinese)

[26] ZHU H J, DU F R, ZHAO S A, et al. Design of a new type thrust measuring system for micro-turbojet engine [C]// 2nd International Conference on Artificial Intelligence and Industrial Engineering, 2016, 133.

[27] LIU Z, ZHANG S, YIN Y, er al. Research on thrust calibration technology of aeroengine indoor test bench [J]. Journal of Applied Fluid Mechanics, 2022, 15 (1): 109-116.

[28] 张章, 侯安平, 脱伟, 等. 室内发动机试车台推力校准的数值研究[J]. 工程力学, 2012, 29(6): 308-313.
ZHANG Z, HOU A P, TUO W, er al. Numerical simulation on thrust correction of an aero-engine in indoor engine test cell[J]. Engineering Mechanics, 2012, 29(6): 308-313. (in Chinese)

[29] PARFITT P, BRISTOW M. Derivation of aerodynamic thrust correction for an indoor gas turbine engine test facility using the "first principles" anemometer method [C]// 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2006.

[30] GULLIA A, LASKARIDIS P, RAMSDEN K W, et al. A preliminary investigation of thrust measurement correction in an enclosed engine test facility [C]// 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.

[31] 邢菲,吴松霖,周伟, 等. 自然风条件下露天试车台推力修正的数值模拟研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 363-370.
XING F, WU S L, ZHOU W, et al. Numerical simulation study on thrust correction for outdoor test stand in natural wind [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43 (8): 363-370. (in Chinese)

[32] LU W R, WANG C Y, GAO F. Research on condition monitoring and fault diagnosis technology of dynamometer in aero-engine test bed [C]// Journal of Physics: Conference Series, 2022.

[33] 刘知理, 许明文, 赵平, 等. 一种基于涡轴发动机试车台的功率测量系统校准技术[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(6): 56-60.
LIU Z L, XU M W, ZHAO P, et al. A power measurement system calibration technology based on the turboshaft engine test bed [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(6): 56-60. (in Chinese)

[34] FELIKS S, YEPIFANOV S, KOSTYANTYN P, et al. New approach to torque measurement unit development and its calibration [J]. Journal of KONBiN, 2018, 46 (1):75-86.

[35] KANG J S, YANG S S. Modeling and experimental evaluation of torque loss in turbine test rig for accurate turbine performance evaluation [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2012, 26(2):473-479.

[36] LI Y Q, LIU Z Q, XU D H, et al. Development of magnetoelectric speed sensor for engine with high environment adaptability [C]// Journal of Physics: Conference Series, 2021.

[37] WANG H, JIANG H, LEI T, et al. Study on the shape of cogging structure of rotor and stator with speed sensor [C]// CSAA / IET International Conference on Aircraft Utility Systems, 2022.

[38] 罗连潭, 黄向华, 张天宏, 等. 基于新型音轮的涡桨发动机桨距-相角-转速一体化测量研究[J]. 推进技术, 2022, 43(9): 372-383.
LIO L T, HUANG X H, ZHANG T H, et al. Integrated measurement of propeller pitch, phase angle and speed of turboprop engine based on new phonic wheel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(9): 372-383. (in Chinese)

[39] 何青林, 丁力, 蔡海维, 等. 磁电式转速传感器信号畸变预测[J]. 传感技术学报, 2023, 36(4): 516-520.
HE Q L, DING L, CAI H W, et al. Signal distortion prediction of magnetoelectric speed sensor [J]. Chinese. Tournal of Sensors and Actuators, 2023, 36(4): 516-520. (in Chinese)

[40] SHAN X S, TANG L, WEN H, et al. Analysis of vibration and acoustic signals for noncontact measurement of engine rotation speed[J]. Sensors, 2020, 20(3). DOI: 10. 3390/s20030683.

[41] DE LA TORRE E, HAINZ S. Advanced speed sensor for transmission systems [J]. Elektrotechnik & Informationstechnik, 2011, 128(11): 415-420.

[42] GUO S N, SUN C H, ZHANG S, et al. Structural optimization to improve the performance of turbine flowmeter un-

der different pressure conditions[J]. Measurement, 2023, 220. DOI: 10.1016/j.measurement.2023.113427.

[43] BUNYAMIN, BASRI H, YANI I, et al. Challenges in turbine flow metering system: an overview[C]// Journal of Physics: Conference Series, 2019.

[44] 王松, 张天宏, 王建锋, 等. 基于涡轮流量计的动态流量测量方法研究[J]. 测控技术, 2012, 31(11): 24-27.
WANG S, ZHANG T H, WANG J F, et al. Research on dynamic flow measurement method based on turbine flowmeter[J]. Measurement and Control Technology, 2012, 31(11): 24-27. (in Chinese)

[45] 尹川, 李晓琳, 郭政波, 等. 涡轮流量传感器油耗测量及流阻特性实验分析[J]. 中国测试, 2019, 45(10): 78-83.
YIN C, LI X L, GUO Z B, et al. Experimental analysis of fuel consumption measurement and flow resistance characteristics of turbine flow sensors[J]. China Measurement & Test, 2019, 45(10): 78-83. (in Chinese)

[46] LIU W G, XU Y, ZHANG T, et al. Performance measurement analysis of various cone flow meters with various beta edge types and flow field parameters[J]. Flow Measurement & Instrumentation, 2015, 45(10): 331-340.

[47] SAPRAMK, BAJAJM, KUNDUSN, et al. Experimental and CFD investigation of 100 mm size cone flow elements [J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2011, 22(5): 469-474.

[48] 陈满堂, 姜渭宇, 刘伟光, 等. 用于航空燃油流量测量的V锥流量计的研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2016, 30(8): 1167-1174.
CHEN M T, JIANG W Y, LIU W G, et al. Research on V-cone flowmeter for aviation fuel flow measurement[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2016, 30(8): 1167-1174. (in Chinese)

[49] KOLHE V, EDLABADKAR R. An overview of coriolis mass flowmeter as a direct mass flowmeter as a direct mass [J]. Journal on Emerging Trends in Technology, 2023, 3(2): 8-16.

[50] GACE D A. On the performance of a Coriolis Mass Flowmeter (CMF): experimental measurement and FSI simulation[J]. International Journal of Metrology and Quality Engineering, 2022, 13(3). DOI: 10.1051/ijmqe/2022002.

[51] 裴祥翔, 陈强峰, 宋玉彩, 等. U型液氢科里奥利质量流量计理论与数值分析[J]. 天津大学学报, 2024, 57(9): 992-1000.
PEI X X, CHEN Q F, SONG Y C, et al. Theoretical and numerical analysis of U-shaped liquid hydrogen Coriolis mass flowmeter[J]. Tianjin University Journal, 2024, 57(9): 992-1000. (in Chinese)

[52] LIAN M M, ZHENG J, LI Z, et al. Numerical calculation and test of the influence of environmental vibration on coriolis flowmeter[C]// Journal of Physics: Conference Series, 2022.

[53] 杨振, 王毅, 刘琳琳, 等. 基于收扩喉部结构的非介入式发动机进气流量管设计[J]. 计测技术, 2023, 43(2): 71-81.
YANG Z, WANG Y, LIU L L, et al. Design of non-intrusive engine intake flow pipe based on convergent-divergent throat structure[J]. Metrology & Measurement Technology, 2023, 43(2): 71-81. (in Chinese)

[54] SEVINC K. Aerodynamic design optimization of a bellmouth shaped air intake for jet engine testing purposes and its experiment based validation[C]// Journal of Physics: Conference Series, 2021.

[55] American Society of Mechanical Engineers. Measurement of gas flow by bellmouth inlet flowmeter: ASME MFC-26-2011[S]. 2011.

[56] 余楠兮, 王毅, 刘琳琳, 等. 钟形口流量管入口段速度型面研究[J]. 计测技术, 2022, 42(2): 102-110.
YU N X, WANG Y, LIU L L, et al. Research on velocity profile of entrance section of bell-mouth flow tube[J]. Metrology & Measurement Technology, 2022, 42(2): 102-110. (in Chinese)

[57] 赵海刚, 申世才, 张晓飞, 等. 涡扇发动机空气流量测量飞行试验[J]. 航空动力学报, 2022, 42(2): 1778-1784.
ZHAO H G, SHEN S C, ZHANG X F, et al. Flight test of air flow measurement for turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 42(2): 1778-1784. (in Chinese)

[58] DOLL U, MIGLIORINI M, BAIKIE J, et al. Non-intrusive flow diagnostics for unsteady inlet flow distortion measurements in novel aircraft architectures[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2022, 130(1). DOI: 10.1016/j.paerosci.2022.100810.

[59] HE C, LIU Z, WANG Z, et al. Effect of insert plate on the inlet pressure distortion of the aero-engine[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2023, 15(10). DOI: 10.1177/16878132231200562.

[60] KAKO S. A comparative study about accuracy levels of resistance temperature detectors RTDs composed of plati-

num, copper, and nickel[J]. Al-Nahrain Journal for Engineering Sciences, 2023, 26(3): 216-225.

[61] 白鸽. 航空发动机进气总温传感器测温误差研究[J]. 测控技术, 2020, 39(3): 76-83.
BAI G. Research on temperature measurement error of aero-engine inlet total temperature sensor[J]. Measurement & Control Technology, 2020, 39(3): 76-83. (in Chinese)

[62] 李杰, 樊丁, 纪仓囤, 等. 航空发动机温度传感器动态特性改善方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 707-714.
LI J, FAN D, JI C T, et al. Method for improving the dynamic characteristics of aero-engine temperature sensors [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 707-714. (in Chinese)

[63] VILLAFANE L, PANIAGUA G. Aero-thermal analysis of shielded fine wire thermocouple probes[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2013, 65: 214-223.

[64] 杨灿, 吴伟力, 熊义彬, 等. 航空发动机燃烧室出口高温热电偶校准技术[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 769-774.
YANG C, WU W L, XIONG Y B, et al. Calibration technology of high temperature thermocouple at the outlet of aero-engine combustion chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 769-774. (in Chinese)

[65] 吕鹏飞, 裴东兴, 沈大伟, 等. 基于K型热电偶的瞬态测温技术的研究[J]. 传感技术学报, 2014, 27(6): 775-780.
LV P F, PEI D X, SHEN D W, et al. The research of transient thermometry technology based on k-Style thermocouple[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2014, 27(6): 775-780. (in Chinese)

[66] 王天资, 任侃, 张磊, 等. 镍铬-镍硅铠装热电偶测温精度影响分析[J]. 测控技术, 2018, 37: 320-323.
WANG T Z, REN K, ZHANG L, et al. Analysis of the influence of NiCr-NiSi armoured thermocouple on temperature measurement accuracy[J]. Measurement and Control Technology, 2018, 37: 320-323. (in Chinese)

[67] PURWAR A, DEEP S. A novel thermocouple for ultra-high temperature applications: design and computational analysis[C]// IEEE International Conference on Consumer Electronics-Asia, 2017.

[68] 寇志海, 王清印, 李广超, 等. 航空发动机高温壁面热电偶测温技术应用[J]. 热能动力工程, 2023, 38(1): 202-210.
KOU Z H, WANG Q Y, LI G C, et al. Thermocouple measurement technology for high temperature wall in aero-engine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(1): 202-210. (in Chinese)

[69] 佟显义, 徐微, 郑全, 等. 燃气总温传感器的设计[J]. 传感技术学报, 2016, 29(2): 301-305.
DONG X Y, XU W, ZHENG Q, et al. Design of a total gas temperature sensor[J]. Journal of Sensor Technology, 2016, 29(2): 301-305. (in Chinese)

[70] BIRCH B, BUTTSWORTH D, ZANDER F. Time-resolved stagnation temperature measurements in hypersonic flows using surface junction thermocouples[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2020, 119(1). DOI: 10.1016/j.expthermflusci.2020.110177.

[71] JI Z, DUAN F L, XIE Z. Transient measurement of temperature distribution using thin film thermocouple array on turbine blade surface[J]. IEEE Sensors Journal, 2021, 21(1): 207-212.

[72] RIVERA K, CRECORY O J. SiC ceramic matrix composite thermocouples for engine components[J]. IEEE Sensors Letters, 2020, 4(5). DOI: 10.1109/LSENS.2020.2993047.

[73] ANUCHIN S A, LANIN A V, PROSUNTSOV P V, et al. Influence of the method of attaching surface thermocouples on the error of temperature determination in testing ceramic materials on radiative heating installations[J]. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2018, 91(3): 585-593.

[74] 阮勇, 肖倩, 韩玉宁, 等. 高精度NiCr/NiSi薄膜热电偶高温测试系统[J]. 仪表技术与传感器, 2024, (2): 1-5, 10.
RUAN Y, XIAO Q, HAN Y N, et al. High-precision NiCr/NiSi thin film thermocouple high temperature testing system[J]. Instrument Technology and Sensors, 2024, (2): 1-5, 10. (in Chinese)

[75] 熊庆荣, 徐毅, 李华东. 航空发动机试验峰值时间对示温漆测温的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(5): 30-34.
XIONG Q R, XU Y, LI H D, et al. The influence of peak time in aero-engine tests on the temperature measurement of thermochromic paint[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(5): 30-34. (in Chinese)

[76] 胡明, 葛俊锋, 薛秀生, 等. 基于图像处理和K近邻算法的示温漆判读方法[J]. 航空发动机, 2021, 47(6): 80-84.
HU M, GE J F, XUE X S, et al. Temperature indicating paint interpretation method based on image processing and

K-nearest neighbor algorithm[J]. Aeroengine, 2021, 47(6): 80-84. (in Chinese)

[77] 王超, 苟学科, 段英, 等. 航空发动机涡轮叶片温度测量综述[J]. 红外与毫米波学报, 2018, 37(4): 501-512.
WANG C, GOU X K, DUAN Y, et al. A review of temperature measurement for aero-engine turbine blades[J]. Infrared and Millimeter Waves, 2018, 37(4): 501-512. (in Chinese)

[78] PANAS A J, SZCZEPANIAK R, STRYCZNIEWICZ W, et al. Thermophysical properties of temperature-sensitive paint[J]. Materials, 2021, 14(8). DOI: 10.2514/6.2018-3268.

[79] 刘剑宇, 全永凯, 徐国强, 等. 航空发动机热端部件磷光测温技术研究进展[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2861-2871.
LIU J Y, QUAN Y K, XU G Q, et al. Research progress on phosphor thermometry technology for aero-engine hot section component[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 2861-2871. (in Chinese)

[80] ERASMUS L J B, TERBLANS J J, SWART H C. Development of an optical thermometry system for phosphor materials[J]. Vacuum, 2018, 155: 702-711.

[81] 苏文超, 彭新, 刘春宇, 等. 燃气环境内高温部件红外测温试验方法[J]. 航空发动机, 2023, 49(1): 163-168.
SU W C, PENG X, LIU C Y, et al. Method of infrared temperature measurement of high temperature components in gas environment[J]. Aeroengine, 2023, 49(1): 163-168. (in Chinese)

[82] GAO S, ZHANG X Q, CHEN L W, et al. Review: radiation temperature measurement methods for engine turbine blades and environment influence[J]. Infrared Physics & Technology, 2022, 123. DOI: 10.1016/j.infrared.2022.104204.

[83] HOTS N, PRAKUDA V, PAZUR A, et al. Simulation of the temperature measurement by infrared radiation of the aircrafts′gas turbine engine[C]// 2022 IEEE 16th International Conference on Advanced Trends in Radioelectronics, Telecommunications and Computer Engineering (TCSET), 2022.

[84] 刘杨杨, 贾平岗, 袁世辉. 发动机进气总温总压光纤复合探针设计[J]. 红外与激光工程, 2022, 51(10): 34-41.
LIU Y Y, JIA P G, YUAN S H. Design of an optical fiber composite probe for engine intake total temperature and total pressure[J]. Infrared and Laser Engineering, 2022, 51(10): 34-41. (in Chinese)

[85] SEMMELMAYER F, REEDER M, SEYMOUR R. Determination of a probability distribution for pressure scanner noise and digitization uncertainty reporting[J]. Measurement Science and Technology, 2019, 30(11). DOI: 10.1088/1361-6501/ab2abe.

[86] 张锴, 张士峰. 分布式大规模集成压力测量系统研究与试验应用[J]. 导航与控制, 2015, 14(6): 110-112.
ZHANG K, ZHANG S F. Research and experimental application of distributed large-scale integrated pressure measurement system[J]. Navigation and Control, 2015, 14(6): 110-112. (in Chinese)

[87] 王欢, 曾庆华. 压力扫描阀测压系统研究进展综述[J]. 宇航计测技术, 2021, 41(6): 76-81.
WANG H, ZENG Q H. Research progress on pressure scanning valve pressure measurement system[J]. Aerospace Metrology & Measurement Technology, 2021, 41(6): 76-81. (in Chinese)

[88] LIM K T, YOON S Y, GOYNE C P, et al. Design and characterization of a centrifugal compressor surge test rig[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2011, 22. DOI: 10.1155/2011/738275.

[89] 刘艳, 杨小帆, 熊燕. 燃气轮机燃烧场热声振荡的测试研究进展[J]. 光谱学与光谱分析, 2024, 44(11): 3008-3019.
LIU Y, YANG X F, XIONG Y. Progress in experimental research on thermoacoustic oscillations in gas turbine combustion fields[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2024, 44(11): 3008-3019. (in Chinese)

[90] 王辰辰, 蔡菁, 王洪博. 温度对引压管路动态特性的影响[J]. 计测技术, 2018, 38(2): 22-25.
WANG C C, CAI J, WANG H B, et al. The influence of temperature on the dynamic characteristics of the pressure tubing[J]. Metrology & Measurement Technology, 2018, 38(2): 22-25. (in Chinese)

[91] 宫占江, 邵志强, 苏琳惠, 等. 基于引压方式的驻极体高温动态压力传感器[J]. 传感器与微系统, 2023, 42(7): 110-112, 119.
GONG Z J, SHAO Z Q, SU L H, et al. High-temperature dynamic pressure sensor based on piezoelectricity with pressure induction method[J]. Sensors and Microsystems, 2023, 42(7): 110-112, 119. (in Chinese)

[92] SVETE A, KUTIN J. Optimal dimensions of connecting tubes for dynamic measurements of pressure[C]// Journal of Physics: Conference Series, 2018, 1065. DOI: 10.

1088/1742-6596/1065/16/162006.

[93] 徐龙超，王雄辉，刘云鹏，等. 半无限长引压管动态响应特性[J]. 航空动力学报，2024，39(8)：93-103.
XU L C，WANG X H，LIU Y P，et al. Dynamic response characteristics of semi-infinite pressure tube[J]. Journal of Aerospace Power，2024，39(8)：93-103.（in Chinese）

[94] HURST A M，VANDEWEERT J. An experimental and theoretical investigation of wave propagation in teflon and nylon tubing with methods to prevent aliasing in pressure scanners[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power，2013，135(10). DOI：10.1115/1.4025004.

[95] 李博，杨军，张鹤宇，等. 带引压管腔的压力测量系统动态校准技术研究[J]. 计测技术，2021，41(2)：149-154.
LI B，YANG J，ZHANG H Y，et al. Research on dynamic calibration technology of pressure measurement system with a pressure tubing cavity[J]. Metrology & Measurement Technology，2021，41(2)：149-154.（in Chinese）

[96] WANG C C，WANG H B，SHI B. Influence of the gas medium on the metrological characteristics of shock tubes[C]// 5th IEEE International Workshop on Metrology for Aero Space，2018.

[97] 王天资，周志勇，李伟，等. 高温压电振动传感器及陶瓷材料研究应用进展[J]. 传感器与微系统，2020，39(6)：1-4.
WANG T Z，ZHOU Z Y，LI W，et al. Research and application progress of high-temperature piezoelectric vibration sensors and ceramic materials[J]. Sensors and Microsystems，2020，39(6)：1-4.（in Chinese）

[98] BILGUNDE P N，BOND L J. Resonance analysis of a high temperature piezoelectric disc for sensitivity characterization[J]. Ultrasonics，2018，87：103-111.

[99] 王天资，章建文，张磊，等. 抗电磁宽频率响应IEPE型压电式振动传感器设计研究[J]. 传感技术学报，2023，36(1)：9-14.
WANG T Z，ZHANG J W，ZHANG L，et al. Design research on IEPE type piezoelectric vibration sensor with anti-electromagnetic wide frequency response[J]. Journal of Sensor Technology，2023，36(1)：9-14.（in Chinese）

[100] HOU L L，CAO S Q. Evaluation method for vibration measurement on casing in aeroengine：theoretical analysis and experimental study[J]. Shock and Vibration，2019(9). DOI：10.1155/2019/1648709.

[101] 王俨剀，张占升，廖明夫，等. 基于动力学分析的发动机测振截面选取[J]. 航空动力学报，2018，33(6)：1446-1455.
WANG Y K，ZHANG Z S，LIAO M F，et al. Section selecting I or engine vibration measurement based on dynamic analysis[J]. Journal of Aerospace Power，2018，33(6)：1446-1455.（in Chinese）

[102] SZYMAŃSKI G M，MISZTAL W. Analysis of measurement points sensitivity of vibration signals on the stand of jet engine. Combustion Engines. 2017，171(4)：279-282.

[103] ZHAO J M，HAO X L，KAI Z. Investigation of the vibration transmission characteristics of the aero-Engine casing system by rotating force exciter. Energies，2023，16(4). DOI：10.3390/en16041873.

（本文编辑：刘宇轩）

第一/通信作者：张天宏(1968—)，男，教授，工学博士，主要研究方向为航空发动机控制、试验与测试技术。