

航空发动机测试技术发展及展望

宋振宇, 周鑫

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 测试技术在航空发动机研制中不可或缺。为了加深对航空发动机测试技术的了解,参考国际通用的分类原则,以测试技术树为基础,将发动机测试技术分为性能参数、结构/强度参数、气动热力参数测试技术以及综合/测控/机载传感器技术等 4 种 1 级测试技术,并对这些技术的国内外发展情况进行简要介绍。通过分析中国发动机测试技术能力现状以及未来所面临的诸多挑战,提出了航空发动机测试领域的发展趋势与展望,从加强数据有效性研究、重视先进传感器的研发、建立测试技术标准体系、促进行业内协调与合作以及增加对国外先进测试技术的研究和引进 5 方面展望了航空发动机测试领域的未来重点发展方向,可供相关专业人员后续研究时参考。

关键词: 测试技术; 测试技术树; 性能参数; 结构/强度参数; 气动热力参数; 综合/测控/机载传感器技术; 航空发动机

中图分类号: V263.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.01.001

Development and Prospect of Aeroengine Testing Technology

SONG Zhen-yu, ZHOU Xin

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Testing technology is indispensable for aeroengine development. In order to deepen the understanding of aeroengine testing technology, based on the testing technology tree diagram and referring to the internationally recognized classification rules, testing technologies are divided into 4 primary categories, including performance testing, structure/strength testing, aerothermodynamic testing, synthesis/measurement, and control/airborne sensor technology, the development status of these technology categories at home and abroad are briefly addressed. By analyzing the current status of China's testing technology capabilities and the main challenges in the future, the development trend and prospects in aeroengine testing are proposed. Outlooks for the development of aeroengine testing technology in five key directions are presented, including strengthening research in data validation, emphasizing advanced sensor R&D, establishing a testing technology standard system, promoting inter-industry cooperation and coordination, enhancing the study and introduction of advanced testing technology from abroad. This can provide a reference for relevant professionals in subsequent research.

Key words: testing technology; technology tree diagram; performance parameter; structure/strength parameter; aerothermodynamic parameter; synthesis/measurement and control/airborne sensor technology; aeroengine

0 引言

航空发动机是一种高温、高压、高速旋转的热力机械设备,要在广阔的飞行范围和恶劣的环境条件下,长期反复使用、高效可靠工作,被誉为现代工业“皇冠上的明珠”^[1]。发动机内部复杂的气动与热力过程、结构形式和使用要求,决定其研究和发展是一个设计、仿真、试验的反复迭代过程^[2-3]。发动机研制必须要进行大量试验,其目的是准确地获取发动机的各

项参数,通过受感装置获取的参数定量评定设计结果或使用状态,参数的获取及其准确性的保障依靠测试完成,因此,测试技术在发动机研制中不可或缺^[4]。

航空发动机测试是研究和获取发动机整机和部件性能、结构强度、气动热力等各类参数,集流体力学、热力学、结构力学、计算机、光学、电子学、材料学等众多学科为一体的综合性技术。测试技术随发动机研制的需求牵引而发展,对发动机设计改进及性能提高起到了重要作用。欧洲和美国的航空发动机公

收稿日期: 2024-03-02 基金项目: 国家级研究项目资助

作者简介: 宋振宇(1973),男,自然科学研究员。

引用格式: 宋振宇,周鑫.航空发动机测试技术发展及展望[J].航空发动机,2025,51(1):1-11.SONG Zhenyu, ZHOU Xin.Development and prospect of aeroengine testing technology[J].Aeroengine, 2025, 51(1): 1-11.

司对发动机测试非常重视,成立了欧洲燃气涡轮测量仪器虚拟研究所(European-Virtual Institute for Gas Turbine Instrumentation, EVI-GTI)和美国推进系统测量仪器工作组(The Propulsion Instrumentation Working Group, PIWG)等专业机构,通过持续开展用于燃气轮机寿命优化、性能和状态监测的准确高温发动机气动-热测量(Accurate High-Temperature Engine Aero-Thermal Measurements for Gas Turbine Life Optimization, Performance and Condition Monitoring, HEATTOP)计划、通用经济可承受先进涡轮发动机(Versatile Affordable Advanced Turbine Engine, VAATE)计划和综合高性能涡轮发动机技术计划(Integrated High Performance Turbine Technology Program, IHPTET),推动了测试传感器和系统朝着高准确度、高灵敏度、多通道、小型化、量程广、抗恶劣环境、抗干扰能力、非接触、动态响应好等的方向发展。中国通过开展相关的研究计划,在高温测量、内流测试、探针、高温动应力测试、隐身测试、燃烧测试、非接触测量等技术方面都取得了一定的进展,逐步构建和完善了航空发动机测试体系,提高了发动机测试能力。Bu等^[5]回顾了风扇噪声测试领域的先进测试方法,重点介绍了声模态检测和噪声源重建方法;Fernández等^[6]研究了不同配置的叶尖间隙测试光学传感器,并对传感器性能进行了比较;Ramgade等^[7]介绍了发动机热端部件温度测试技术,研究了传感器选择、测量误差量化等问题;Cochet等^[8]介绍了发动机燃烧试验器在法国国家航空航天研究与测试办公室(Office National d'Etudes et Recherches Aérospatiales, ONERA)进行的大量光学诊断测试实例;Chen等^[9]回顾了叶片尖端定时(Blade Tip-Timing, BTT)技术的关键发展,总结了其可能存在的问题以及发展方向。但上述研究多着眼于某项或者某类具体测试技术,未从全局层面开展航空发动机测试技术系统性的梳理和研究。

本文参照PIWG的分类原则,以航空发动机测试技术树为基础,综述了中国航空发动机测试技术的发展现状,并对未来发展进行展望。

1 航空发动机测试技术树

中国关于航空发动机测试技术树的表述有多个版本,随着研究的深入,参考国际通用的分类原则,通

常分为性能参数测试技术、结构/强度参数测试技术、气动热力参数测试技术以及综合/测控/机载传感器技术4种1级测试技术,在此基础上可以进一步向下细分为2级、3级、4级测试技术,见表1。对此,不同的航空发动机研发机构有着不同的理解,但划分原则大同小异。

表1 航空发动机1级测试技术

| 测试技术 | 涉及技术范围 |
|-------------|--|
| 性能参数 | 推力、功率、流量、转速、隐身特性、噪声等测试技术 |
| 结构/强度参数 | 振动、应力/应变、构件强度/刚度、几何参数等测试技术 |
| 气动热力 | 温度、压力、速度/方向、成分/浓度、气动稳定性、热通量等测试技术 |
| 综合/测控/机载传感器 | 测试系统开发、环境适应性试验测试、试验测试数据管理及分析、故障预测及诊断在线测试、发动机测试改装、遥测等技术 |

此外,检测校准技术也是航空发动机测试技术的重要组成部分,复杂几何参数检测以及测试仪器/系统的检定及校准对于航空发动机的研制工作极其重要,限于篇幅,本文不做具体介绍。

2 航空发动机测试技术发展

按照航空发动机测试技术树的分类原则,对4种1级测试技术涉及的典型测试能力进行简要介绍。

2.1 性能参数测试技术

2.1.1 推力测试技术

推力是评判航空发动机动力性能的主要技术指标^[10],矢量推力测试作为航空矢量推力发动机研发的基础,其测试准确性直接影响飞行包线范围、任务动作及安全性。英、美等航空发动机公司在多维力传感技术、矢量测力平台技术、矢量力自动加载技术以及多维力解耦软件应用技术等方面起步较早。如1974年美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)就建立了CE-22高空喷管六分量天平试验器,针对发动机喷管推力测量与现场校准技术进行了大量的研究,提出了校准技术方案^[11];Jonathan等^[12]对美国阿诺德工程研发中心(Arnold Engineering Development Center, AEDC)的2种进气道静压评估方法进行了总推力不确定度贡献的重新评估,表明这2种方法对大涵道比和小涵道比涡扇发动机推力计算均适用;英国RR公司着重于室内试车台进气流场测试和推力修正技术研究^[13],并申

请了多项技术专利^[14-15]。

随着中国航空发动机研制水平的不断提高,对推力测试数据的需求迫切^[16-17]。在整机推力测试方面,建设了多座大推力航空发动机六分量试验台,测力系统精度达到 $\pm 0.25\%$ 水平。除了原位校准外,还可采用中心加载校准,通过对模拟发动机(质量、质心与真实发动机一致)施加标准的轴向、垂向和侧向力,模拟实际发动机试车时产生的矢量推力,对测力系统进行校准^[18]。此外,还开展了试车台推力中心加载校准方法和影响推力测量结果相关参数的现场校准技术研究,建立了以多分量力测量方法、系统误差抑制和气动力修正模型的高精度矢量力测试技术体系及规范,以指导发动机推力测量校准,为发动机性能试验结果的可靠性评估起到了保障作用。

在部件推力测试方面,中国建设了多座喷管试验器,配备了三分力、六分力等测力台架,可以测量轴向力、俯仰力、偏航力及3个方向的力矩,测力组件使用“万向挠性件+测力传感器+万向挠性件”结构,可以最大程度地减小其他方向力的干扰。采用中心加载校准方式,可以在轴线方向一定范围内改变加载点,以适应不同试验需求,通过空间力平衡方程计算得到各向受力。现已开展了多项喷管推力测量试验,积累了大量矢量推力数据,但在进气气动力测量、修正、评定,空间力解耦等方面还需进行深入研究。

2.1.2 流量测试技术

为了提高流量测量的精度并满足数据的实时响应要求,国外研究机构对发动机试车空气流量参数测量方法进行了系统研究,不断地探索和不断改进测量方法。Hildebrandt等^[19]详细描述了进气流量管静压测量和修正方法,包括静压截面位置的选取、静压孔的形式、尺寸,以及利用楔形测量探针对于壁面静压进行校准的方法。部分研究机构已具备空气流量实流校准能力,如NASA进气流量管校准装置,前端采用高压气源供气,通过进气管路上的临界流文丘里喷嘴对进入装置的空气流量进行精确计量,从而完成对后端发动机进气流量管的校准^[20];AEDC使用的高空环境模拟进气流量校准试验设备,采用了临界流文丘里喷嘴阵列,通过对投入使用的喷嘴数量进行调整来适应不同试验对空气流量的精确测量需求^[21];近年来,为了满足发动机提出的高精度流量测量目标(误差要求0.23%左右),AEDC开发了“钟形口+测量段”新的测

量方式,建立了完善的能适用于不同流量管设计的仿真平台。

中国空气流量测试主要采用探针法测试或流量计测试2种方式开展。整机及压气机试验中主要是采用探针法测量进口流量管空气流量,在发动机研制过程中开展了相关的试验研究和校准工作。流量管的流出系数主要通过测量流量管内的流场(流速分布、附面层、总静压分布等)情况进行理论计算或者通过实流校准的方法获得^[22]。但中国缺少发动机进气流量管设计和使用标准,进气流量管的设计、使用不规范,对影响流量管测量准确度的因素缺少研究和控制,造成不同流量管流量测量结果一致性较差,难以满足GJB 241规定发动机进气质量流量的测量允许误差优于 $\pm 0.5\%$ 的要求^[23]。因此,部分机构已经着手开展涡扇发动机进气流量实流校准技术的相关研究与应用^[24],以解决空气流量无法准确测量和溯源的问题。据悉,中国已建成的进气流量实流校准装置可满足最大150 kg/s级的发动机进气流量校准需求,空气流量的测量扩展不确定度为0.5%($k=2$ 精度0.5%)。

2.1.3 隐身特性测试技术

武器装备的全面隐身化要求使得隐身特性测试越来越重要,总结航空发动机隐身设计的整个发展过程,能够满足全研制流程的隐身测试技术包括试样测试、缩比模型试验、地面静态测量、飞行动态测量等,以上手段各有特点,相互补充,具体测试技术见表2。

表2 航空发动机隐身测试技术

| 类别 | 优点 | 缺点 |
|------|---------------------------------------|-----------------------------------|
| 试样测试 | 成本低、操作性好、测试精度高、时间短 | 仅能反应平板状态下隐身材料的性能,不能反映发动机隐身性能 |
| 缩比模型 | 比航空发动机成本低、操作性好、测试精度高,能够初步反映航空发动机的隐身特性 | 对发动机的旋转特性无法模拟、不能用于发动机的隐身考核试验 |
| 地面静态 | 能够代表航空发动机特性,可以用于航空发动机隐身考核 | 费用较高、测试周期长、仅能用于发动机地面隐身考核,无法考核空中状态 |
| 飞行动态 | 可以用于航空发动机的空中隐身状态考核 | 费用较高、测试周期长、测试精度相对低 |

美国、俄罗斯、欧洲等航空发动机公司建立了强大的隐身技术与试验体系,具有从试样级到飞行试验的红外和雷达隐身试验测试能力^[25-26]。如洛克希德·马丁公司的Helendale测试场对F-22EMD模型进行

测试,测试对象包括全尺寸进气道模型、全尺寸发动机喷管模型、发动机前端面等部件^[27];美国空军的RATSCAT RCS测试系统,能够满足全尺寸大目标隐身测试和评估需要^[28];NASA Glenn研究中心在高空试验舱内采用安装于尾喷管下方的红外照相机测量得到了F110-GE-29发动机的辐射强度。

中国在航空发动机的隐身测试方面开展了一些工作。在红外隐身测试方面,中国建有喷口红外抑制等试验设备及相关红外测试系统,可开展发动机整机和缩比模型喷管的红外隐身特性测试,但距离整体高精度的测量能力以及关键部件的测量能力目标上与国外仍有较大差距;在雷达隐身测试方面,中国具备材料级、部件级以及整机级的静态测试能力,但由于目前参照飞机的常温状态下的发动机雷达测试不能真实反映发动机实际使用特殊环境下的雷达隐身性能,航空发动机独立开展的雷达隐身试验验证工作相对有限,更多是在飞机总体集成和试飞阶段获取数据,导致发动机研制过程中对雷达隐身的因素考量较少,没有形成较为完善的发动机雷达隐身设计与试验测试技术标准。

2.1.4 噪声测试技术

航空发动机作为飞机的动力装置,是飞机最主要的噪声源。发动机的噪声来源于风扇、压气机、涡轮、燃烧室和喷气噪声以及各种振动噪声,噪声控制及噪声测试技术越来越受到重视。国外早在20世纪60年代,就已经开展了噪声测试和降噪技术的研究,逐步建立了发动机整机噪声测试标准、部件噪声设计与试验规范等一系列规范和标准。NASA在1997提出了“静音飞机”工程,发展了一系列的试验测试方法,采用旋转传声器靶形式,成功进行了TFE731-60发动机风扇进出口声模态测量^[29],声模态旋转测试靶结构如图1所示;NASA为了更好地理解全尺寸军用发动机不同工作状态下产生的辐射噪声和辐射噪声源,采用麦克风阵列对F22战斗机上安装的PW公司F119-PW-100发动机进行了一系列近场噪声测量;欧洲最大的风扇/压气机噪声试验室Anecom采用了大量的远场传声器阵

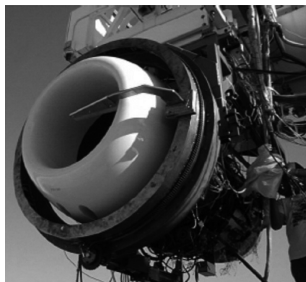


图1 声模态旋转测试靶结构

列,实现了全比例、缩放比例风扇远场辐射噪声测试^[30]。

随着近年来民机研制的迫切需求,中国建立了发动机整机、风扇/压气机部件噪声试验室,初步具备了航空发动机噪声试验测试能力,可实现远场、近场、管道声模态噪声试验测试,初步形成了航空发动机噪声测试体系,积累了大量的工程经验;可开展消声室、部件试验器、露天试车台、外场环境下航空发动机部件级、整机级噪声试验测试;具备管道声模态、近场噪声、远场噪声、异常噪声识别定位等测试能力;可实现航空发动机故障诊断、声场分布、主要噪声源识别、辐射噪声水平评估、主/被动降噪措施验证、发动机定型噪声测试等测试分析工作。但中国噪声测试多侧重于理论方法、测试分析基本理论研究等方面,缺乏细致的原理级可行性验证,以及模型级、系统或分系统级的综合验证;工程级验证平台虽已建立,但缺少顶层标准与规范的支撑,高阶数模检测、径向模态获取等关键试验测试技术有待突破。

2.2 结构/强度参数测试技术

2.2.1 振动测试技术

航空发动机的振动是由大量复杂结构和恶劣的运行环境的综合作用引起的,振动过大一直是困扰航空发动机研制的技术难题^[31],国外几乎所有发动机都无一例外地发生过振动故障且排振困难。自20世纪60年代前开始,世界各大航空发动机公司如RR、PW、MTU等,不断发展非接触叶片振动测试技术,在传感器、前置信号处理、时间测量、分析算法等方面进行了大量的研究;AEDC和AFRL(Air Force Research Laboratory,空军研究试验室)联合开发的第4代非接触测量系统(Non-Contact Measurement System, NSMS)可采用光纤、电涡流、电容式3种叶尖振幅传感器,使叶片振幅分辨率达到25 μm。

在整机振动测试方面,中国已具备航空发动机整机振动测试与分析、发动机内外部构件振动测试与分析、转子临界转速测试与试验技术等能力;利用中国现有转子试验器条件,可开展发动机真实转子动力学特性试验,研究转子不平衡响应特征、结构连接状态影响及转子弹性线等动力学特征;在附件振动测试方面,具备任意成附件振动载荷测试及载荷谱编制能力,攻克了多测点同步测量、宽频带分析、重要结构特征点选择、复杂结构测试等各类技术难题。与国外相

比,中国现有技术集中于实际测试应用阶段,缺少系统化的转子特性分析、监测方案论证和发动机健康诊断等方面的试验与评估方法研究;部分自研设备存在可靠性低、稳定性和抗干扰能力差、测试功能落后等问题,与国外同行业测试设备差距较大。

2.2.2 应力/应变测试技术

在应力/应变测试方面,NASA Dryden 飞行载荷实验室开展了光纤光栅(Fiber Bragg Grating, FBG)和非本征法布里-珀罗腔(Extrinsic Fabry-Perot Interferometrie, EFPI)应变传感器在 Inconel、C/C 以及 C/SiC 材料上的热喷涂方法研究,可实现高达 1371 °C 范围内的结构热应变测量^[32];NASA Dryden 与 Lambda 公司开展的蓝宝石光纤应变传感器研制项目,将温度上限提高到 1650 °C。

中国成功研制 1100 °C 高温动态应变计,打破了国际封锁,填补了中国空白,并成功应用于整机高涡转子叶片动应力测试^[33];非接触式应变/变形测试技术包括云纹及云纹干涉法、电子散斑干涉法、光测信息图象处理等试验技术,开展了数字图像相关技术(Digital Image Correlation, DIC)在零部件和整机机匣变形测试方面的研究,推进数字图像处理技术非接触 3 维全场位移/变形测试的全面应用,为发动机设计、排故等做出重要贡献。

2.2.3 几何参数测试技术

几何参数是保证发动机安全和性能的关键参数之一,主要包括叶尖间隙测试技术、连续表面间隙测试技术、轴向位移测试技术与轴心轨迹测试技术、叶尖扭转变形在线测试技术、喷口面积和角度测试技术等。例如,叶尖间隙对发动机的效率、耗油率、可靠性等有很大影响^[34],欧洲 HEATTOP 计划之一就是研究高温部件叶片间隙测量电容传感器的材料及工艺;法国 FOGALE 公司联合 THERMOCOAX 公司开发了一种基于电容调幅法的高温电容传感器,可在无冷却情况下耐温 1400 °C,并已在 TP400 发动机上通过了机载测试。

中国电容式叶尖间隙测试系统技术比较成熟,技术指标达到国外产品水平^[35],可以满足风扇、压气机以及部分高压涡轮的叶尖间隙测试试验需求,但传感器耐温上限的问题仍难以突破;开发的基于飞秒脉冲激光频域干涉间隙测试技术可进行叶间间隙、轴向间隙、篦齿间隙等全面的转静子间隙测试,在发动机结

构参数测试中具有广阔应用前景,目前该技术已在压气机、核心机试验中进行了验证,其间隙测试精度、有效测量距离、耐温能力等关键指标均优于电容式叶尖间隙测试系统,基本实现了国产化替代。

另外,中国具备整机间隙 X 射线测量能力,在部分型号发动机上开展了 X 射线间隙测量,主要用于对部分工作状态下篦齿封严密封效果的检查和直接观察发动机结构的变化和偏移。

2.3 气动热力测试技术

2.3.1 温度测试技术

温度是反映航空发动机工作状态的重要流程参数。随着航空动力技术的发展,温度测试环境越来越复杂,测试难度也在不断攀升,无论是传统的热电偶测温装置、新型光纤测温系统、接触式测量方法还是非接触式测量方法,都在不断挑战自身的耐高温极限^[36-38]。NASA Glenn 研究中心对应用于涡轮发动机热端部件试验中的贵金属薄膜热电偶最高使用温度达到 1200 °C^[39];GTX100 燃气轮机采用晶体传感器获得了转子叶片表面和前缘温度,测温范围 20 ~ 1400 °C^[40];NASA Glenn 研究中心开发了可用于航空发动机内部流场温度测量的多波长辐射式高温光纤传感器,该传感器基于蓝宝石黑体腔原理,测量温度上限高达 2600 K^[41]。

中国常规气流温度、空气系统腔温测试技术较成熟,广泛应用于各类发动机整机及部件试验中,在测试精度和测试方法等方面也开展了一些研究^[42-44]。在高温燃气测试方面,随着新一代发动机及预先研究项目的开展,高温测试技术取得突破性进展,利用耐温 2000 °C 以上气冷铱铑热电偶(如图 2 所示)实现了对新一代主燃烧室出口温度场的测试;自主开发了基于非标热电偶、高温陶瓷、特种高温合金材料的 1400 °C 高温无冷却受感部^[45],满足涡轮后温度场等高精度测试需求。然而,随着需要测量的燃气温度不断升高,现有热电偶体系逐渐暴露出不足之处,亟需寻求新方法、新工具。基于特种光纤传感器被视为下一代超高温、强氧化极端环境传感器解决方案,可为发展下一代大推力航空发动机奠定基础,但距离工程化应用仍有较大差距,需从器件、测试、应用体系

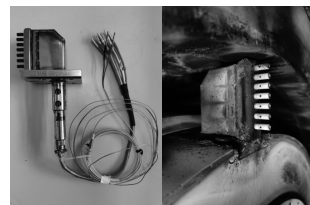


图2 气冷铱铑热电偶

等各方面提高发动机光纤测试技术成熟度。

中国具备热电偶壁温测试、发动机示温漆测试、发动机晶体测温技术和辐射测温技术等测试能力^[46-47],发动机热电偶壁温测试具备金属构件1000℃壁温测试能力,发动机示温漆测试和晶体测温均已达到国外同类产品指标,部分科研院所建有示温漆测温实验室、晶体测温实验室;红外测温技术已广泛应用于涡轮转子叶片表面温度测试,可实现发动机整机条件下多状态、多截面表面温度测试;嵌入式薄膜传感器实现涡轮叶片表面的原位安装,能够经受住发动机1200℃/0.5 MPa热燃气环境测试^[48]。另外,在涡轮叶片强度试验中,完成了对金属基涡轮叶片壁温高温光纤的测温研究工作,具备了局部区域叶片表面温度的测量能力,经过标定后,测试精度能够达到较高水平;对于陶瓷基复合材料涡轮叶片,由于其材料的特殊性,对红外波段的吸收和反射特性还未知,还需进行专项攻关,以满足未来发动机的测试需求。

轴承转动圈晶体测温技术在部件级试验器上进行验证,记录转动圈工作过程中的最高温度,为轴承转动圈的设计提供数据依据,基于芯片存储技术的轴承连续温度测试设备在部件级试验器上得到应用。

2.3.2 压力测试技术

在压力测试方面,德国亚琛大学、瑞士理工学院开发的微型5孔压力探针,头部直径0.9 mm,用于压气机、涡轮级间、涡轮封严内3维流场的测量;Lenher^[49]采用基于微型动态压力传感器与多孔探针耦合的非定常测试技术来解决航空发动机关键部件内部强剪切非定常3维流动测试难题;为了解决高温部件动态压力原位测量难题,国外开发出了耐高温光纤传感器,如美国Luna Innovations公司的EFPI压力传感器,实现了1050℃温度下压力的精确测量,并在燃气轮机上开展试验验证^[50];英国OXSENSIS公司开发的Wave-Phire光纤压力传感器直径9 mm,耐温达到1200℃,整套测试系统频响达到50 kHz,已应用于涡轮动态压力测量;为了解决旋转叶片上的压力分布和气动载荷难以准确测量的技术难题,多采用压敏涂料(Pressure Sensitive Paint, PSP)技术^[51]。

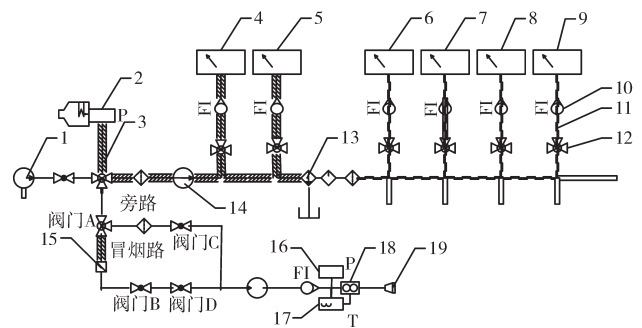
经过多年的发展,中国已经具备了多种工况、多种参数下的发动机稳态和动态压力测试能力。能够实现大压力范围、大温度跨度、高速、大气流角度等环境下的压力测试需求;能够实现总压、静压、2维/3维

气流方向、气流速度等参数的测量,能够满足高低压压气机性能测试、涡轮气动性能测试、涡轮叶片高温冷效和热冲击、燃烧室性能试验、发动机(压气机)进发匹配试验研究、压气机失速/喘振检测和在线预测研究、压气机转子性能(激波与转子后动态流场)、燃烧室振荡燃烧和叶轮机械故障诊断分析和发动机整机全流程压力测试任务需求。同时也存在一定差距,如基于燃烧室脉动压力的燃烧不稳定性测试技术中的自动测试与智能分析技术、脉动数据的有效性修正技术、新型高温传感器的工程应用等。目前动态压力测试广泛使用压阻式传感器,耐温上限低,无法实现高温、高压、高转速等极限环境条件下的原位测量。光纤式动态压力测试系统因具有耐高温、结构灵巧、高动态响应和抗电磁干扰等诸多优点,已逐步显示出其在发动机测试中的发展潜力和技术优势,但工程应用中的可靠性和寿命问题亟待解决。

2.3.3 成分/浓度测试技术

燃气分析、激光诱导荧光等技术是目前国际上广泛应用的测量燃气流场温度和燃烧组分浓度的方法。GE公司Williamson等^[52]将燃气分析技术应用于喷气发动机燃烧室温度场测量;NASA Glenn研究中心采用燃气分析法分别研究了中心分级贫油直喷和轴向分级低污染燃烧室在不同工况下的污染排放特性^[53-54];激光诱导荧光法(Laser-Induced Fluorescence, LIF)测量技术以斯坦福大学的研究为代表,已经发展成为可以对各种燃烧流场,尤其是超声速燃烧流场的瞬态温度分布、组分分布等进行测量的先进燃烧诊断技术^[55-56]。

利用燃气分析法进行气态污染物和排气冒烟测试是整机或燃烧室进行排放性能测试的常规手段,测量原理如图3所示,中国已具备高温(2500 K)、高压



1—反吹气源;2—出口测量段;3—样气伴热管;4—碳氢分析仪器;5—NO_x分析仪器;6—CO分析仪器;7—CO₂分析仪器;8—O₂分析仪器;9—H₂O分析仪器;10—转子流量计;11—伴热管;12—三通球阀;13—除水干燥器;14—抽气泵;15—过滤纸夹;16—压力测量仪;17—温度测量仪;18—体积流量计;19—排气口。

图3 燃气分析系统测量原理

(1.5 MPa)排气测试能力,但与国外燃气分析测试体系相比,尚无法做到试验设备的标准化,在燃气分析测试精细化方面也与国外存在差距。

中国开展了平面激光诱导荧光^[57](Planar Laser-Induced Fluorescence, PLIF)和激光诱导炽光技术^[58](Laser-Induced Incandescence, LII)应用研究,实现对发动机燃烧室单头部模拟试验件内燃烧产生的碳烟的测量;逐步开展了非限制空间煤油蒸汽燃烧火焰和丁烷燃烧火焰产生的OH激发谱线的测量研究,成功测得2种燃料燃烧产生OH激发谱线。在航空发动机燃烧场成分/浓度测量方面,应重点构建以激光和光谱测量为核心的非接触式燃烧试验流场测量技术平台,实现精细化、可视化燃烧室内流场燃气成分/浓度的实时测量和显示。

2.4 综合/测控/机载传感器技术

2.4.1 测试系统开发技术

试车台是对航空发动机进行综合分析的重要设施^[59]。美国、英国、俄罗斯等国家许多发动机研发机构建设各类发动机试验设备,并配备了综合化的先进测试系统^[60]。例如,AEDC用10年时间建成了世界最大高空模拟试车台(Aeropropulsion Systems Test Facility, ASTF)其具有功能强大的测试和控制系统,全部自动化控制,测试系统能够实现高达3500个参数的稳态和瞬态数据采集、分析处理、显示等功能^[61-62]。

航空发动机测试系统总体设计与系统集成技术主要用于对发动机台各测试参数的采集、显示与分析处理,目前中国航空发动机测试系统总体设计与系统集成技术具有一定的基础,基本达到测试系统框架搭建的规范性,可实现不同采集设备之间的融合与数据集成,软件开发具备自主研发能力。

2.4.2 故障预测及诊断在线测试技术

故障预测及诊断在线测试技术是指利用在线测试设备和技术手段,实时智能监测发动机的各项参数和性能指标,能够提前发现故障,提高飞行安全性,并降低维修成本。例如,静电监测技术已经成功应用于F35战斗机的故障预测与健康管(Prognostic and Health Management, PHM)中,实现对发动机气路状态进行实时监测^[63];在线金属屑末监控的扫描仪已成功地应用于F22战斗机、F117轰炸机、阿帕奇直升机,在实际使用中成功预报了多起发动机突发故障,避免了

灾难性事故发生。

中国具备滑油颗粒离线检测技术能力和滑油屑末在线监测技术能力。前者技术能力完备,后者已在部件级试验器上成熟应用。滑油颗粒离线检测技术能够进行滑油颗粒粒径测量和滑油金属屑末成分分析,并提供检测数据,但在油气两相流滑油颗粒度的测试、轴承保持架超声波测速、轴承早期疲劳裂纹声发射检测、旋转机械故障专家诊断等试验测试技术方面还需要加速突破。

2.4.3 发动机测试改装技术

测试改装技术是发动机测试技术的基础,无论是接触式还是非接触式测试技术,都需要对发动机进行不同程度的改装,以满足测试需求。不同发动机由于结构及气动性能的差异使测试改装要求不具有普适性,通常遵循3个原则,即确保发动机结构安全、不改变测试的参数场或可修正、测试改装设计的可操作和规范性。

中国掌握了发动机整机和压气机、燃烧室、涡轮各类部件的测试改装引线安装和引线密封工艺,具备传统铁基材料、镍基材料和钛合金材料的高温工况测试改装引线点焊安装工艺;镁、铝合金的低温工况测试改装引线胶粘安装工艺;高温复材的机械捆绑工艺等测试改装技术,在发动机测试中都有大量应用,但如何在降低测试干扰的条件下,完成有效的改装设计并保证信号的可靠传输,是测试改装技术的难点之一。

2.4.4 遥测技术

国外在20世纪90年代将无线遥测技术引入到发动机应力、温度和压力测量,并逐步实现了系统的微型化和模块化^[64]。国际上遥测技术具备多通道并行遥测能力,在测量手段、通道容量、传感器类型、发射机体积、测量可靠性、数据准确性等多方面取得突破。如德国的Datatel公司、Manner公司和英国RotaData公司推出的遥测设备,具有世界领先水平。目前RotaData公司的轴端激光遥测系统的传输速率达到高于600 Mps的速度,能应用于最高转速30000 r/min的旋转体,已在航空发动机上成功应用。

中国自主研发的遥测系统大量应用于整机高压转子应力测量、整机起动扭矩测量等试验中,安装方式根据具体测量结构选择轴端安装或绕轴安装,具备发动机旋转件壁面参数测试能力。在引电器研制

与应用方面,完成了高速多通道丝式引电器的研制。此外,随着光纤测试技术的发展,光滑环技术也将逐步在航空发动机测试中得到应用。

3 展望

经过70年的发展,中国航空发动机测试技术的发展能够满足目前中国研制的需求,技术能力基本覆盖测试需求,但航空发动机设计技术以及测试技术的发展日新月异,未来航空发动机测试面临诸多挑战,展望未来,需要加强5方面的工作:

(1)加强数据有效性研究工作。“测得到、测得准、测得稳”对于测试工作而言十分重要,航空发动机测试中,特别要重视测得准的问题,加强数据有效性研究工作。一是要加强对测试数据的分析,研究广义测量系统的各影响因素及其内在规律,根据这些规律建立数据有效性分析准则,然后根据这些准则的集合对数据有效性进行综合分析,包括数据不确定度评定、数据一致性检查、不同数据源比对、与预期值比对、与历史数据比对、运用与其它量的相关性、运用物理规律,或者是这些方法的综合运用等,从而保证测量数据质量^[65];二是要不断加强对专用测试设备的科学管理,特别是按照专测设备管理的大型试验设备,建立健全校准规范,加强数据的可溯源性;三是要加强对数据的利用,建立完备的航空发动机测试数据库,深入开展测试仿真研究,引入大数据、人工智能等技术提高数据的使用效率,有效指导设计工作。

(2)重视先进传感器的研发工作。充分凝聚中国测试技术方面的力量,加大产学研转化力度,重视从原理—技术—工程的系列发展,重点开发基于物理现象、化学反应和生物效应基本原理的新型传感器研发;采用新技术、新工艺、新材料,提高现有传感器的性能;开展集成化、微型化和智能化传感器的研究^[66]。

(3)建立测试技术标准体系。加速推进系列化行业标准/规范的建立,逐步建成系统完整、水平先进、布局合理、与发展需求相适应的航空发动机测试能力体系,为高质量完成发动机的研制提供必要的保障。

(4)加强行业间的协调与合作,善于将各领域先进测试技术植入航空发动机测试领域。加强与各工业领域的联系和合作,积极引入各领域特有的、先进的测试技术和测试理念。

(5)紧盯国际航空发动机测试技术前沿,加强对

国外先进测试技术的研究和引进。中国航空发动机测试技术与国外先进国家相比存在一定的差距,除了自主研发、加速追赶外,还要善于利用和创造机会开展国际间的交流与合作,使航空发动机测试技术的发展跟住前沿,立于前沿。

参考文献:

- [1] 曹建国. 数字化转型下航空发动机仿真技术发展机遇及应用展望[J]. 系统仿真学报, 2023, 35(1): 1-10.
CAO Jianguo. Development opportunities and application prospects of aero-engine simulation technology under digital transformation[J]. Journal of System Simulation, 2023, 35(1): 1-10. (in Chinese)
- [2] 刘大响, 程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
LIU Daxiang, CHENG Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (in Chinese)
- [3] 朱继洪, 蔡晋, 曲敬龙, 等. 航空发动机结构与工艺[M]. 北京: 科学出版社, 2023: 236-244.
ZHU Jihong, CAI Jin, QU Jinglong, et al. Aero engine structures and manufacturing processes[M]. Beijing: Science Press, 2023: 236-244. (in Chinese)
- [4] 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 Zhenhua, WANG Liang. Development of aeroengine testing measurement technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(6): 47-51. (in Chinese)
- [5] Bu H, Huang X, Zhang X. An overview of testing methods for aeroengine fan noise[J]. Progress in Aerospace Science, 2021, 124: 100722.
- [6] Fernández R, Amorebieta J, García I, et al. Review of a custom-designed optical sensing system for aero-engine applications[J]. International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power, 2021, 6(1): 1-12.
- [7] Ramgade R, Thak U, Pidurkar H, et al. Literature review on innovative technologies for temperature measurement of aero engine component[J]. International Research Journal of Engineering and Technology, 2018, 5(4): 2361-2367.
- [8] Cochet A, Bodoc V, Brossard C, et al. ONERA test facilities for combustion in aero gas turbine engines, and associated optical diagnostics[J]. Aerospace Lab, 2016, 11(1): 1-16.
- [9] Chen Z, Sheng H, Xia Y, et al. A comprehensive review on blade tip timing-based health monitoring: status and future[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2021, 149(2): 107330.
- [10] 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]. 测控技术, 2020, 40(3): 16-20.
HUANG Cheng, JIN Wei, QU Jiansu, et al. Measurement of thrust of

- aero engine's indoor test bench and its traceability system[J]. *Metrology & Measurement Technology*, 2020, 40(3): 16-20. (in Chinese)
- [11] Kin C W. Derivation of the data reduction equations for the calibration of the six-component thrust stand in the CE-22 advanced nozzle test facility[R]. NASA-TM-2003-212326.
- [12] Jonathan A L, William L B, Dr R M, et al. Inlet duct static pressure assessment method contribution to direct-connect thrust measurement uncertainty[C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2007: 1-10.
- [13] Simpson P A. Aerodynamic monitoring of engine thrust measurement on indoor sea level test beds[C]//22nd Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 1986: 1-8.
- [14] Robert N P, Martin R T, Colin A W. Gas turbine measured thrust correction: EU, 03250209.8[P]. 2003.07.16.
- [15] Robert N P, Martin R T, Maurice C B, et al. Thrust correction: EU, 07252104.0[P]. 2007.11.28.
- [16] 雷晓波, 李密, 张强, 等. 航空发动机推力直接测量飞行试验[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(7): 1631-1638.
LEI Xiaobo, LI Mi, ZHANG Qiang, et al. Direct thrust measurement flight test of aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(7): 1631-1638. (in Chinese)
- [17] 王辰辰, 李新良, 李程, 等. 航空矢量发动机试车台推力校准技术综述[J]. *计测技术*, 2015, 35(4): 10-14.
WANG Chenchen, LI Xinliang, LI Cheng, et al. Thrust calibration technology of aero vector engine test cell[J]. *Metrology & Measurement Technology*, 2015, 35(4): 10-14. (in Chinese)
- [18] 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 Xu, FENG Chuanqi, XUE Wenpeng, et al. Force measurement method and calibration technology of aeroengine whole thrust test bed [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(1): 144-150. (in Chinese)
- [19] Hildebrandt P, Johann E. Reducing static pressure measurement errors to increase accuracy of air mass flow measurement [R]. AIAA-98-2712.
- [20] Stephen C S. Airflow calibration of a bellmouth inlet for measurement of compressor airflow in turbine-powered propulsion simulators[R]. NASA-TM-1985-84399.
- [21] Beale D K. Experimental measurement of venturi discharge coefficient including sensitivity to geometric and flow quality variables [C]//37th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston: AIAA, 1999: 1-23.
- [22] 杨振, 王毅, 刘琳琳. 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 Zhen, WANG Yi, LIU Linlin. 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)
- [23] 中国人民解放军总装备部. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范: GJB 241A-2010[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2010: 123-127.
The General Armament Department of PLA. Engine, aircraft, turbojet and turbofan, general specification for: GJB 241A-2010[S]. Beijing: The General Armament Department Military Standard Publication and Distribution Department, 2010: 123-127. (in Chinese)
- [24] 苏金友, 田金虎, 唐智礼, 等. 组合临界流文丘里喷嘴空气流量测量方法高空舱应用分析[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(10): 2149-2157.
SU Jinyou, TIAN Jinhui, TANG Zhili, et al. Analysis of method of air mass flow measurement based on array of critical flow venturi nozzle in high-altitude simulation facility[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(10): 2149-2157. (in Chinese)
- [25] Obaid Y. Lessons learned from the F/A-22 and F/A-18E/F development programs[M]. Santa Monica: the RAND Corporation, 2005: 29-40.
- [26] 肖志河, 高超, 白杨, 等. 飞行器雷达隐身测试评估技术及发展[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(10): 1873-1879.
XIAO Zhihe, GAO Chao, BAI Yang, et al. Aircraft radar stealth test and evaluation technology and progress[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(10): 1873-1879. (in Chinese)
- [27] 阎满存, 余勇, 李家全, 等. 飞行器雷达隐身性能测试评估技术发展[J]. *战术导弹技术*, 2015, (2): 33-36.
YAN Mancun, YU Yong, LI Jialei, et al. Development of testing and evaluating technique of the aircraft radar stealthy performance[J]. *Tactical Missile Technology*, 2015, (2): 33-36. (in Chinese)
- [28] Marlow H C, Watson D C, Van H C H, et al. The RAT SCAT cross-section facility[J]. *Proceedings of the IEEE*, 1965, 53(8): 946-954.
- [29] Sutliff D L, Konno K E. Duct mode measurements on the TFE731-60 full scale engine[C]//8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2002: 1-15.
- [30] Detlef M, Hans J S, Gley Z, et al. Europe's largest aero acoustic test facility for aero engine fans—the development and operation of the Anecom aerotest anechoic chamber[C]//11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston: AIAA, 2005: 1-26.
- [31] 张龙, 薛秀生, 韩鹏卓, 等. 航空发动机转子径向振动测试技术研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2017, 30(1): 41-43.
ZHANG Long, XUE Xiusheng, HAN Pengzhuo, et al. Testing technology on rotor radial vibration for aero-engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2017, 30(1): 41-43. (in Chinese)
- [32] Piazza A, Richards L W, Hudson L D. High-temperature strain sensing for aerospace applications[C]//WRSGC Summer Test and Measurements Conference. Reston: WRSGC, 2008: 1-25.
- [33] 钱正纬, 郭仁飞, 马立强, 等. 双转子发动机整机高涡转子动应力测试方法[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(9): 8-15.
QIAN Zhengwei, GUO Renfei, MA Liqiang, et al. Test method for dynamic stress test on high pressure turbine rotor for the dual-rotor aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(9): 8-15. (in

- Chinese)
- [34] 段发阶,牛广越,周琦,等.航空发动机叶尖间隙在线测量技术研究综述[J].航空学报,2022,43(9):626014.
DUAN Fajie, NIU Guangyue, ZHOU Qi, et al. A review of online blade tip clearance measurement technologies for aeroengines[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 626014. (in Chinese)
- [35] 邓澈.旋转叶片叶尖间隙信号获取及高速采集处理技术研究[D].天津:天津大学,2018.
DENG Che.Research on rotating blade tip clearance signal acquisition & high speed data acquisition & processing technology[D]. Tianjin: Tianjin University, 2018. (in Chinese)
- [36] 陈炳焰,陈国明.航空发动机高温测试技术的发展[J].推进技术,1996,17(1):92-96.
CHEN Bingyi, CHEN Guoming. Development of High temperature measurement technique for aeroengines[J].Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(1):92-96. (in Chinese)
- [37] 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 Yanshan, DONG Xiangming, LIU Wei, et al. Research on developments of high temperature testing technology for aero-engine [J].Measurement & Control Technology, 2017, 36(9): 1-6. (in Chinese)
- [38] 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 Zhihai, WANG Qingyin, LI Guangchao, 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)
- [39] Wrbanek J D, Fralick G C. Novel thin film sensor technology for turbine engine hot section components[R]. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 2007.
- [40] 张娜,郑天慧,李杨,等.国外晶体测温技术研究与应用[J].燃气涡轮试验与研究,2020,33(5):59-62.
ZHANG Na, ZHENG Tianhui, LI Yang, et al. Overseas research and application of crystal temperature measurement technique[J].Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(5): 59-62. (in Chinese)
- [41] Fralick G, Ng D. Pyrometric gas and surface temperature measurements[R]. NASA-TM-1999-209059.
- [42] 王玉芳,董素艳,赵俭,等.单屏式多点气流温度传感器现场校准工况参数影响分析[J].计量学报,2022,43(2):222-227.
WANG Yufang, DONG Suyan, ZHAO Jian, et al. Influence analysis of working condition parameters of single screen multipoint air-flow temperature sensor in field calibration[J]. Acta Metrologica Sinica, 2022, 43(2):222-227. (in Chinese)
- [43] 张伟昊,杨伟平,曹保武,等.屏蔽式总温探针流动与换热分析[J].航空科学技术,2018,29(7):67-72.
ZHANG Weihao, YANG Weiping, CAO Baowu, et al. Aerodynamic and heat transfer analysis of a shielded total temperature probe[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(7): 67-72. (in Chinese)
- [44] 邹运,万斌,胡迎明,等.测温方法对高温升燃烧室温度场试验结果影响分析[J].航空发动机,2020,46(5):92-96.
ZOU Yun, WAN Bin, HU Yingming, et al. Influence of temperature measurement method on temperature field test results of high temperature rise combustor[J]. Aeroengine, 2020, 46(5):92-96. (in Chinese)
- [45] 张校东,刘忠奎,薛秀生,等.无冷却高温热电偶设计及应用[J].航空发动机,2019,45(1):87-91.
ZHANG Xiaodong, LIU Zhongkui, XUE Xiusheng, et al. Design and application of high temperature thermocouple without cooling[J].Aeroengine, 2019, 45(1):87-91. (in Chinese)
- [46] 胡娜,赵伟,晋小超,等.航空发动机涡轮叶片接触式测温技术应用进展[J].航空工程进展,2023,14(1):1-12.
HU Na, ZHAO Wei, JIN Xiaochao, et al. Advances in application of contact temperature measurement technology for aeroengine blade[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 1-12. (in Chinese)
- [47] 张志学,刘忠奎,张玉新,等.航空发动机壁温测量方法综述[J].测控技术,2015,34:127-130.
ZHANG Zhixue, LIU Zhongkui, ZHANG Yuxin, et al. Survey on the wall temperature measurement of aeroengine[J].Metrology & Measurement Technology, 2015, 34:127-130. (in Chinese)
- [48] Duan F L, Lin Y. Development of accurate and robust high temperature sensor on aero-engine turbine blade surface[C]//2018 Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2018: 1-7.
- [49] Lenherr C. High temperature fast response aerodynamic probe[D]. Zürich: ETH Zürich, 2010.
- [50] Matthew P, Matthew D, Gordon E, et al. Un-cooled fiber-optic pressure sensor for turbine engines, operation to 1992° F and 500psig[C]//44th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston: AIAA, 2006: 1123.
- [51] Gregory J W. Porous pressure-sensitive paint for measurement of unsteady pressures in turbomachinery[C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2004: 1-11.
- [52] Williamson R C, Stanforth C M. Measurement of jet engine combustion temperature by the use of thermocouples and gas analysis[J]. SAE Transactions, 1969, 78(3): 1598-1616.
- [53] Zhuohui J H, Changlie W, Clarence T C, et al. Emissions characteristics of a P&W's axially staged sector combustors[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reston: AIAA, 2016: 1-11.
- [54] Kathleen M T, Derek P P, Zhuohui J H, et al. A comparison of three second-generation swirl-venturi lean direct injection combustor concepts[C]//52nd AIAA/SAE/ASSEE Joint Propulsion Conference, Reston: AIAA, 2016: 1-14.
- [55] Seitzman J M, Paul P, Hanson R K. PLIF imaging analysis of OH structures in a turbulent nonpremixed H₂-Air flames[C]//28th Aero-

- space Sciences Meeting, Reston: AIAA, 1990: 1-11.
- [56] Yip B, Miller M F, Lozano A, et al. A combined OH/acetone planar laser-induced fluorescence imaging technique for visualizing combustor flows[J]. *Experiments in Fluids*, 1994, 17(5): 330-336.
- [57] 严浩, 张少华, 余西龙, 等. OH 与 CH₂O 双组分平面激光诱导荧光对旋流燃烧室火焰结构与脉动特征的研究[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(4): 894-907.
YAN Hao, ZHANG Shaohua, YU Xilong, et al. Flame structure and dynamics characters investigation by OH and CH₂O planar laser-induced fluorescence in the swirl combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(4): 894-907. (in Chinese)
- [58] McCormick D, Black J D, Feng Y, et al. High-sensitivity in situ soot particle sensing in an aero-engine exhaust plume using long-pulsed fiber-laser-induced incandescence[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2015, 16(8): 2674-2682.
- [59] 杜建红, 乔黎. 航空发动机试车台自动测试系统设计[J]. *航空发动机*, 2007, 33(2): 15-17.
DU Jianhong, QIAO Li. Design of automatic instrumentation system of aeroengine test bench[J]. *Aeroengine*, 2007, 33(2): 15-17. (in Chinese)
- [60] 张毫, 孙永飞, 熊进星. 航空发动机燃烧室试验通用测试系统设计与应用[J]. *航空发动机*, 2019, 45(4): 67-70.
ZHANG Hao, SUN Yongfei, XIONG Jinxing. Design and application of aeroengine combustion chamber test general measurement system [J]. *Aeroengine*, 2019, 45(4): 67-70. (in Chinese)
- [61] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014: 13-36.
HOU Minjie. Aero-engine altitude simulating test techniques[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 13-36. (in Chinese)
- [62] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 640-647.
ZHANG Baocheng. Aeroengine experiment and measurement technology[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 324-329. (in Chinese)
- [63] Powrie H, Novis A. Gas path debris monitoring for F-35 joint strike fighter propulsion system PHM[C]//2006 IEEE Aerospace Conference. Reston: IEEE, 2006: 1-8.
- [64] Long S A, Edney S L, Reiger P A, et al. Telemetry system integrated in a small gas turbine engine[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbine Engines and Power*, 2012, 134(4): 5.
- [65] 王亮, 孙颖. 航空发动机测试数据准确度和可靠性保证[J]. *航空发动机*, 2023, 49(5): 64-77.
WANG Liang, SUN Ying. On ensuring the accuracy and reliability of aeroengine test data[J]. *Aeroengine*, 2023, 49(5): 64-77. (in Chinese)
- [66] 陈雯柏, 李邓化, 何斌, 等. 智能传感器技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 2022: 12-18.
CHEN Wenbai, LI Denghua, HE Bin, et al. Technology of intelligent sensor[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2022: 12-18. (in Chinese)

(编辑: 孙明霞)