风扇/增压级气动声学试验器设计及试验验证

张国旺,杨明绥,武 卉,闫力奇 (中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:风扇/增压级气动声学试验器是大涵道比涡扇风扇部件进行前传远场噪声特性评估、后传噪声特性评估、管道声模态特 性评估、主/被动降噪措施验证等声学性能以及均匀流场气动性能测试的重要试验平台,在大涵道比发动机研制过程中发挥重要 的作用。针对中国首个以适航噪声评估为主要目标的风扇/增压级气动声学试验器,介绍了其关键组成部分湍流控制屏和进气消 声室的结构,进行了试验器功能验证和消声室声学性能鉴定。结果表明:消声室尖劈截止频率为125 Hz,在40 kHz的高频条件下, 消声室满足自由场传播条件的区域达到22 m,消声室内设备空载运行时噪声低于45 dBA,在全转速范围内试验件及设备运行状 态良好,其振动幅值均低于报警限制值,该试验器的各项性能指标均满足设计要求。该试验器已经完成了多项风扇/增压级部件 声学及气动性能试验工作,具备相对成熟的风扇/增压级气动与声学性能试验测试技术能力。

Design and Test Verification of a Fan/Booster Aeroacoustic Stage Tester

ZHANG Guo-wang, YANG Ming-sui, WU Hui, YAN Li-qi

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

Abstract: A fan/booster aeroacoustic test facility is an important test platform for testing the acoustic performance of the fan assembly of high bypass ratio turbofan engine, such as the forward transmission far-field noise characteristics evaluation, the rear transmission noise characteristics evaluation, the pipe acoustic modal characteristics evaluation, and the verification of active/passive noise reduction measures, as well as their aerodynamic performance under uniform flow field, it plays an important role in the development process of high bypass ratio engines. As the key components of China's first fan/booster aeroacoustic test facility with airworthiness noise evaluation for its main objective, the structure of the turbulence control screen and the inlet anechoic chamber, as well as the results of the function verification of the test facility and the acoustic performance evaluation of the anechoic chamber are introduced. The results show that the cutoff frequency of the anechoic chamber wedge is 125 Hz, and under the high-frequency conditions of 40 kHz, the area where the anechoic chamber meets the free field propagation conditions reaches 22 meters, The noise level of the anechoic chamber with the equipment operated in no-load condition is less than 45 dBA. The test vehicle and equipment operate well within the full speed range, with vibration amplitudes lower than the alarm limits, and all performance indicators of the test facility meet the design requirements. The test facility has completed multiple acoustic and aerodynamic performance tests for fan/boost components , and has relatively mature technical capabilities for fan/boost aerodynamic and acoustic performance testing.

Key words: fan/booster; aeroacoustic test facility; anechoic chamber; test equipment; acoustic performance testing

0 引言

进入21世纪,伴随着大涵道比涡扇发动机的性 能不断提高,更加重视大幅度降低其污染物和噪声排 放,以满足日益严苛的环保要求^[1]。飞行噪声由发动 机噪声和飞机噪声构成,发动机噪声主要来源于风

收稿日期:2021-06-03 **基金项目:**航空动力基础研究项目资助 作者简介:张国旺(1974),男,高级工程师。 扇、喷流、燃烧和涡轮,其中风扇噪声和喷流噪声占比 较大^[2]。随着民用发动机涵道比不断增大,喷流噪声 的强度得到了有效降低,致使风扇噪声在起飞和着陆 阶段都处于突出地位^[3]。因此,风扇/增压级部件作为 发动机的主要噪声源之一对其开展试验研究是检验 其低噪声设计与降噪效果的必要手段,也是发动机噪

引用格式:张国旺,杨明绥,武卉,等.风扇/增压级气动声学试验器设计及试验验证[J].航空发动机,2024,50(1):151–158.ZHANG Guowang,YANG Mingsui,WU Hui,et al.Design and test verification of a fan/booster aeroacoustic stage tester[J].Aeroengine,2024,50(1):151–158.

声试验研究体系中的重要环节。开展风扇/增压级噪 声试验器建设,进行能够满足噪声试验测试要求的大 型消声室设计具有十分重要的现实意义,也是各国开 展风扇/增压级部件噪声试验测试研究的核心技术之 一。消声室是风扇/增压级气动声学试验器的重要组 成部分,其总体设计质量将直接影响试验器的气动和 声学品质。消声室设计不仅需要从试验器布局和总 体设计角度进行流场、声场的综合考虑,还涉及到大 量的消声、隔声、隔振专业处理^[4-5]。

从20世纪五六十年代开始,国外就已经十分重 视在工程领域开展风扇部件级试验的建设,研制了完 善的从基础研究到应用研究的各种关键设备。 Nadine 等^[7-9]中对此类试验器进行了介绍,其中包含俄 罗斯的II-3A试验器、德国Anecom、法国的RACE和 5C2、NASA Glenn 中心的 ANCF。这些工程领域的风 扇部件级(缩尺因子0.5~1.0)噪声试验设施是评估 风扇噪声水平、验证低噪声设计的关键设备,在声学 试验研究中发挥了重要作用。目前中国工程领域对 风扇/增压级噪声试验测试的研究工作处于起步阶 段,在风扇/增压级噪声试验研究的大型气动声学试 验器和进气消声室设计方面缺乏设计经验和设计方 法,具有较大的难度。因此,发展和建立一种用于风 扇/增压级前传噪声试验研究的大型试验器设计方 法,对于中国发动机噪声试验事业的发展具有重要 意义。

本文介绍了中国首个大尺寸风扇/增压级部件声 学试验器主体设备结构、消声室结构及声学性能验证 结果。

1 试验器总体设备结构

该试验器主体设备由湍流控制屏(Turbulence Control Screen,TCS)、进气流量测量单元、内外涵排气 转接及排气节流单元、内外涵排气管路、内涵排气流 量测量单元、扭矩测量仪、增速器、动力电机等设备组 成。湍流控制屏减弱进气中的扰流,使进气更加均 匀,发挥了传统压气机试验器进气稳压箱的作用;进 气流量测试单元实现进气总流量的测量;风扇/增压 级试验件的内外涵气流在试验件出口和内外涵排气 转接段中分流,经过内外涵节流阀门、排气管道和排 气塔排入大气。试验器内涵排气管道分出2路分支, 每个分支管道上都安装有流量喷嘴,可根据内涵的实 际流量工况选择参与流量测量的喷嘴数量。

试验器的厂房结构由进气消声室、排气设备间、 动力设备间、辅助设备间组成。主体设备主要放置在 动力设备间和排气设备间内,设备间之间的墙壁降低 了设备运转噪声向消声室传递的强度,对保证消声室 的声学指标具有重要的作用。为满足声学试验中声 源中心标高为7m的设计要求,在动力设备间和排气 设备间搭建了高5.6m的基础平台,试验器主体设备 座落在该平台上,将整个设备中心提高到7m。试验 器内外涵排气管道在排气间内垂直朝上穿过排气间 屋顶后到达室外,在厂房屋顶上方进入排气消音塔。 试验器主体结构如图1所示。



1.1 排气设备及支撑结构

该风扇/增压级气动声学试验器的结构布置与常 见的压气机试验器略有差异,为了适应声学试验器的 厂房布置形式采用了前悬臂支撑结构,试验器重心位 于外涵排气蜗壳前缘附近,试验件在消声室内部悬挂 安装也不会显著影响整体重心的位置。排气设备位 于排气设备间内,由排气转接机匣、排气节流单元、内 外涵排气承力机匣及内外涵排气蜗壳和管道组成。 在内外涵排气承力机匣上伸出4个支撑耳座,固定在 支撑底座上,形成整个试验器的支撑结构。试验器排 气节流单元的机匣和排气转接机匣作为2个独立可 拆卸的单元体依次串联在排气承力机匣上,并穿过消 声室墙壁,向进气方向延伸进入进气消声室。试验件 排气机匣与排气转接机匣前安装边连接,前端悬空于 消声室内部。试验件前端距最近支点的距离超过5m。 为提高设备支撑的稳定性,从设备平台上延伸出两根 横梁形成1个辅助支点,支撑于试验件与排气设备的 连接截面。试验器试验设备支撑结构如图2所示。

1.2 排气道传动轴系结构

试验器设计时考虑到对多种轴系结构的适应性, 具有适应有/无轴向力平衡需求的风扇/增压级试验件 的能力,使该试验器具有广泛的通用性。



图2 试验器试验设备支撑结构

试验件无轴向力平衡需求时,排气道轴系由3个 轴段组成,分别是功能转子轴段、中间浮动轴段和轴 向力平衡功能轴段,具体结构如图3所示。排气道3 段轴系的装配关系如下:3个轴段之间通过套齿连 接,传递扭矩,中间浮动轴段起到承上启下的作用,同 时可通过套齿啮合间隙消化、吸收两端轴系的不同 心。中间浮动轴段芯部安装轴向力拉杆,拉杆左端通 过螺纹与功能转子轴段尾端连接,拉杆右端从轴向力 平衡功能轴段的右侧穿出,利用外螺母与平衡功能轴 段连接。功能转子轴段的左侧内套齿与试验件输入 轴外套齿啮合,将排气道轴的扭矩传递给试验件;轴 向力平衡功能轴段的右侧外套齿与动力输入膜盘联 轴器连接,将动力系统的扭矩传递给排气道轴系。整 个排气道轴系由4个滚动轴承支撑,分别放置在功能 转子轴段和轴向力平衡功能轴段。



图3 试验器排气道轴系结构

在试验件有轴向力平衡需求的轴系模式下,拆除 功能转子轴段,以试验件转子替代。同样,中间浮动 轴段被试验件专用传扭轴和轴向力拉杆取代,用轴向 力拉杆将试验件转子与轴向力平衡功能轴沿轴向拉 紧,即可将轴向力平衡盘施加轴向力传递到试验件转 子上,从而实现轴向力平衡功能。

2 湍流控制屏功能和结构

2.1 湍流控制屏功能

湍流控制屏(Turbulence Control Screen, TCS)是 保障航空发动机整机及风扇部件远场噪声评估准确 性的关键设备。其功用是对地面试验状态下进气中 存在的涡流进行整流,消除涡流与风扇叶片干涉诱发 的二次噪声和由地表效应等因素导致进气不均匀、噪 声测试结果与飞行结果不一致的现象^[10-12],保证发动 机进口声源特性的正确性,最大可能性的模拟发动机 在飞行状态下的噪声特性。

2.2 湍流控制屏结构

2.2.1 整体结构

湍流控制屏由球形网格框架、整流单元、支撑结构及其他附件组成,与文献[13-14]结构类似,如图4 所示。球形网格框架外观为球形,本项目中的TCS框

架直径约 3.8 m,通过尾端 的圆环形底座安装边和 6 根二力杆固定在消声室墙 壁上。整流单元镶入球形 网格框架的多边形金属框 中,将每个多边形框格 填满。



图4 湍流控制屏结构

在安装状态下,试验件进气喇叭口通过球形框架 收口的环形底座圈伸入湍流控制屏内部球顶部分。 另外,使用环形帆布将底座圈安装边与试验件的外壁 之间的环形面进行封堵,避免气流从此环面流入。 2.2.2 球形网格框架

球形网格框架是由多种不同数量和尺寸的多边 形框架单元拼接而形成的近似圆形结构。在框架设 计中依据凸多面体理论,以正20面体为基础,拓展出 32面体、92面体,272面体、482面体等多面体方案,可

根据TCS直径尺寸选用合 适的拟合方案。

框架单元采用铆钉连 接形式,整流单元与框架 之间则通过螺栓连接,如 图5所示。



2.2.3 整流单元

整流单元由不锈钢蜂窝和多孔板焊接构成,其主 要功能是保证进气气流均匀,满足声学测量要求,其 中蜂窝对进气导流装置的气动性能具有决定性的作 用。为了评判蜂窝结构的气动性能,利用稳/动态压 力探针和PIV光学测试技术对本项目所选用的等六 边形蜂窝结构进行气动性能吹风试验,结果表明该蜂 窝结构满足进气导流装置的使用要求。

3 进气消声室结构设计

3.1 消声室设计指标

消声室作为风扇/增压级试验器的关键系统,为 保障声学试验结果的有效性,需至少满足如下技术 指标:

(1)测试频率范围:160 Hz~40 kHz,吸声尖劈截 止频率为125 Hz;

(2)噪声测量范围40~170 dBA;

(3)在160 Hz~40 kHz频率范围内保证消声室的 自由场半径≥18D(D=1.2 m);

(4)消声室内本底噪声<10 dBA;设备空载运转时 本底噪声<45 dBA;

(5)吸声尖劈吸声系数不小于0.99。

3.2 消声室结构

该试验器建设之前,中国用于风扇气动噪声机理 试验研究的消声室尺寸相对小,只能进行单级风扇噪 声源产生、传播和抑制的基础性和定性试验研究。中 国在风扇/增压级噪声试验研究的大型气动声学消声 室设计方面的设计经验和设计方法十分匮乏。为此, 充分参考了国外同类试验器^[4]的结构,以风扇/增压级 部件辐射气动噪声声场的轴对称特性为理论基础,采 用长方形及梯形结合的新型非对称结构消声室布局, 形成半幅120°的进气声场测试范围,完成了消声室的 方案设计工作。

在试验器论证阶段,通过对目标试验件的缩放比例的可行性分析和试验器建设经济性的综合考虑,确定了试验器进气消声室尺寸规模按照风扇试验件进口直径为1.2 m进行设计,同时保证消声室的自由场半径大于18D,据此初步确定消声室的最小尺寸范围。

考虑厂区面积的限制因素,以及自由场边界层和 气流的影响,远场测量点距进气口消声室内墙的距离 不小于5m,距侧墙面尖劈尖部不小于3m,最终确定

消声室内墙尺寸为32 m× 41.8 m×14 m,消声室方案 及总体效果如图6所示。 该消声室尺寸可以满足 160 Hz~40 kHz范围内保 证消声室的自由场半径≥ 18D(D=1.2 m)。同时从长



图6 消声室方案及 总体效果

远角度考虑,当声源中心发生变化时,在一定程度上 满足自由场半径≥15D的情况,且为试件模型尺寸变 大留有余量。

3.3 消声室墙体结构

消声室墙壁采用双层混凝土墙壁结构,双层墙中 间为空气层。按简化的双层均质结构墙体估算,在 f=20 Hz(可听声范围下限)频率下,该墙体的隔声量 接近70 dBA。

据此,在试验室周边设备停止运行的静态条件 下,消声室周边环境噪声应低于 80 dBA,可以达到 10 dBA本底噪声的要求。在试验设备空载运转状态 下,主要噪声源为设备间的电机和增速器的运转噪 音,在进行相应隔声和隔振处理的条件下,能够达到 45 dBA的本底噪声要求。

3.4 消声室基础隔声、隔振设计

电机、增速器等大功率、复杂动力系统的振动具有 频率范围宽、振动能量大、传播远等特点,对消声室的 背景噪声影响巨大,并且大型消声室由于成本和技术 能力的限制,无法进行按照传统消声室设计方法进行 整体浮振设计。因此采用如下方案针对运转设备进行 隔振处理,保障消声室具有良好的背景噪声水平。

(1)将电机、增速器、扭轴、排气涡壳等设备建造 在同一混凝土平台上,充分利用各振源之间的相互影 响,尽最大可能消耗和吸收振动能量;

(2)该混凝土平台与消声室之间尽量完全隔离,

避免发生接触和刚性连接,试验器设备基础结构如图7所示,在平台与消 声室墙体之间的接近部位填充了隔音、隔振材料,在平台与墙体端面之间保留了隔振间隙;



(3)安装设备的混凝土平台与厂房的混凝土地基 之间采用专用2级隔振措施:第1级隔振采用在底部 基础部分填充砂石;第2级隔振则是在2层水泥基础 之间垫入高分子隔振垫。

3.5 进气塔结构

进气塔由进气过滤器、片式消声器、吸声饰面、声学拐角导流片组成。

进气过滤器段包含导 流片、不锈钢网、卷帘门和 G4级过滤器,过滤器段外 观如图8所示。



进气导流片后安装不 图8 过滤器段外观 锈钢网,防止树叶等杂物随气流进入进气塔。在进气 塔入口设置电动卷帘门和G4级过滤器。电动卷帘门 可根据使用状态遥控开启和关闭,在试验器不工作时 阻隔杂物进入塔内。G4级过滤器压力损失20 Pa,粒 径大于5 μm污染物的过滤效率可达95%。

压入15µm仍来初的过滤双半时达9

进气塔内的主要消声 器件为阻性片式消声器, 消声片在塔内的布局如图 9所示。

消声片有效消声长度 为4m,宽度为11m。在塔 内采用钢骨架支撑垂直放 图9 消声片在塔内的布局

置,消声片内部填充离心玻璃棉板,玻璃棉由玻璃丝 布包裹,安放在500 mm×500 mm格子中。

进气塔垂直进气段的侧墙壁整体安装壁面吸声 饰面。壁面吸声饰面表面为穿孔镀锌钢板,内部用钢 骨架支撑并填充离心玻璃棉板,玻璃棉由玻璃丝布 包裹。

导流片安装在进气塔垂直气流转平段,根据流速 和流场特性,采用了相对简单而可靠的导流片气动方 案。拐角导流片布局和气动轮廓如图10所示。



图 10 拐角导流片布局和气动轮廓

导流片采用钢骨架支撑,内部填充离心玻璃棉板。为了增加导流片表面的吸声系数、降低气流噪声,在导流片外表面覆盖柔性PET纤维毡、穿孔镀锌钢板、无碱玻璃丝布3层护面板蒙皮。

经上述消声处理后预估进气塔降噪量不低于60 dB,基本等同于建筑结构的隔声性能,能够满足进气 塔的降噪要求。

4 试验器调试

4.1 试验器结构验证

试验器结构验证是对其主体设备动态运转稳定 性、可靠性进行考核,验证试验需在不同的负载转速 和功率状态下进行,使其具有更广泛的有效性。以某 直径1.05 m的风扇/增压级试验件为试验对象,完成 了试验器和试验件的气动、声学性能采集及设备结构 稳定性验证等考核调试项目。试验过程中,在试验转 速区间内试验器排气支撑系统结构表现出了良好的 可靠性,设备和试验件轴系运行平稳,在工作转速范 围内无临界振动形态出现,试验件的前悬臂安装形式 并未影响其运转稳定性。试验器各部件主要表现 如下:

(1)排气设备全转速范围内运转平稳,基频振幅 均小于0.3g;

(2)试验件前悬臂固定状态下全转速范围内基频 振幅小于1g;

(3)试验件悬臂远端位置振动特征相对支点测试 截面振动幅值较小,基频不大于0.5g,未出现长悬臂 支撑状态下的异常振动现象;

(4)扭矩测量仪(总量<1.0g,限制值4g)、增速器 (总量≤1.5 mm/s,限制值4 mm/s)、电机(基频≤1.16 mm/s, 限制值2.8 mm/s)在全转速范围内运行状态良好,其 振动幅值均低于报警限制值;

(5)试验器转速控制精度达到0.1%,优于航标^[15] 要求。

4.2 试验器气动性能验证

负载试验件在其他试验器上的性能试验结果与 此试验器测得外涵和内涵试验特性如图11、12所示, 图中横、纵坐标值均为与工作点性能的无量纲化比 值。图中,以其它试验器上录取到的试验性能为基准 性能,其余特性线为调试试验过程中不同次试验所获 取的性能。从图中可见,不同次试验性能的重复性较 好,2个试验器上录取的内、外涵试验性能表现为整





体分布趋势基本一致,流量、压比、效率及喘振裕度基 本相当。工作点流量、压比和效率等主要性能参数变 化均在合理范围内。试验器内涵流量采用文丘里喷 嘴测量,未经标定状态下其测量相对不确定度大于 1%,在高转速下其内涵流量测量值差异较明显,2个 试验台架工作点流量最大相对偏差达到0.76%。

4.3 消声室声学性能鉴定及试验验证

4.3.1 消声室声学性能鉴定

试验器建成后,对消声室的自由声场性能进行了 检测,部分消声室声场检测结果如图13~15所示。消 声室尖劈截止频率与吸声系数关系见表1。从表中 可见,尖劈在125 Hz以上其吸声系数可达到1.00,由 此可知尖劈截止频率为125 Hz。从图14中可见,在

40 kHz的高频条件下,满 足自由场传播条件的区域 可达22 m,大于18D(D= 1.2 m);从图15中可见,在 消声室内各点处设备空载 运行时噪声测试结果均小 于45 dBA。上述检验结果 表明,消声室尖劈截止频 率、自由声场半径、消声室 背景噪声等主要声学性能 图13 消声室背景噪声及自由 指标均达到第3.1节中提 出的建设指标要求。



声场检测传声器路径



4.3.2 声学性能验证

在消声室检验合格的条件下,声学性能试验目的 是验证试验器是否具备前传远场噪声特性、后传噪声 特性、管道声模态特性等声学性能评估和验证的能 力。声学性能试验选用与气动性能试验相同的负载 试验件。试验方案如下:在0.917、0.997相对换算转 速、内涵状态处于工作点时,分别在外涵堵点、工作点 和近喘点进行试验件管道声模态及消声室远场声学

消声室尖劈截止频率与吸声系数关系 表1

试件	频率/Hz					
	80	100	125	200	250	315
1	0.91	0.97	1.00	1.00	1.00	1.00
2	0.92	0.97	1.00	1.00	1.00	1.00
3	0.92	0.98	1.00	1.00	1.00	1.00
4	0.91	0.97	1.00	1.00	1.00	1.00
5	0.92	0.98	1.00	1.00	1.00	1.00
6	0.92	0.98	1.00	1.00	1.00	1.00
平均值	0.92	0.98	1.00	1.00	1.00	1.00

性能测试。在每个声学状态下持续采集时间不少于 120 s.

4.3.2.1 声学测点布置

在消声室内布置了25个声学远场测点(测试半 径为18D,在120°周向范围内均布),6个温湿度测点

(位于远场声学测点9、19) 的声音传播路径上),试验 件风扇转子出口布置1个 声模态量截面。消声室声 学远场测试点位如图 16 所示。



图16 声学远场测试点位

声学测试传感器采用BK4191型传感器,传感器 技术性能参数见表2。在试验过程中的压力脉动由 传感器产生压力信号通过PAK模块采集,数据采集系 统采用BBM公司的Mueller BBM MK II 硬件系统,其 最大的采样率为204.8 kHz,最大分析带宽为90 kHz。

表2	传感器性能参数及技术要求

项目	内容
传声器型号	BK4191型
电容	18 pF
动态范围	$20 \sim 162 \ \mathrm{dB}$
频率范围	3.15 ~ 40000 Hz
-3dB下限频率	2 Hz
压力系数	-0.007 dB/kPa
灵敏度	12.5 mV/Pa
极化	Ext.polarized
极化电压	200 V
标准	IEC61094-4WS2F

4.3.2.2 远场声压级及声源指向性分析

(1)总声压级结果分析远场25个测点的总声压 级测试相对数据如图17所示。从图中可见,随着风 扇状态点提高,总声压级也逐渐增加。

(2)声源指向性分析典型状态下进口场声源指向

性分布如图18所示。从图中可见,风扇增压级远场 噪声辐射具有较强的指向性,声能量主要分布在0° ~60°,在45°~50°范围内具有极大值。在相同状态 点时,转速增大,指向性规律基本不变。在相同转速 时,从堵点到近喘点,指向性增强。



4.3.2.3 管道内噪声特性分析

在不同相对换算转速(0.917、0.997)、分别在外涵 堵点和工作点状态下、经外涵风扇转子出口管道内部 测点测量的频谱特性曲线如图 19~22 所示。



内频谱特性曲线(0.917)

从以上图表可知,随着转速的增大,总声压级逐 渐增大;在相同转速时,堵点的总声压级最大,工作点 的总声压级降低,但二者相差不到1dB。不同阶次的 叶片 BPF 噪声频率也随着转速的增大而提高。

4.3.2.4 管道声模态分析

某工况下,试验件外 涵近失速点1阶 BPF 模态 分解结果如图23所示。

从图中可见,该工况 下1阶 BPF 模态主要以 22、14、30等阶次模态特征

20 -10 0 10 20 30 40 模态阶数 图 23 试验件外涵近失速点 1阶BPF声模态分解结果

为主,而通过对该风扇部件结构参数进行分析并结合 风扇噪声基础理论可知,上述模态均为风扇的转静干 涉特征模态,测试结果符合理论预估结果。由此可 见,管道声模态测试技术可清晰地识别出管道内部的 声源特征,具备风扇/增压级部件管道声模态测试和 识别能力。

5 结论

(1)经试验器带载运转验证,其排气支撑系统结 构稳定,设备和试验件轴系运行平稳,证明满足声学 试验需求的试验件前悬臂安装形式的试验器结构基 本合理。

(2)由负载试验件的试验性能结果对比可知,不 同试验器上录取的试验性能整体分布趋势一致,其流 量、压比和效率等性能参数相对变化量均在合理范围 内,本试验器具备承担气动性能试验的能力。

(3)经专业机构检测,消声室的尖劈截止频率、尖 劈声学材料吸声系数、背景噪声、自由声场半径等主 要声学性能指标均达到建设指标要求。

(4) 对多个风扇/增压级部件不同转速和状态点 的远场声压级分布特性、声源指向性、管道内部声压 级的数据采集,显示出声源远场具有明显的指向性, 声能量分布角度相对集中,基本反映出了试验件的声 学特征,证明该试验器的声学测试系统架构和声学测 试方案基本可行,具备承担风扇/增压级声学试验研 究的能力。

参考文献・

- [1] Huff D. Technologies for turbofan noise reduction[C]// 10th AIAA/ CEAS Aero Acoustics Conference.Manchester: AIAA, 2004: 1012.
- [2] 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, 2009, 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, 2009, 23(6):961-975. (in Chinese)
- [3] Lighthill M J.On sound generated aerodynamically, II turbulence as a source of sound[J].Proceeding of the Royal Society of London, Series A, 1952, 211(1107):564-587.
- [4] Detlef M, Hans-Juergen 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[R].AIAA-2005-3050.
- [5] Christopher E, Hughes, Richard P, et al. Fan noise source diagnostic test-tone alone aerodynamic performance results[R].AIAA-2002-2426.
- [6] Lord W K. Aircraft noise source reduction technology[R].Palm Springs: Airport Noise Symposium , 2004.
- [7] Nadine G, Jacques J, Christian L. Race aero acoustic test facility: fan forward and rearward 3D noise measurements[R].AIAA-2006-2551.
- [8] Danielle K. Predicted and measured modal sound power levels for a

fan ingesting distorted inflow[R].AIAA-2010-223128.

- [9] Laurence J, Heidelberg. Fan noise source diagnostic test-tone modal structure results[R].AIAA-2002-2428.
- [10] Shaw L M, Woodward R P, Glaser F W, et al. Inlet turbulence and fan noise measured in an anechoic wind tunnel and statically with an inlet flow control device NASA Lewis Research Center[R]. AIAA -77-1345.
- [11] Lewy S, Canard-Caruana S. Experimental study of noise generation and propagation in a turbofan model[J]. Journal of Aircraft, 1992, 29 (5): 892-898.
- [12] Carl H, Gerhold, Lorenzo R, et al.Control of inflow distortion in a scarf inlet[R].AIAA-2002-2432.
- [13] McArdle J G, Jones W L, Heidelberg L J, et al. Comparison of several

inflow control devices for flight simulation of fan tone noise using a JT15D-1 engine [R]. AIAA- 80-1025.

- [14] Jones W L, McArdle J G, Homyak L.Evaluation of two inflow control devices for flight simulation of fan noise using a JT15D Engine [R]. AIAA -1979-0654.
- [15] 中国航空发动机集团有限公司.航空燃气涡轮发动机压气机气动 性能试验方法:HB7115-2020[S].北京:中国航空综合技术研究所, 2020:7.

Aeroengine Corporation of China. Test method for compressor aerodynamic performance of aircraft gas turbine engine: HB7115– 2020[S]. Beijing: China Aviation Integrated Technology Research Institute, 2020:7. (in Chinese)

(编辑:程 海)