文章编号：1000-8055(2024)05-20220476-10 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220476

对转螺旋桨气动力和气动噪声风洞试验技术

陈正武，姜裕标，赵 昱，卢翔宇，仝 帆
（中国空气动力研究与发展中心
低速空气动力研究所气动噪声控制重点实验室，四川 绵阳 621000）

摘 要： 针对对转螺旋桨气动力和气动噪声性能评估和优化研究需求，依托声学风洞，研发了 1 套大功率对转螺旋桨动力模拟试验装置，并发展了对转螺旋桨气动力和气动噪声风洞试验数据处理方法。对转螺旋桨动力模拟试验装置由 300 kW 电动机提供动力输入，由齿轮箱实现增速和内外传动轴反向旋转，由旋转轴天平测量气动力。装置完成研制后，在 5.5 m × 4 m 声学风洞开展了对转螺旋桨气动力和气动噪声试验。结果表明对转螺旋桨动力模拟试验装置的转速控制精度优于 0.5 r/min，传动效率达到 97.7%，装置运行平稳、可靠；对转螺旋桨试验的拉力系数重复性精度优于 0.002 1，功率系数重复性精度优于 0.002 2，气动噪声重复性精度优于 0.5 dB。

关 键 词： 对转螺旋桨；开式转子；气动噪声；声学风洞；旋转轴天平
中图分类号： V211.6 **文献标志码：** A

Counter-rotating propellers aerodynamic and aerodynamic noise test technology in wind tunnel

CHEN Zhengwu，JIANG Yubiao，ZHAO Yu，LU Xiangyu，TONG Fan
（Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control，Low Speed Aerodynamics Institute，
China Aerodynamics Research and Development Center，Mianyang Sichuan 621000，China）

Abstract: According to the performance evaluation and optimization research requirements of counter-rotating propellers aerodynamic and aerodynamic noise, a high power counter-rotating propellers dynamic simulation test rig was developed based on acoustic wind tunnel, and the data processing method of counter-rotating propellers wind tunnel test was developed. The counter-rotating propellers dynamic simulation test rig was powered by 300 kW electric motor, accelerated by the gear box to realize internal and external drive shaft reverse rotation, and the aerodynamic was measured by rotating shaft balances. After development of the rig, aerodynamic and aerodynamic noise test of counter-rotating propellers were carried out in 5.5 m × 4 m acoustic wind tunnel. The result showed that the rotating speed control accuracy of counter-rotating propellers dynamic simulation test rig was better than 0.5 r/min, the transmission efficiency reached 97.7%, and the test rig operated stably and reliably. The test repeatability accuracy of counter-rotating propellers pull coefficient was better than 0.002 1, that of counter-rotating propellers power coefficient was better than 0.002 2, and that of counter-rotating propellers aerodynamic noise was better than 0.5 dB.

Keywords: counter-rotating propellers；open rotor；aerodynamic noise；acoustic wind tunnel；rotating shaft balances

收稿日期： 2022-07-02

作者简介： 陈正武(1981—)，男，副研究员，硕士，主要从事旋转机械气动噪声控制研究。
通信作者： 姜裕标(1969—)，男，研究员，博士，主要从事低速空气动力学研究。E-mail: ybjiang@Soho.com

引用格式： 陈正武，姜裕标，赵昱，等. 对转螺旋桨气动力和气动噪声风洞试验技术[J]. 航空动力学报，2024，39(5)：20220476. CHEN Zhengwu, JIANG Yubiao, ZHAO Yu, et al. Counter-rotating propellers aerodynamic and aerodynamic noise test technology in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 20220476.

对转螺旋桨发动机(开式转子发动机或桨扇发动机)是一种概念上与涡轮螺旋桨发动机和涡扇发动机都相关但又不同于两者的航空推进系统,设计的目的是既兼顾涡扇发动机的速度和性能,又兼顾涡轮螺旋桨发动机的燃油经济性。

对转螺旋桨发动机的概念首次由联合技术公司汉密尔顿标准部于 1975 年给出,并在 20 世纪 80 年代进行了对转螺旋桨试验,结果表明在马赫数为 0.75 时对转螺旋桨效率达到 86%[1]。后来通用电气(GE)在类似的推进器上做了改进。20 世纪 80 年代,由于国际燃油价格的飞速上涨,低能耗低排放的对转螺旋桨发动机成为国际飞行器推进系统研究的热点。洛克希德公司开发了 2.74 m 的 SR-7 桨扇,并开展了飞行试验[2-3]。通用电气(GE)开发了开式转子发动机——GE36-UDF[4-6],并于 1986 年安装在波音 727-100 的 3 号发动机机位进行了试飞。1988 年,麦道公司在 MD-80 飞机上换装 GE36-UDF 进行了飞行试验,试验结果表明换装 GE36-UDF 之后 MD-80 飞机减少了 30% 的燃油消耗,并且完全符合第 3 阶段的噪声要求,内部噪声/振动水平也较低。前苏联 20 世纪 80 年代也开发了 D-27 对转螺旋桨发动机[7-8],该发动机为牵引式构型,两排螺旋桨安装在发动机前部。并以两台后置 D-27 为动力研制了的 An-180 飞机,而且还将 D-27 应用到俄罗斯雅克-46 飞机上。20 世纪 90 年代,俄罗斯和乌克兰还联合开发了 An-70 运输机。后来由于国际燃油价格下降,及与涡扇发动机相比,对转螺旋桨存在噪声大、结构复杂等问题,欧美国家发展的对转螺旋桨发动机没有最终实现装备。

近年来,随着燃油价格的不断上涨,以及对节能减排等重视,国际对对转螺旋桨发动机又产生新的兴趣。NASA 通过开展大量的对转螺旋桨试验研究,并且认为应用现代优化设计技术可使对转螺旋桨噪声达到 ICAO 第 5 阶段标准水平[9]。欧美先后在“Clean Sky”和“Dream”计划中资助开展了对转螺旋桨发动机研制。欧盟委员会于 2008 年启动了开式转子发动机演示机项目,该项目属于“Clean Sky”计划,由赛峰公司牵头,演示机于 2015 年组装,2017 年 5 月在法国伊斯特尔地面试验台上进行了地面测试,结果表明与目前的 CFM56 涡扇发动机相比,开式转子发动机减少 30% 的燃料消耗和相关的二氧化碳排放。

在对转螺旋桨发动机研发过程中,对转螺旋桨的气动和噪声优化设计是首先需要解决的关键问题,对此,NASA、GE、TsAGI 等先后研制了对转螺旋桨风洞试验台[10-13],并在先后在 NASA 的 2.7 m × 4.6 m 低速风洞、2.4 m × 1.8 m 高速风洞、DNW-LLF 风洞、TsAGI 的 T-104 风洞等开展了大量的对转螺旋桨气动力及气动噪声风洞试验研究,获得了大量的气动和噪声数据,为对转螺旋桨优化设计奠定了的数据基础。

在对转螺旋桨气动力测量方面,国外广泛采用旋转轴天平测量对转螺旋桨的前后排桨气动力,评估其气动性能。NASA 和 ONERA 于 21 世纪初先后建立了旋转轴天平设计能力[14-15],并开发了系列的旋转轴天平,实现力矩分量精度优于 1.5%,力分量精度优于 1.8%。在对转螺旋桨气动噪声评估方面,NASA 等发展了相位平均法、卡尔曼滤波法等多种数据处理方法,实现转螺旋桨宽频噪声和单频噪声分离[16-21],为对转螺旋桨气动噪声机理研究和性能评估提供了技术支撑。

对转螺旋桨发动机包含两排同轴反向旋转的螺旋桨,下游桨叶可充分利用上游桨叶的旋涡尾迹,显著增加下游桨叶的拉力或推力。由于旋涡流被抵消,与单独螺旋桨相比,对转螺旋桨将显著提高推进效率。但由于对转螺旋桨两排螺旋桨之间存在黏性尾迹干扰、桨尖涡干扰、势流场干扰等复杂的气动干扰,对转螺旋桨的气动和噪声机理更加复杂,因此气动和噪声优化设计仍然是对转螺旋桨研制面临的关键技术问题。近年来,为了适应国家绿色航空发展理念,国内启动了对转螺旋桨发动机研发工作,并开展了相关概念设计和数值仿真工作。在对转螺旋桨风洞试验技术方面,北京航空航天大学采用两台电动机分别驱动螺旋桨的方式开展了对转螺旋桨气动机理研究,但存在复杂支撑干扰问题,在工程应用方面与国外还有差距,为了有效满足国内对转螺旋桨气动和噪声性能评估验证需求,深入研究对转螺旋桨气动和噪声机理,支撑对转螺旋桨气动和噪声综合优化设计,依托 5.5 m × 4 m 声学风洞,研制了大功率对转螺旋桨动力模拟试验装置,发展了气动力和气动噪声风洞试验技术,并在开展了对转螺旋桨模型气动和噪声风洞试验验证和研究。

1 对转螺旋桨动力模拟试验装置

1.1 技术参数

根据国内外对转桨螺旋桨发动机技术参数要求,参考未来运输机推进系统动力需求,依据空

气动力相似理论，确定对转螺旋桨动力模拟试验装置的主要技术指标如下。

1）驱动系统额定功率：300 kW；

2）额定转速下传动效率：不小于 95%；

3）内外轴输出额定转速：7 500 r/min；

4）单排桨承受最大拉力：1 500 N；

5）单排桨承受最大扭矩：200 N·m；

6）转速控制精度：优于 1‰；

7）传动轴外轴直径：140 mm。

1.2　试验装置总体设计方案

为了实现对转螺旋桨的两排桨反向高速旋转，对转螺旋桨动力模拟试验装置采用如图 1 所示的总体方案，该装置由驱动电动机提供动力，由齿轮箱实现增速和内外传动轴反向旋转。内外传动轴均为空心轴，外轴套内轴且同心安装。内外传动轴前端分别通过旋转轴天平与对转螺旋桨的前排桨和后排桨连接，后端连接齿轮箱。转轴天平信号线经传动轴走线槽引至后端滑环引电器，再由滑环引电器输出到数据采集系统，实现气动力测量。为了减小传动系统对对转螺旋桨气动干扰，传动轴段直径不大于对转螺旋桨桨毂直径，且对转螺旋桨后桨与齿轮箱前端距离大于 1 倍桨盘直径。该装置还配备必要的润滑系统，用于为齿轮、轴承等关键传动部件润滑、冷却。对转螺旋桨动力模拟试验装置最终通过尾撑支架安装在声学风洞尾撑装置上，如图 2 所示。

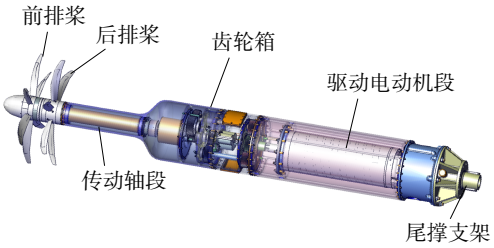

图 1　对转螺旋桨动力模拟试验总体方案

Fig. 1　General scheme of counter-rotating propellers dynamic simulation test rig

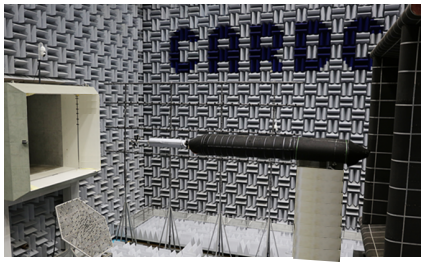

图 2　对转螺旋桨风洞试验

Fig. 2　Counter-rotating propellers wind tunnel test

1.3　关键技术

对转螺旋桨模型风洞试验要求转速高、驱动功率大、传动系统对其气动和噪声干扰小，这就要求对转桨动力模拟试验装置转速高、功率大、控制精度高、传动轴长、自噪声低等，对传动系统的设计提出极高的要求。需要解决齿轮箱设计、传动轴设计、气动力测量等一系列关键技术问题。

1.3.1　齿轮箱设计

对转螺旋桨模型试验转速高、功率大，已有驱动电动机的有效工作区域无法满足要求，需要在驱动电动机和对转螺旋桨之间增设齿轮箱，以实现对转螺旋桨的两排桨高速对转以及大功率做功。齿轮箱输入端与驱动电动机输出轴连接，输出端为反向等转速旋转的内外传动轴。

齿轮箱设计的核心是传动链设计，其布局方案及参数设计对齿轮箱的外廓、质量、效率、工作性能、可靠性及成本等产生重要影响。根据对转螺旋桨的运行方式以及驱动电动机结构特点，传动链采用两路对称功率分流传动方式，其中第 1 路为 2 级传动，第 2 路为 3 级传动，两路成左、右近似对称布置。驱动电动机的输出功率经输入齿轮进行分流，一部分通过第 1 路的齿轮传递至内轴输出，驱动前排桨叶工作；另一部分通过第 2 路的齿轮传递至外轴输出，驱动后排桨叶工作。该传动方式具有结构紧凑，外廓尺寸小，轮齿承载能力大等优点。由于齿轮箱转速较高，尺寸较小，属于高速高功率密度齿轮传动装置，为确保齿轮啮合具有长期稳定的良好工作性能，齿轮加工精度优于 5 级，齿面表面粗糙度不大于 0.4 μm。对于高转速齿轮，5 级以上精度可有效控制齿圈径向跳动、齿距累计误差及齿形、齿向等公差，有利于轮齿载荷在齿间和齿向上的均匀分布，减小啮合过程中的瞬态冲击；较小的齿面表面粗糙度可减小齿面磨损，降低齿面点蚀及胶合风险。

1.3.2　传动轴设计

传动轴的作用是实现从齿轮箱到螺旋桨的动力传导。为了减小齿轮箱对对转螺旋桨的气动干扰，传动轴长度要求大于 1 倍的桨盘直径，长径比大。且传动轴段与齿轮箱相连处机匣型线采用气动优化后的型线过渡。

传动轴设计成双转子结构，如图 3 所示。由于传动轴为细长轴，其动力学特性对安全运行具有重要意义，对内外传动轴进行模态分析，并考虑转子的陀螺效应。

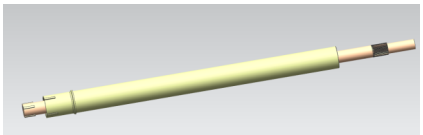

图 3　内外传动轴

Fig. 3　Internal and external drive shaft

内传动轴的坎贝尔图见图 4，图中给出了内传动轴前 8 阶固有频率和 1 倍（K=1）激振力频率曲线，从图上可以看出转子 1 阶临界转速为 2 800 r/min，对应的临界转速裕度为 61.8%，满足要求。

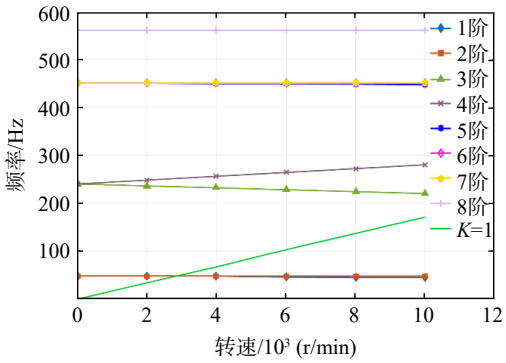

图 4　内传动轴坎贝尔图

Fig. 4　Campbell chart of internal drive shaft

外传动轴的坎贝尔图见图 5，图中给出了外传动轴前 6 阶固有频率和 1 倍（K=1）激振力频率曲线，从图上可以看出转子 1 阶临界转速为 8 600 r/min，对应的临界转速裕度为 15%，满足使用要求。

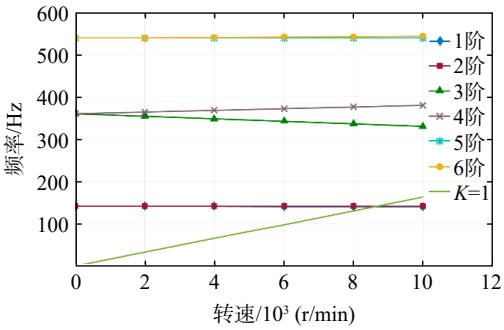

图 5　外传动轴坎贝尔图

Fig. 5　Campbell chart of external drive shaft

1.3.3　气动力测量

对转螺旋桨的气动力测量采用旋转轴天平。两排螺旋桨分别采用两台旋转轴天平，如图 6 所示。天平测量元件采用双层“十”字型轮辐弹性梁，实现六分量的解耦和测量。旋转轴天平有固定端与浮动端，固定端通过键槽与动力系统输出轴相连，浮动端通过法兰与桨毂连接。中间通过测量

图 6　旋转轴天平

Fig. 6　Rotating shaft balance

元件连接，测量元件的形变通过电桥转换成电信号，并通过校准后即可确定螺旋桨产生的力和力矩。试验时，旋转轴天平跟随桨叶一起旋转，天平的信号通过滑环传输至数据采集系统。天平外径为 140 mm，拉力精确度优于 0.05%，准确度指标优于 0.6%FS（full scale）；扭矩精确度优于 0.03%，准确度指标优于 0.1%FS。

2　风洞试验数据处理方法

2.1　气动力数据处理方法

对转螺旋桨试验过程中旋转轴天平测量的力和力矩分为两部分，一部分为沿轴向的力和扭矩（轴向力 X、扭矩 C_l），称为桨盘外分量；另一部分为非轴向的力和力矩（法向力 Y、侧向力 Z、偏航力矩 C_n、俯仰力矩 C_m），称为桨盘内分量。后者是由于对转螺旋桨进入非轴对称流场产生的，这部分力和力矩可利用快速傅里叶变换进一步分解。其中力可分解为法向力和侧向力，力矩可分为俯仰力矩和偏航力矩。

为了便于分析和研究，对旋转轴天平测得的力和力矩进行无量纲化处理。具体分别采用如下公式对对转螺旋桨前后排桨气动力试验数据进行无量纲化处理：

$$
\begin{aligned}
C_T &= \frac{X}{\rho n_s^2 D^4} \\
C_P &= \frac{2\pi Q}{\rho n_s^2 D^5} \\
\lambda &= \frac{V}{n_s D} \\
\eta &= \lambda \frac{C_T}{C_P}
\end{aligned}
\tag{1}
$$

其中 C_T 表示对转螺旋桨拉力系统，C_P 表示对转螺旋桨功率系统；λ 表示对转螺旋桨前进比；η 表示对转螺旋桨效率；D 为对转螺旋桨的桨盘直径；轴向力 X 为测得的拉力，即天平测得的 X_t 分量（N）；Q 为测得的扭矩，即天平 M_x 分量（N·m）；ρ 为空气密度（kg/m³）；n_s 为对转螺旋桨转速（r/s）；V 为试验

风速(m/s)。

2.2 气动噪声指向性数据处理方法

对转螺旋桨气动噪声指向性测量风洞试验过程中，风洞背景噪声、剪切层、大气吸声等多种因素会影响试验数据精准度，需要进行数据修正。数据处理流程具体如图 7 所示，具体包含背景噪声修正、传声器自由场响应修正、传声器指向性修正、保护罩/风帽影响修正、大气吸声效应修正、剪切层影响修正和距离影响修正等。

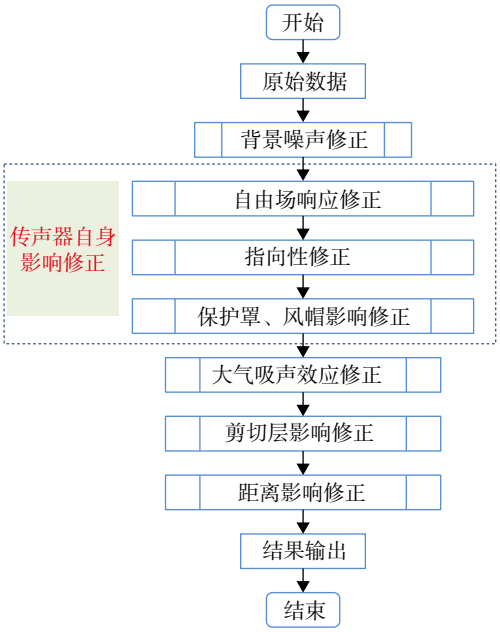

图 7　气动噪声指向性试验数据处理流程

Fig. 7　Data processing flow of aerodynamic noise directivity test

对于背景噪声修正，对转螺旋桨的气动噪声由桨叶高速旋转产生，与风洞支撑装置、喷口、射流等噪声产生机理明显不同，具有典型周期平稳特性，因此对转螺旋桨气动噪声试验测量的噪声信号可以表示为

$$P_s(t) = T(\theta)P_\theta(t) + \varepsilon(t) \tag{2}$$

其中$T(\theta)$为周期调制参数，$P_\theta(t)$为对转螺旋桨旋转周期内的噪声信号，$\varepsilon(t)$与周期无关的宽频噪声信号。根据循环周期信号特点，采用时标对齐的改进相位平均法抑制背景噪声影响，并提取单频噪声，具体流程如下：

步骤 1　对传声器测量的噪声信号进行滤波；

步骤 2　将噪声信号按频率分辨率要求进行分段；

步骤 3　从时间记录开始，对相邻数据段进行相关分析，确定两个数据段之间的相移，然后对第 2 个数据段进行移相与第 1 个数据段对齐；

步骤 4　对移相对齐后的数据段进行平均，得到周期信号和 1/2 倍的宽频噪声信号；

步骤 5　将移相对齐平均后的数据与第 1 数据段相减得到 1/2 倍的宽频噪声信号；

步骤 6　对宽频噪声信号进行傅里叶变换得到频谱数据，并应用窗函数以保证数据连续性；

步骤 7　重复步骤 3 和步骤 6，直到所有数据段都进行处理，并对所有数据段频谱进行平均得宽频噪声功率谱；

步骤 8　对数据段进行傅里叶变换得到的功率谱减去宽频噪声功率谱，得到周期相关噪声的功率谱。

该算法相当于对信号施以梳状滤波，与周期相关的噪声成分得到加强，与周期不相关信号得到有效抑制。它的突出优点是对输入信噪比没有要求，因而适合对淹没在强背景噪声环境里面的周期信号进行提取。

对于传声器自由场、保护罩、风帽、鼻锥等影响，其修正公式为

$$L_p(f,\theta) = L_{p,means}(f,\theta) - H_{fr}(f) - H_{ws}(f,\theta) \tag{3}$$

其中$L_p(f,\theta)$为修正声压级，$L_{p,means}(f,\theta)$为测量声压级，$H_{fr}(f)$为传声器自由场修正，$H_{ws}(f,\theta)$为保护罩、风帽、鼻锥等的自由场修正，$H_{fr}(f)$和$H_{ws}(f,\theta)$可预先在校准消声室校准得到。

剪切层修正具体采用 Schlinker 和 Mueller 等[22-23]的声波穿过剪切层的折射理论进行。具体假设风洞剪切层为无限薄的剪切层，并且假设射流内外空气是均匀的。设R_m为声源到传声器m之间距离，R_t为声源到剪切层距离，Θ_m为声源到传声器 m 位置向量的角度，Θ为流场中的声波传播角度，Θ_0为剪切层折射点到传声器位置向量的角度。

根据位置几何关系，可得到

$$R_m \cos\Theta_m = R_t \cot\Theta + (R_m \sin\Theta_m - R_t)\cot\Theta_0 \tag{4}$$

根据流场对声波传播的对流影响关系有

$$\Theta = \arctan\frac{\sin\Theta'}{\cos\Theta' - Ma} \tag{5}$$

其中Θ'为无风环境中声波的辐射角，Ma为开口射流马赫数。

根据斯列尔(Snell)折射定律，并作无量纲化

可以得到

$$Ma = \frac{1}{\cos \Theta'} - \frac{c_0/c_t}{\cos \Theta_0} \tag{6}$$

式中 c_0 表示射流外声速，c_t 表示射流内声速。

采用迭代法可求得声波的传播路径

$$R_{path} = \frac{R_t}{\sin \Theta} + \frac{(R_m \sin \Theta_m - R_t)}{\sin \Theta_0} \tag{7}$$

振幅修正公式如下

$$A_m = \frac{p_c}{p_m} = (1 - Ma\cos \Theta')^{-2} \cdot \sqrt{R_m\left(\frac{\sin \Theta_m}{\sin \Theta_0}\right) \cdot R_a \cdot \left(\frac{R_t}{\sin \Theta'}\right)^{-1}} \tag{8}$$

式中

$$R_a = R_m\left(\frac{\sin \Theta_m}{\sin \Theta_0}\right) + \left(\frac{R_t}{\sin \Theta_0}\right)\left[\left(\frac{\tan \Theta_0}{\tan \Theta'}\right)^3 - 1\right] \tag{9}$$

大气吸声效应修正根据声学手册进行[24]，具体修正公式如下：

$$L_{splc} = L_{splm} + S_m l \tag{10}$$

式中 p_c 表示修正后声压；p_m 表示传声器 m 测量声压；L_{splc} 为空气吸声修正后的声压级；L_{splm} 为传声器测量的声压级，S_m 为空气中声衰减系数(dB/m)，l 为声音传播距离(m)，S_m 与大气温度、湿度、压力、声波频率有关。

距离影响修正采用点声源模型或面元法。

2.3 气动力和气动噪声误差分析方法

对转螺旋桨气动力和气动噪声试验技术为新发展的风洞试验技术，为了便于试验分析，对转螺旋桨气动力试验精度以重复性测量所得气动系数的方均根误差来表示，具体为同一模型在同一期试验、同一试验状态、同一速压下，经非连续重复多次(建议不少于 5 次)试验后计算其气动系数方均根误差。计算公式为

$$\sigma_n = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{K_n} (F_{x_i} - \overline{F_{x_i}})^2}{K_n - 1}} \tag{11}$$

式中 K_n 为重复性测量次数，F_{x_i} 为气动力系数 $(i = 1,2,3,\cdots,K_n)$，$\overline{F_{x_i}}$ 为 K_n 次重复测量某气动力系数的算术平均值，σ_n 为在第 N 个转速时对转螺旋桨气动力系数重复性精度。对转螺旋桨在 N 个转速下的气动力系数重复性精度为

$$\sigma = \frac{\sum_{n=1}^{N} \sigma_n}{N} \tag{12}$$

对转螺旋桨噪声试验精度以重复性测量所得声压级的方均根误差来表示，具体为同一模型在同一期试验、同一试验状态、同一速压，同一转速下经非连续重复多次(建议不少于 5 次)试验后计算其声压级的方均根误差。计算公式为

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{K_p} (L_{p,i} - \overline{L_{p,i}})^2}{K_p - 1}} \tag{13}$$

式中 K_p 为重复性测量次数，$L_{p,i}$ 为数据处理后的噪声声压级 $(i = 1, 2, 3, \cdots, K_p)$，$\overline{L_{p,i}}$ 为 K_p 次重复测量的声压级的算术平均值。

3 性能测试及试验验证

3.1 试验介绍

为了考核对转螺旋桨动力模拟试验装置的性能，在 5.5 m × 4 m 声学风洞开展了对转螺旋桨模型气动力和气动噪声试验。

5.5 m × 4 m 声学风洞是 1 座低速低湍流度声学风洞，具有开口、闭口两个可更换试验段。试验段横截面为矩形，宽为 5.5 m，高为 4 m。开口试验段主要用于声学试验，最大风速为 100 m/s，背景噪声为 75.6 dBA(风速 80 m/s，距试验段中心侧向 7.9 m)。开口试验段外包围着 1 个内部净空尺寸为 26 m(宽) × 18 m(高) × 27 m(长)的全消声室，全消声室截止频率为 100 Hz，声学性能满足 ISO3745、ISO6798 和 GB/T 6882-2016 的要求。

对转螺旋桨试验模型的桨盘直径为 0.61 m，包含两排桨叶，其中前排有 8 片桨叶，后排有 6 片桨叶。正对来流方向观测，对转桨模型前排桨顺时针旋转，后排桨叶逆时针旋转。

为了测量对转桨模型噪声传播特性，在对转桨模型右侧(迎气流观察)布置 1 排自由场传声器，如图 8 所示。自由场传声器布置在距离对转螺旋桨轴线 6 m 的侧面水平线上，每相邻两个传声器之间间隔 0.5 m，重喷口到收集器，第 9 个传声器与对转螺旋桨前桨齐平。自由场传声器安装在远场传声器支撑架，支撑架外敷设 1 层吸声衬，减小声反射对声学测量的影响。

为了监控系统安全运行，在传动轴、齿轮箱等关键位置安装了加速度传感器，在传动轴轴承、

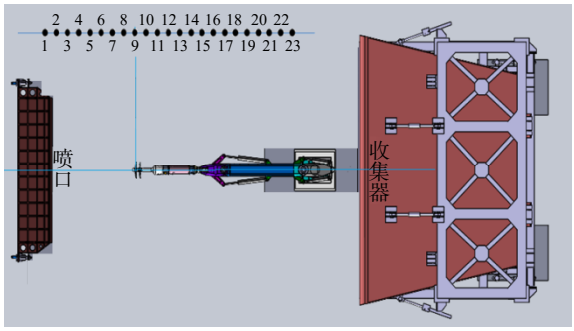

图 8　自由场传声器布置图

Fig. 8　Layout of free field microphone

齿轮箱轴承位置安装了温度传感器，用于测量系统的振动和温度变化。

3.2　性能测试结果

3.2.1　转速性能

图 9 给出了对转螺旋桨动力模拟试验装置转速控制曲线，其中转速由安装在内传动轴的编码器测得，试验装置上安装有对转螺旋桨模型。由图可知，在转速 7 396 r/min 范围内，对转螺旋桨运行平稳，转速控制精度优于 0.5 r/min。

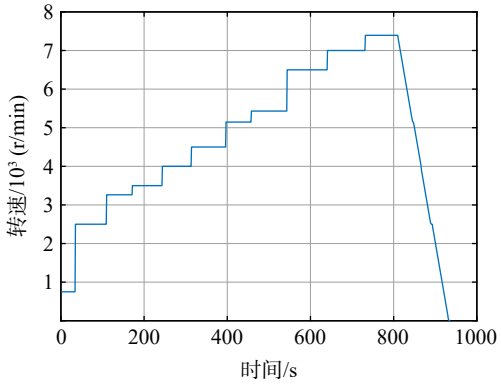

图 9　对转螺旋桨动力模拟试验装置的转速控制曲线

Fig. 9　Rotating speed control curve of counter-rotating propellers dynamic simulation test rig

3.2.2　振动性能

图 10 给出了风速为 68 m/s，转速为 5 147 r/min 和 7 396 r/min 时对转螺旋桨动力模拟试验装置在外传动轴末端加速度传感器测得的振动信号频谱曲线，图中 a 表示振动加速度幅值。试验时装置上安装有对转螺旋桨模型。由图可知，在频率为 3 000 Hz 范围内，传动系统地出现了一些单频振动，振动峰值不超过 0.9g，且振动频率没有出现在传动系统轴频附近，系统总体运行稳定，可安全运行。

3.2.3　温度变化

图 11 给出了风速为 68 m/s，转速为 0～7 396 r/min 时对转螺旋桨动力模拟试验装置传动轴承部位的温升曲线。试验时装置上安装有对转螺旋桨模型，并分别在转速 5 148、6 501、7 002、7 396 r/min 处运行 100 s。由图可知，根据试验需求，在装置运行 10 min 内，传动轴承部位的温度最高值为 45.8 ℃，最高温度出现在外传动轴后端轴承处，温升最快为 3.3 ℃/min，停止运行后温度迅速降低。因此，对转螺旋桨试验装置运行时温度可控，可安全运行。

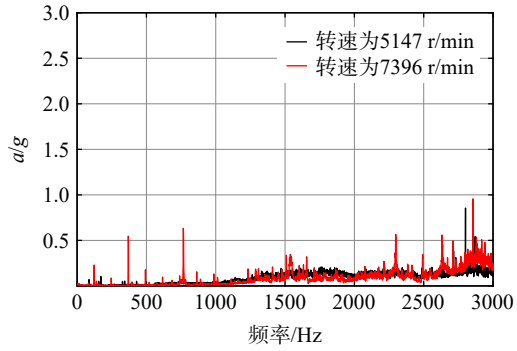

图 10　对转螺旋桨动力模拟试验装置的振动信号频谱

Fig. 10　Vibration spectrum of counter-rotating propellers dynamic simulation test rig

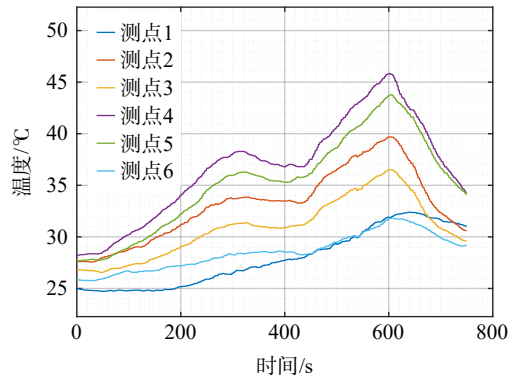

图 11　对转螺旋桨动力模拟试验装置的温升曲线

Fig. 11　Temperature rise curves of counter-rotating propellers dynamic simulation test rig

3.2.4　传动效率

图 12 给出了对转螺旋桨动力模拟试验装置的传动效率测试结果。试验转速分别为 5 148、6 501、7 002、7 396 r/min，试验时装置上安装有对转螺旋桨模型。图中输入端功率由电动机控制系统给出，输出端功率根据天平测得的扭矩和转速计算获得。由图可知，对转螺旋桨运行稳定，转速为 5 148 r/min 时装置的传动效率为 86.9%，转速为 6 501 r/min 时装置的传动效率为 96.8%，转速为 7 002 r/min 时装置的效率为 97.3%，转速为

7 396 r/min 时装置的效率为 97.7%。因此试验装置越接近额定转速 7 500 r/min 时效率越高，且优于 95%。

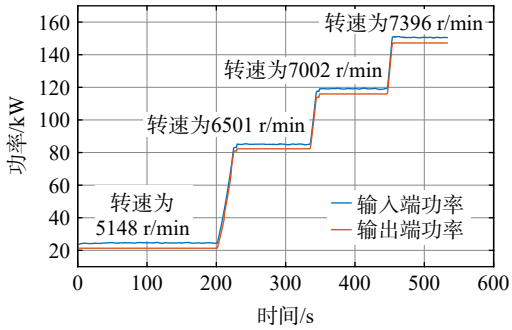

图 12　对转螺旋桨动力模拟试验装置的传动效率

Fig. 12　Transmission efficiency of counter-rotating propellers dynamic simulation test rig

3.3　气动力试验重复性结果

图 13 和图 14 给出了对转螺旋桨模型的气动力重复性试验结果，图中图例 D001~D007 为试验编号，后缀 F 表示对转螺旋桨前桨，R 表示对转螺旋桨后桨。试验时风速为 30 m/s，对转螺旋桨模型转速为 2 400、3 088、3 259、3 397、4 000、4 500 r/min。试验结果表明，对转螺旋桨模型前桨拉力系数的重复性精度达 0.001 7，功率系数的重复性精度达到 0.002 2；后桨拉力系数的重复性精度达到 0.002 1，功率系数的重复性精度达到 0.001 6。

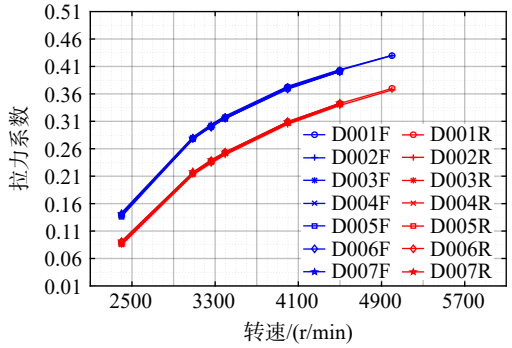

图 13　对转螺旋桨拉力系数重复性试验结果

Fig. 13　Repeatability test result of counter-rotating propellers tension coefficient

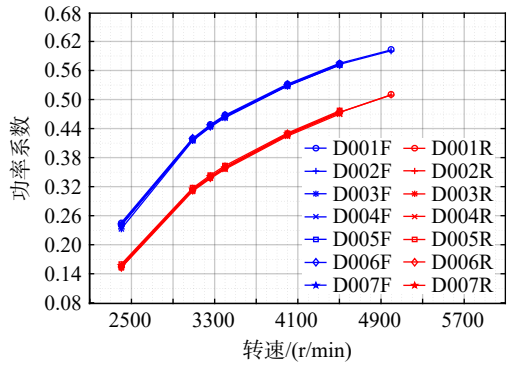

图 14　对转螺旋桨功率系数重复性试验结果

Fig. 14　Repeatability test result of counter-rotating propellers power coefficient

3.4　气动噪声试验重复性结果

图 15 给出了对转螺旋桨气动噪声重复性试验时 90°方位测点处的频谱曲线，试验风速为 30 m/s，对转桨模型转速为 4 500 r/min。由图可知，对转桨气动噪声重复性试验良好，噪声重复性精度优于 0.5 dB；且试验可清晰地获取对转螺旋桨各阶单频线谱噪声，可为对转螺旋桨气动噪声特性和机理分析提供有效数据支撑。

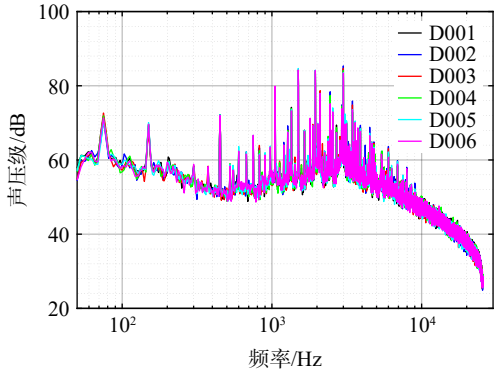

图 15　对转螺旋桨气动噪声重复性试验结果

Fig. 15　Repeatability test result of counter-rotating propellers aerodynamic noise

图 16 给出了风速 68 m/s 时对转螺旋桨在测点 2（120°方位测点）处的单频噪声频谱，对转螺旋桨的转速为 7 396 r/min，且前后排转速相等。由图可知，对转螺旋桨的噪声包含极其丰富的单频噪声，且单频噪声的频率与对转螺旋桨的轴频

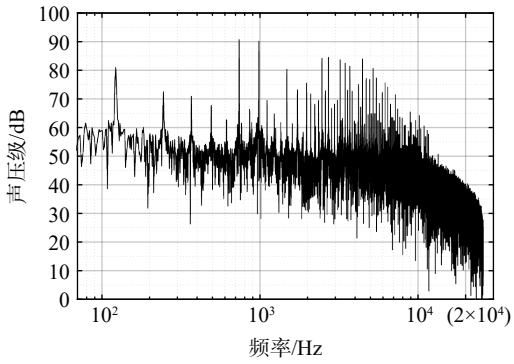

图 16　风速 68 m/s 时测点 2 的单频噪声频谱

Fig. 16　Tonal spectra of second observation point at wind velocity 68 m/s

及前后桨叶数密切相关。本文对转螺旋桨的轴阶次单音频率可表示为$f(n_1,n_2)=(6n_1+8n_2)\Omega$，其中$\Omega$表示轴频率，8、6 分别表示前后桨桨叶数，$n_1$=0, 1, 2, 3, …；$n_2$=0, 1, 2, 3, …。当$n_1$=0 或$n_2$=0 时表示桨叶通过频率噪声，当$n_1\neq 0$和$n_2\neq 0$时表示对转桨两排桨干扰噪声。

表 1 给出了测点 2 处的前 10 阶轴阶次单音统计结果，图中颜色深浅表示该阶次噪声的声压级大小。可知，在该位置后桨的 1 倍桨叶通过频率噪声最大，其次是前桨的 1 倍桨叶通过频率噪声，再次为两排桨干扰噪声，但干扰噪声频率成分多，是对转螺旋桨重要的噪声源。

表 1　对转螺旋桨轴阶次单音

Table 1　Shaft order tones of counter-rotating propellers

n_1	n_2=0	n_2=1	n_2=2	n_2=3	n_2=4	n_2=5	n_2=6	n_2=7	n_2=8	n_2=9	n_2=10	声压级
0		8	16	24	32	40	48	56	64	72	80	
1	6	14	22	30	38	46	54	62	70	78	86	
2	12	20	28	36	44	52	60	68	76	84	92	
3	18	26	34	42	50	58	66	74	82	90		
4	24	32	40	48	56	64	72	80	88			
5	30	38	46	54	62	70	78	86	94			
6	36	44	52	60	68	76	84	92				
7	42	50	58	66	74	82	90					
8	48	56	64	72	80	88						
9	54	62	70	78	86	94						
10	60	68	74	82	90							

4　结　论

本文针对对转螺旋桨发动机研制需求，研制了 1 套对转螺旋桨动力模拟风洞试验装置，发展了对转螺旋桨气动力和气动噪声风洞试验技术，研究结果表明：

1）对转螺旋桨动力模拟试验装置在转速 7 396 r/min 范围内转速波动小于 0.5 r/min，峰值振动幅值小于 0.9g，温升小于 3.3 ℃/min，系统运行平稳、可靠，可用于对转螺旋桨风洞试验研究。

2）对转螺旋桨动力模拟试验装置在接近额定转速时的传动效率达 97.7%。

3）对转螺旋桨模型气动力风洞试验的拉力系数重复性精度优于 0.002 1，功率系数重复性精度优于 0.002 2，可用于对转螺旋桨模型气动性能试验评估和优化研究。

4）对转螺旋桨模型气动噪声风洞试验的重复性精度达到 0.5 dB,可用于对转螺旋桨模型气动噪声性能试验评估和研究。

参考文献：

[1] HAGER R, VRABEL D. Advanced turboprop project[R]. NASA SP-495, 1988.

[2] LITTLE B, BARTEL H, REDDY N, et al. Propfan test assessment (PTA): final project report[R]. NASA-CR-185138, 1989.

[3] LITTLE B, BARTEL H, REDDY N, et al. Propfan test assessment (PTA): flight test report[R]. NASA-CR-182278, 1989.

[4] GE36 Design and Systems Engineering. Full scale technology demonstration of a modern counter rotating unducted fan engine concept: design report[R]. NASA CR-180867, 1987.

[5] GE36 Design and Systems Engineering. Full scale technology demonstration of a modern counter rotating unducted fan engine concept: component test[R]. NASA CR-180868, 1987.

[6] GE36 Design and Systems Engineering. Full scale technology demonstration of a modern counter rotating unducted fan engine concept: engine test[R]. NASA CR-180869, 1987.

[7] 陈博，贺象. 国外桨扇技术发展概况[J]. 燃气涡轮试验与研究，2020, 33(1): 54-58.
CHEN Bo, HE Xiang. Development of the propfan technology abroad[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(1): 54-58. (in Chinese)

[8] 周人治，郝玉扬，祁宏斌. 开式转子发动机对转桨扇设计[J]. 燃气涡轮试验与研究，2014, 27(1): 1-5.
ZHOU Renzhi, HAO Yuyang, QI Hongbin. Open rotor contra-rotating prop-fan design[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(1): 1-5. (in Chinese)

[9] KHALID S A, DAVID L, STRINGFELLOW A B, et al. Open rotor engine aeroacoustic technology final report[R]. General Electric DOT/FAA/ARR/2014-03, 2014.

[10] HOFF G. Experimental performance and acoustic investigation of modern, counterrotating blade concepts[R]. NASA CR-185158, 1990.

[11] ELLIOTT D M. Initial investigation of the acoustics of a counter-rotating open rotor model with historical baseline blades in a low-speed wind tunnel[R]. AIAA-2011-2760, 2011.

[12] VAN ZANTE D E. The NASA environmentally responsible avia-

tion project/general electric open rotor test campaign[R]. AIAA-2013-0415, 2013.

[13] VAN ZANTE D E, COLLIER F, ORTON A, et al. Progress in open rotor propulsors: the FAA/GE/NASA open rotor test campaign[J]. The Aeronautical Journal, 2014, 118(1208): 1181-1213.

[14] ASCHWANDEN P, MÜLLER J, GRIFFITHS R, et al. Wind tunnel testing of a counter rotating open fan powered aircraft[R]. AIAA-2012-2860, 2012.

[15] BRET J F, LECONTE P, VIEIRA J P, et al. Rotating shaft balances for CRORs and propellers[R]. AIAA-2015-1790, 2015.

[16] KINGAN M, EKOULE C, PARRY A B, et al. Analysis of advanced open rotor noise measurements[R]. AIAA-2014-2745, 2014.

[17] KINGAN M, BLANDEAU V P, TESTER B, et al. Relative importance of open rotor tone and broadband noise sources[R]. AIAA-2011-2763, 2011.

[18] STEPHENS D B, VOLD H. Order tracking signal processing for open rotor acoustics[J]. Journal of Sound and Vibration, 2014, 333(16): 3818-3830.

[19] PANKRATOV I, SAMOKHIN V, VLASOV E, et al. Acoustic tests of contra rotating propellers in the “Dream” project[R] . AIAA-2011-2761, 2011.

[20] MERY F, REY M, DAVY R, et al. Far field wall-mounted microphone device for the SIMA anechoic closed-section wind tunnel applied to Open Rotor[R]. AIAA-2012-2228, 2012.

[21] TOKAJI K, SOÓS B, HORVÁTH C. Beamforming method for extracting the broadband noise sources of counter-rotating open rotors[R]. AIAA-2019-2572, 2019.

[22] SCHLINKER R, AMIET R. Refraction and scattering of sound by a shear layer[R]. AIAA-1980-0973, 1980.

[23] MUELLER T J. Aeroacoustic measurements[M]. Berlin: Springer, 2002.

[24] 马大猷. 声学手册[M]. 北京: 科学出版社, 2004.

（编辑：陈　越）