

大尺度飞机螺旋桨风洞动力模拟 试验系统设计

雷红胜¹, 陈正武¹, 王政¹, 窦满峰², 赵昱¹

(1. 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;

2. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710129)

摘 要: 以开展某型飞机螺旋桨气动力和气动噪声研究为目的, 结合 $5.5\text{ m} \times 4\text{ m}$ 航空声学风洞实际, 设计了一套动力模拟试验系统。该系统以 300 kW 高功率密度永磁电动机为核心, 通过配套相应的电源、驱动、控制、支撑等, 实现了大尺度螺旋桨的动力模拟, 并开展了相关试验验证。结果表明: 该系统额定转速和转矩分别高达 5 000 r/min 和 573 N·m、转速控制精度优于 $\pm 0.5\text{ r/min}$, 且具有较低的自身噪声级和良好的电磁兼容性能, 拉力系数试验重复性精度优于 0.000 7 等。该系统的建立能有效地满足大尺度飞机螺旋桨相关风洞试验研究的动力模拟需求, 进一步拓展了国内低速空气动力学试验模拟能力。

关 键 词: 大尺度; 螺旋桨; 气动; 风洞; 动力模拟

中图分类号: V211.73

文献标志码: A

Design of test system for large-scale propeller power simulation in wind tunnel

LEI Hongsheng¹, CHEN Zhengwu¹, WANG Zheng¹,
DOU Manfeng², ZHAO Yu¹

(1. Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control, Low Speed Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. School of Automation,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to study the aerodynamic and aeroacoustic properties of a certain type of aircraft propeller, a set of power simulation test system was designed in $5.5\text{ m} \times 4\text{ m}$ aeroacoustic wind tunnel. Taking the 300 kW high power density permanent magnet motor as the core, the system realized the power simulation of large-scale propeller by matching the corresponding power supply, drive, control, support and so on. Meanwhile the test verification was carried out. The results showed that the speed and torque of the equipment were as high as 5 000 r/m and 573 N·m respectively, and the speed control accuracy was better than $\pm 0.5\text{ r/min}$. And also it had low noise level and good electromagnetic compatibility, and the test repeatability accuracy was

收稿日期: 2021-04-25

作者简介: 雷红胜(1981—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事风洞自动控制研究。

通信作者: 陈正武(1981—), 男, 副研究员, 硕士, 主要从事气动声学研究。E-mail: chen Zhengwu001@163.com

引用格式: 雷红胜, 陈正武, 王政, 等. 大尺度飞机螺旋桨风洞动力模拟试验系统设计[J]. 航空动力学报, 2021, 36(11): 2261-2270.

LEI Hongsheng, CHEN Zhengwu, WANG Zheng, et al. Design of test system for large-scale propeller power simulation in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(11): 2261-2270.

better than 0.000 7. The establishment of the system can effectively meet the requirements of the large-scale propeller power simulation and further expand the low-speed aerodynamic test simulation capabilities.

Key words: large-scale; propeller; aerodynamic; wind tunnel; power simulation

螺旋桨发动机作为飞机动力装置的重要形式之一,在国内外飞机型号中有着广泛的应用,并仍在不断发展中^[1-2]。在实际应用中,螺旋桨不仅对飞机产生拉力,其滑流更会对飞机各部件产生较为复杂的干扰,影响飞机的气动力特性,从而引起飞机性能、操纵和载荷的显著改变^[3]。同时,由于螺旋桨高速运动与周围气流相互作用产生强气动噪声,亦对飞机性能以及舱内乘员舒适性等带来一定的不利影响。由此,螺旋桨的气动力特性和噪声特性成为螺旋桨飞机研制中的重要研究方向之一。考虑到飞行试验成本高,且测量手段和数据解析有一定难度,目前主要通过数值计算(CFD)和风洞试验两种方式开展相关研究。近年来,CFD快速发展,在飞机设计中作用显著,但由于螺旋桨与机体干扰以及螺旋桨气动噪声机理复杂等因素,在开展CFD的基础上进行风洞试验验证和深入研究成为螺旋桨气动力和气动噪声特性研究的有效手段,国内外相关学者分别在此方面已开展了大量研究^[4-16]。

螺旋桨动力模拟系统作为开展螺旋桨风洞试验的核心,主要有电动机和空气发动机两种方式。经过多年发展,国内相关研究单位开展了多项动力模拟试验装置的建设工作,并应用于多个型号的试验和理论验证研究中,如气动中心低速所发展了从12~120 kW的单发、双发、四发电驱^[17]以及200~300 kW级空气发动机动力模拟装置,并开展了大量的试验工作;航空气动院突破了高雷诺数空气发动机动力模拟试验技术;西北工业大学在NF-3风洞配套了小型研究型螺旋动力模拟装置^[18]等。但由于条件限制,常规风洞内部未做消声处理,且无消声驻室,风洞背景噪声高,不适合开展气动噪声试验,所以国内缺少面向工程应用的能同时开展螺旋桨气动力和气动噪声的动力模拟系统。而早在20世纪80年代,在DNW-LLF风洞8 m×6 m试验段即建立了由2台直流电动机串接而成的最高功率达到360 kW,转速为3 000 r/min的螺旋桨动力模拟系统,并被欧美相关研究机构和飞机制造商广泛应用^[11]。

2013年,消声室背景噪声75.6 dBA、开口/闭

口试验段风速分别达到100 m/s和130 m/s的国内首座航空声学风洞——5.5 m×4 m声学风洞建成并投入使用,为开展航空飞行器气动声学研究提供了重要试验平台。在此基础上,气动中心低速所配套了螺旋桨风洞动力模拟和测量系统等,初步形成了螺旋桨气动力和气动噪声风洞试验能力,为开展螺旋桨相关特性和机理试验研究提供了重要平台。本文着重介绍动力模拟系统设计情况,并对部分试验结果进行了分析。

1 设计指标的确定

该螺旋桨风洞动力模拟系统以开展某型飞机螺旋桨气动力和气动噪声研究为目的,技术指标围绕该型飞机螺旋桨发动机参数,主要涉及螺旋桨缩比尺寸以及相应的动力系统技术指标进行设计。该指标不仅满足几何相似、桨尖马赫数相似、前进比/拉力系数相似等条件,同时要结合具体研究对象主要参数、风洞试验段尺寸以及驱动研制能力综合考虑确定。

1.1 螺旋桨缩比尺寸确定

螺旋桨缩比尺寸确定基于以下两点原则:

1) 在螺旋桨缩比模型相关性研究方面,Trebbles等研究表明螺旋桨全尺寸模型和1/4缩比模型气动力特性基本一致,且随着风速增加,拉力系数和功率系数变化趋势一致;气动噪声特性和变化趋势基本一致^[19],意味着采用1/4缩比模型在风洞中可以有效模拟螺旋桨气动力和气动噪声特性。

2) 由于声学风洞开口试验段射流剪切层对穿越的声波产生折射和散射效应,对射流外噪声测量有一定的影响,在射流外噪声测量的基础上,进一步在射流内布置传声器测量螺旋桨气动噪声指向性。声学测量要求测点位置满足远场测量条件^[20],通过下式可得:

$$D = a^2/\lambda$$

其中 D 、 a 、 λ 分别表示测点与声源距离、声源尺度、声源辐射声波尺度。在此基础上,根据国外螺旋桨气动噪声研究经验(通常要求内流测点的距离不小于2倍螺旋桨直径),结合5.5 m×4 m声学风

洞试验段尺寸和模型模拟尺度尽可能大的要求, 兼顾风洞流场和试验经济性, 以国内某型飞机螺旋桨发动机实际参数为依据, 螺旋桨尺寸确定为 1 m。

1.2 动力系统技术指标确定

动力系统技术指标的关键是驱动电动机以及对应的控制需求。在螺旋桨缩比尺寸确定的基础上, 根据相似准则, 兼顾其他多型螺旋桨飞机的螺旋桨载荷特性, 同时考虑国内螺旋桨电动机研制水平, 并尽量使螺旋桨系统模型与实物螺旋桨相似, 从而确定驱动电动机技术指标并根据模拟试验实际提出具体控制要求如下:

- 1) 电动机额定输出功率为 300 kW;
- 2) 电动机额定转速为 5 000 r/min;
- 3) 电动机额定转矩为 573 N·m;
- 4) 电动机最大拉力为 -2 000~5 000 N;
- 5) 电动机尺寸为 $\Phi 240\text{ mm}\times 700\text{ mm}$;
- 6) 电动机额定转速控制精度为 $\pm 3\text{ r/min}$;
- 7) 工作制及温升。S3 断续工作制, 额定转速下连续运行 30 min;
- 8) 电磁兼容性好, 不影响其他弱电系统工作等。

2 总体设计

该系统主要目标是实现螺旋桨的高精度转速调节控制, 并实现运行的全面监测和数据采集归档。考虑到螺旋桨风洞试验的风险以及天平等弱电信号的测量采集, 该系统亦需具备高可靠性、良好的电磁兼容性能等。

该系统主要由供配电系统、300 kW 永磁交流伺服电动机、循环冷却系统、驱动器、S7-1500 可编辑逻辑控制器(PLC)以及上位工控机等组成。总体架构图见图 1, 以 300 kW 高密度永磁交流伺服电动机为研制核心, 并配套相应的循环冷却系统, 通过驱动器实现转速的精确控制, 采用 S7-1500 PLC 监控系统实现系统的安全监控和数据采集归档。驱动器、监控系统、冷却控制系统、上位机等系统之间通过 Profinet 网络通信实现数据交互, 供配电信息采用智能仪表通过 Modbus 协议进行电力信息的读取。

在系统布局上, 试验段中心标高 8 m, 且系统涵盖多个子项和专业, 综合优化考虑, 总体布局见图 2。消声室内整体安装设计见图 3。

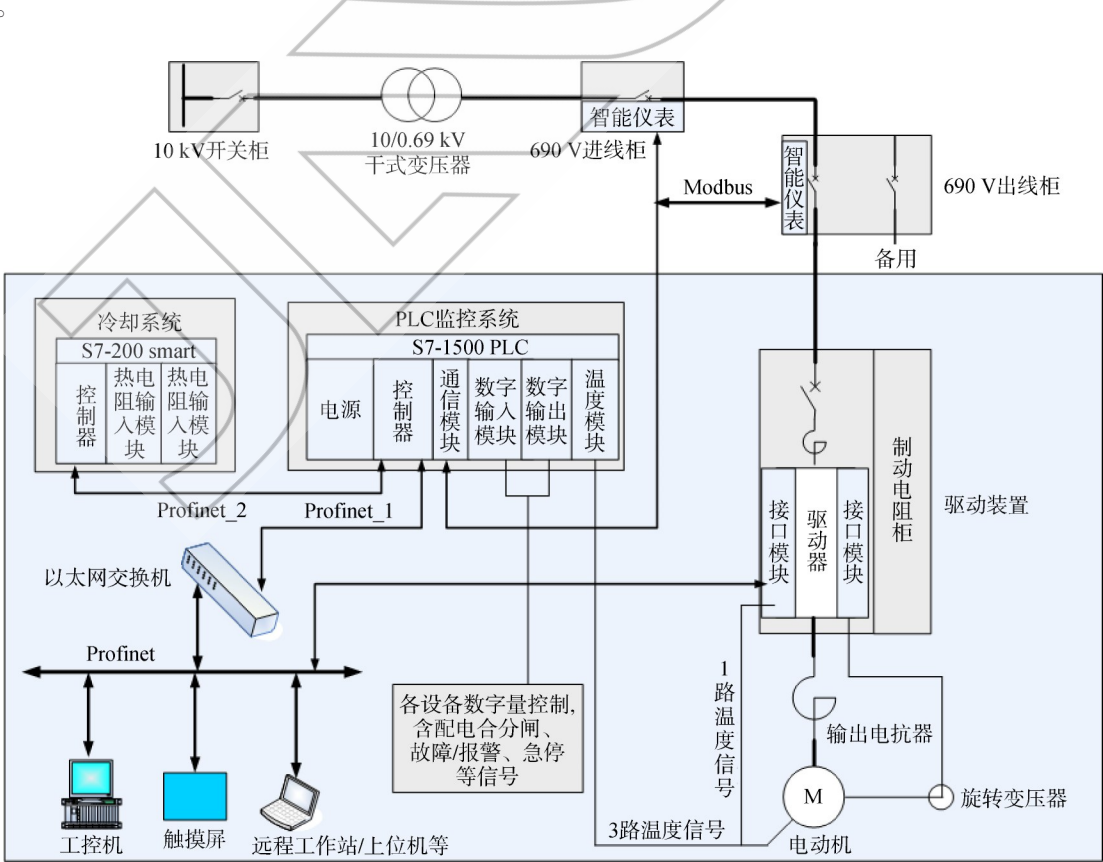


图 1 螺旋桨动力系统系统
Fig.1 Power system of propeller

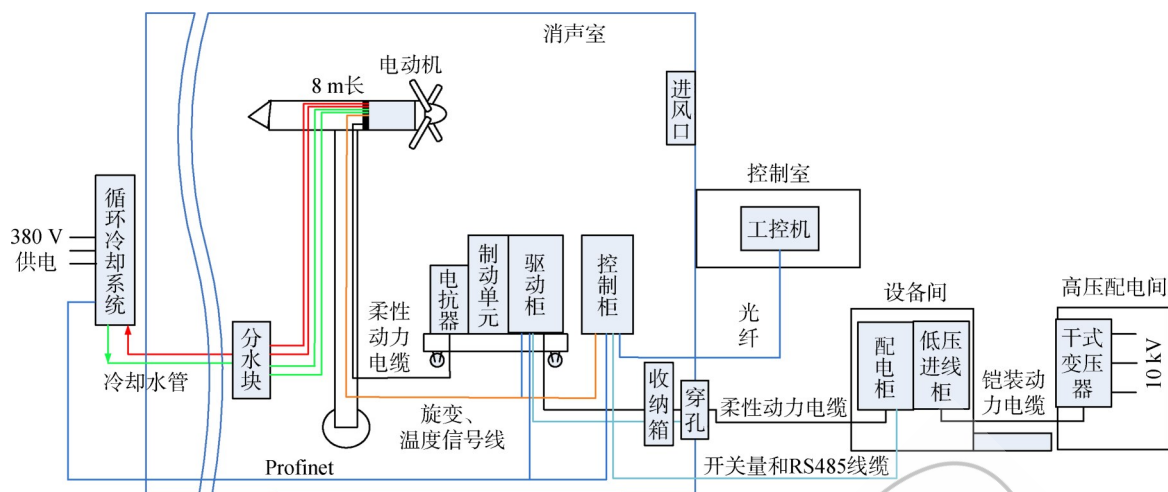


图2 螺旋桨动力系统总体布局

Fig.2 General layout of propeller power system



图3 整体安装示意图

Fig.3 Overall installation schematic diagram

3 关键技术解析

螺旋桨风洞试验具有安装空间小、风险高、转速高、控制精度高以及测量要求高等特点,需要系统各环节的统筹设计,并对存在的技术问题进行全面考量,从而实现系统综合性能的提升。

3.1 高功率密度螺旋桨电动机设计

由文中第1.2节可知本项目电动机具有功率密度高、转矩密度高、转速高、轴向载荷大,且是细长体结构等特点,电动机设计要求高,采用永磁交流伺服电动机。该电动机选用高性能SmCo217永磁体,在满足电动机参数一般设计考虑^[21]的基础上,采用多种电磁和结构工艺优化设计以满足项目要求。

1) 供电优化设计

常规电动机选用AC380V供电电源,考虑到电动机引出线空间尺寸以及电动机绕组发热等因素,充分调研驱动产品选型,该电动机设计为AC690V供电,线缆尺寸降低1~2个规格等级,且大幅减少电动机绕组热耗。

2) 电动机多场均衡耦合设计

电动机设计综合考虑电、磁、热、机械运动等因素,将电动机额定转速设计为5 000 r/min,使电动机工作区域包含螺旋桨工作包络曲线,输出转矩满足螺旋桨负载需求,实现电动机与螺旋桨匹配,见图4和图5。

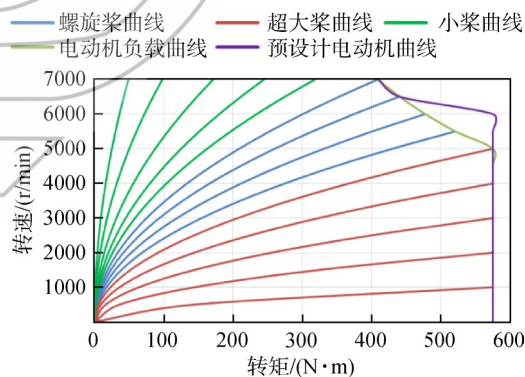


图4 电动机与螺旋桨负载匹配示意图

Fig.4 Matching schematic diagram of motor and propeller load

在电动机发热方面,主要是铁耗和铜耗。电动机的铁耗主要在定子铁心,易散热,且耐温高。而电动机铜耗在绕组,不易散热,且高温影响绝缘,端部散热困难,温升高。采用6极36槽设计方案,频率达到250 Hz,电流为320 A,能有效降低铜耗,通过真空浸漆保证绕组绝缘,同时端部固定并与壳体相连传导散热,有效降低绕组端部温升,增加电动机运行可靠性。

电动机在工作中由于自身设计固有问题的存在,在磁场中存在高次谐波会引起磁钢和紧固套的

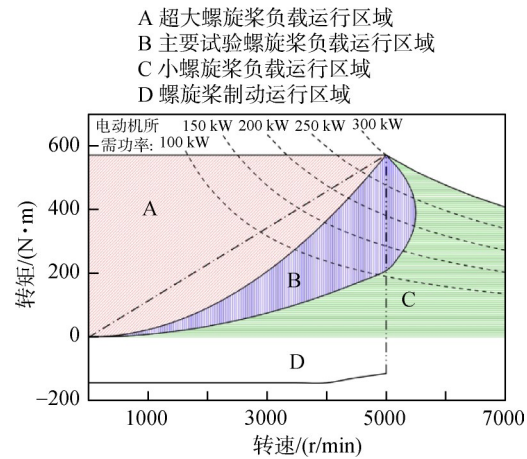


图 5 电动机工作区域图
Fig.5 Motor working area diagram

热,影响电动机的可靠性;高次谐波会在绕组中产生电磁力,导致线圈的震荡摩擦影响绕组的绝缘;在绕组中产生环流,增加温升。该电动机采用西工大独有磁钢分段工艺技术^[22],在电动机转子的径向结构,采用新型一大五小式转子磁钢结构,消除电动机磁场的谐波,可使电动机的反电势波形更接近正弦波,减小磁钢涡流损耗,能减小 0.1%~0.2% 的杂散损耗;在磁钢的轴向结构上采用分段处理,降低转子的涡流损耗,从而提高电动机的可靠性,见图 6。

同时由于电动机在控制过程中会产生谐波,

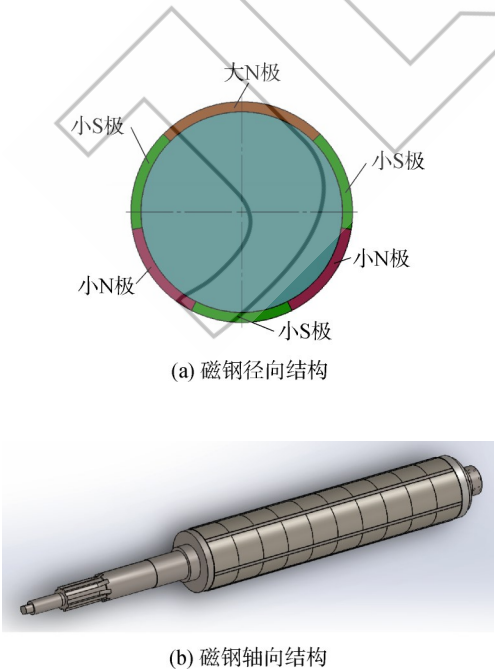


图 6 转子磁钢示意图
Fig.6 Schematic diagram of rotor magnetic steel

在紧固套中引起涡流,使紧固套发热。采用传统不锈钢紧固套,发热严重,转子结构畸变,高速情况下易引起转子磨蹭。该电动机采用碳纤维紧固套,不导磁,大幅减少转子发热,降低转子表面温度。

4) 散热结构设计技术

本电动机效率高(90% 以上),转子发热少,在定子侧进行冷却即可达到散热要求,通过热设计仿真、工艺比较后,采用隔离双螺旋式水冷结构并配套恒温循环供水装置实现了电动机的长时间可靠运行,见图 7。

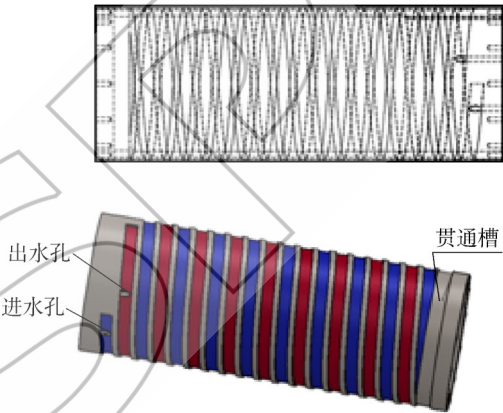


图 7 螺旋式水冷结构
Fig.7 Spiral structure of water-cooling

5) 轴承选型

该电动机要求双向轴向力,且载荷较大,前轴承采用角接触球轴承背对背成组安装提高轴承的轴向承受力,后轴承为深沟球轴承,设计承载力达到 -5 000~8 000 N,满足指标要求。

3.2 驱动装置优化设计选型

本项目驱动装置在选型及设计时,不仅满足高精度永磁交流伺服电动机调速的基本功能,同时充分考虑载荷匹配、通讯功能、制动、谐波以及电磁兼容性等因素,形成以下配置:

- 1) 输入电压为三相 690 V, 50 Hz;
- 2) 输出电压为三相 0~690 V;
- 3) 频率为 0~500 Hz;
- 4) 额定电流为 590 A;
- 5) 通讯总线为 Profinet 总线;
- 6) 电动机控制为直接转矩控制;
- 7) 驱动器采用交-直-交变频,具有制动单元

并配套相应的制动电阻,制动电阻功率为 60 kW,满足风洞试验负拉力发电状态,同时可以根据需要进行转速控制时间的调节;

8) 配套进线电抗器,减少谐波干扰;

9) 订制专用出线电抗器,在实际运行中,降低谐波的同时,有效的降低了电动机运行轴承发热;

10) 驱动器电磁兼容性优良,满足相关规范。

3.3 监控系统设计

系统基于 Profinet 和 Modbus 网络实现了变

频器、冷却系统、PLC 控制系统以及供配电系统的全面监控,如本地/远程操作、所有关键参数的显示和存储调用、关键参数阈值设计以及自动联锁保护、变频器关键参数读取设置等,系统运行安全型、可靠性、便捷性大幅提升。在此基础上,与风洞试验运行管理系统实现了联机集中统一管理。系统监控主界面见图8。



图8 系统监控主界面

Fig.8 Main interface of system monitoring

3.4 安全系统设计

系统设计了多级多层次的安全设计,包括本地/远程硬/软急停、电动机绕组/轴承温度阈值设计、电动机运行振动监测、电动机运行时间记录、转速限幅设置以及试验时的流程优化等。

3.5 电磁兼容性设计

由于含有变频驱动系统,且电动机运行电流较大,对控制系统以及温度、旋变以及天平等弱电信号会产生较强的电磁干扰。系统从驱动器、电源、屏蔽接地等多个方面整体考虑,提升电磁兼容性。

1) 主要设备选型配置,如驱动系统充分考虑 EMC 性能。

2) 综合考虑设备布局、供电等,强弱电走线分开,动力/控制/测量均采用相对独立电源供电。

3) 做好屏蔽和接地措施。如电动机每相引出动力线缆分别套装屏蔽铜网;信号线缆采用双绞双屏蔽线缆等;动力地、测量地分开,并对电动机、柜体以及天平信号等分别进行有效接地等。

多种措施的采用,该系统电磁兼容性能达到较高水平,在试验时取得了较好效果。

3.6 气动和声学结构优化设计

为了提高气动力和气动噪声测量精准度,在配套专用测力天平、内/外流麦克风阵列装置和测量系统的基础上,开展了一系列的气动和声学结构优化设计。如该动力模拟系统采用尾撑形式,最大限度地降低支杆干扰;为减小电动机自身气流场对螺旋桨测力的影响,电动机、天平及多功能连接件等都被包裹在水滴型螺旋桨动力短舱内;在模型支撑机构加装消声整流罩、外流噪声测量装置包覆吸声材料、内流噪声传声器移测架采用流线型设计和多种吸声措施等以减小装置声反射对测量的影响;外流传声器配置风帽、内流传声器配置鼻锥等以减少低/高速气流对传声器测量噪声的影响等。

4 性能测试

主要开展了电动机振动、转速、温升、噪声性能以及不同螺旋桨载荷下的负载性能测试,并给出了风洞试验的典型气动重复性数据。

4.1 振动性能

图9为电动机空载时振动速度/加速度与电动机转速的关系(其中 a 为振动加速度, g 为重力

加速度),可以看出空载时 0~7 000 r/min 转速范围内振动波动和幅值都较小,电动机自身运行较为平稳。

图 10 给出了不同桨距角(θ)负载情况下振动速度与电动机转速之间的关系。可以看出转速在 1 000 r/min 和 2 800 r/min 附近时振动明显变大,存在一定的共振现象,通过视频监控局部放大亦可以看到有明显的振动,在试验时需要尽量避免这两个频率带。

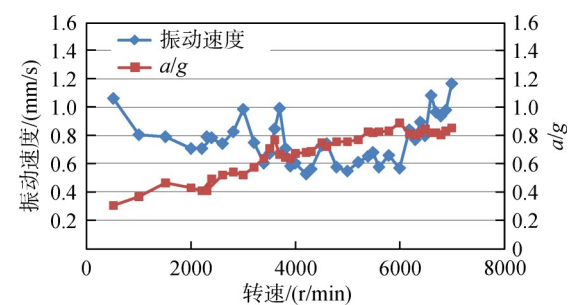


图 9 电动机空载运行振动
Fig.9 Motor no-load running vibration

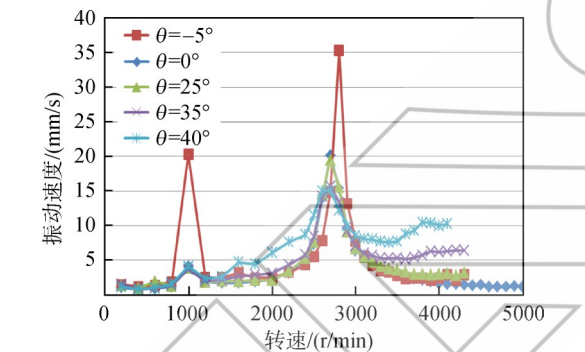


图 10 不同桨距角下电动机振动速度与转速之间的关系
Fig.10 Relationship between the speed of vibration and speed of motor at different blade angles

4.2 转速性能

图 11~图 13 分别给出了电动机转速范围、转速控制精度曲线。可以看出电动机能稳定运行到 7 000 r/min,且在 500 r/min 到额定转速 5 000 r/min 范围内,转速控制精度优于 ± 0.5 r/min,优于技术指标要求;7 000 r/min 时由于进入弱磁控制区域,精度略微下降;转速超调量为零。

4.3 温升考核

结合实际需求,在地面调试阶段对电动机进行了 25°桨距角,4 300 r/min 螺旋桨负载(功率为 160 kW、环境温度为 20℃)温升考核。由图 14 可以看出,30 min 后最高轴承温度为 36.2℃,最高绕组温度为 59.8℃,且均趋于稳定,大幅低于电动

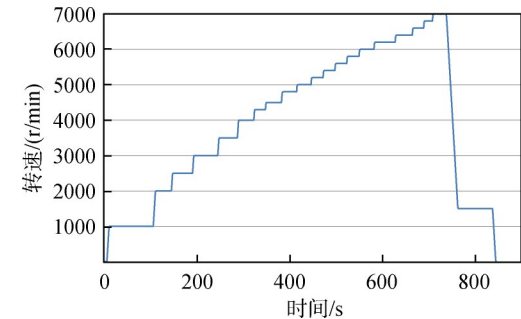


图 11 螺旋桨动力系统转速控制范围曲线
Fig.11 Speed range curve of propeller power system

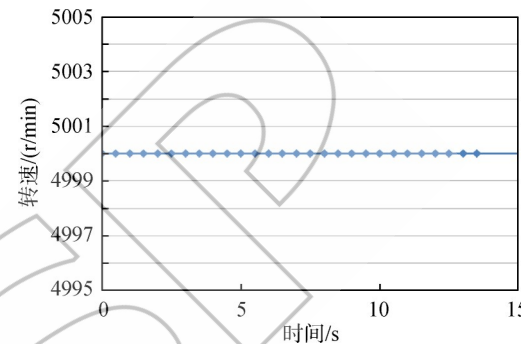


图 12 螺旋桨动力系统 5 000 r/min 转速稳态控制曲线
Fig.12 Speed steady-state curve of propeller power system at 5 000 r/min

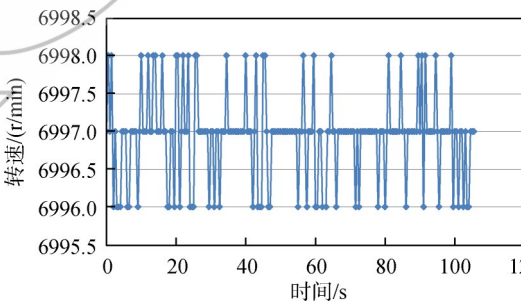


图 13 螺旋桨动力系统 7 000 r/min 转速稳态控制曲线
Fig.13 Speed steady-state curve of propeller power system at 7 000 r/min

机轴承/绕组设计温度等级,电动机安全运行安全可靠。

4.4 负载性能

通过变换螺旋桨桨距角对系统负载性能进行测试。图 15 和图 16 给出了螺旋桨地面调试数据,可以看出,0°桨距角电动机负载最小;随着桨距角角度增大,载荷逐渐增大,35°桨距角在 4 300 r/min,40°桨距角在 4 100 r/min 时转矩达到 526 N·m,功率达到 230 kW,电流为 296 A,离额定参数还有提升空间,但考虑到天平载荷、桨叶载荷和调试安全,未继续提升。地面调试为风洞试验提

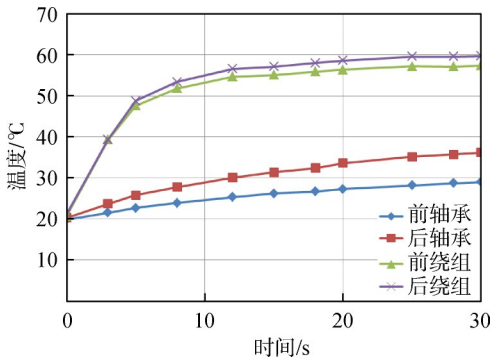


图 14 电动机温升曲线

Fig.14 Motor temperature-rise curve

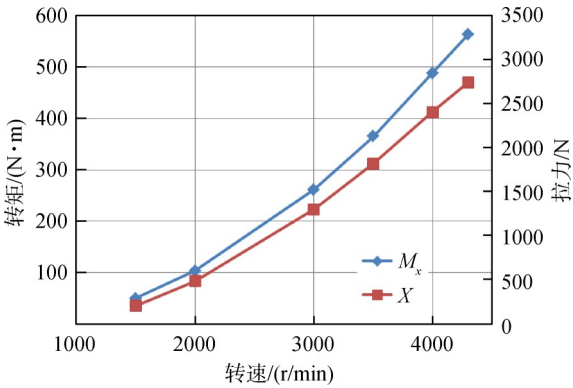


图 17 风洞试验电动机负载性能曲线

Fig.17 Motor load performance curve of wind tunnel test

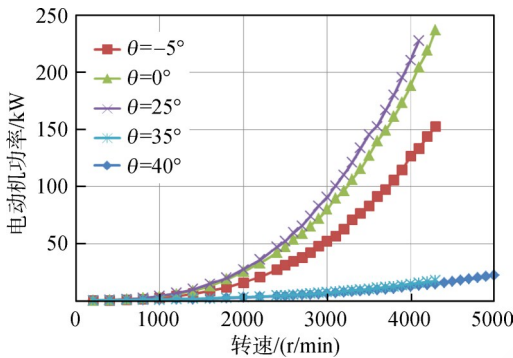


图 15 不同桨距角下电动机功率与转速之间关系

Fig.15 Relationship between power and speed of motor at different blade angles

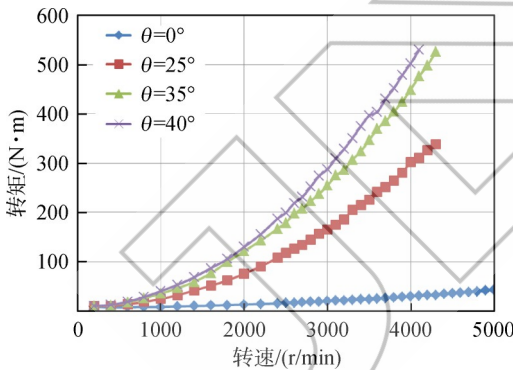


图 16 不同桨距角电动机转速-转矩关系曲线

Fig.16 Relationship between speed and torque of motor at different blade angles

供了基本依据。

图 17 给出了风洞试验中输出转矩最大状态的负载曲线,由图可知在桨距角为 35° ,风速为 30 m/s,电动机转速为 4 300 r/min 时,电流达到 343 A,天平测量转矩 M_x 达到 564 N·m,拉力 X 达到 2 744 N,与电动机输出基本吻合,电动机效率高达 0.94。综合试验结果,电动机负载性能优良,达到设计要求。

4.5 自噪声性能

表 1 给出了螺旋桨电动机空载自噪声声压级,内流噪声测量装置传声器位于电动机中部位置。由表可知,电动机在额定转速(N)为 5 000 r/min 内,电动机自噪声不超过 71.96 dB,最大方位出现在 10#传声器,也即在电动机正下方距离电动机 1.35 m 的位置,基于点声源假设换算到 1 m 位置的声压级为 74.56 dB,满足电动机低噪声设计指标。

表 1 螺旋桨电动机自噪声

Table 1		Self-noise of propeller motor					dB
传声器	$n/(\text{r/min})$						
编号	2 000	3 000	4 000	5 000	6 000	7 000	
1#	64.7	67.4	62.6	64.2	62.3	76.2	
2#	64.4	66.9	62.7	64.7	63.7	74.5	
3#	64.9	65.9	62.6	64.3	62.8	74.0	
4#	66.9	67.8	64.8	66.8	65.4	74.0	
5#	63.9	68.2	62.9	66.5	64.0	75.3	
6#	66.3	69.2	65.3	67.4	65.1	74.1	
7#	65.9	70.3	65.5	68.7	64.4	79.1	
8#	66.4	69.8	65.8	69.2	64.3	79.7	
9#	67.6	70.4	66.9	70.5	66.8	77.2	
10#	70.6	72.0	70.2	70.5	70.6	78.1	
11#	67.1	67.5	65.5	65.8	65.6	76.2	
12#	66.9	67.9	65.8	67.4	64.2	74.1	
13#	66.2	68.6	66.4	67.5	63.3	72.4	
14#	66.1	68.4	64.5	66.0	63.6	70.4	
15#	64.2	68.5	64.0	67.3	63.8	72.3	

4.6 风洞试验重复性精度考核

螺旋桨动力模拟风洞试验气动力和气动噪声重复性精度是系统运行可靠性、稳定性和测量准确性的直接验证。试验工况为风速 50 m/s,桨距角为 25°,螺旋桨转速为 4 300 r/min。

1) 气动力试验重复性精度考核

该风洞试验以单独螺旋桨为基本状态,采用针对某型飞机螺旋桨参数进行无量纲化处理,得到以上工况的拉力/功率系数重复性曲线,分别见图 18 和图 19(图中图例编号为试验编号)。各系数方均根误差计算见表 2。结果表明,单独螺旋桨试验时,螺旋桨拉力系数重复性试验精度可以达到 0.000 7、功率系数精度达到 0.000 09。

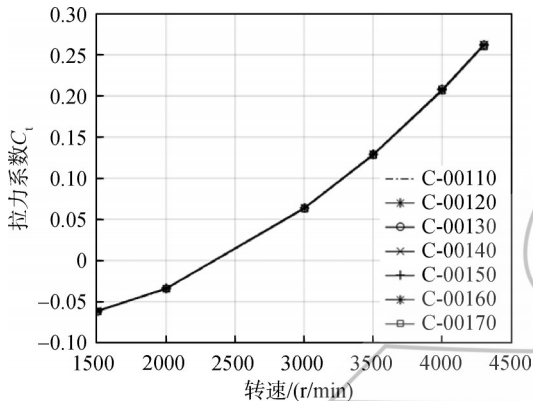


图 18 拉力系数重复性试验结果

Fig.18 Repeatability test results of tension coefficient

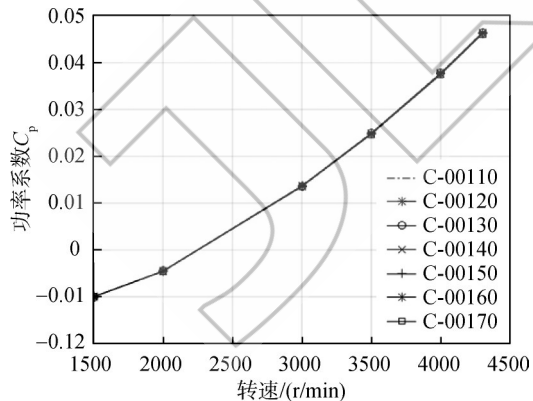


图 19 功率系数重复性试验结果

Fig.19 Repeatability test results of power coefficient

2) 气动噪声试验重复性精度考核

图 20 和图 21 分别给出了射流内和射流外测量装置在桨平面位置($x=0.88\text{ m}$)测得的螺旋桨气动噪声重复性频谱曲线,试验状态与气动力一致(图中图例编号为试验编号)。试验结果表明,单独螺旋桨气动噪声指向性测量声压重复性良

表 2 螺旋桨模型重复性试验拉力系数、功率系数方均根误差

Table 2 RMSE of tension coefficient, power coefficient for propeller model repeatability test

转速/(r/min)	C_t	C_p
1 500	0.000 44	0.000 035
2 000	0.000 5	0.000 057
3 000	0.000 62	0.000 082
3 500	0.000 7	0.000 11
4 000	0.000 96	0.000 13
4 300	0.000 91	0.000 13
综合	0.000 7	0.000 09

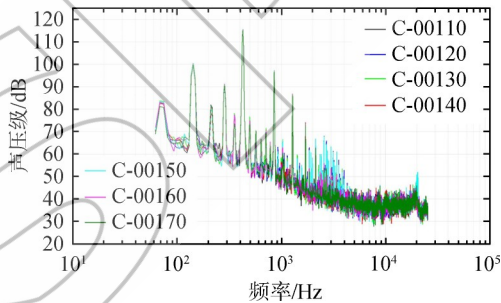


图 20 螺旋桨气动噪声重复性试验结果(射流内测量)

Fig.20 Repeatability test results of propeller aerodynamic noise (in-jet measurements)

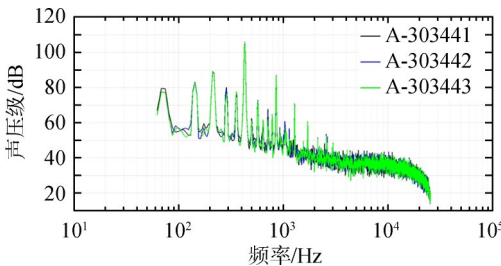


图 21 螺旋桨气动噪声重复性试验结果(射流外测量)

Fig.21 Repeatability test results of propeller aerodynamic noise (out-jet measurements)

好,重复性精度小于 0.21 dB。

5 结 论

本文在详细介绍 5.5 m×4 m 航空声学风洞大尺度(1 m 量级)飞机螺旋桨动力模拟试验系统指标确定的基础上,开展了总体实施方案设计,并就关键技术问题进行了解析。结果表明,该系统实现了 300 kW-5 000 r/min-573 N·m 螺旋桨驱动能力,额定转速为 5 000 r/min,最高转速达 7 000

r/min, 转速精度优于 ± 0.5 r/min, 且具有良好的负载特性。螺旋桨风洞试验重复性精度考核时拉力系数达到 0.000 7、功率系数达到 0.000 09、气动噪声指向性测量小于 0.21 dB。系统整体可靠性、稳定性、安全性、自动化以及电磁抗干扰性均达到较高水平。

该系统为目前国内风洞试验功率最大的电驱螺旋桨动力系统, 能满足国内多个型号的大尺度螺旋桨全速域气动力和气动噪声试验动力模拟需求, 进一步拓展了国内低速空气动力学试验模拟能力。

参考文献:

- [1] 刘新建. 国产涡桨发动机的发展方向剖析[J]. 电子世界, 2014(3):106-107.
LIU Xinjian. The analysis of development direction of domestic turboprop engine[J]. Electronics World, 2014(3):106-107. (in Chinese)
- [2] 周辉华. 国外涡桨发动机的发展[J]. 航空科学技术, 2013(1):18-22.
ZHOU Huihua. The development prospect of turbo-propeller engines abroad[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(1):18-22. (in Chinese)
- [3] 李开复. 特种风洞试验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
- [4] 龚小权, 马明生, 张健, 等. 基于非结构重叠网格的螺旋桨滑流非定常数值模拟[J]. 航空动力学报, 2018, 33(2):345-354.
GONG Xiaoquan, MA Mingsheng, ZHANG Jian, et al. Unsteady numerical simulation of propeller slipstream based on un-structured chimera grid[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2):345-354. (in Chinese)
- [5] 高永卫, 乔志德. 螺旋桨风洞实验气动声学相似准则研究[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(4):430-434.
GAO Yongwei, QIAO Zhide. A new propeller aeroacoustic scaling law[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(4):430-434. (in Chinese)
- [6] 史文博, 李杰. 对转螺旋桨流场气动干扰数值模拟[J]. 航空动力学报, 2019, 34(4):829-837.
SHI Wenbo, LI Jie. Numerical simulation of contra-rotating propeller flowfield aerodynamic interactions[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4):829-837. (in Chinese)
- [7] VAKILI A, RADHAKRISHNAN S. Review of acoustic measurement techniques in wind tunnels[R]. AIAA 2000-2204, 2000.
- [8] DUELL E, WALTER J, ARNETTE S, et al. Recent advances in large-scale aeroacoustic wind tunnels[R]. AIAA 2002-2503, 2002.
- [9] 李征初, 王勋年, 陈洪, 等. 螺旋桨滑流对飞机机翼流场影响试验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(2):44-48.
LI Zhengchu, WANG Xunnian, CHEN Hong, et al. Experimental research of influence of propeller slipstream on wing flow field[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2000, 14(2):44-48. (in Chinese)
- [10] EHAB A E, COLIN P B. Experimental investigation of the effect of propeller slipstream on boundary layer behavior at low Reynolds number[R]. AIAA 2000-4123, 2000.
- [11] DOBRZYNSKI W M, HELLER H H, POWERS J O, et al. DFVLR/FAA propeller noise tests in the German-Dutch wind tunnel DNW[R]. DFVLR-IB-129-86/3, 1986.
- [12] SUCCI G P, MUNRO D H, ZIMMER J A. Experimental verification of propeller noise prediction[R]. AIAA-80-0994, 1980.
- [13] WEIR D S, POWERS J O. Comparisons of predicted propeller noise with wind tunnel and flyover data[R]. AIAA-87-0527, 1987.
- [14] 项松, 杨凤田, 吴江, 等. 某型两叶螺旋桨的设计及风洞试验[J]. 飞行力学, 2019, 37(2):83-91.
XIANG Song, YANG Fengtian, WU Jiang, et al. Design and wind tunnel test of a two-blade propeller[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(2):83-91. (in Chinese)
- [15] EMEO G R, GESTINO E, PACINO M, et al. Design and testing of a propeller for a two-seater aircraft powered by fuel cells[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2012, 226:804-816.
- [16] BRANDT J B, SELIG M S. Propeller performance data at a low reynolds numbers[R]. AIAA 2011-1255, 2011.
- [17] 霍国, 康洪铭, 李涵, 等. 风洞螺旋桨试验电动机现状及发展方向[J]. 兵工自动化, 2016, 35(11):20-23.
HUO Guo, KANG Hongming, LI Han, et al. Status and development direction of propeller test motor in wind tunnel[J]. Ordnance Industry Automation, 2016, 35(11):20-23. (in Chinese)
- [18] 金承信, 尹迪义, 竹朝霞, 等. NF-3 风洞螺旋桨动力实验的实时采集[J]. 机械科学与技术, 2001, 20(4):575-578.
JIN Chengxin, YIN Diyi, ZHU Zhaoxia, et al. On real-time data acquisition of propeller power experiment in NF-3 wind tunnel[J]. Mechanical Science and Technology, 2001, 20(4):575-578. (in Chinese)
- [19] TREBBLE W J G, WILLIAMS J, DONNELLY R P. Propeller noise at model- and full-scale[J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(1):34-41.
- [20] 张小飞, 陈华伟, 仇小峰, 等. 阵列信号处理及 MATLAB 实现[M]. 北京: 电子工业出版社, 2015.
- [21] 惠增宏, 乔奕, 竹朝霞. 飞机模型带动力风洞实验高功率密度电动机研制[J]. 微电动机, 2006, 39(6):19-25.
HUI Zenghong, QIAO Yi, ZHU Zhaoxia. Research on high power density motor used for wind tunnel test of propeller aircraft model[J]. Micromotors, 2006, 39(6):19-25. (in Chinese)
- [22] 严静妮, 窦满峰, 吴转峰. 稀土永磁同步电动机转子温升探讨[J]. 微电动机, 2006, 39(8):38-40.
YAN Jingni, DOU Manfeng, WU Zhuanfeng. Research on rotor temperature rise of REPM synchronous motor[J]. Micromotors, 2006, 39(8):38-40. (in Chinese)

(编辑:张 雪)