

涡桨飞机螺旋桨气动噪声特性试验研究

耿欣¹ 胡天翔¹ 周若君² 刘文波¹ 刘沛清^{1*}

(1. 北京航空航天大学陆士嘉实验室(航空气动声学工信部重点实验室), 北京 100191;

2. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 随着航空公司短途航线由涡扇发动机转向涡轮螺旋桨发动机,以及机场周边噪声污染的限制越来越严格,商用螺旋桨飞机的声学特征正成为关键的设计参数。为研究螺旋桨的气动性能和声学特性,以某型涡桨飞机六叶螺旋桨为研究对象,在北京航空航天大学沙河校区 D5 气动声学风洞开展实验研究。实验中对螺旋桨在固定桨叶角设置和旋转速度条件下不同来流风速的组合工况进行测量,以获取不同工况下螺旋桨的天平测力数据和远场声压信号,经过快速傅里叶变换得到来流速度对螺旋桨远场噪声的影响规律。实验结果表明:在较大来流条件下离散部分噪声能激发出更高阶的谐波噪声,各阶谐波噪声幅值随着谐波数增大逐渐降低;当风速较低时宽频噪声声压级增大,这是由于在低前进比条件下,叶片处于失速状态,拉力系数处于非线性段,与叶片表面复杂流场引起的湍流噪声增加有关。通过指向性分析可知,位于桨盘上游位置的总声压级水平大于桨盘下游位置的总声压级水平,主要是因为螺旋桨桨盘前后的相对速度发生了变化,导致了声传播距离的延迟和加速现象。

关键词: 涡轮螺旋桨;风洞实验;气动性能;声学性能;指向性分析

中图分类号: V233.7⁺; V212.11

文献标识码: A

OSID:



0 引言

随着航空公司短途航线由涡扇发动机转向涡轮螺旋桨发动机^[1-2],以及机场周边噪声污染的限制越来越严格,商用螺旋桨飞机的声学特征正成为关键的设计参数。新的国际民用航空组织(ICAO)噪声标准在第 1 卷第 14 章的附件 16 中,将有效感知噪声水平的严格程度提高了 7 dB,并适用于 2020 年后 55 t 以下的螺旋桨飞机^[3]。此外,螺旋桨附近的外部噪声源会通过结构部件传递到客舱内部,从而影响乘客的舒适度^[4-5]。虽然小型的螺旋桨飞机产生的噪声可以忽略,但对于较大的螺旋桨飞机,机舱内噪声和社区噪声仍是一个值得关注的问题,尤其是叶尖螺旋桨马赫数在超声速条件下工作的高效率桨扇发动机^[6-7]。在螺旋桨飞机的发展过程中,由螺旋桨引起的严重气动噪声和振动问题已成为一个研究的热点。

在引进喷气发动机后,螺旋桨的发展迟滞了几

十年,直到 20 世纪 70 年代美国国家航空航天局(NASA)恢复螺旋桨的研究活动,并开始进行先进涡轮螺旋桨项目(Advanced Turboprop Project,简称 ATP)^[8],旨在探索客运飞机先进螺旋桨的发展潜力。由 NASA 及其合作伙伴提议并命名为“propfan”的先进螺旋桨概念于 1975 年^[9]发布,比 ATP 项目正式启动提早了一年。然后对单旋转螺旋桨和对旋螺旋桨的空气动力学和气动声学设计进行了广泛的研究,最终在 McDonnell Douglas 和波音飞机上进行了全尺寸对转开式转子(contra-rotating open rotors,简称 CRORs)的飞行试验^[10]。与此同时,欧洲空中客车公司在 20 世纪 80 年代早期开始了与螺旋桨相关的研究^[11]。在整个 20 世纪 90 年代,这种情况一直持续,欧盟资助的研究项目 SNAAP、GEMINI、GEMINI II 和 APIAN 主要研究集中在翼装螺旋桨构型中螺旋桨与机体相互作用产生的影响。自 2000 年代中期以来,航空旅行对全球变暖的影响越

* 通信作者. E-mail: lpq@buaa.edu.cn

引用格式: 耿欣,胡天翔,周若君,等. 涡桨飞机螺旋桨气动噪声特性试验研究[J]. 民用飞机设计与研究,2022(1):64-69.
GENG X, HU T X, ZHOU R J, et al. Investigation on the aeroacoustic characteristics of the turboprop propeller[J]. Civil Aircraft Design and Research,2022(1):64-69(in Chinese).

来越大,航空公司利润率面临的压力越来越大,人们对螺旋桨技术的关注再次重燃。未来的飞机设计要实现性能上的飞跃,就需要高效的推进系统,先进的螺旋桨提供了一个潜在的解决方案,可以提供比涡扇发动机更高的推进效率。然而,使用螺旋桨有两个主要的缺点:限制飞机的巡航速度和相对较高的噪声排放^[9,11-12]。

螺旋桨是螺旋桨飞机部件中最主要的噪声源,其流动特性也是较为复杂的。螺旋桨桨叶附近的流动从本质上来讲是三维流场结构,不仅是因为桨毂的存在引起来流的径向位移,也是由于沿径向的当地压力分布导致的。关于流场的涡系结构,本质上有三个涡量较强区域^[13]:桨叶翼尖涡,桨叶根部马蹄涡和尾缘涡系。叶尖涡沿着桨尖的螺旋轨迹分布且具有较强的涡量。相比之下,马蹄涡的空间范围要小得多。桨叶尾迹中则包含了一系列通常在一倍弦长距离内就消失的尾缘涡。此外,还经常会出现前缘涡和斜压效应引起的激波旋涡。对于拖拉式螺旋桨,机翼气动面浸入螺旋桨滑流中会产生非定常负载,这可能导致振动和机舱噪声;对于推进式螺旋桨,螺旋桨的流入受到上游支撑尾迹的干扰,导致叶片负载不稳定,增加噪声排放。

由于螺旋桨的旋转会产生周期性的噪声。周期性激发的噪声组成包括厚度噪声和(非)定常载荷噪声。厚度噪声是由周期性通过螺旋桨叶片的体积所引起的空气位移而产生的;定常载荷噪声是由产生升力和阻力(即推力和扭矩分量)的桨叶压力场所决定的;非定常载荷噪声是由不断入射的非均匀流动引起的。而宽频带噪声往往是由桨叶与湍流相互作用引起桨叶载荷的随机变化导致的。

本文针对民用涡桨支线客机的螺旋桨噪声问题及其中涉及到的各个物理问题,开展了气动声学风洞实验研究,并利用片条理论气动性能预测方法与实验结果进行了对比分析。为进一步研究螺旋桨气动噪声的致声机理和降噪技术方面的问题提供参考。

1 实验设置

1.1 螺旋桨模型

试验中所使用的螺旋桨为电机驱动的六叶可调距螺旋桨,在 $0.7R$ 处调整安装角,表示翼型的几何弦线与旋转平面之间的夹角。试验模型包括整流罩、螺旋桨转子两部分,六叶螺旋桨直径 $D=4.42\text{ m}$,

模化比 7.4 ,即转子模型直径 $D=0.6\text{ m}$,试验模型外形轮廓完全模拟真实螺旋桨技术状态,图1为缩比模型桨的示意图。叶片采用碳纤维复合材料,表面平整光滑,强度满足需求,根部由圆柱段和倒楔组成,用于与桨毂叶组件连接,桨叶按气动设计的剖面分为多个截面进行过渡层铺设。

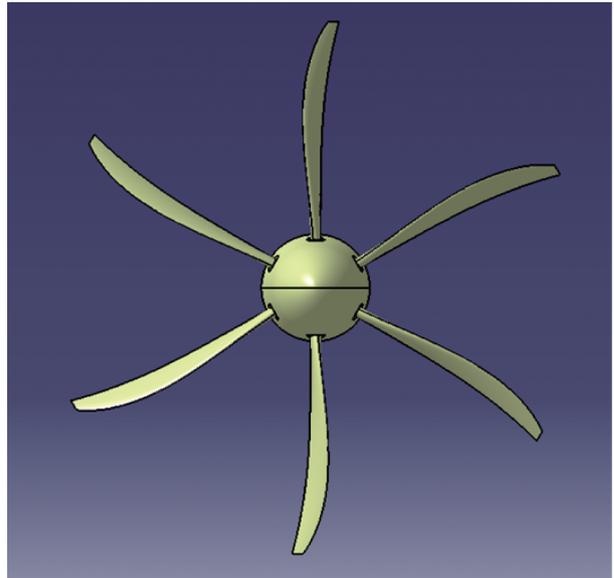


图1 缩比模型桨外形图

1.2 风洞实验

本实验所使用的风洞为北航D5低湍流低噪声气动声学风洞。该风洞位于北京航空航天大学沙河校区,是一座开闭两用风洞。开口条件下,实验段的尺寸为 1 m (宽) $\times 1\text{ m}$ (高) $\times 2\text{ m}$ (长),闭口实验段尺寸为 1 m (宽) $\times 1\text{ m}$ (高) $\times 2.5\text{ m}$ (长)。风洞稳定段和实验段的截面收缩比为 $9:1$ 。该风洞在开口条件下最大气流速度为 80 m/s ,在闭口条件下最大气流速度为 100 m/s 。实验段核心区湍流度小于 0.08% 。风洞风扇采用 380 V 交流电机驱动,载变频器驱动下,该电机可以在 $0\text{ r/min} \sim 750\text{ r/min}$ 范围内实现无极变速。电机的最大输出功率为 210 kw 。风洞的平面结构如图2所示。

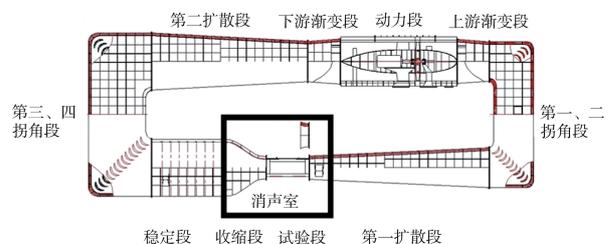


图2 北航D5风洞平面结构图

1.3 测量设备

实验测量了螺旋桨产生的气动力,以及远场的声辐射。螺旋桨性能(推力、扭矩)是通过安装在螺旋桨和电机之间的六分量杆式应变天平测量的。天平测力的输出信号通过滑环装置导入数据采集系统。该数据采集系统由模数转换器、信号放大器和数据采集计算机组成。测试采样率为 1 kHz,每个测试点的采样时间为 60 s。

用 5 个远场麦克风测量螺旋桨的声发射信号,如图 3 所示。使用 Brüel & Kjær 12 通道声振动分析系统测量远场噪声,包括一个 12 通道紧凑型 LAN-XI 模块和 1/2 英寸自由场麦克风(4189 型)。自由场传声器灵敏度为 50 mV/Pa,动态范围为 14.6 dB ~ 146 dB。在采样频率为 65 536 Hz 的时间间隔内,测量了声信号 50 s。远场麦克风阵列允许麦克风放置在远离螺旋桨盘几何中心 2.5 m 的位置,轴向指向性角度在 50° ~ 145°(间隔 5°)之间。在径向 0.7 r/R 位置处桨叶角设置为 36°。电机转速恒定为 2 300 rpm,自由来流速度范围是 9 m/s ~ 35 m/s。



(a) 螺旋桨气动性能实验测量

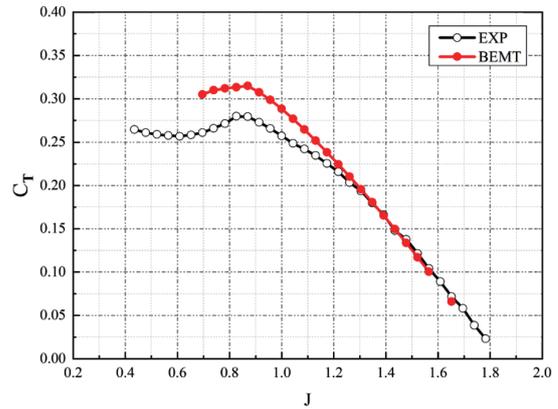


(b) 螺旋桨气动噪声实验测量

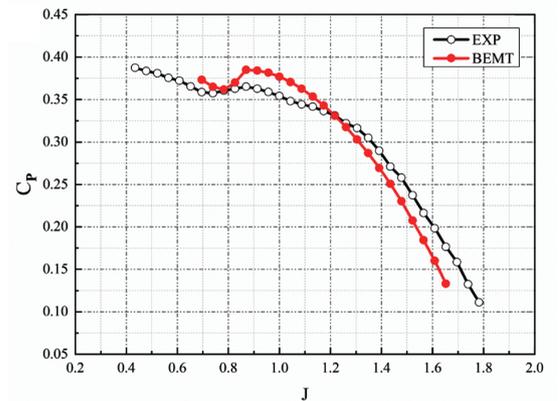
图 3 螺旋桨风洞实验测量

2 气动性能结果分析

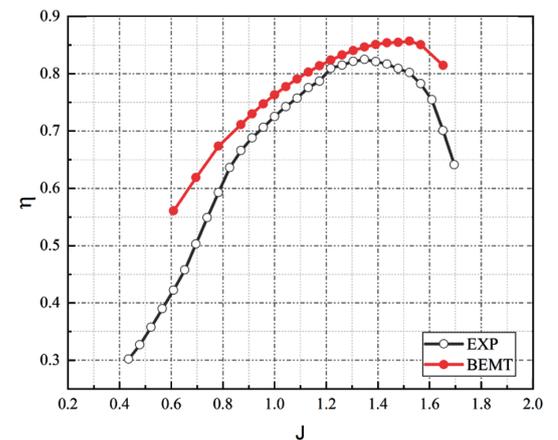
实验测量结果与螺旋桨片条理论(Blade element momentum theory, 简称 BEMT)^[14] 预测结果对比如图 4 所示。可以看出,片条理论方法对螺旋桨



(a) 拉力系数对比



(b) 功率系数对比



(c) 推进效率对比

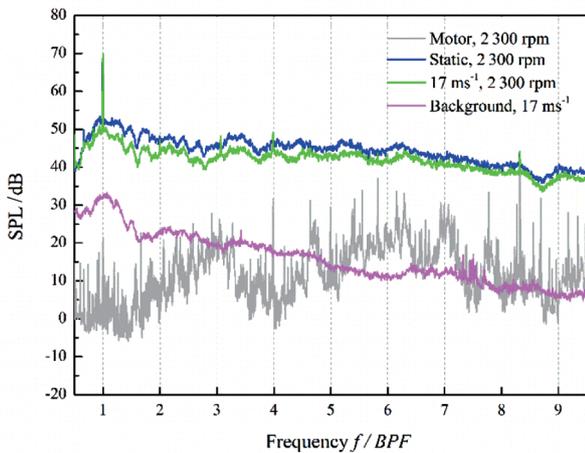
图 4 螺旋桨气动性能对比

拉力系数的预测精度在前进比大于 1.2 时较为合理;由于螺旋桨的转速是固定的,前进比的变化是通过改变来流速度来实现的。因此,低前进比条件对应于叶片截面上的低雷诺数。当前进比小于 1.2 时,拉力系数曲线的非线性变得更加明显。

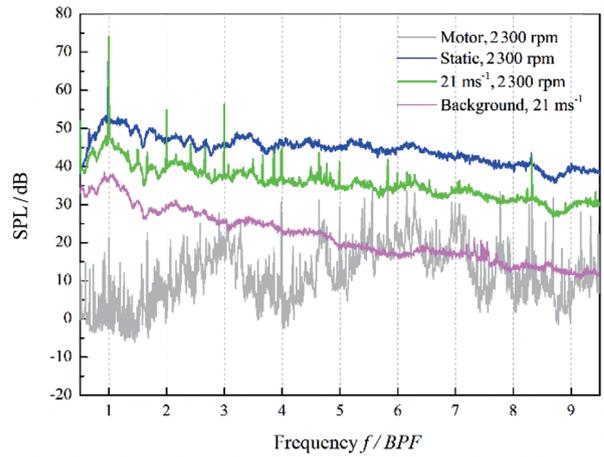
与拉力系数吻合较好的情况相比,即使在大前进比时,片条理论预测的功率系数和推进效率也有更显著的偏差。实验中螺旋桨的最大推进效率位于前进比等于 1.35 时,而在片条理论预测结果中,由于低估了功率系数,在更大的前进比处出现最大推进效率。功率系数在更大的前进比时差异显著,而拉力则被很好地预测。这表明即使在这一范围,在片条理论分析中黏性效应仍然被低估。

3 噪声特性结果分析

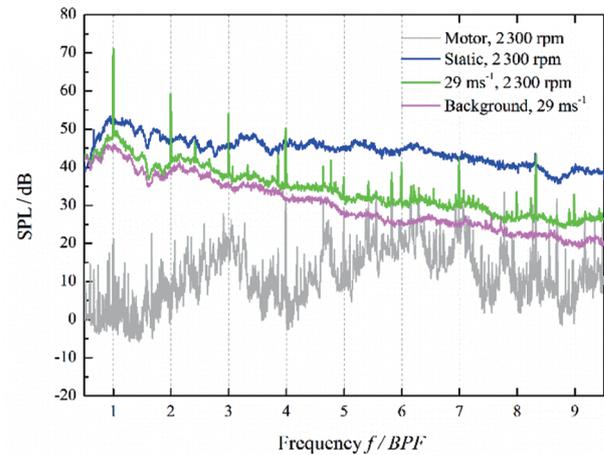
图 5 提供了声压级水平曲线(SPL)相对于频率的频谱图。声学测量结果还提供了电机(未安装桨叶状态)和风洞背景噪声。通过比较,三种来流速度情况下,桨叶通过频率(BPF = 230 Hz)处均出现了离散纯音尖峰,三种前进比条件下对应的声压级幅值(SPL)分别为 69.85 dB、74.11 dB 和 71.18 dB。从气动性能曲线中拉力系数随前进比的变化趋势可以看出,当前进比为 0.74 时,叶片处于失速状态,表面流动相对较为复杂,拉力系数处于非线性段。同时,在此前进比下,宽带噪声的幅值最大,这与螺旋桨叶片表面复杂流场引起的湍流噪声有关。在较大的来流速度下,BPF 的高次谐波特征明显。



(a) $J = 0.74$



(b) $J = 0.91$



(c) $J = 1.26$

图 5 在 90°方位角不同来流速度下的远场噪声频谱图

图 6 显示了螺旋桨一阶基频噪声的指向性频谱图(在 1BPF 处)。当方位角在 50°~130°之间时,随

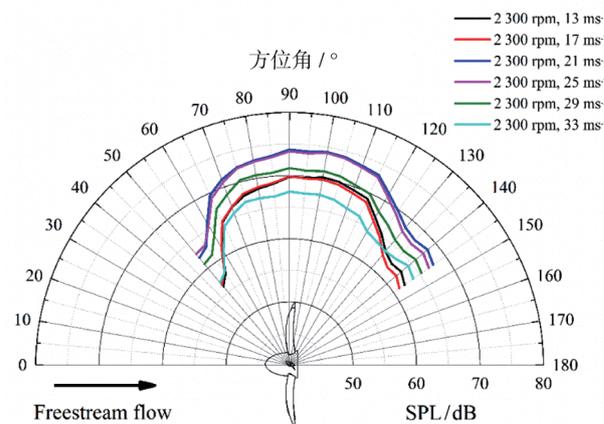


图 6 各方位角及不同来流速度条件下的远场噪声指向性对比图

4 结论

通过对某型涡桨飞机六叶螺旋桨的气动性能和声学特性进行气动声学风洞实验研究,得到了来流速度对螺旋桨远场噪声的影响规律:

1) 在较大来流条件下离散部分噪声能激发出更高阶的谐波噪声,各阶谐波噪声幅值随着谐波数增大逐渐降低;

2) 当风速较低时宽频噪声声压级增大,这是由于在低前进比条件下,叶片处于失速状态,拉力系数处于非线性段,与叶片表面复杂流场引起的湍流噪声增加有关;

3) 位于桨盘上游位置的总声压级水平大于桨盘下游位置的总声压级水平。

参考文献:

- [1] PETERSON R. Regional turboprop resurgence continues: Jet demand shifts upward[J]. Aircraft engineering and aerospace technology, 2008,80(2).
- [2] RYERSON M S, HANSEN M. The potential of turboprops for reducing aviation fuel consumption[J]. Transportation research Part D: Transport and environment, 2010,15(6):305-314.
- [3] HOLSLAW C. Stage 5 airplane noise standards[R]. Federal aviation administration, Federal Register, 1923, Washington, D. C. :[s. n.], 2016.
- [4] FRANSSEN E, VAN C, NAGELKERKE N, et al. Aircraft noise around a large international airport and its impact on general health and medication use[J]. Occupational and environmental medicine, 61(5), 2004, 405-413.
- [5] SWIFT G H. A review of the literature related to potential health effects of aircraft noise: Massachusetts Inst. of technology PARTNER COE-2010-003 [R]. Cambridge: [s. n.], 2010.
- [6] Woodward R P. Measured noise of a scale model high speed propeller at simulated takeoff/approach conditions: NASA lewis research center TM-88920 [C]. 25th AIAA aerospace sciences meeting, Cleveland: 1987.
- [7] DITTMAR J H, JERACKI R J. Additional noise data on the SR-3 propeller: NASA lewis research center TM-81736 [R] Cleveland, [s. n.], 1981.
- [8] HAGER R D, VRABEL D. Advanced turboprop project: NASA SP-495 [R], [S. l. : s. n.], 1988.
- [9] ROHRBACH C, METZGER F B. The prop-fan: a new look in propulsors: AIAA Paper 1975-1208 [R]. [S. l.]; 11th Propulsion Conference, 1975.
- [10] VAN Z D E. Progress in open rotor research: ASME Turbo Expo 2015 [C]. Encyclopedia of aerospace engineering. [S. l.]; John Wiley & Sons, Ltd, 2015.
- [11] Mann S A E, Stuart C A. Advanced propulsion through the 1990s—an airframer's view: AIAA Paper 1985-1192 [R]. [S. l.]; 21st Joint Propulsion Conference, 1985.
- [12] BLYTHE A A, SMITH P. Prospects and problems of advanced open rotors for commercial aircraft: AIAA paper 1985-1191 [R]. [S. l.]; 21st Joint propulsion conference 1985.
- [13] Ende L V D. Swirl recovery vanes for propeller propulsion systems: an aerodynamic and aeroacoustic investigation by lattice boltzmann method [D]. The Netherlands: Delft university of technology, 2018.
- [14] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.

作者简介

耿欣 男, 博士。主要研究方向: 螺旋桨气动噪声机理及降噪研究。E-mail: gengxin@buaa.edu.cn

胡天翔 男, 副教授。主要研究方向: 非定常流动、螺旋桨气动噪声机理及降噪研究等。E-mail: tianxiang_hu@buaa.edu.cn

周若君 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 气动设计分析 E-mail: zhourj603@163.com

刘文波 男, 硕士。主要研究方向: 桨翼干扰气动噪声特性实验研究, Email: lwbbuaa@163.com

刘沛清 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 旋涡分离流与流动控制、飞行器大迎角空气动力学、鸭式布局涡系干扰与控制、高速层流控制技术、现代轻质高效螺旋桨设计与优化、飞行器低 Re 数流动机理与控制、大型飞机起飞着陆气动性能、水上迫降性能、气动噪声研究等领域。E-mail: lpq@buaa.edu.cn

Investigation on the aeroacoustic characteristics of the turboprop propeller

GENG Xin¹ HU Tianxiang¹ ZHOU Ruojun² LIU Wenbo¹ LIU Peiqing^{1*}

- (1. Key Laboratory of Aero-Acoustics Ministry of Industry and Information Technology(Lu Shijia Laboratory),
Beihang University, Beijing 100191, China;
2. The First Aircraft Institute, Xian 710089, China)

Abstract: As airlines switch from turbofan engines to turboprop engines on short-haul flights and noise pollution limits around airports become more limited, the acoustical characteristics of commercial propeller aircraft are becoming a key design parameter. In order to study the aerodynamic performance and acoustic characteristics of the propeller, a turboprop aircraft six-blade propeller was studied in the D5 aerodynamic acoustics wind tunnel of Shahe campus, Beijing University of Aeronautics and Astronautics. In the experiment, the combined working conditions of different incoming flow wind speeds were measured under the conditions of fixed blade Angle and rotating speed, so as to obtain the balance force measurement data and far-field sound pressure signal of the propeller under different working conditions. The influence law of incoming flow speed on the far-field noise of the propeller was obtained through the fast Fourier transform. The experimental results show that the discrete part noise can excite higher order harmonic noise under the condition of large incoming flow, and the amplitude of each order harmonic noise decreases gradually with the increase of harmonic number. When the wind speed is low, the sound pressure level of broadband noise increases. This is because the blade is in the stall state and the tension coefficient is in the nonlinear section under the condition of low forward ratio, which is related to the increase of turbulent noise caused by the complex flow field on the blade surface. According to the directivity analysis, the total SPL level at the upstream of the propeller disc is greater than that at the downstream of the propeller disc, mainly because the relative velocity of the propeller disc before and after the change, resulting in the delay of sound propagation distance and acceleration phenomenon.

Keywords: turboprop; wind tunnel; aerodynamic performance; acoustic characteristics; directivity

* Corresponding author. E-mail: lpq@buaa.edu.cn