

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220793-16

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220793

对转螺旋桨流场和声场数值模拟研究

李光明^{1,2}, 丁 珏¹, 陈正武², 仝 帆², 杨小权¹, 唐小龙¹

(1. 上海大学 上海市应用数学和力学所, 上海 200072;
2. 中国空气动力研究与发展中心 气动噪声控制重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 采用非线性谐波法耦合 FW-H 方程的混合噪声数值模拟方法, 对某 11×9 的对转螺旋桨模型的气动力与噪声开展了数值模拟研究。结果表明: 在起飞阶段, 与单转子螺旋桨相比, 对转螺旋桨的主要噪声源是由前排螺旋桨产生的叶尖涡、前缘涡和尾迹涡等涡系与后排螺旋桨相互作用产生的干涉噪声, 后排螺旋桨上的非定常压力波动是干涉噪声的主要贡献源; 在干涉噪声频率处, 前排螺旋桨的噪声主要向下游辐射, 后排螺旋桨的噪声主要向上游辐射。此外, 还研究了不同积分面对对转螺旋桨噪声计算结果的影响。相比于固体壁面 FW-H 积分面, 可穿透 FW-H 积分面的计算结果更接近试验数据, 但是不同的积分面对转子单独噪声基本没有影响; 上游积分面的变化对对转螺旋桨的噪声影响很小, 但是下游积分面的变化对干涉噪声影响较大。

关 键 词: 对转螺旋桨; 气动性能; 干涉噪声; 固体壁面 FW-H 积分面; 可穿透 FW-H 积分面
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Research on numerical simulation of flow field and sound field of counter-rotating propeller

LI Guangming^{1,2}, DING Jue¹, CHEN Zhengwu², TONG Fan²,
YANG Xiaoquan¹, TANG Xiaolong¹

(1. Shanghai Institute of Applied Mathematics and Mechanics,
Shanghai University, Shanghai 200072, China;
2. Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The hybrid noise numerical simulation method of nonlinear harmonic method coupled with FW-H equation was used to study the aerodynamic force and noise of a 11×9 counter-rotating propeller model. The results of the study showed that: during the takeoff phase, the main noise source of the counter-rotating propeller was the interference noise generated by the interaction of the vortex systems such as the blade tip vortex, leading edge vortex and trailing vortex generated by the front propeller with the rear propeller, and the non-constant pressure fluctuation on the rear propeller was the main contributor to the interference noise. At the frequencies where interference noise appeared, the noise of the front propeller radiated mainly downstream, and the noise of the rear propeller radiated mainly upstream. Compared with the solid FW-H surface, the calculation results of the porous FW-H surface were closer to the experimental data. Different integration surfaces had little effect on the noise of the counter-rotating

收稿日期: 2022-10-16

基金项目: 国家自然科学基金(12102451, 11802114, 12072186); 气动院气动噪声重点实验室(XFX20220201)

作者简介: 李光明(1998-), 男, 硕士生, 主要从事气动声学方面的研究。

通信作者: 陈正武(1981-), 男, 副研究员, 硕士, 主要研究方向为气动声学和声学信号处理。E-mail: chenzhengwu001@163.com

引用格式: 李光明, 丁珏, 陈正武, 等. 对转螺旋桨流场和声场数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220793. LI Guangming, DING Jue, CHEN Zhengwu, et al. Research on numerical simulation of flow field and sound field of counter-rotating propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220793.

propeller, but the variation of the downstream integration surface had a greater effect on the interference noise.

Keywords: counter-rotating propeller; aerodynamic performance; interference noise; solid FW-H surface; porous FW-H surface

由于涡桨发动机具有低油耗和高效率等优点, 其被广泛应用于航空领域^[1]。但是随着飞行马赫数的增大, 桨叶叶尖逐渐出现激波, 螺旋桨效率逐渐下降。通常情况下, 为了维持较高的推进效率, 普通螺旋桨飞机的飞行马赫数不超过 0.65。为了弥补螺旋桨旋转尾流而造成的效率损失, 更低油耗和更高效率的对转螺旋桨应运而生, 采用高速翼型和后掠设计的对转螺旋桨可以在更高马赫数下保持较高的效率^[2]。对转螺旋桨发动机(开式转子发动机)既可以近似看作带有先进高速螺旋桨的涡桨发动机, 又可近似看作除去外涵道的涡扇发动机, 其能够综合涡桨发动机低耗油率和涡扇发动机较高飞行马赫数的优点, 是新一代商用飞机及军用运输机实现节能低碳目标极具吸引力的备选动力^[3]。

国外从 1970 年起就开始对对转螺旋桨进行了大量的试验与数值模拟研究, 美国宇航局刘易斯研究中心对不同的开式转子进行了试验, 并证明了后级转子裁剪、增加级间间距等方法对降低对转螺旋桨噪声有明显效果^[4-6]。Van Zante 等对 F31/A31 对转螺旋桨进行了粒子图像测速法 (particle image velocimetry, PIV) 试验和数值模拟, 研究表明 PIV 试验与数值模拟的结果吻合良好^[7]。Hanson^[8-10] 基于声类比理论, 提出螺旋面理论, 推导出螺旋桨和对转螺旋桨飞行过程中的远场辐射噪声。随着计算流体力学技术的发展, 不少学者对对转螺旋桨开展了数值模拟研究。Fer-rante 等^[11] 提出了一种创新的综合计算方法, 包括网格生成、CFD (computational fluid dynamics) 分析和声学传播, 并将其应用于在 NASA Lewis 9 × 15 英尺风洞中测试的 F7/A7 开式转子的模拟, 研究结果表明该方法能够准确预测有攻角条件下的非定常流场和辐射声场。Deconinck 等^[12] 基于非线性谐波法 (nonlinear harmonic method, NLH) 和远场声传播的 FW-H 方程, 提出了一种对转螺旋桨气动声学预测方法。Colin 等^[13-14] 基于 FW-H 方程, 研究了固体壁面和可穿透的 FW-H 公式对开式转子发动机噪声预测结果的影响。结果表明, 可穿透 FW-H 公式由于包含了可穿透性区域内的

非线性传播现象, 其噪声预测结果与试验数据更加符合。近年来 Peters 等^[15]、Spalart 等^[16]、Smith 等^[17]、Stuermer 等^[18] 对对转螺旋桨气动力特性及噪声产生机理开展了大量的数值模拟研究, 详细全面的探索了对转螺旋桨噪声产生机理及不同叶片数、安装效应和不同间距等多种因素对对转螺旋桨流场结构和声传播特性的影响。

国内针对对转螺旋桨气动力和噪声问题的研究开展得较晚, 但是也取得了一定的研究成果。刘沛清^[1]、严成忠^[3]、孙晓峰等^[19]、李晓东等^[20] 对螺旋桨/桨扇气动噪声问题开展了理论研究。夏贞峰等^[21] 和史文博等^[22] 基于 URANS (unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes) 数值模拟方法和动态面搭接网格 (dynamic patched grid) 技术, 研究了对转螺旋桨非定常气动干扰特性, 研究结果表明前后排转子螺旋桨的复杂相互作用是导致对转螺旋桨气动干扰的直接原因, 前排螺旋桨叶尖涡与后排螺旋桨的周期干扰, 是引起后排螺旋桨桨叶力分布变化和非定常性的主要原因。王靖元等^[23] 基于浸入式贴体网格边界方法, 进行了对转桨扇跨声速全周叶片流场的非定常数值模拟, 分析了前、后排转子叶尖涡、尾缘涡的非定常干扰对叶片表面流场的影响。金海波等^[24] 基于 CFD 和 CAA (computational aeroacoustics) 相结合的方法, 对对转螺旋桨的噪声做了数值预测。中国空气动力研究与发展中心基于 5.5 m × 4 m 航空声学风洞, 在国内首次开展了大尺度的对转螺旋桨气动力和气动噪声试验^[25], 并开展了相关的数值模拟研究^[26-27]。

目前, 国内对于水下对转螺旋桨开展的研究较早、文献较多, 而航空对转螺旋桨的研究较少。大部分的研究内容集中在对转螺旋桨的气动力特性进行研究, 关于对转螺旋桨的噪声源分布和产生机理的研究仍比较少见。本文针对对转螺旋桨流动与噪声关键科学问题, 以某型对转螺旋桨模型为对象, 采用非线性谐波方法耦合 FW-H 积分方程混合噪声数值模拟方法, 研究了不同前进比下, 对转螺旋桨拉力特性、功率特性、效率特性等变化规律, 对比分析了单转子螺旋桨和对转螺旋

桨噪声频谱的不同特征, 揭示了对转螺旋桨噪声产生机理和远场辐射特征。此外, 还对比分析了固体壁面 FW-H 方程和可穿透壁面 FW-H 方程计算结果的噪声差异, 分析其原因。论文研究结果将为对转螺旋桨的噪声预测与控制提供一定的技术支撑。

1 数值方法和几何模型

1.1 数值计算方法

三维笛卡儿坐标系下 Navier-Stokes 方程的表达式为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}_i}{\partial x_i} - \frac{\partial \mathbf{f}_{vi}}{\partial x_i} = \mathbf{0} \quad (1)$$

式中各列向量的具体表达式为

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho\omega_1 \\ \rho\omega_2 \\ \rho\omega_3 \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{f}_i = \begin{bmatrix} \rho\omega_i \\ \rho\omega_i\omega_1 + p\delta_{1i} \\ \rho\omega_i\omega_2 + p\delta_{2i} \\ \rho\omega_i\omega_3 + p\delta_{3i} \\ (\rho E + p)\omega_i \end{bmatrix}, \mathbf{f}_{vi} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{i1} \\ \tau_{i2} \\ \tau_{i3} \\ \kappa \frac{\partial T}{\partial x_i} + \omega_j \tau_{ij} \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中 t 为时间; x_i 为第 i 个坐标方向, $i=1, 2, 3$; $\mathbf{U}$ 为守恒性变量; $\mathbf{f}_i$ 为无黏项; $\mathbf{f}_{vi}$ 为黏性项; ρ 为密度; E 为总能; ω_i 为速度项; τ_{ij} 为应力项; κ 为热导率; T 为温度; p 为压力; δ 为 Kronecher 符号。

本文采用 NLH 法^[28-29] 开展非定常数值模拟, 其基本原理在于将守恒变量 $\mathbf{U}$ 分解为一个时均值 $\bar{\mathbf{U}}$ 和一个周期性扰动 $\mathbf{U}'$ 的和, 周期性扰动 $\mathbf{U}'$ 可以分解成 N 个谐波:

$$\mathbf{U}(\mathbf{x}, t) = \bar{\mathbf{U}}(\mathbf{x}) + \sum \mathbf{U}'(\mathbf{x}, t) \quad (3)$$

$$\mathbf{U}'(\mathbf{x}, t) = \sum_{k=1}^N [\tilde{\mathbf{U}}_k(\mathbf{x}) e^{i\omega_k t} + \tilde{\mathbf{U}}_{-k}(\mathbf{x}) e^{i\omega_{-k} t}] \quad (4)$$

其中 $\mathbf{x}$ 为位置矢量; t 为时间; $\mathbf{U}'$ 为守恒变量的周期性扰动项; $\tilde{\mathbf{U}}_k$ 和 $\tilde{\mathbf{U}}_{-k}$ 为共轭复数, 其模为第 k 阶扰动幅值; ω_k 和 ω_{-k} 为第 k 阶谐波的频率; N 为谐波阶数。将式(3)和式(4)代入守恒型非定常流动方程中, 并进行时间平均, 可得相应的时均方程为

$$\Omega_{i'} \frac{d\bar{\mathbf{U}}}{dt_{i'}} = - \sum \bar{\mathbf{F}}_c S + \sum \bar{\mathbf{F}}_v S + \Omega_{i'} \bar{\mathbf{Q}}_{i'} \quad (5)$$

其中 i' 表示网格单元序号; $\Omega_{i'}$ 为第 i' 个网格单元的体积, $\bar{\mathbf{F}}_c$ 和 $\bar{\mathbf{F}}_v$ 分别是离散的对流项和黏性项, S 为面积, $\bar{\mathbf{Q}}$ 为源项。

将非定常的流场信息导入声场中进行计算,

声场计算采用 FW-H^[30-31] 方程, 噪声可以分为单极子噪声、偶极子噪声和四极子噪声, 当定义一个可穿透 FW-H 积分面时, 该 FW-H 积分面包含该积分面包围的四极子贡献, 从而避免了在周围体积中积分的需要^[32]。其中单极子项 $p'_m(\bar{\mathbf{x}}, t)$ 和偶极子项 $p'_d(\bar{\mathbf{x}}, t)$ 的表达式如下:

$$4\pi p'_m(\mathbf{x}, t) = \int \sum_e \left[\frac{\dot{\mathbf{Q}}_2}{\tilde{r}(1-Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \int \sum_e \left[\mathbf{Q}_2 \frac{\dot{Ma}\tilde{r} + cMa_r - cMa^2}{\tilde{r}^2(1-Ma_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS \quad (6)$$

$$4\pi p'_d(\mathbf{x}, t) = \int \sum_e \left[\frac{\dot{\mathbf{Q}}_1 \tilde{r} - cMa\mathbf{Q}_1}{c\tilde{r}^2(1-Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \int \sum_e \left[(\mathbf{Q}_1 \tilde{r}) \frac{\dot{Ma}\tilde{r} + c(1-Ma^2)}{c\tilde{r}^3(1-Ma_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS \quad (7)$$

其中上标表示对时间的导数, $\sum_e$ 表示对发射声源求和, 下标 ret 表示延迟时刻, Ma 为马赫数, Ma_r 为参考马赫数, $\tilde{r}$ 为声源到观察点的距离, c 为环境介质中的声速, $\mathbf{Q}_1 = p\hat{\mathbf{n}} + \rho\mathbf{v}[(\mathbf{v} - \mathbf{v}_s) \cdot \hat{\mathbf{n}}]$, $\mathbf{Q}_2 = \rho_\infty \mathbf{v}_s \cdot \hat{\mathbf{n}} + \rho[(\mathbf{v} - \mathbf{v}_s) \cdot \hat{\mathbf{n}}]$, $\hat{\mathbf{n}}$ 为单位外法向量, p 是叶片表面上的压力, ρ_∞ 是远场流体密度, ρ 为空气密度, $\mathbf{v}$ 为物体表面流体的速度, $\mathbf{v}_s$ 为声源在叶片表面上的速度。

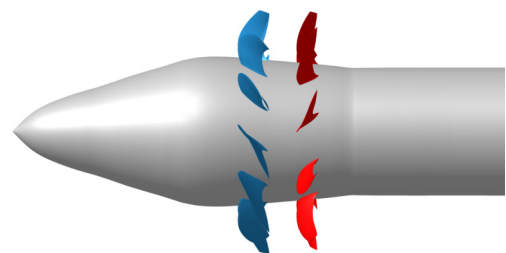
1.2 计算模型

计算模型为 11×9 的对转螺旋桨, 该模型的设计参考了文献[11]中的对转螺旋桨, 如图1所示。

该模型前排螺旋桨叶片数为 11, 直径为 0.616 m, 轮毂比为 0.59, 转速为 -7 633 r/min; 后排螺旋桨叶片数为 9, 直径为 0.606 m, 轮毂比为 0.56, 转速为 7 695 r/min。对转螺旋桨的设计参数如表1所示。

1.3 计算方法验证

为了验证本文所使用的计算方法的准确性和可靠性, 数值模拟计算的气动力与噪声结果在下



(a) 侧视图

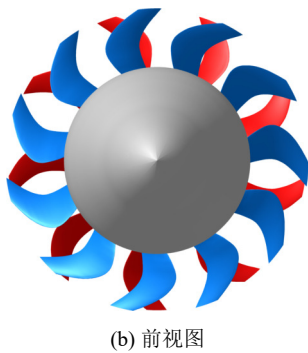


图 1 对转螺旋桨的配置和几何布局
Fig. 1 Contra rotating propeller configuration and geometric layout

表 1 对转螺旋桨的设计参数

Table 1 Contra rotating propeller design parameters

参数	数值	
	前排螺旋桨	后排螺旋桨
直径 D/m	0.616	0.606
叶片数	11	9
转速 $/(\text{r}/\text{min})$	-7 633	7 695
轮毂比	0.59	0.56

文与 Ferrante 等^[1]的结果进行对比。为了确保计算和对比的准确性,计算域的大小与边界条件与文献 [11] 保持一致。对转螺旋桨网格采用 Autogride5 划分的六面体网格。计算域如图 2 所示,计算域远场半径为 0.75 m,轴向长度为 7.28 m。图 3 和图 4 为叶片 B2B(blade to blade)面和对转螺旋桨表面网格示意图。

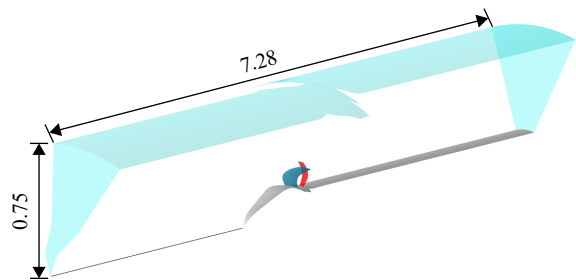


图 2 计算域(单位: mm)
Fig. 2 Computational domain (unit: mm)

考虑到叶片空间的周期性,在周期性边界条件下仅模拟了一个叶片通道。采用了 500 万、790 万、1 250 万和 1 975 万这 4 套不同稀疏度的网格进行网格无关性验证,超细网格的增加方法是粗网格沿轴向、径向和切向分别增加倍 $\sqrt[3]{4}$ 。表 2 为网格无关性计算的结果,可以看出前排螺旋桨推力的最大误差为 1.1%,后排螺旋桨推力的

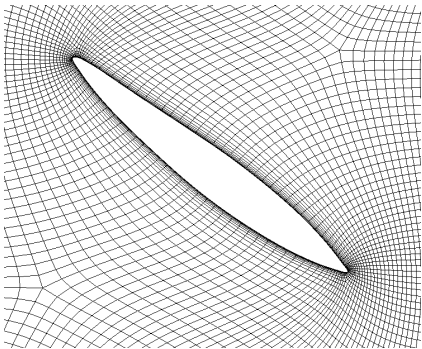


图 3 B2B 面网格
Fig. 3 B2B view of mesh

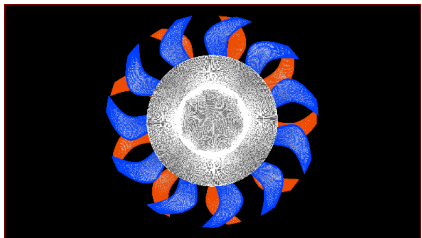


图 4 固体壁面网格
Fig. 4 Mesh on solid surfaces

表 2 网格无关性验证

Table 2 Mesh independence verification

网格	推力/N		误差/%	
	前排	后排	前排	后排
粗糙网格 (500 万)	1 514.7	1 221.3	1.10	2.80
中等网格 (790 万)	1 488.3	1 200.6	0.06	1.00
精细网格 (1 250 万)	1 497.1	1 188.0		
超精细网格 (1 975 万)	1 490.0	1 183.5	0.04	0.38

最大误差为 2.8%。图 5 为不同网格量的前排螺旋桨 50% 叶高处的表面静压分布(图中 L 表示不同叶高处叶素的弦长, l 表示不同叶高处叶素的吸力面或压力面上某一点距尾缘的距离),可以看出不同网格量的表面静压分布变化不大。综合考虑计算资源和计算结果的准确性,本文最终选择 1 250 万的网格进行对转螺旋桨的计算。

数值模拟计算工况与文献一致,自由来流速度为 67.784 m/s,攻角为 0° ,远场大气压为 98 595 Pa,温度为 285.88 K。叶片和轮毂被认为是光滑和绝热的固体壁面边界,图 6 显示了施加在固体壁面上的边界条件。

气动力计算结果与文献 [11] 的数值模拟结果对比如表 3 所示,前排螺旋桨推力和后排螺旋桨

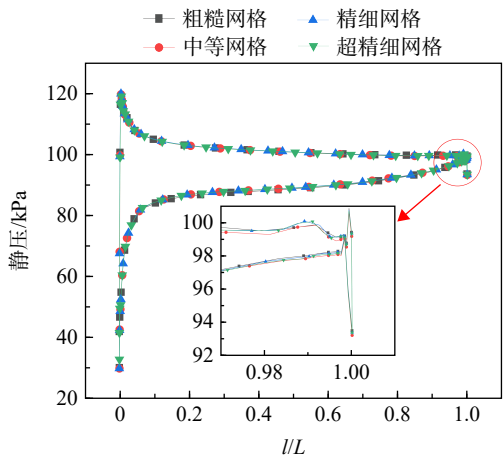


图 5 前排螺旋桨 50% 叶高处表面静压
Fig. 5 Surface static pressure at 50% blade height of front propeller

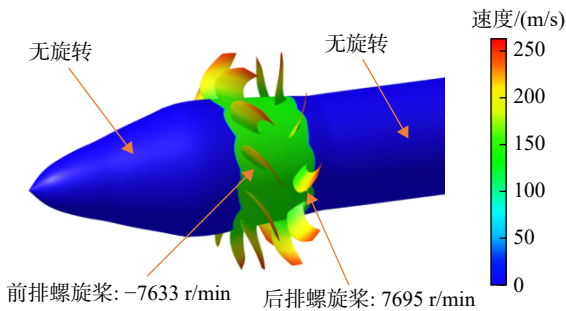


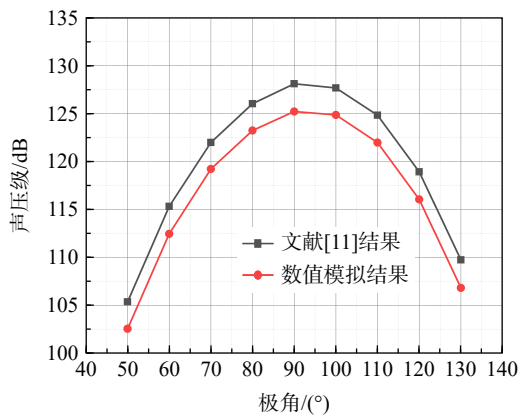
图 6 固体壁面边界条件
Fig. 6 Boundary conditions on solid surfaces

表 3 推力的数值模拟结果与文献 [11] 结果的对比
Table 3 Comparison of numerical simulation results with literature [11] results of thrust

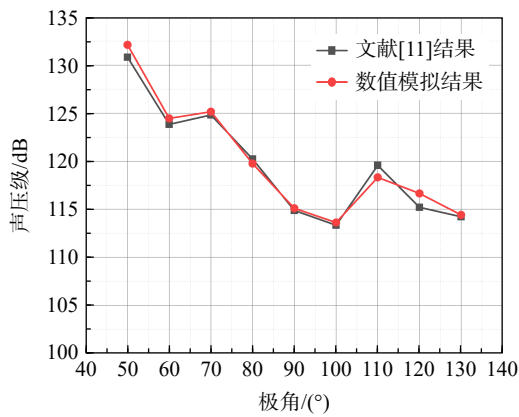
项目	文献 [11] 结果/N	数值模拟结果/N	误差/%
前排推力	1 568	1 497	4.5
后排推力	1 220	1 188	2.6

推力与文献 [11] 中的推力误差均在 5% 以内。这可能是由于几何模型与 CFD 网格的细小差异产生的误差。

此外, 比较了后排螺旋桨叶片通过频率 BPF2 (blade passing frequency of rotor 2) 与 BPF1+BPF2 处的噪声, BPF1 为前排螺旋桨的叶片通过频率, 见图 7。数值模拟结果与文献结果误差约为 2~3 dB, 说明本文设计的对转螺旋桨模型和使用的计算方法比较可靠, 能够满足本文对对转螺旋桨气动特性和声学特性的研究。此外, 为了进一步考核计算方法的可靠性, 还利用单独螺旋桨的试验数据对流场和声场计算方法进行了详细的考



(a) BPF2处噪声指向性
(前后螺旋桨总噪声为1 154.25 Hz)



(b) BPF1+BPF2处噪声指向性
(前后螺旋桨总噪声为2 553.64 Hz)

图 7 噪声的数值模拟结果与文献 [11] 结果对比
Fig. 7 Comparison of numerical simulation results with literature [11] results of noise

核^[26-27]。

2 结果与分析

2.1 对转螺旋桨气动特性

为了便于讨论对转螺旋桨的气动特性, 引入无量纲参数, 如螺旋桨的前进比 λ 、推力系数 C_T 、功率系数 C_P 、效率 η 。无量纲值的表达式如下:

$$\lambda = \frac{V_\infty}{n_s D} \quad (8)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n_s^2 D^4} \quad (9)$$

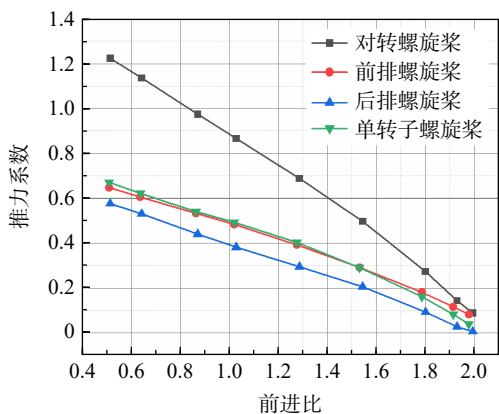
$$P = 2\pi n_s M \quad (10)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n_s^3 D^5} \quad (11)$$

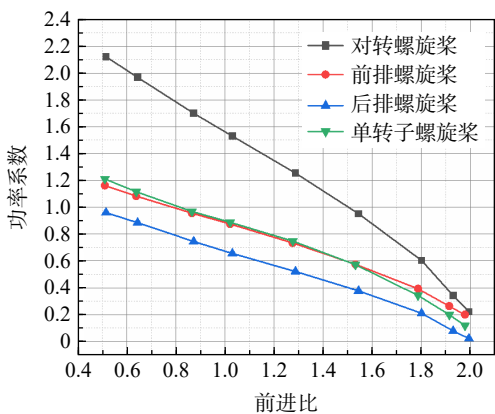
$$\eta = \frac{C_T}{C_P} \lambda \quad (12)$$

其中 V_∞ 为无穷远处来流速度, m/s; n_s 为螺旋桨转速, r/s; T 为螺旋桨的拉力, N; M 为螺旋桨的扭矩, N·m; P 为螺旋桨的功率, W; ρ 为来流密度, kg/m³; D 为螺旋桨的直径, m。

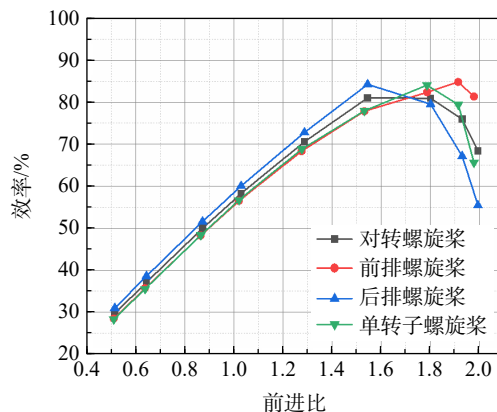
以对转螺旋桨前排螺旋桨, 建立单转子螺旋桨模型, 并计算了其气动性能。单转子螺旋桨和对转螺旋桨的稳态气动性能曲线如图 8 所示, 由图 8(a) 和图 8(b) 可知, 随着前进比的增加, 前排螺旋桨和后排螺旋桨的推力系数和功率系数都在下降。单转子螺旋桨和对转螺旋桨的前排螺旋桨性能有些细微的差异, 这是因为后排螺旋桨的势场对前排螺旋桨的影响造成的。因为对转螺旋桨有前后两排螺旋桨, 所以总推力和功率要远大于单转子螺旋桨。由图 8(c) 可知, 对转螺旋桨的效率随着前进比的增大先增加后降低, 在前进比小于 1.52 时, 后排螺旋桨的效率要大于前排螺旋桨, 在前进比大于 1.52 后, 前排螺旋桨的效率要大于后排。单转子螺旋桨的效率在前进比小于 1.52 时, 基本和对转螺旋桨的前排螺旋桨效率相同, 但是在前进比大于 1.52 后, 有较大的差异, 对转螺旋桨的效率在大部分情况下要高于单转子螺旋桨。



(a) 拉力系数随前进比变化



(b) 功率系数随前进比变化



(c) 效率随前进比变化

图 8 对转螺旋桨气动性能

Fig. 8 Contra-rotating propeller aerodynamic performance

旋桨。由于起飞工况并非对转螺旋桨的气动性能设计点, 所以对转螺旋桨的效率并没有高出单独螺旋桨效率很多。

2.2 流场计算分析

对于所考虑的起飞工况, 根据动量定律, 气流在通过螺旋桨后速度增加并且呈现一种收缩的趋势, 螺旋桨载荷越大, 气流收缩趋势越明显, 如图 9 所示。由于流线收缩, 所以会导致前排螺旋桨产生的叶尖涡、前缘涡和尾迹涡等涡系与后排螺旋桨发生相互作用, 从而产生干涉噪声。

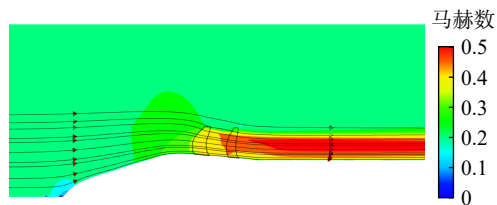


图 9 子午面流线及马赫数云图

Fig. 9 Streamline and Mach number contour in a meridional plane

图 10 分别给出了单转子螺旋桨和对转螺旋桨不同站位处的示意图, 单转子螺旋桨为对转螺旋桨的前排转子, 图中 Z 表示轴向距离, R 表示对转螺旋桨的半径。图 11 给出了单转子螺旋桨和对转螺旋桨轴向时均速度在不同站位处的径向分布 (图中 w 是轴向速度, V_∞ 是无穷远处来流速度, r 是某一点距轮毂的径向距离)。由图 11(a) 可以看出自由来流通过单转子螺旋桨后气流得到了加速, 气流继续向下游发展, 加速的幅值也越来越小, 当气流不断向下游发展时, 气流的轴向加速趋于稳定。而对于螺旋桨, 如图 11(b) 中显示, 自

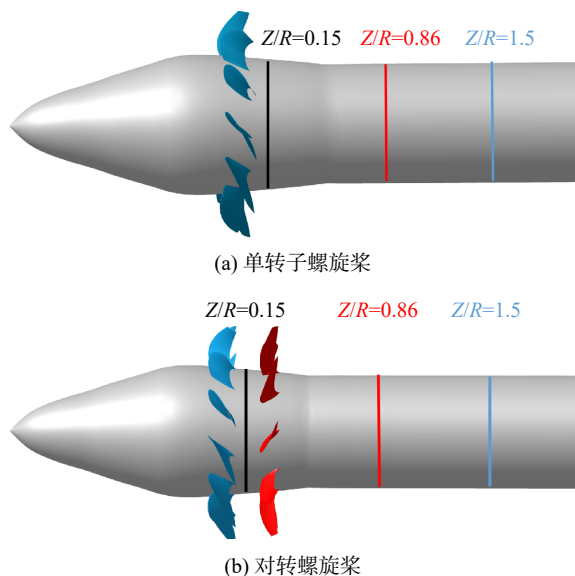


图 10 单转子螺旋桨和对转螺旋桨不同截面位置示意图
Fig. 10 Schematic diagram of different cross-section position of single rotor propeller and counter-rotating propeller

由来流不仅由于通过对转螺旋桨的前排螺旋桨后获得了加速, 而且随后通过后排螺旋桨时气流再次被加速, 二次对气流的加速使得对转螺旋桨尾流速度明显增大。因此, 自由来流通过对转螺旋桨将进行两次加速, 这也可以反映出相比单转子螺旋桨, 对转螺旋桨可以产生更大的推力。当滑流继续向下游发展时, 轴向速度仍会增大, 但此时轴向速度增加的幅值随滑流向下游发展逐渐减弱。从图 11 中可以看出, 单转子螺旋桨由于只有一排螺旋桨所以对自由来流加速的幅值明显小于对转螺旋桨对自由来流加速的幅值。

图 12 为不同位置径向时均速度沿径向变化的趋势, $Z/R=0.15$ 时, 单转子螺旋桨和对转螺旋桨的前排螺旋桨从桨叶根部到叶尖处的径向速度为负, 这说明气流发生了收缩, 但是由于对转螺旋

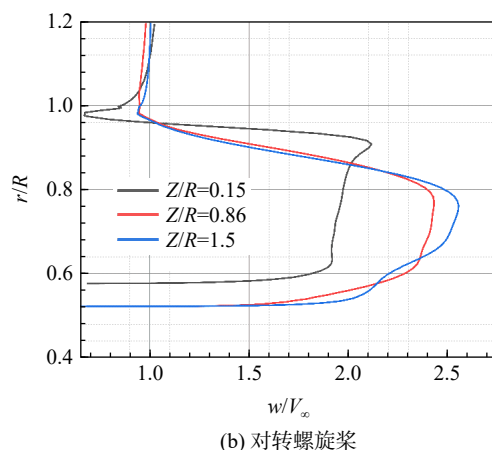
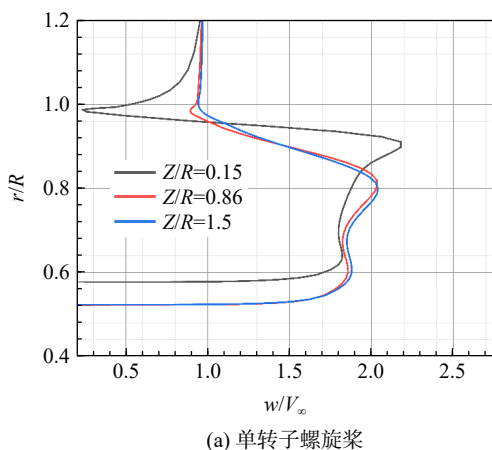


图 11 单转子螺旋桨和对转螺旋桨轴向时均速度的径向分布
Fig. 11 Time-averaged axial and radial velocity profiles of single rotor propeller and counter-rotating propeller

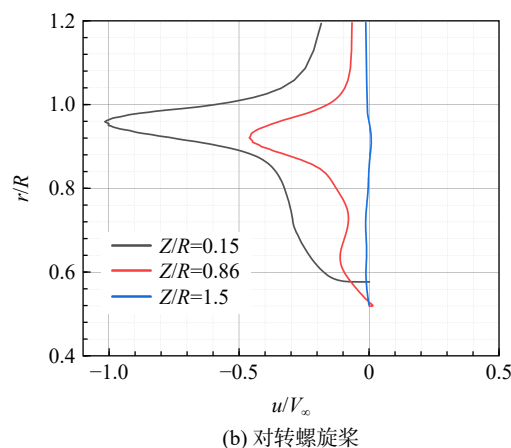
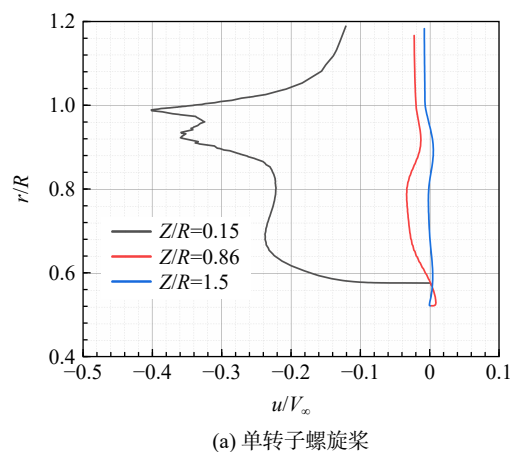


图 12 单转子螺旋桨和对转螺旋桨径向时均速度的径向分布
Fig. 12 Time-averaged radial velocity profiles of single rotor propeller and counter-rotating propeller

桨存在两排转子, 所以对转螺旋桨滑流收缩的强度要大于单转子螺旋桨。不论是对于单转子螺旋桨还是对转螺旋桨, 随着滑流不断向下游发展, 径向速度不断减小。但是在 $Z/R=0.86$ 时, 单转子

螺旋桨的径向速度比较接近 0, 说明在 $Z/R=0.86$ 时, 单转子螺旋桨的滑流收缩基本已经结束, 而对转螺旋桨在 $Z/R=0.86$ 时, 还存在明显的滑流收缩, 直到 $Z/R=1.5$ 时, 随着滑流向下游发展, 滑流的收缩逐渐减弱, 径向速度基本为 0, 这说明对转螺旋桨滑流的径向收缩趋于结束。相比于单转子螺旋桨, 由于后排螺旋桨的存在, 对转螺旋桨滑流收缩的强度和向下游发展的距离都远大于单转子螺旋桨。

图 13 给出了对转螺旋桨前排桨叶吸力面的表面流线和压力分布(图中 p_∞ 为无穷远处的压力)。图 14 给出了轴向方向的涡量分布云图。从图 13 和图 14 中也可以看出, 气流在前缘发生较大分离, 因此会在叶片前缘处形成前缘涡, 在向下游发展的过程中, 前缘涡与叶尖涡合并, 形成更大的叶尖涡, 进而和尾迹涡一起, 与后排螺旋桨发生碰撞, 后排螺旋桨将这些涡系撕扯成条状涡系, 形成强烈的干涉噪声。这些涡系继续向下游传递, 合并后逐渐衰减。

图 15 为单转子螺旋桨和对转螺旋桨前排螺旋桨的吸力面和压力面表面压力系数 C_p 的分布。可以看出相比于单转子螺旋桨, 对转螺旋桨的前

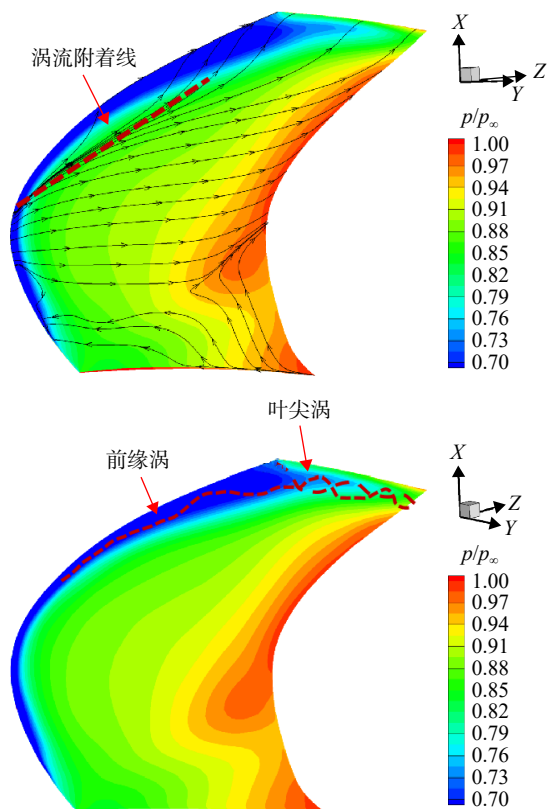


图 13 叶片吸力面流线

Fig. 13 Blade suction surface streamline

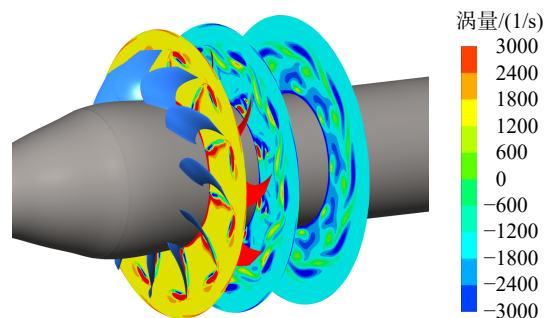


图 14 轴向方向涡量云图

Fig. 14 Axial vorticity contour

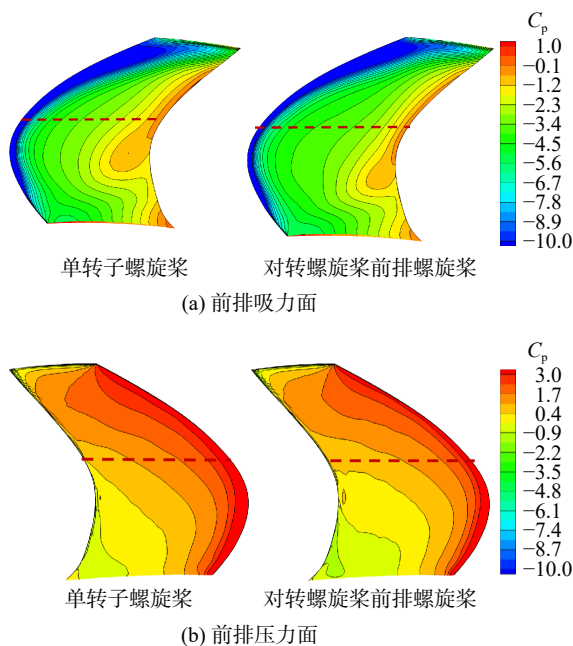


图 15 前排叶片吸力面和压力面压力系数云图

Fig. 15 Pressure coefficient contour of suction and pressure surfaces of front blades

排螺旋桨压力系数分布变化比较大的位置主要在 50% 叶高以下的后缘处。这说明后排转子势场对前排螺旋桨影响主要在前排螺旋桨叶中以下的后缘处。图 16 为后排螺旋桨吸力面压力系数分布, 前排螺旋桨产生的涡系会在后排螺旋桨的叶尖处发生相互作用, 这导致了后排螺旋桨前缘叶中以上的位置一部分低压区消失。

图 17 显示了 50% 和 90% 叶高处对转螺旋桨的叶片表面压力系数分布, 后排螺旋桨的势场可能会影响前排螺旋桨叶片上的压力变化, 这些影响主要发生在前排螺旋桨叶中以下的位置, 与后排螺旋桨的压力系数变化幅度相比, 这些幅度很弱。后排螺旋桨的压力系数变化幅度大的地方大多发生在叶尖处, 这是由于受前排螺旋桨叶尖涡的影响。

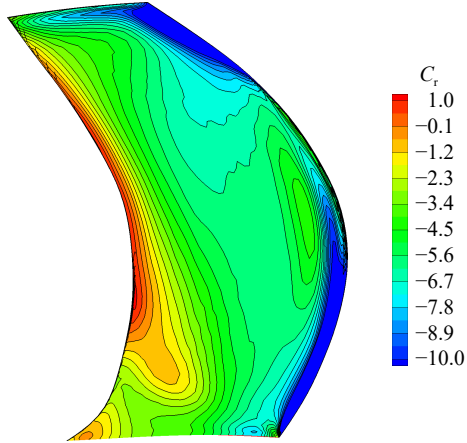
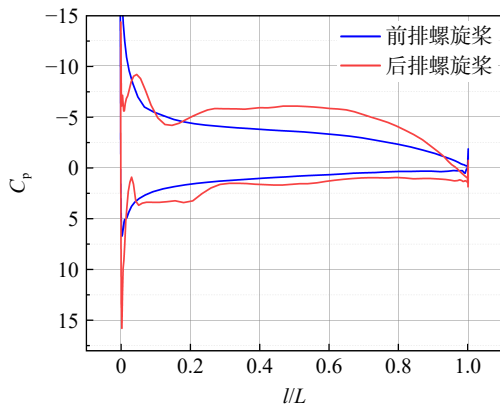
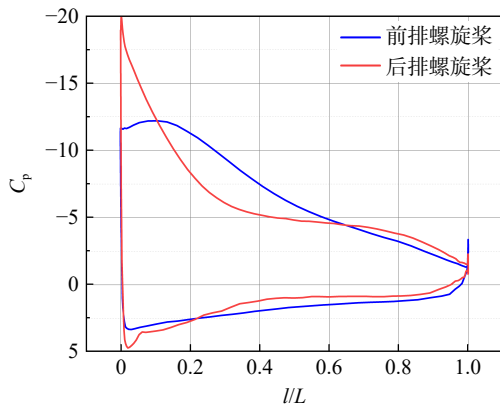


图 16 后排叶片吸力面压力系数云图

Fig. 16 Pressure coefficient contour of suction surface of rear blades



(a) 50%叶高处



(b) 90%叶高处

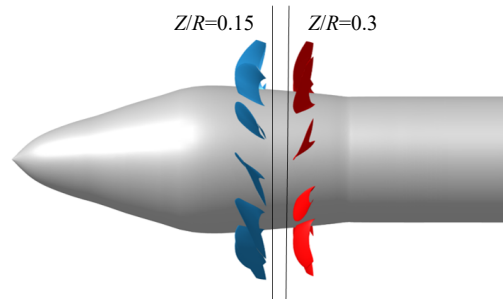
图 17 不同叶高处叶片表面压力系数分布

Fig. 17 Surface pressure coefficient at different blade heights

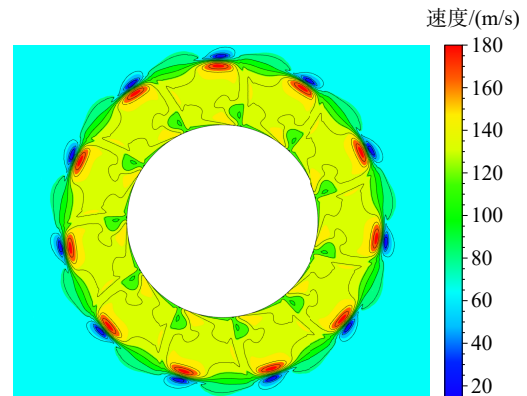
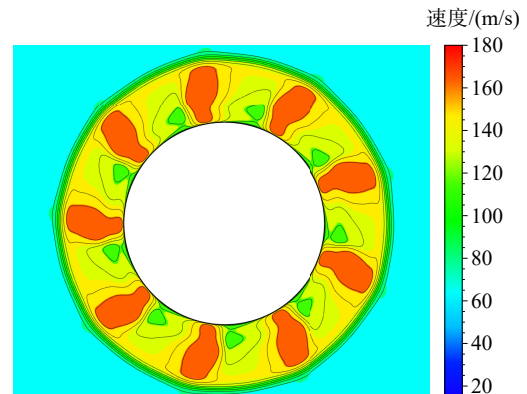
图 18(a) 为桨间定常流场对比位置示意图, 图中 Z 为轴向距离, $Z=0$ 表示前排叶片弦长中心位置, R 为对转螺旋桨的半径, $Z/R=0.15$ 靠近前排螺旋桨, 而 $Z/R=0.3$ 靠近后排螺旋桨。图 18(b) 清晰展示了前排螺旋桨尾迹和叶尖涡沿周向周期性分布, 沿周向周期性变化 11 次, 这意味着在该位

置, 速度场主要受前排螺旋桨的影响。前排螺旋桨下游 $Z/R=0.3$ 截面的速度分布云图如图 18(c) 所示, 在 $Z/R=0.3$ 处可以观察到周向均布的 9 个较高速度的区域, 这是由后排螺旋桨的运动和潜在势场造成的, 而在 $Z/R=0.15$ 位置处, 后排桨叶势流场对流场的影响较弱, 这说明后转子势场影响的范围很小, 只有在比较靠近后排桨的区域才有明显的影响。

图 19 为 $Z/R=0.15$ 处不同时刻静压云图, 图中 T 为叶片转向下一个位置所需的时间。从图 19(a) 中可看出 $t=0$ 时前排叶片后方出现了由于旋转方向相反的叶尖涡和前缘涡所造成的一个低压区和



(a) 桨间流场对比位置示意图

(b) 前排螺旋桨后 $Z/R=0.15$ 处速度云图(c) 前排螺旋桨后 $Z/R=0.3$ 处速度云图图 18 前排螺旋桨后 $Z/R=0.15$ 和 $Z/R=0.3$ 截面及速度云图Fig. 18 $Z/R=0.15$ and $Z/R=0.3$ cross-section and velocity contour after front propeller

一个高压区。 $t=T/2$ 时, 由于前排叶片逆时针旋转, 叶尖涡造成的低压区向逆时针方向运动, 而由前缘涡造成的高压区顺时针方向运动。 $t=T$ 时, 由叶尖涡和前缘涡造成的高压区和低压区位置进行互换。

对于后排螺旋桨, 大部分叶片展向上的不稳定流动结构的主要特点是前排螺旋桨对后排螺旋桨的尾流冲击, 图 20(a) 和图 20(b) 清楚地揭示了后排螺旋桨对前排螺旋桨尾流的切割。当向下游

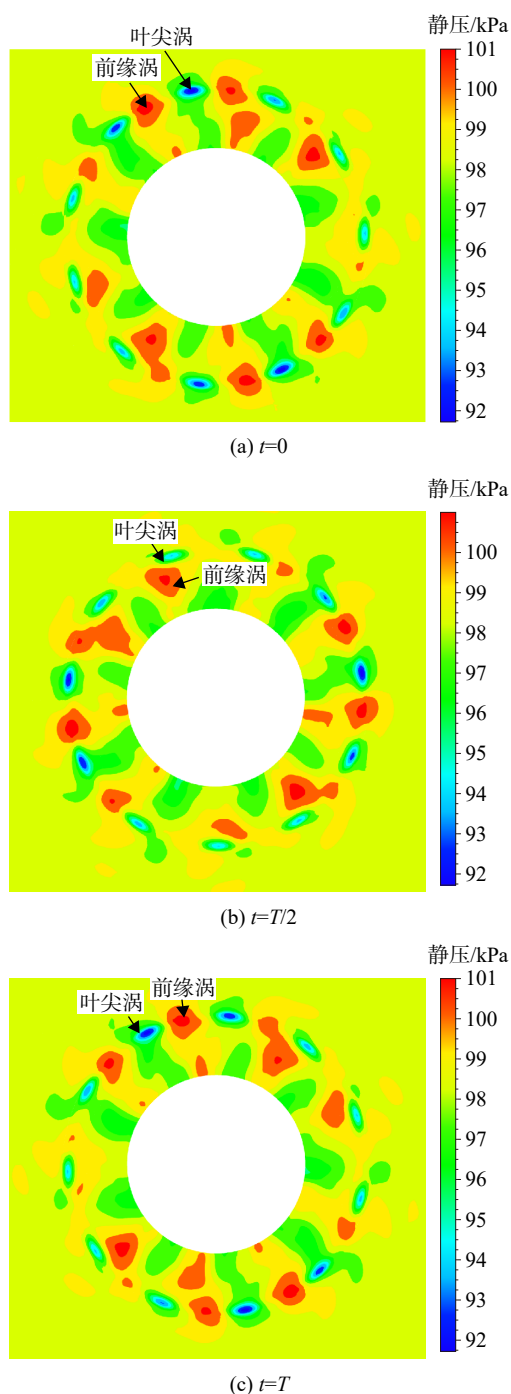


图 19 $Z/R=0.15$ 处不同时刻静压云图

Fig. 19 Static pressure contour at $Z/R=0.15$ at different moments

对流输运运动时, 前桨尾迹逐渐与后桨尾迹合并, 形成下游观察到的棋盘状图案。90% 叶高处熵云图变化明显比 50% 叶高处大, 这是因为在叶尖处产生的叶尖涡涡系较强, 与后排螺旋桨相互作用更剧烈。图 21 直观地显示了前排螺旋桨叶尖涡和尾迹涡等涡系与后排螺旋桨的相互作用, 图中的图例为涡量用 V_∞/D 无量纲化得到的无量纲涡量。

图 22(a) 和图 22(b) 分别显示了前后排螺旋桨以及轮毂表面上静压分布和一阶谐波压力。从图 22(a) 中的表面静压云图可以看出, 前、后排螺旋桨的吸力面与吸力面、压力面与压力面的静压差异不明显, 这说明前后排螺旋桨的定常载荷基本相当, 与图 8(a) 中的结果相一致。而从图 22(b)

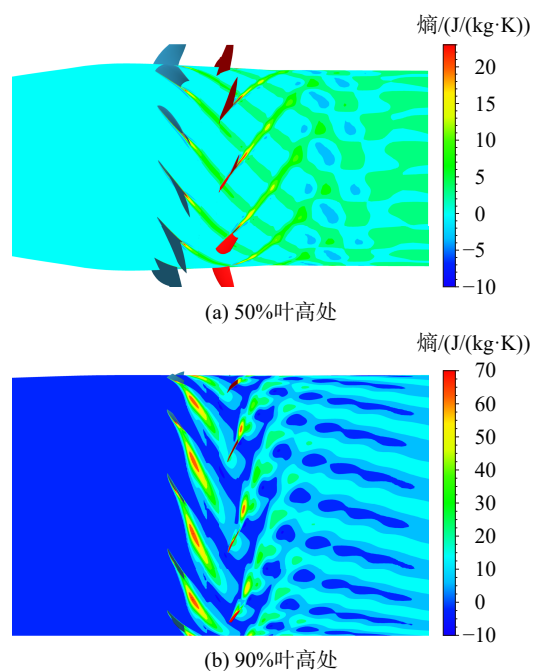


图 20 不同叶高处熵云图

Fig. 20 Entropy contour at different blade heights

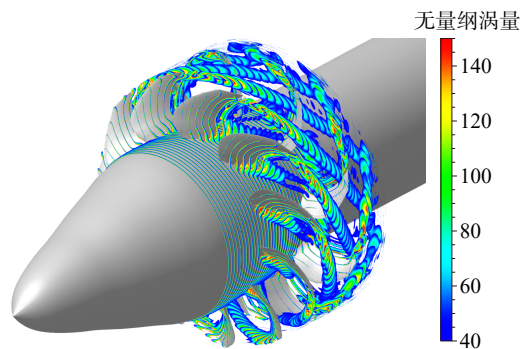


图 21 前排螺旋桨叶尖涡系与后排螺旋桨相互作用

Fig. 21 Interaction between tip vortex system of front propeller and rear propeller

的一阶谐波压力云图可以看出, 前排螺旋桨叶片表面的非定常压力分布变化较小, 后排螺旋桨表面的非定常压力分布变化较大, 这是由于前转子叶尖涡和尾迹的冲击, 后排螺旋桨明显受到了更大的压力波动, 而前排螺旋桨只受到后排螺旋桨势场的微弱影响。干涉噪声主要是由叶片表面上的非定常压力波动造成的, 而后排螺旋桨上的非定常压力波动远大于前排螺旋桨上的非定常压力波动, 这说明后排螺旋桨上的非定常压力波动是干涉噪声的主要贡献源。因为前排螺旋桨产生的涡系(叶尖涡、黏性尾迹涡、轮毂涡等)会撞击在后排螺旋桨叶片上, 所以可以通过裁剪后排螺旋桨来避免前排螺旋桨产生的涡系(尤其是叶尖涡)撞击后排螺旋桨。由于裁剪后排螺旋桨会导致后排螺旋桨的气动力损失, 气动力损失可以通过增加后排螺旋桨的桨距角或者增加后排螺旋桨的弦长来弥补。同时可以通过增加两排螺旋桨的级间距来降低干涉噪声, 因为增加了级间距, 前排螺旋桨产生的涡系向下游发展的时间和空间变长, 在撞击后排叶片时, 前排螺旋桨产生涡系会变弱, 这样转子间的干涉噪声就会降低。最后可以通过

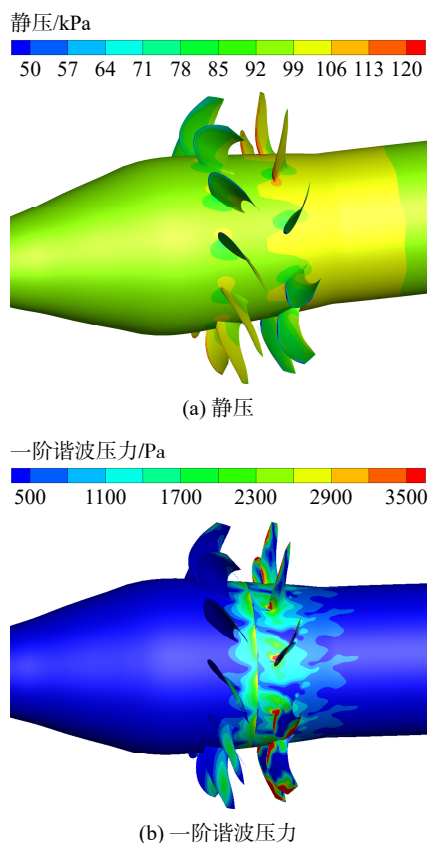


图 22 前、后排转子和轮毂表面静压及一阶谐波压力云图

Fig. 22 Static pressure and first-order harmonic pressure contours of front and rear rotors and hub surface

合理选择前后排桨的叶片数目以及桨叶转速, 有望降低对转螺旋桨的噪声。

2.3 声场计算结果

对转螺旋桨产生的噪声可以被认为是由厚度噪声源和载荷噪声源的表面分布以及四极子噪声源的体积分布产生的。厚度噪声源通过每个叶片旋转产生周期性体积流, 从而产生噪声。载荷源通过转子叶片表面对流体施加力产生噪声。四极子噪声源由叶片周围流体体积中的 Lighthill 应力张量确定。厚度噪声源以及叶片上和周围的载荷噪声源和四极子噪声源的稳定分量产生的噪声将产生叶片通过频率的整数倍的纯音, 这些纯音通常被称为转子单独纯音。对于对转螺旋桨发动机, 当上游存在发动机安装挂架时, 由于上游挂架尾流造成的转子叶片上的周期性非定常载荷也会产生叶片通过频率的整数倍的纯音。然而, 如果是由相邻的反向旋转转子产生的非定常载荷, 那么纯音将在前、后转子叶片通过频率整数倍之和处产生, 这些纯音被称为转子-转子干涉噪声。

采用非线性谐波法得到流场中不同谐波下的压力、密度和速度等分布结果, 基于声类比理论, 结合 FW-H 方程进行求解, 获得该声源向远场的辐射噪声。本节给出声学分析得到的结果, 总共考虑 9 个远场传声器位置, 如图 23 所示, 传声器位于对转螺旋桨的边线上, 距离旋转轴 0.61 m, 覆盖的极角范围为 $50^\circ \sim 130^\circ$, 间隔为 10° 。

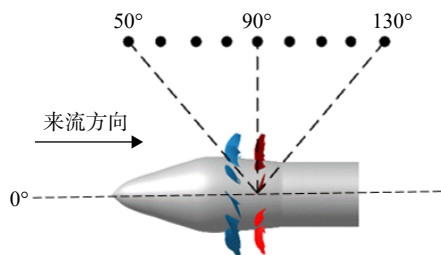


图 23 传声器布置

Fig. 23 Polar microphones array

2.3.1 单转子螺旋桨与对转螺旋桨噪声频谱图

为了更好地研究对转螺旋桨的噪声产生机理, 本文分别计算了单转子螺旋桨和对转螺旋桨的噪声, 单转子螺旋桨模型采用对转螺旋桨的前排螺旋桨, 计算工况与对转螺旋桨相同。如图 24 所示, 单转子螺旋桨的纯音主要出现在叶片通过频率及其倍数处, 且随着频率的增加, 纯音的峰值减小。纯音的最大值出现在螺旋桨所在的平面附近。

对转螺旋桨的噪声频谱如图 25 所示, 相比于

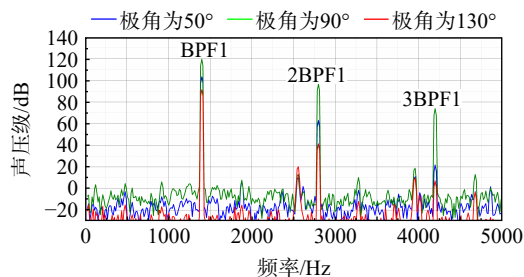


图 24 单转子螺旋桨噪声频谱

Fig. 24 Single rotor propeller noise spectrum

单转子螺旋桨, 对转螺旋桨的纯音不仅会出现在前后排螺旋桨的叶片通过频率及其倍数处 ($K_1\text{BPF1}$), 还会出现在前后排叶片通过频率的倍数和处 ($K_1\text{BPF1}+K_2\text{BPF2}$, K_1 、 K_2 为任意整数), 这些噪声被称为干涉噪声。如图 21 所示, 前排螺旋桨产生的涡系会与下游后排螺旋桨相互作用, 形成多种不同的复杂噪声源。从图 25 中还可以看出, $\text{BPF1}+\text{BPF2}$ 处的干涉噪声甚至大于叶片通过频率处的转子单独噪声, 这说明起飞阶段, 对转螺旋桨的噪声主要是干涉噪声。此外, 干涉噪声的最大值不一定出现在 90° 极角处, 也就是转子所在平面内, 有可能出现在螺旋桨平面上游或下游处, 这是因为干涉噪声并不只是向螺旋桨所在的平面传播, 其向对转螺旋桨的上、下游传播也非常明显。

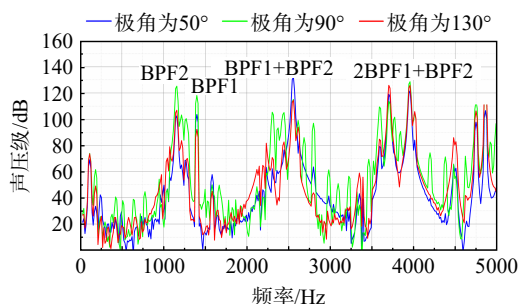
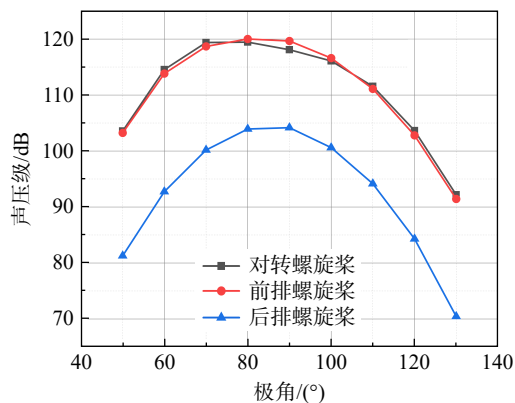
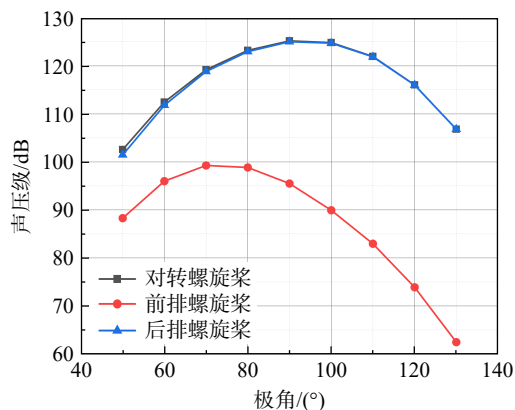


图 25 对转螺旋桨噪声频谱

Fig. 25 Contra rotating propeller noise spectrum

2.3.2 前排螺旋桨与后排螺旋桨噪声对比

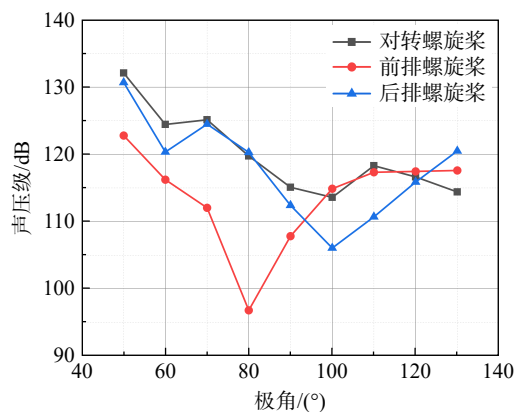
本节分别计算了前排螺旋桨与后排螺旋桨辐射的噪声, 并将前、后排螺旋桨的噪声与总噪声进行了对比。从图 26 中可以看出, 在 BPF1 处, 前排螺旋桨产生的噪声是对转螺旋桨的主要噪声源, 这是因为 BPF1 是前排螺旋桨的叶片通过频率, 所以在 BPF1 处, 前排螺旋桨的转子单独噪声占主导地位。同理, BPF2 处后排螺旋桨的转子单独噪声是对转螺旋桨噪声的主要噪声源。

(a) BPF1 处 (1 399.38 Hz)(b) BPF2 处 (1 154.25 Hz)图 26 BPF1 和 BPF2 处前排螺旋桨、后排螺旋桨和对转螺旋桨噪声指向性Fig. 26 Acoustic directivity of front and rear propellers and counter-rotating propeller at BPF1 and BPF2

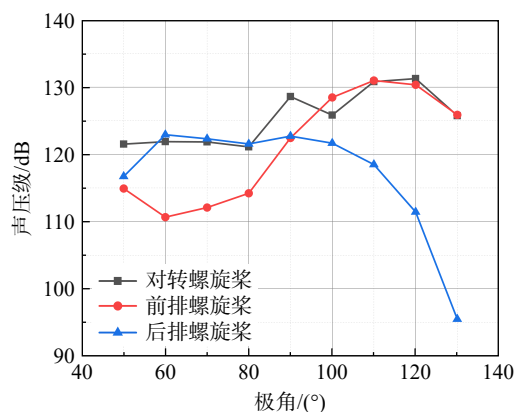
在产生干涉噪声的频率下, 如 $\text{BPF1}+\text{BPF2}$ 和 $2\text{BPF1}+\text{BPF2}$, 如图 27 所示, 后排螺旋桨的噪声主要分布在 90° 极角之前的位置, 而前排螺旋桨的噪声主要分布在 90° 极角之后的位置, 前排螺旋桨的噪声向后辐射比较明显, 后排螺旋桨的噪声向前辐射比较明显。因为载荷噪声是起飞时的主要噪声源, 而前排螺旋桨的非定常压力波动主要是由后排螺旋桨势场影响向上游传播造成的, 这些非定常压力波动主要出现在前排螺旋桨尾缘附近, 所以前排螺旋桨的噪声向下游辐射比较明显。后排螺旋桨的非定常压力波动主要在后排螺旋桨的前缘, 这是因为前排螺旋桨产生的涡系与后排螺旋桨前缘相互作用, 所以后排螺旋桨的噪声向上游辐射较明显。

2.3.3 不同位置积分面的影响

到目前为止, 所有的计算都是以固体壁面作为 FW-H 积分面进行的。为了便于比较, 还考虑了 5 个不同的可穿透 FW-H 积分面。可穿透壁面的 CFD 数据是由现有的 CFD 网格上的数据插值



(a) BPF1+BPF2处 (2 553.63 Hz)



(b) 2BPF1+BPF2处 (3 953.01 Hz)

图 27 BPF1+BPF2 和 2BPF1+BPF2 处前排螺旋桨、后排螺旋桨和对转螺旋桨噪声指向性

Fig. 27 Acoustic directivity of front and rear propellers and counter-rotating propeller at BPF1+BPF2 and 2BPF1+BPF2

而成的。在 FW-H 表面所包含的区域, 网格应该足够精细, 以捕捉声波的传播。可穿透壁面的选择应包含所有的源项, 且可穿透壁面尽可能小, 因为精确的流场计算需要大量的计算机资源。本文积分面的选取分为两种类型, 如图 28 所示, 第 1 类是保持下游的积分面位置不变, 下游积分面到后排螺旋桨后缘的距离为 C , C 为前排螺旋桨 75% 叶高处的弦长。上游积分面到前排螺旋桨桨叶前缘距离分别为 C 、 $2C$ 、 $3C$; 第 2 类是保持上游积分面距前排螺旋桨桨叶前缘距离为 C , 下游积分面距后排螺旋桨后缘的距离为分别为 C 、 $2C$ 、 $3C$ 。

图 29 给出了 BPF1 和 BPF2 频率下, 不同积分面的噪声指向性结果。从图 29 可以看出, 在 BPF1 和 BPF2 频率下, 可穿透壁面计算结果相比于固体壁面较大且更接近于试验数据, 不同的积分面对转子单独噪声影响不大。需要指出的是, 这里的试验数据是文献 [11] 中引用的 NASA F7/A7

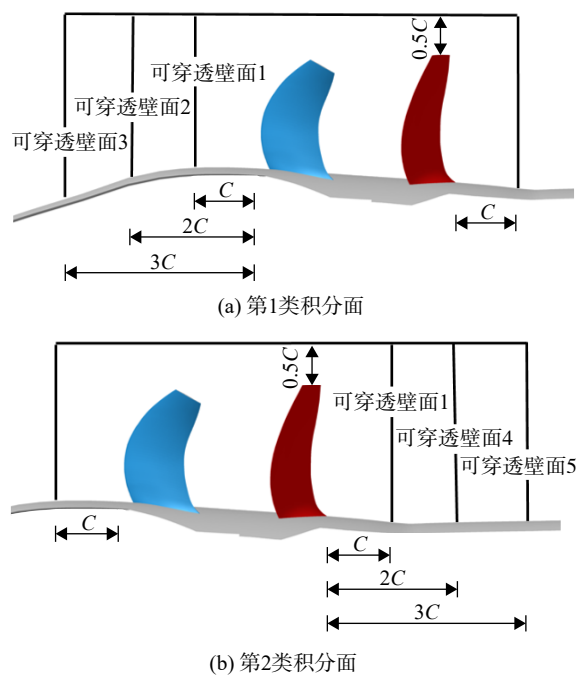
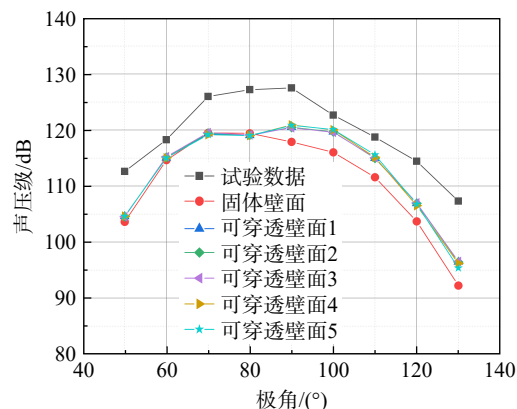
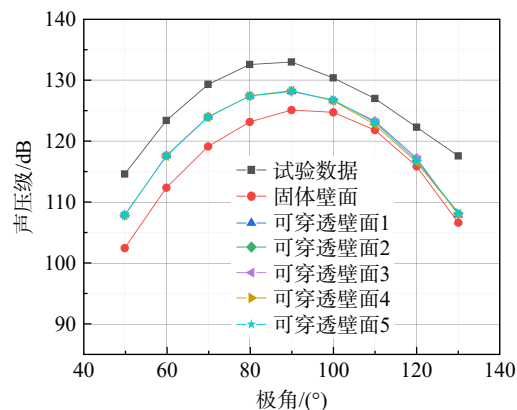


图 28 不同积分面示意图

Fig. 28 Schematic diagram of different integral surfaces



(a) BPF1处 (1 399.38 Hz)



(b) BPF2处 (1 154.25 Hz)

图 29 BPF1 和 BPF2 处不同积分面的噪声指向性

Fig. 29 Acoustic directivity of different integral surface at BPF1 and BPF2

对转螺旋桨的试验数据,而本文和文献[11]中采用的对转螺旋桨模型虽然是对标 F7/A7 设计的,但与 F7/A7 原型对转螺旋桨还是存在一定差别。尽管如此,试验数据还是可以作为非常有价值的参考^[11]。

图 30 和图 31 分别给出了 BPF1+BPF2 和 2BPF1+BPF2 频率下的结果。从图 30 和图 31 可以看出,上游积分面的变化对干涉噪声的影响不大但是下游积分面的变化对干涉噪声的影响较大。积分区域大的积分面噪声结果反而与试验数据差距更大,这可能是由于积分区域变大,积分面的网格变得稀疏了,导致一些声波无法被捕捉到,从而导致噪声与试验数据差距变大。在 60° 极角时, BPF1+BPF2 处的计算结果与试验误差较大,其余大部分角度,可穿透壁面 1 相比于固体壁面,可穿透壁面 1 与试验数据吻合得更好。在 2BPF1+BPF2 处, 100° 极角后可穿透壁面的结果才更吻合于试验数据。

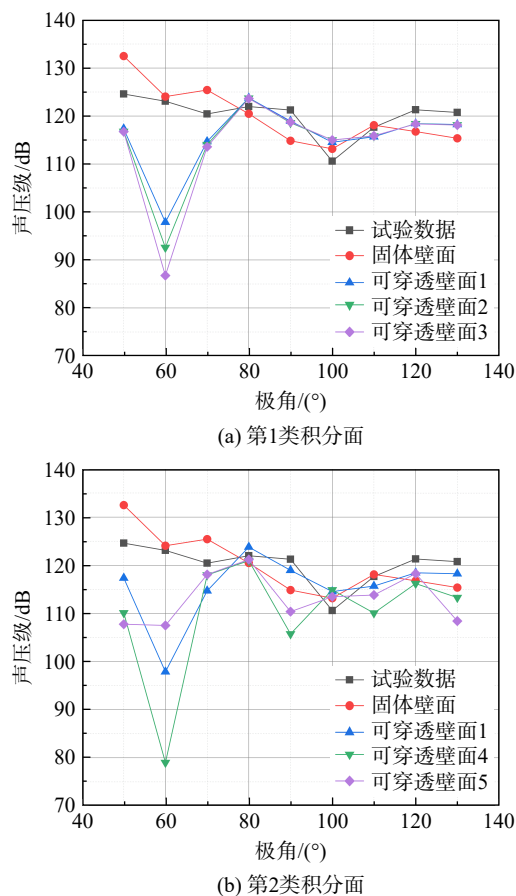


图 30 BPF1+BPF2 处(2 553.63 Hz)不同积分面噪声指向性

Fig. 30 Acoustic directivity of different integral surface at BPF1+BPF2 (2 553.63 Hz)

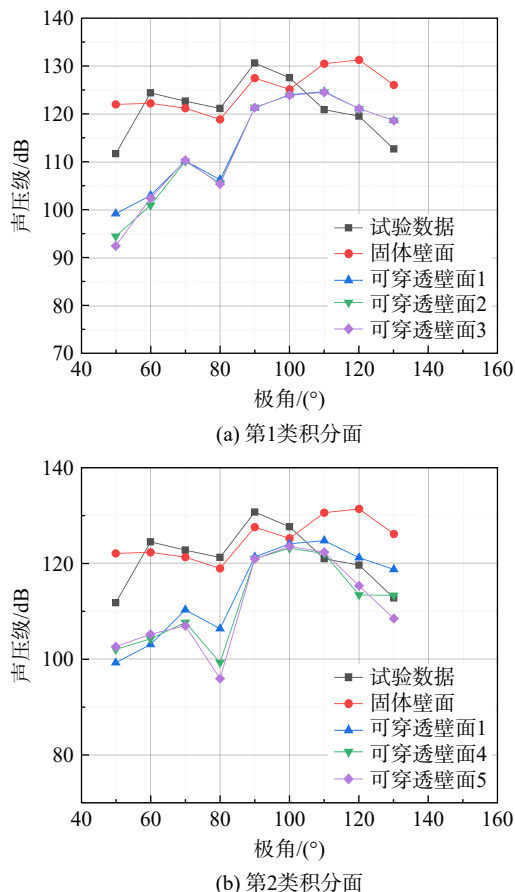


图 31 2BPF1+BPF2 处(3 953.01 Hz)不同积分面噪声指向性
Fig. 31 Different integral surface acoustic directivity at 2BPF1+BPF2 (3 953.01 Hz)

3 结 论

本文采用 NLH 法耦合 FW-H 积分方程的混合气动噪声数值模拟方法对对转螺旋桨流场及其噪声辐射特性开展了数值模拟研究,分析了对转螺旋桨的流场与气动特性和噪声产生物理机理及远场辐射特征,并对比分析了不同的可穿透积分面和固体壁面积分面对噪声计算的影响,为对转螺旋桨的噪声预测和噪声控制提供了一定的技术支撑。主要结论如下:

1) 采用 NLH 法和 FW-H 方程能够对对转螺旋桨的气动力和噪声做出比较准确的预测,通过典型对转螺旋桨模型的数值模拟,获得了对转螺旋桨的流场和声场产生机理和规律,计算结果与文献结果、试验结果吻合良好,误差在 5% 以内,验证了该方法的可行性与准确性。

2) 在起飞阶段,对转螺旋桨相比于单转子螺旋桨,其主要噪声源变成了由前排螺旋桨产生的叶尖涡、尾迹涡、轮毂涡等涡系与下游后排螺旋

桨相互作用产生的干涉噪声, 后排螺旋桨上的非定常压力波动是干涉噪声的主要贡献源。

3) 在干涉噪声频率处, 前排螺旋桨的噪声向下游辐射明显, 噪声高达 125 dB, 后排螺旋桨的噪声向上游辐射明显, 噪声高达 131 dB。这是因为前、后排螺旋桨的非定常压力波动主导作用位置不同造成的。

4) 积分面的变化对对转螺旋桨转子单独噪声的计算基本没有影响, 误差小于 0.5 dB。而对对转螺旋桨干涉噪声的计算影响较大, 最大甚至达到 30 dB。其中上游积分面的变化对对转螺旋桨的噪声影响不大, 下游积分面的变化对对转螺旋桨的噪声影响较大。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] HANGER R D. Advanced turboprop project[R]. Washington, US: Scientific and Technical Information Division, National Aeronautics and Space Administration, 1988.
- [3] 严成忠. 开式转子发动机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
- [4] WOODWARD, RICHARD P. Noise of two high-speed model counter-rotation propeller at takeoff/approach conditions[J]. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(4): 679-685.
- [5] DITTMAR J H, STANG D B. Noise reduction for model counter-rotation propeller at cruise by reducing aft-propeller diameter[R]. NASA-TM-88936, 1987.
- [6] DITTMAR J H, GORDON E B, JERACKI R J. The effect of front-to-rear propeller spacing on the interaction noise at cruise conditions of a model counter rotation propeller having a reduced diameter aft propeller[R]. No. NASA-TM-101329, 1988.
- [7] VAN ZANTE D E, ENVIA E. Prediction of the aero-acoustic performance of open rotors[R]. ASME GT2014-26413, 2014.
- [8] HANSON D B. Helicoidal surface theory for harmonic noise of propellers in the far field[J]. *AIAA Journal*, 1980, 18(10): 1213-1220.
- [9] HANSON D B. Near-field frequency-domain theory for propeller noise[J]. *AIAA Journal*, 1985, 23(4): 499-504.
- [10] HANSON D B. Noise of counter-rotation propellers[J]. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(7): 609-617.
- [11] FERRANTE P, DI FRANCESCANTONIO P, HOFFER P A, et al. Integrated "CFD - acoustic" computational approach to the simulation of aircraft fan noise[R]. ASME GT2014-26429, 2014.
- [12] DECONINCK T, CAPRON A, HIRSCH C, et al. Prediction of near-and far-field noise generated by contra-rotating open rotors[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2012, 11(2): 177-196.
- [13] COLIN Y, CARAZO A, CARUELLE B, et al. Computational strategy for predicting CROR noise at low-speed: Part I review of the numerical methods[R]. AIAA2012-2221, 2012.
- [14] COLIN Y, CARUELLE B, PARRY A B. Computational strategy for predicting CROR noise at low-speed: Part III investigation of noise radiation with the Ffowcs-Williams Hawkins analogy[R]. AIAA2012-2223, 2012.
- [15] PETERS A, SPAKOVSKY Z S. Rotor interaction noise in counter-rotating propfan propulsion systems[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(1): 1.
- [16] SPALART P, TRAVIN A, SHUR M, et al. Initial noise predictions for open rotors using first principles[R]. AIAA2010-3793, 2010.
- [17] SMITH D A, FILIPPONE A, BARAKO G N. Noise source analysis in counter rotating open rotors[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(3): 1783-1796.
- [18] STUERMER A, YIN Jianping. Installation impact on pusher CROR engine low speed performance and noise emission characteristics[J]. *International Journal of Engineering Systems Modelling and Simulation*, 2012, 4(1/2): 59.
- [19] 孙晓峰, 胡宗安. 桨扇的气动弹性力学和气动声学[J]. 航空动力学报, 1987, 2(4): 299-302, 368.
SUN Xiaofeng, HU Zongan. On aeroelasticity and aeroacoustics of propfan[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1987, 2(4): 299-302, 368. (in Chinese)
- [20] 李晓东, 孙晓峰, 胡宗安, 等. 考虑飞机舱壁影响的螺旋桨声场时域预测法[J]. 航空学报, 1993, 14(11): A585-A591.
LI Xiaodong, SUN Xiaofeng, HU Zongan, et al. A time domain method for propeller noise prediction including aircraft fuselage effect[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1993, 14(11): A585-A591. (in Chinese)
- [21] 夏贞锋, 杨永. 对转开式转子非定常气动干扰特性分析[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 835-843.
XIA Zhenfeng, YANG Yong. Characteristic analysis of unsteady aerodynamic interactions of contra rotating open rotor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(4): 835-843. (in Chinese)
- [22] 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)
- [23] 王靖元, 单鹏, 周亦成. 浸入式贴体网格边界方法的对转桨扇非定常流动数值模拟[J]. 航空动力学报, 2021, 36(5): 1060-1071.
WANG Jingyuan, SHAN Peng, ZHOU Yicheng. Unsteady flow simulation of contra-rotating propfans using immersed body-fitted grids boundary method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(5): 1060-1071. (in Chinese)
- [24] 金海波, 陈宜亮, 覃湘桂. 基于 Mohring 声类比的开式转子发动机噪声分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 785-791.
JIN Haibo, CHEN Xuanliang, QIN Xianggui. Open-rotor engine noise analysis based on Mohring acoustic analogy[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(4): 785-791. (in Chinese)
- [25] 中国空气动力研究与发展中心. 对转螺旋桨气动力和气动噪声试验圆满完成[EB/OL]. (2021-10-14)[2022-06-04]. www.cardc.cn/News-Read.Asp?ChannelId=2&ClassId=5&Id=323.
China Aerodynamics Research and Development Center. The aerodynamic and areoacoustic test of counter-rotating propeller was completed[EB/OL]. (2021-10-14)[2022-06-04]. www. cardc. cn/News-Read. Asp?ChannelId=2&ClassId=5&Id=323. (in Chinese)
- [26] 崔盼望, 全帆, 冯和英, 等. 后排转子直径对对转螺旋桨气动和声学特性的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(8): 1749-1760.
CUI Panwang, TONG Fan, FENG Heying, et al. Influence of rear rotor diameter on aerodynamic and acoustic characteristics of counter-rotating proeller[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(8): 1749-1760. (in Chinese)

- [27] WEI Chunhua, JIAO Lingrui, TONG Fan, et al. Pressure field measurements on large-scale propeller blades using pressure-sensitive paint[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2022, 38(2): 121366.
- [28] HE L, CHEN T, WELLS R G, et al. Analysis of rotor-rotor and stator-stator interferences in multi-stage turbomachines[R]. Amsterdam, Netherlands: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air, 2002.
- [29] 赵军, 刘宝杰. 基于非线性谐波法的跨声速压气机确定应力建模[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 2440-2449.
- ZHAO Jun, LIU Baojie. Deterministic stress modelling in transonic compressor based on nonlinear harmonic method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(10): 2440-2449. (in Chinese)
- [30] FARASSAT F. Derivation of formulations 1 and 1A of Farassat[R]. NASA/TM-2007-214853 2007.
- [31] FARASSAT F, DUNN M, TINETTI A, et al. Open rotor noise prediction methods at NASA langley: a technology review[R]. AIAA2009-3133, 2009.
- [32] DI FRANCESCANTONIO P. A new boundary integral formulation for the prediction of sound radiation[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1997, 202(4): 491-509.

(编辑: 秦理曼)