

# 涡流恢复导叶对螺旋桨气动和声学性能影响研究\*

韦 卿<sup>1,2</sup>, 张 武<sup>1</sup>, 陈正武<sup>2</sup>, 仝 帆<sup>2</sup>, 朱文浩<sup>3</sup>, 王良军<sup>3</sup>

(1. 上海大学 力学与工程科学学院 上海市应用数学与力学研究所, 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;

3. 上海大学 信息化办公室, 上海 200444)

**摘要:** 为了对比安装涡流恢复导叶与单排螺旋桨气动性能和气动噪声的差异, 采用数值模拟的方法研究了安装六种不同间距涡流恢复导叶和单排螺旋桨的气动力及气动噪声。研究表明: 在起飞状态, 级间距 $\Delta x=0.27$ 的工况下, 安装涡流恢复导叶使得推力系数增加6.4%, 效率增加6.7%。随着间距的增大, 前级叶片的桨尖涡、尾迹涡等涡系结构在通过后级叶片时破碎并向下游传播, 且强度逐渐减小。噪声强度随着级间距的增加而逐渐减小, 最大级间距涡流恢复导叶的噪声与最小级间距涡流恢复导叶噪声相比降低5.7 dB, 噪声下降幅度随级间距的增加逐渐减缓, 存在级间距最优位置使得推力增加最大, 噪声强度适中。

**关键词:** 对转螺旋桨; 涡流恢复导叶; 桨尖涡; 尾迹涡; 干涉噪声

**中图分类号:** V211.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-4055 (2024) 05-2211052-13

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2211052

## 1 引言

螺旋桨是一种将发动机的动力转化为拉力的装置, 其具有推进效率高、起降性能好和经济性好的优点。相比于同等推力等级的常规涡扇发动机, 开式转子发动机(又称对转螺旋桨发动机)耗油率可降低20%~30%<sup>[1]</sup>。从20世纪70年代初石油危机的出现, 低耗油率的航空螺旋桨技术重新获得重视, 西方国家开始对高速螺旋桨进行一系列研究。1975年, 美国NASA提出高能飞行器计划<sup>[2]</sup>, 其有关涡桨项目中详细介绍了开式转子发动机的前景以及发展路线。2008年欧洲启动“洁净天空”计划, 法国赛峰公司基于空客A340-300 MSN001型号研制了开式转子发动机, 并对对转桨扇、桨距控制系统、减速齿轮箱以及桨扇叶片除冰系统等进行了设计研究<sup>[3]</sup>。2011年, Zachariadis等<sup>[4]</sup>采用减小前后级轴向级间距和提高对转螺旋桨转速相结合的方式, 研究了对转桨扇在起飞状态下的气动性能和干涉噪声。Kritikos等<sup>[5]</sup>研究表明可以通过采用减小后排叶片高度和增大级

间级间距的方式来降低桨叶的干涉噪声。2015年, Bellocq等<sup>[6-7]</sup>研究表明, 可以通过增加桨叶级间距、改变桨叶转速以及裁剪后级叶片直径的方式降低桨叶噪声水平, 并对不同的方案进行了评估<sup>[8-11]</sup>。国内在航空对转螺旋桨方面的研究起步较晚, 不过, 近年来越来越多的研究者开始关注到开式转子发动机在减少燃油消耗、降低排放等方面的优势<sup>[12]</sup>。张帅等<sup>[13]</sup>建立了一种开式转子发动机模型, 通过使用少量的参数可以估算出发动机推力、燃油率等特性, 与试验数据对比具有一定的可信精度。王启航等<sup>[14]</sup>对不同进距比下的对转桨扇流场进行数值模拟, 结果表明后级叶片流动特征及性能参数变化幅度超过前排叶片, 对转桨扇进口气流受到轮毂附面层、诱导速度、抽吸效应的共同影响。金海波等<sup>[15]</sup>通过对开式转子噪声进行数值模拟, 研究发现非均匀流场下开式转子发动机的峰值噪声主要集中在低频段, 最大值高达142 dB。史文博等<sup>[16]</sup>基于动态面搭接网格技术对对转螺旋桨气动性能的非定常干扰进行了数值研究, 结果表明桨叶非定常性主要是由前级叶片的叶

\* 收稿日期: 2022-11-17; 修订日期: 2023-03-02。

基金项目: 国家自然科学基金(12102451)。

作者简介: 韦 卿, 硕士生, 研究领域为气动声学。

通讯作者: 陈正武, 硕士, 副研究员, 研究领域为气动声学和声学信号处理。E-mail: chenzhengwu001@163.com

引用格式: 韦 卿, 张 武, 陈正武, 等. 涡流恢复导叶对螺旋桨气动和声学性能影响研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5): 2211052. (WEI Q, ZHANG W, CHEN Z W, et al. Effects of swirl recovery vanes on aerodynamic and acoustic performance of propeller[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5):2211052.)

尖涡的周期性扰动引起的。

与现代涡扇发动机相比,由于没有整流罩的屏蔽,对转螺旋桨会产生高水平的噪声,同时为了满足其系统的稳定性需要,传动结构必须具有较高的精度。

为了尽可能在满足气动性能的要求下,降低噪声水平,1992年,Gazzaniga和Rose<sup>[17]</sup>在NASA Lewis超声速风洞中采用8叶片螺旋桨和8叶片涡流恢复导叶(Swirl Recovery Vanes,SRV)进行了一系列实验。实验结果表明,后排叶片不同的安装角度以及与前排叶片的间距变化会对总推力和推进效率产生影响。Veldhuis等<sup>[18]</sup>研究了安装SRV后对螺旋桨滑流的影响,在实验研究中采用旋转轴天平获得了螺旋桨的性能数据。此外,使用PIV证实了SRV叶片在减少螺旋桨滑流涡流方面的有效性。在中等推力下,滑流涡流动能减少了50%。Sinnige等<sup>[19]</sup>对比了安装涡流恢复导叶后的噪声特性,发现噪声大约增加了2~6 dB。代尔夫特理工大学启动SRV的研究项目,主要目的在于恢复螺旋桨的涡流使其周向动量转化为轴向动量,以提高系统推力和效率,同时与对转开式转子相比可以产生较低水平的噪声。国内学者在涡流恢复导叶方面也开展了研究,王掩刚等<sup>[20]</sup>在Fokker29螺旋桨后安装设计了三种不同的圆翼型涡流恢复导叶,并开展了实验和数值模拟研究,结果表明,涡流恢复导叶可以产生5.76%的额外推力。

尽管国外CFM公司、罗罗公司等对涡流恢复导叶开展了许多研究,但是在涡流恢复导叶对螺旋桨的气动性能影响以及改变级间距涡流恢复导叶对螺旋桨气动和噪声的影响还没有得到一般性的影响规律,仍然需要开展进一步的研究,丰富这方面的认识,并加深对其机理的研究。国内对涡流恢复导叶的气动性能和噪声机理研究较少。为了寻求合适的级间距参数,在满足气动力的前提下,噪声强度适中,本文计算了单排螺旋桨以及六种不同级间距涡流恢复导叶的气动力以及气动噪声,并详细分析研究了其气动和噪声变化规律和机理。

## 2 数值方法和几何模型

### 2.1 数值计算方法

本文计算软件并未采用开源软件<sup>[21]</sup>,采用市场广泛应用的商业软件进行数值求解,采用非线性谐波法<sup>[22-23]</sup>(NLH)对流场进行求解。NLH法是近些年发展起来的适用于叶轮机械叶片非定常分析的一种

高效算法,该方法基于傅里叶分解,综合了定常计算方法速度快以及非定常计算方法精度高的优点。NLH法的基本原理是采用谐波函数的处理方式逼近计算叶轮机械的动静干涉非定常效应。 $U = (\rho, \rho v, \rho E)$ 是守恒型变量在笛卡尔坐标下的表达式,其中 $E$ 表示总能, $\rho$ 表示密度, $v = (v_x, v_y, v_z)$ 表示相对速度,引入周期性扰动假设之后,守恒性变量在非定常流动中实际上就是周期性扰动与时均值之和,可以用 $N$ 阶谐波对周期性扰动进行逼近,即

$$U(\mathbf{r}, t) = U(\mathbf{r}) + \sum U'(\mathbf{r}, t) \quad (1)$$

$$U'(\mathbf{r}, t) = \sum_{k=1}^N (\tilde{U}_k(\mathbf{r}) e^{i\omega_k t} + \tilde{U}_{-k}(\mathbf{r}) e^{-i\omega_k t}) \quad (2)$$

式中 $\mathbf{r}$ 为位置矢量; $t$ 为时间; $U$ 为守恒变量的时均值; $U'$ 为守恒变量的周期性扰动项; $\tilde{U}_k$ 和 $\tilde{U}_{-k}$ 为共轭复数,其模为第 $k$ 阶扰动幅值; $\omega_k$ 为第 $k$ 阶谐波的频率; $N$ 为谐波阶数。基于有限体积法的守恒型非定常流动方程可以将式(1)和式(2)代入并进行时间平均,可得相应的时均方程为

$$\Omega_i \cdot \frac{dU}{dt_i} = -\sum \bar{F}_c S + \sum \bar{F}_v S + \Omega_i Q_i \quad (3)$$

式中 $i$ 表示网格单元序号; $\Omega_i$ 为第 $i$ 个网格单元的体积, $\bar{F}_c$ 和 $\bar{F}_v$ 分别是离散的对流项和粘性项, $S$ 为面积, $Q_i$ 为源项。

本文采用FW-H<sup>[24-25]</sup>方程进行噪声的计算,噪声可以分为单极子噪声、偶极子噪声和四极子噪声。其中单极子项 $p'_m(\bar{x}, t)$ 和偶极子项 $p'_d(\bar{x}, t)$ 的表达式如下

$$4\pi p'_m(\bar{x}, t) = \int_{\sum e} \left[ \frac{\dot{Q}_2}{r(1 - Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \quad (4)$$

$$\int_{\sum e} \left[ Q_2 \frac{\dot{M}a_r + cMa_r - cMa^2}{r^2(1 - Ma_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS$$

$$4\pi p'_d(\bar{x}, t) = \int_{\sum e} \left[ \frac{\dot{Q}_1 r - cMaQ_1}{cr^2(1 - Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \quad (5)$$

$$\int_{\sum e} \left[ (Q_1 r) \frac{\dot{M}a_r + c(1 - Ma^2)}{cr^3(1 - Ma_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS$$

式中 $\cdot$ 表示对时间的导数,下标ret表示延迟时刻, $\sum e$ 表示对发射声源求和, $Ma$ 为马赫数, $Ma_r$ 为参考马赫数, $r$ 为声源到观察点的距离, $c$ 为声速, $Q_1 = pn + \rho v[(v - v_s) \cdot n]$ , $Q_2 = \rho_z v_s \cdot n + \rho[(v - v_s) \cdot n]$ , $n$ 为单位外法向量, $p$ 是叶片表面上的压力, $\rho_z$ 是远场流体密度, $\rho$ 为空气密度, $v$ 为物体表面流体的速度, $v_s$ 为声源

在叶片表面上的速度。对于旋转机械而言,采用零方程模型难以求解复杂的三维湍流流动的流场;采用两方程虽然拥有较高的计算精度,但是在稳定性方面不尽人意,因此本文采用一方程 Spalart-Allmaras 模型,此模型由一个源项、一个扩散项、对流项的附加涡流粘性运输方程而得。旋转机械流场流动满足物理守恒定律,即动量守恒、质量守恒以及能量守恒,本文的控制方程为基于这三大物理定律所推导出来的 N-S 方程。

### 2.2 模型网格及工况

本文以某型螺旋桨为研究对象,螺旋桨相关参数如表1所示。为了便于分析螺旋桨的气动性能,本文引入无量纲变量,其中包括桨扇的前进比  $\lambda$ , 推力系数  $C_T$ , 功率系数  $C_p$  和效率  $\eta$ 。本文为了方便表示涡流恢复导叶与前级螺旋桨之间的轴向距离,定义了无量纲级间距  $\Delta x$ ,  $\Delta x$  是前后级叶片级间距  $d$  与前排螺旋桨直径  $D$  之比。

$$\lambda = \frac{v}{n_s \cdot D} \quad (6)$$

$$C_p = \frac{2\pi \cdot n_s \cdot M}{\rho \cdot n_s^3 \cdot D^5} \quad (7)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot n_s^2 \cdot D^4} \quad (8)$$

$$\eta = \frac{C_T}{C_p} \cdot \lambda \quad (9)$$

式中  $v$  为飞行速度, m/s;  $n_s$  为秒转速, r/s;  $T$  为螺旋桨桨扇产生的推力, N;  $M$  为螺旋桨的扭矩, N·m。

Table 1 Propeller geometric parameters

Item	Front propeller	SRV
Diameter/m	0.616	0.616
Rotation speed/(r/min)	7633	-
Nmuber of blades	6	6

计算中设置进口速度为  $v=67.784$  m/s, 马赫数约为 0.2, 基于螺旋桨 0.7 倍半径处弦长和来流速度的雷诺数为  $1.6 \times 10^6$ , 流动为湍流, 静压为 98 595.03 Pa, 温度为 288.5 K, 前级螺旋桨转速为 7 633 r/min, 图 1 展示了螺旋桨的数值计算模型的侧视图和正视图, 图 2 为叶片的网格图。

### 2.3 网格敏感性验证

为了避免由于网格节点疏密程度对计算结果的影响, 本文对数值模型进行了网格敏感性验证, 采用三种不同数量的网格来进行数值模拟对比, 网格量分别为 900 万(粗网格)、1 300 万(中等网格)和细网

格(1 700 万), 对比三者叶片推力以及扭矩的变化。表 2 为网格敏感性结果分析。

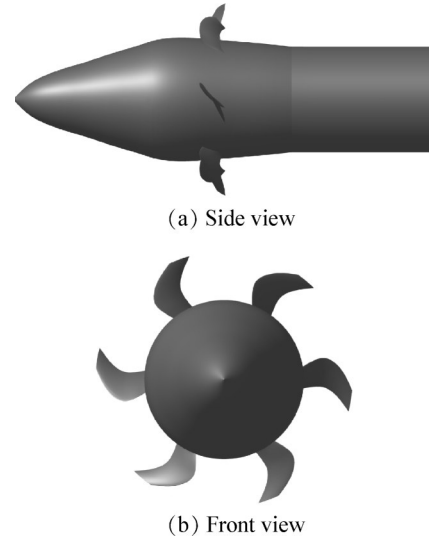


Fig. 1 Single propeller configuration and geometric layout

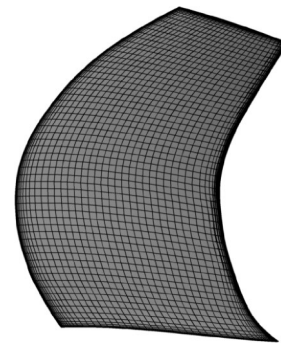


Fig. 2 View of CFD mesh on propeller blades

Table 2 Mesh sensitivity verification

Mesh	Force/N	Relative difference/%	Torque/(N·m)	Relative difference/%
$9 \times 10^6$	1 001.40	-0.12	181.62	-0.13
$1.3 \times 10^7$	1 002.60	-	181.86	-
$1.7 \times 10^7$	1 003.20	0.06	181.92	0.03

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。从表中可以看出随着网格量的增加, 推力和扭矩都基本稳定, 仅有略微的变化。以 1 300 万网格量为标准, 当网格量为 900 万时, 推力的差值为 0.12%, 当网格量增加到 1 700 万时, 推力变化量减小到 0.06%。扭矩变化趋势与推力变化趋势类似, 当网格量为 900 万时, 扭矩差值为 0.13%, 当网格量增加到 1 700 万时, 扭矩变化量减小到 0.03%。可以分析得出当网格量超过 1 300 万时, 数值计算的结果变化已经很小, 但是随着网格量的增



加,数值计算所花费的时间以及所占用的计算资源却在大幅度增加,综合考虑计算精度和计算成本,本文后续计算采用 1 300 万左右的网格量进行数值仿真计算,计算收敛精度为  $10^{-7}$ 。关于数值模拟方法的验证,前期对某型螺旋桨开展了数值模拟研究,并在  $5.5\text{ m}\times 4\text{ m}$  航空声学风洞开展了实验研究。实验与数值模拟结果如图 3 所示,其中  $\theta$  为螺旋桨的螺距,  $\lambda$  为起飞前进比,图中横纵坐标每一小格代表 0.1,结果表明本文采用的数值模拟方法具有较好的精度,可以用来研究本文的问题<sup>[26-27]</sup>。

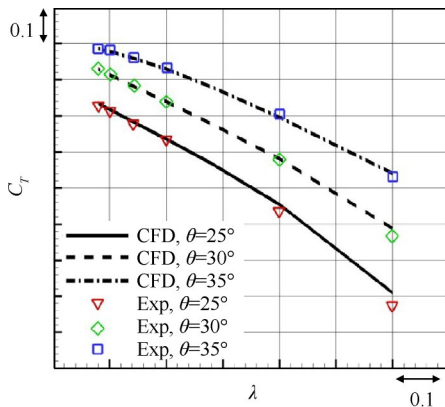


Fig. 3 Comparison of thrust coefficient between calculation and experiment

### 2.4 气动性能的结果与分析

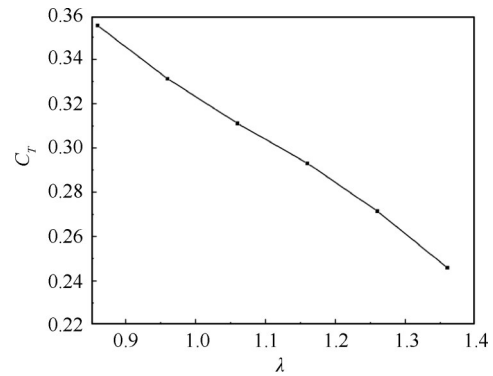
本文研究了不同前进比下单排螺旋桨的气动力变化,在起飞前进比 ( $\lambda=0.86$ ) 附近,分别计算了  $\lambda=0.96, \lambda=1.06, \lambda=1.16, \lambda=1.26$  以及  $\lambda=1.36$  工况下的推力系数  $C_T$ , 功率系数  $C_p$  和效率  $\eta$ , 如图 4 所示。

从图 4 可以看出,随着前进比的增大,推力系数和功率系数不断呈线性减小而效率不断增大,前进比每增加 0.1, 推力系数平均减少约 0.02, 功率系数平均减少约 0.04。

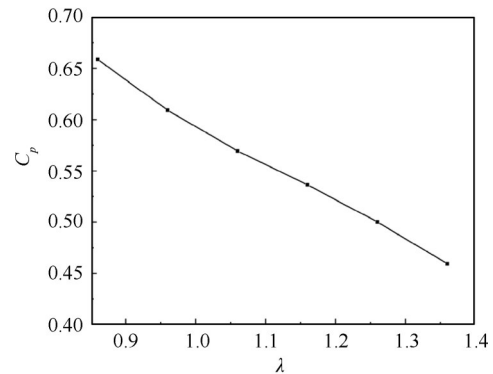
### 2.5 流场与噪声的结果与分析

本文计算了单排螺旋桨的压力变化以及 Z 方向涡量的变化。从图 5(a) 可以看出,气流在叶片表面前缘发生较大分离,从而形成前缘涡、叶尖涡并向下游传播。从图 5(c) 可以看出,当气流流经螺旋桨以后,气流被加速,桨尖涡与尾迹涡呈一上一下趋势向下游发展,两者相互作用,在向下游发展的过程中呈现出逐渐减弱的趋势。

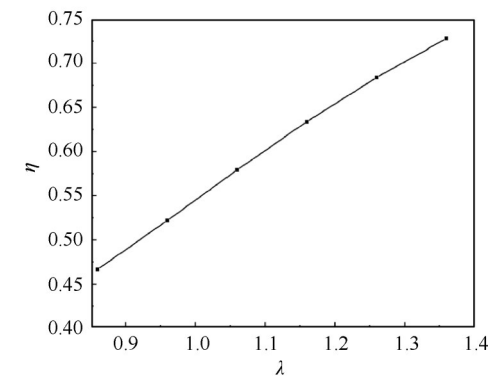
为了研究单排螺旋桨噪声特性,本文计算了单排螺旋桨的气动噪声,传声器呈扇形分布与螺旋桨的距离为 0.61 m, 极角为  $40^\circ\sim 140^\circ$ , 间隔为  $10^\circ$ 。图 6 是单排螺旋桨的传声器布置位置,图 7 是单排螺旋桨



(a) Variation of single propeller  $C_T$  with  $\lambda$



(b) Variation of single propeller  $C_p$  with  $\lambda$



(c) Variation of single propeller  $\eta$  with  $\lambda$

Fig. 4 Aerodynamic performance of single propeller

的噪声指向性图。

从图 7 可以看出,单排螺旋桨的噪声水平随着极角变化先增加后减少,在  $100^\circ$  极角处,噪声水平最大约为 131.4 dB。

## 3 涡流恢复导叶

### 3.1 涡流恢复导叶模型

为了对比安装涡流恢复导叶对螺旋桨的气动力以及气动噪声影响,本文在上述螺旋桨下游安装 6 叶涡流恢复导叶,需要说明的是,本文采用的涡流恢复导叶尚未经过详细优化设计,本文后面得到的性能提升是优化前的结果,还有很大的提升空间。

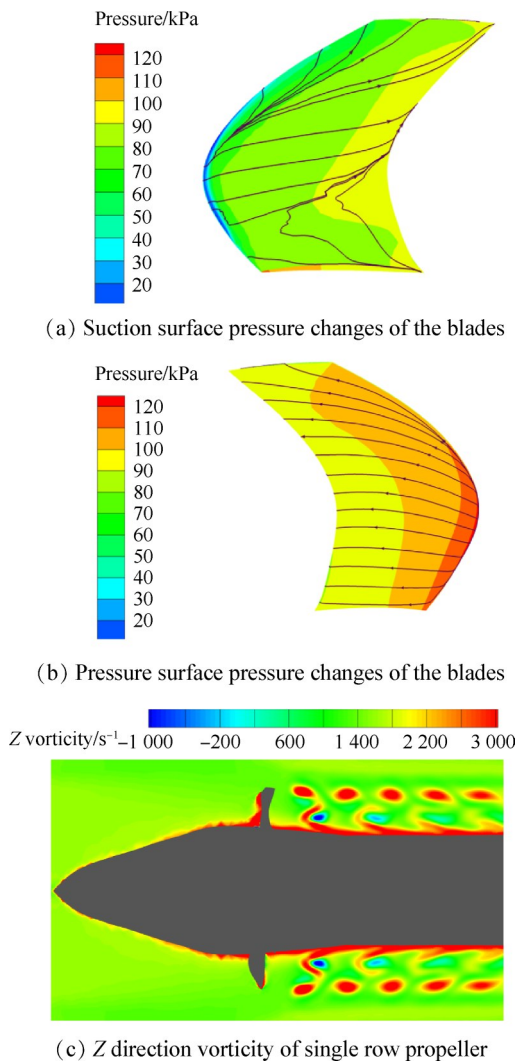


Fig. 5 Flow field variation of single propeller

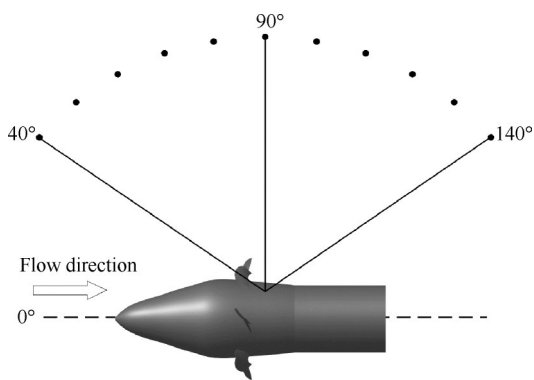


Fig. 6 Polar microphones array located around the propeller

分别计算了  $\Delta x=0.17$ ,  $\Delta x=0.22$ ,  $\Delta x=0.27$ ,  $\Delta x=0.32$ ,  $\Delta x=0.37$ ,  $\Delta x=0.42$  六种不同级间距, 分析在起飞状态下, 不同轴向距离涡流恢复导叶结构下的气动性能和噪声。图 8 是  $\Delta x=0.27$  级间距下的涡流恢复导叶模型示意图。

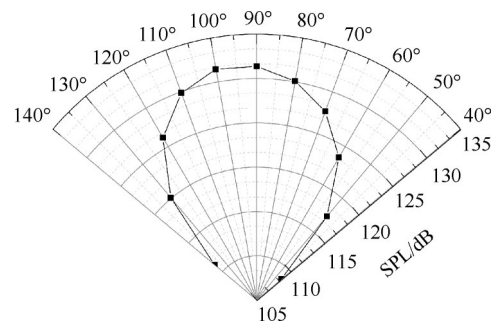


Fig. 7 Noise directivity distribution of propeller

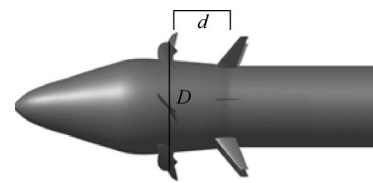


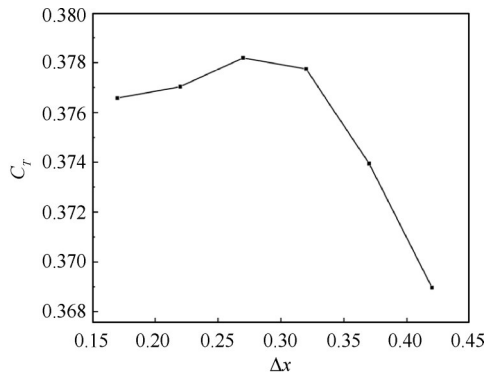
Fig. 8 SRV model with  $\Delta x=0.27$

### 3.2 气动性能结果分析

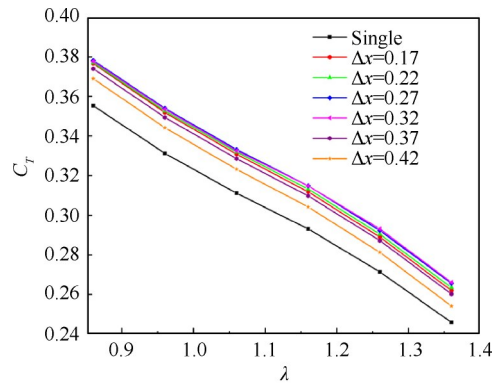
为了对比安装涡流恢复导叶后对螺旋桨性能的影响, 本文计算了在起飞状态前进比  $\lambda=0.86$  下安装六种不同级间距涡流恢复导叶后总推力系数、功率系数以及效率的变化, 如图 9 所示。

从图 9(a) 可以看出, 随着级间距的增大, 推力系数先增大后减小, 在间距  $\Delta x=0.27$  时达到最大, 约为 0.378, 在间距  $\Delta x=0.42$  时达到最小, 为 0.369。从图 9(b) 可以看出, 随着间距的变化, 功率系数变化并不大, 最大差距量在  $\Delta x=0.32$  时为 0.2%, 功率系数变化趋势与推力系数变化正好相反, 整体趋势趋于先减小后增大。从图 9(c) 可以看出, 随着间距的增大, 效率呈现先增大后减小的趋势, 在间距  $\Delta x=0.27$  时效率达到最大, 约为 0.364, 在间距  $\Delta x=0.42$  时达到最小约为 0.347, 与推力系数变化趋势相同。当间距  $\Delta x < 0.27$  时, 随着间距增大效率增加; 当间距  $\Delta x > 0.32$  时, 随着间距的增大效率迅速减小。为了分析改变间距对不同前进比工况下螺旋桨气动性能的影响, 下面计算了不同前进比下安装不同间距涡流恢复导叶对推力系数、功率系数以及效率的影响。

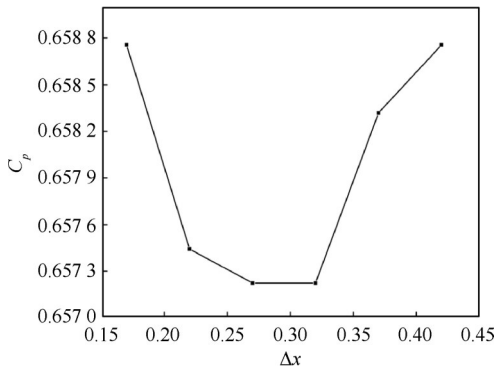
从图 10(a) 可以看出, 在安装涡流恢复导叶以后, 推力系数有明显的增加, 在起飞状态下 (前进比  $\lambda=0.86$ ) 当级间距  $\Delta x=0.27$  时, 推力系数最大增加约 6.4%, 推力系数随着前进比的增大逐渐减小。在其他工况, 当级间距  $\Delta x=0.32$  时, 推力系数达到最大。这表明在后级叶片不断从前向后移动过程中, 存在一个合理的范围, 使得叶片推力达到最大, 超过这个级间距推力增加幅度会迅速减小。



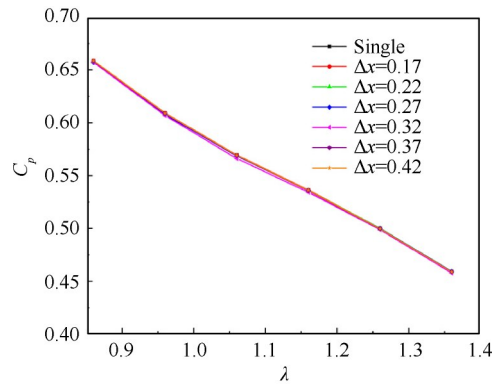
(a) Change of  $C_T$  with different  $\Delta x$



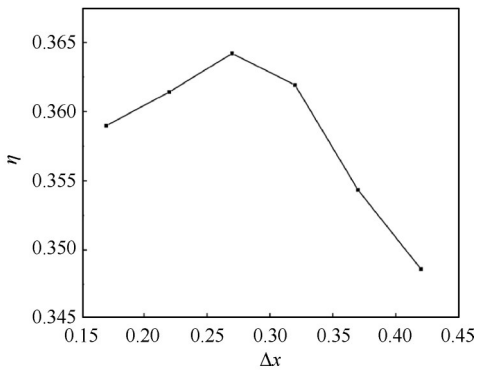
(a) Change of  $C_T$  with  $\lambda$  under different  $\Delta x$



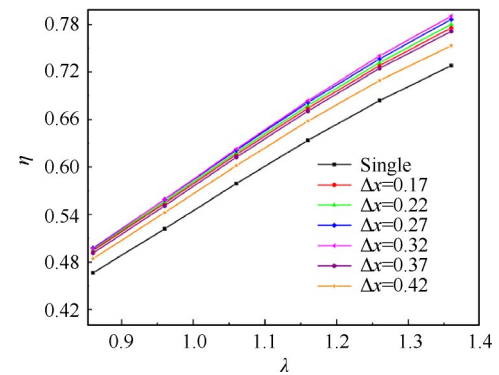
(b) Change of  $C_p$  with different  $\Delta x$



(b) Change of  $C_p$  with  $\lambda$  under different  $\Delta x$



(c) Change of  $\eta$  with different  $\Delta x$



(c) Change of  $\eta$  with  $\lambda$  under different  $\Delta x$

Fig. 9 Aerodynamic performance variation of SRV at different  $\Delta x$

Fig. 10 Variation of aerodynamic performance with  $\lambda$  for SRV under different  $\Delta x$

从图 10(b)可以看出,随着前进比的增大,功率系数逐渐减小,改变前排螺旋桨和涡流恢复导叶的级间距对螺旋桨的功率系数影响不大。

从图 10(c)可以看出,随着前进比的增大,效率逐渐增加,在安装涡流恢复导叶以后,效率有明显的增加,在前进比  $\lambda=1.36$  下,当前后级间距  $\Delta x=0.32$  时,效率增加最大约 8.6%。在起飞前进比  $\lambda=0.86$  下,  $\Delta x=0.27$  时效率增加约 6.7%。

### 3.3 流场结果分析

为了进一步研究改变前后级叶片级间距对流场的影响,沿气流来流方向截取了三个不同位置的沿

叶高变化的轴向速度,分别是在  $Z/R=0.21$ ,  $Z/R=0.71$  以及  $Z/R=1.21$  三个不同位置的轴向速度,如图 11 所示,其中  $Z$  为沿气流方向的位置坐标,  $R$  为叶片半径。

图 12 是安装不同级间距涡流恢复导叶以及单排螺旋桨的轴向速度沿叶高方向的变化图,其中横轴是轴向速度与来流速度的比值,纵轴为相对半径  $r/R$ 。

从图 12(a)可以看出,在  $Z/R=0.21$  截面位置涡流恢复导叶对单排螺旋桨的轴向速度影响不明显,且随着轴向级间距的变化,轴向速度变化不明显。从

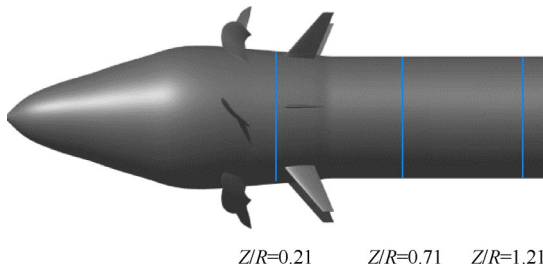
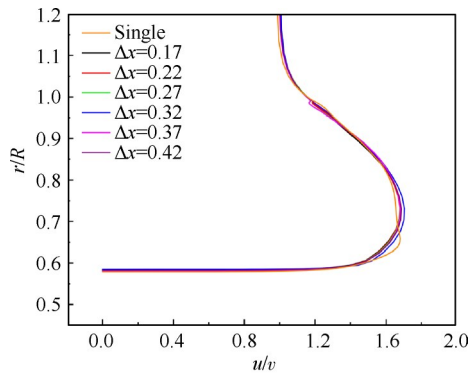


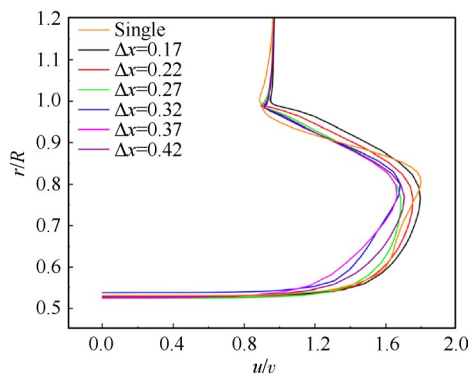
Fig. 11 SRV propeller position diagram of different sections

时在桨尖附近的轴向速度最大,在  $Z/R=1.21$  截面位置单排螺旋桨 60%~80% 叶高处的速度要小于安装 SRV 后的速度。

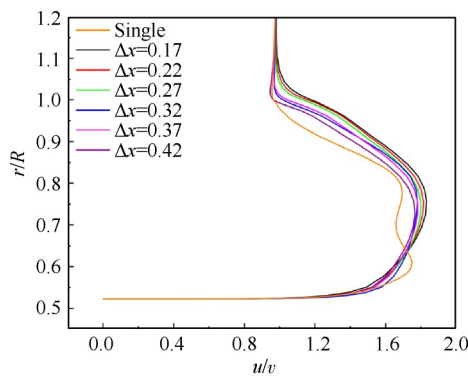
为了分析安装不同级间距涡流恢复导叶对滑流收缩速度的影响,本文计算了上述三个位置处的径向速度沿相对半径的变化,如图 13 所示。其中横轴为径向速度与来流速度之比,纵轴为相对半径。



(a)  $Z/R=0.21$



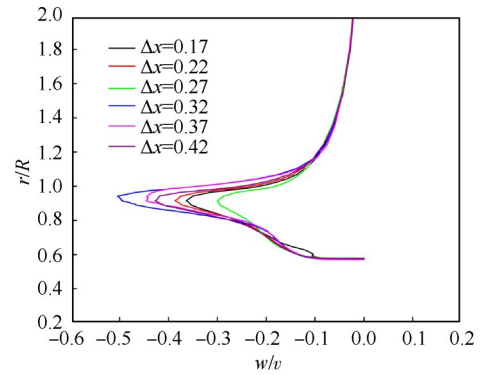
(b)  $Z/R=0.71$



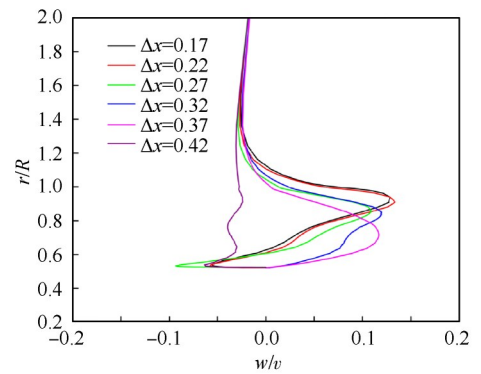
(c)  $Z/R=1.21$

Fig. 12 SRV axial velocity distribution at different  $\Delta x$

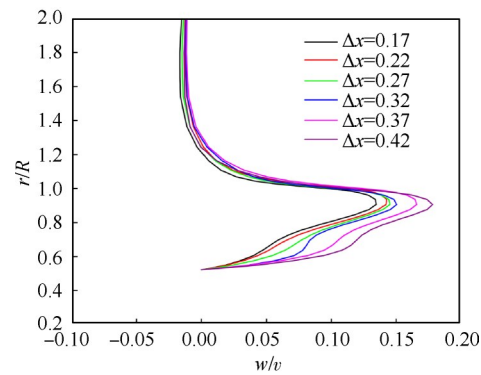
图 12(b)和图 12(c)可以看出,随着级间距的增大,后级叶片尾迹区  $Z/R=1.21$  处轴向速度的最大值逐渐减小,这是由于随着前后级叶片级间距增大,气流通过后级叶片的轴向速度增加量减小。轴向距离  $\Delta x=0.42$  时在桨尖附近的轴向速度最小,级间距  $\Delta x=0.17$



(a)  $Z/R=0.21$



(b)  $Z/R=0.71$



(c)  $Z/R=1.21$

Fig. 13 SRV radial velocity distribution at different  $\Delta x$

图 13(a)~(c)为不同间距的 SRV 径向速度分布,从图 13(a)可以看出气流经过前后叶片级间,当  $\Delta x > 0.32$  时,随着  $\Delta x$  的增加,径向速度最大值逐渐减小,这是由于  $\Delta x$  增加导致后级叶片对前级叶片的涡流恢复作用逐步减弱,级间处的滑流收缩速度效应减弱。



从图13(b)可以看出随着 $\Delta x$ 的增加,径向速度最大值逐渐减小,在后排静子叶片向沿流向移动过程中,叶片与 $Z/R=0.71$ 截取位置的距离逐渐增大,导致当气流流经此处时滑流收缩效应逐步减弱。从图13(c)可以看出随着间距的增大,径向速度的最大值逐渐变大,这是因为随着 $\Delta x$ 的增加,后级叶片与 $Z/R=1.21$ 位置的距离减小,导致后级叶片对此位置气流扰动作用增强。

为了研究安装涡流恢复导叶后对叶尖涡的影响,本文对比了单排螺旋桨和安装SRV后 $\Delta x=0.17$ 时螺旋桨的涡量云图。为了方便展示流场变化,本文将流场中的涡量定义为速度与叶片直径之比( $u/D$ ),如图14所示。

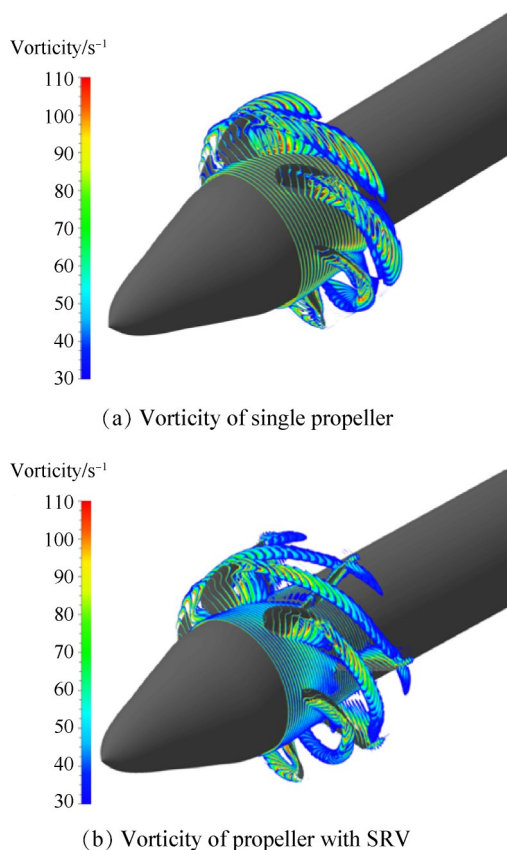


Fig. 14 Comparison of vorticity between single propeller and SRV with  $\Delta x=0.17$

从图14(a)可以看出,当气流通过前排螺旋桨后,旋转加速向下游传播,叶尖涡强度逐渐降低,向下游耗散。当安装SRV后(图14(b)),可以看出涡的强度有所降低,前级叶片的叶尖涡与后级叶片叶尖处发生干涉,从而改变后级桨叶上的压力分布。这也是图12和图13轴向速度和径向速度在叶尖附近出现拐点的部分原因。前级叶片加速的气流通过后

排叶片时,叶尖涡和尾迹涡被切割破碎,并向下游传播、耗散。

为了分析安装不同间距涡流恢复导叶对前排螺旋桨流场的影响,本文截取了两种不同轴向距离涡流恢复导叶沿流向方向的涡量云图。

图15展示了级间距 $\Delta x=0.17$ 和 $\Delta x=0.42$ 涡流恢复导叶沿流向方向的涡量云图。从图15(a)和图15(b)看到,气流通过前排叶片以后被加速沿下游传播,当气流没有通过涡流恢复叶片时,桨尖涡和尾迹涡沿下游逐渐耗散。可以从图15(b)看出,尾迹涡在通过后级叶片后迅速破碎,且后级叶片可以重新产生较低强度尾迹涡。当级间距增大时,尾迹涡通过后级叶片后涡结构破碎,前级叶片产生的尾迹涡被耗散。

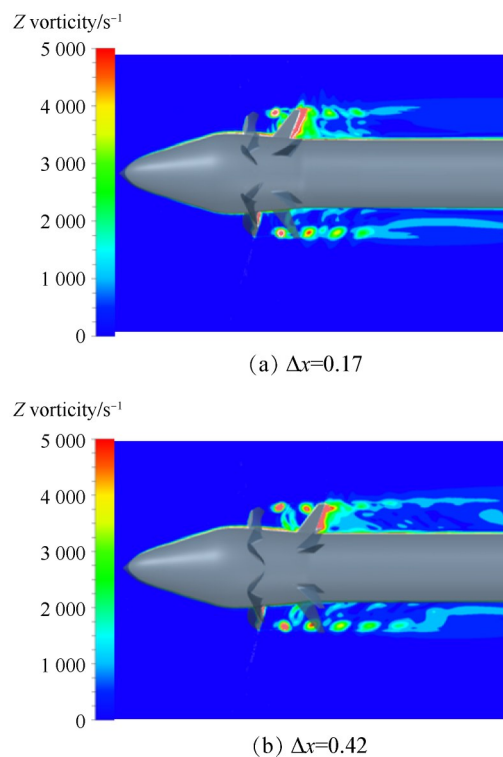


Fig. 15 Vorticity of SRV in the flow direction at different  $\Delta x$

### 3.4 声场计算结果

螺旋桨产生的噪声可以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压力产生噪声。四极子噪声源由叶片周围流体体积中的Lighthill应力张量确定。

采用非线性谐波法得到后排叶片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方程对噪声场进行求解,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11个远场传声器位置,如图16所示,传声器布置位置与单排螺旋桨相同。

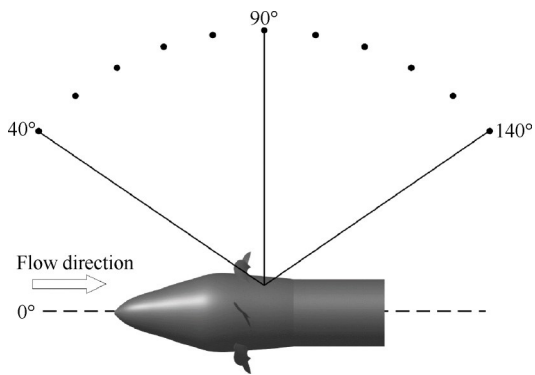


Fig. 16 Polar microphones array located around the SRV

### 3.4.1 前级螺旋桨噪声变化

前排叶片的噪声主要是由厚度噪声、载荷噪声以及非定常载荷噪声组成的。为了研究改变SRV级间距对前级叶片噪声的影响,图17展示了安装六种不同级间距涡流恢复导叶下,前排桨叶叶片通过频率BPF1(Blades Passing Frequency of Rotor 1)下噪声的指向性图。

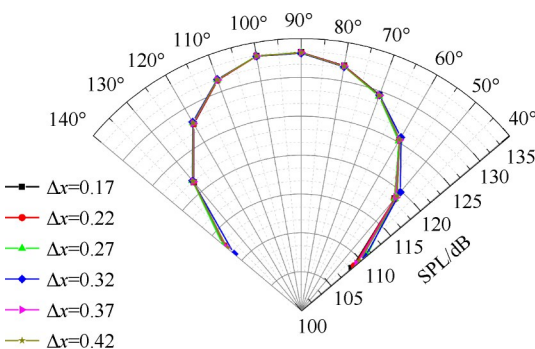


Fig. 17 Noise directivity distribution of the front blades row at BPF1

从图17可以看出,随着极角的增大,噪声强度先增大后减小,且最大值出现在极角90°~100°附近,噪声约为134 dB。随着级间距 $\Delta x$ 的增加,前级叶片的噪声强度变化并不明显。

### 3.4.2 涡流恢复导叶噪声变化

为了研究不同级间距对后级涡流恢复导叶噪声强度的影响,本文选取同样的传声器位置计算了后级涡流恢复导叶的噪声,如图18所示。

从图18可以看出,涡流恢复导叶噪声强度最大值在极角120°附近。随着级间距 $\Delta x$ 的增加,后级涡流恢复导叶的噪声强度逐渐降低。对比图17可以

看出,前级叶片的噪声水平要高于后级涡流恢复导叶的噪声水平,最大间距涡流恢复导叶的噪声与最小间距涡流恢复导叶的噪声相比降低了约5.7 dB,当 $0.17 \leq \Delta x \leq 0.22$ 时,噪声强度降低明显,级间距继续增加时,噪声降低幅度减小。为了便于研究改变不同级间距对最大位置噪声强度的影响,图19给出了120°极角的不同级间距涡流恢复导叶的噪声分布。

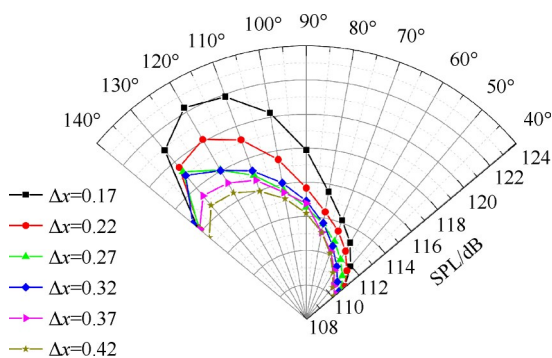


Fig. 18 Noise directivity distribution of the rear blades row at BPF1

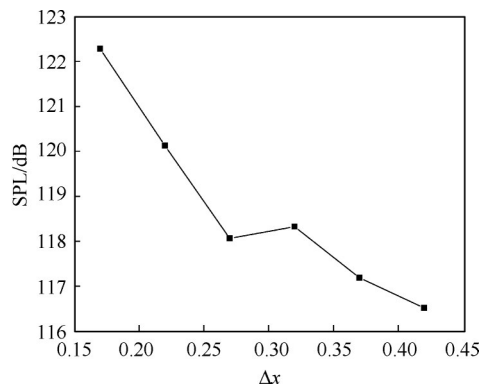


Fig. 19 Noise variation of the rear blades row at different  $\Delta x$  (at 120° polar angle)

从图19可以看出,随着级间距的增加,噪声强度整体为下降趋势,当级间距 $0.17 \leq \Delta x \leq 0.27$ 时,噪声降低4.2 dB,当 $0.32 \leq \Delta x \leq 0.42$ 时,噪声降低1.5 dB,随着级间距的增加,噪声的下降速度逐渐减慢。结合图9可以看出,当级间距 $\Delta x=0.27$ 时,此处起飞状态下推力增加最大,噪声强度适中。

### 3.4.3 总噪声变化与机理分析

为了研究级间距的变化对总噪声的影响,本文计算了带涡流恢复导叶螺旋桨噪声总声压级的变化。

从图20和图21可以看出,随着级间距 $\Delta x$ 的增加,噪声水平减小,100°方位角噪声减小约为2.9 dB;

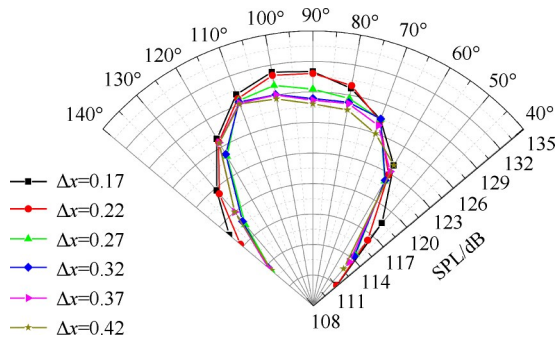


Fig. 20 Total sound pressure level directivity distribution of propeller with SRV

当  $\Delta x > 0.32$  时, 噪声降低幅度减小, 与前级螺旋桨噪声相比, 带涡流恢复导叶螺旋桨噪声较小。叶片表面的载荷是引起载荷噪声产生的原因, 为了研究不同级间距涡流恢复导叶对桨叶谐波压力的影响, 图 22 展示了 SRV 不同级间距  $\Delta x$  的一阶谐波压力变化。

可以从图 22 看出, 随着级间距的增大, 前级叶片的一阶谐波压力变化并不明显, 这说明后级叶片对前级叶片的压力载荷分布影响不大。不过, 后级叶片的一阶谐波压力随前后叶片排级间距的增大而逐渐减小。当级间距  $0.22 \leq \Delta x \leq 0.32$  时, 可以看到后

级叶片的一阶谐波压力变化较小, 这说明这一距离范围内叶片的载荷受间距影响较小, 这也是图 9 当级间距在  $0.22 \leq \Delta x \leq 0.32$  时, 推力系数变化较小的原因。

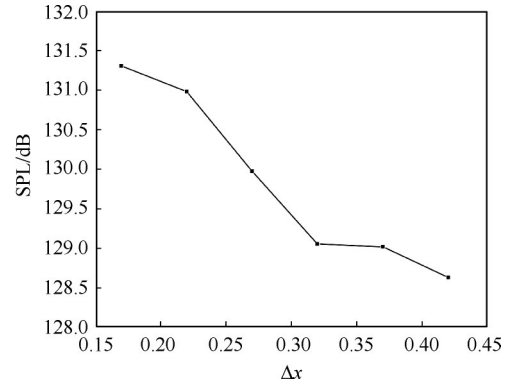
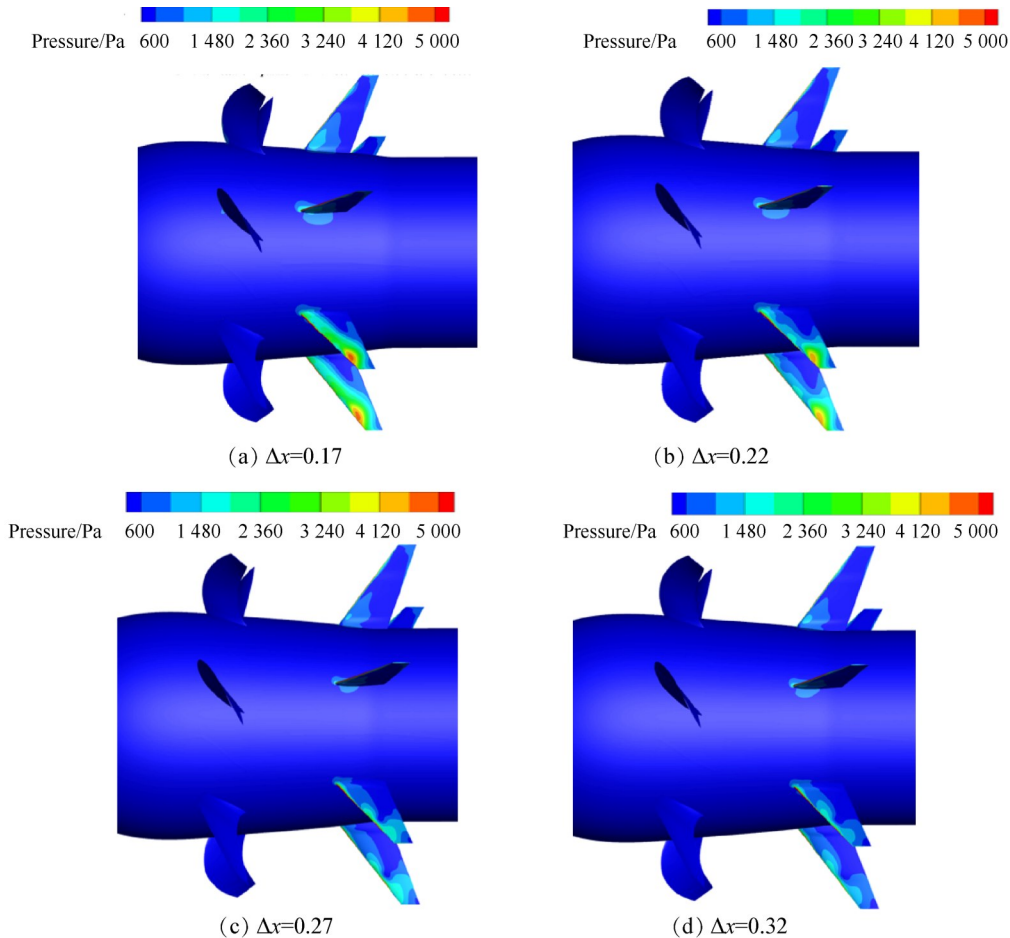


Fig. 21 Total sound pressure level variation of propeller with SRV at different  $\Delta x$  (at 100° polar angle)

为了对比前级叶片叶尖涡、尾迹涡等对后级涡流恢复导叶上非定常载荷的影响, 本文研究了不同级间距下, 后级叶片叶尖处一阶谐波压力变化, 如图 23 所示, 图 23(a) 中纵轴为一阶谐波压力幅值, 横轴为无量纲化弦长。



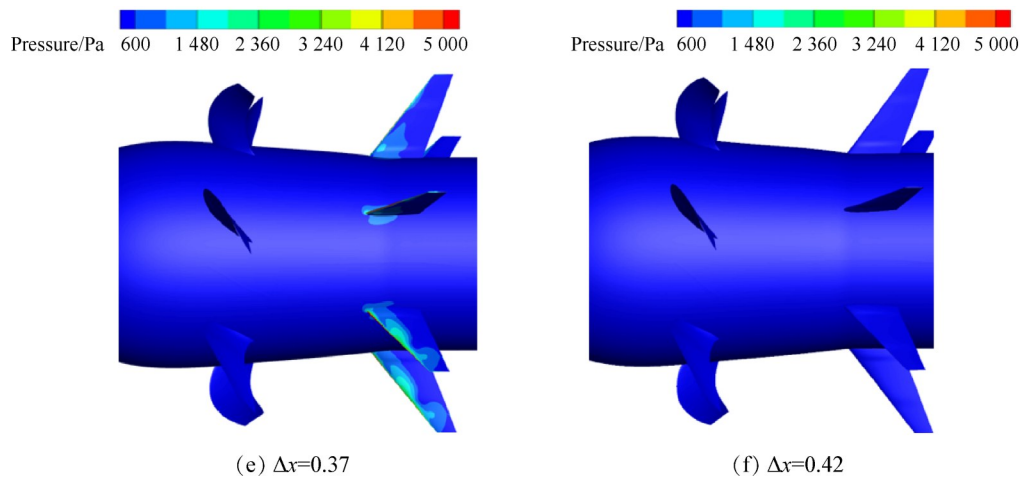
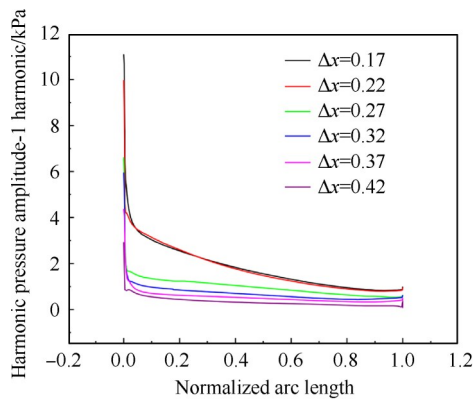
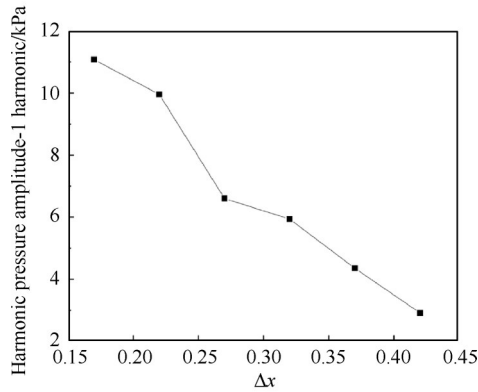


Fig. 22 First harmonic pressure of propeller with SRV at different  $\Delta x$



(a) First harmonic pressure at the tip of SRV at different  $\Delta x$



(b) Variation of SRV first harmonic pressure peak at different  $\Delta x$

Fig. 23 Variation of the first harmonic pressure of SRV

从图 23(a)中可以看出,涡流恢复导叶前缘附近的谐波压力载荷变化非常明显,这是由于前级叶片叶尖涡和尾迹直接冲击到涡流恢复导叶前缘。随着级间距的增加,涡流恢复导叶叶尖处的一阶谐波压力值逐渐减小。图 23(b)是涡流恢复导叶一阶谐波压力峰值随级间距的变化,可以看出,随着前后排桨叶轴间距的增大,涡流恢复导叶一阶谐波压力峰值迅速减小,非正常载荷降低,这将有助于噪声减小。

#### 4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)本文采用数值模拟方法对比分析了其流场和速度分布特性,得到了不同间距涡流恢复导叶对其气动性能和噪声的影响规律和物理机制。

(2)带涡流恢复导叶的螺旋桨与单排螺旋桨相比,效率、推力都有明显的增加,推力增加约 6.4%,效率增加约 6.7%,并且随着级间距的增加,推力及效率先增加后减小,存在一个合适范围使得推力和效率达到最大。同时,增加后级叶片对前级叶片叶尖涡的发展有明显的影响,前级叶片叶尖涡撞击后排叶片后破碎、强度减弱。

(3)涡流恢复导叶对前级螺旋桨叶片的噪声影响并不明显。随着级间距的增加,涡流恢复导叶的噪声减小,最大级间距涡流恢复导叶噪声与最小级间距涡流恢复导叶噪声相比减小约 5.7 dB。在起飞状态下,级间距  $\Delta x=0.27$  时,推力系数增加最大,噪声强度适中。

下一步将搭建小型实验台,开展涡流恢复导叶螺旋桨的一些基础性的研究。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

#### 参考文献

[ 1 ] ZANTE D E V, COLLIER F, OPTON A, et al. Progress in open rotor propulsors: the FAA/GE/NASA open rotor test campaign [J]. *Aeronautical Journal*, 2014, 118: 1181-1213.

[ 2 ] ZANTE D E V. Progress in open rotor research: a U.S. perspective[R]. ASME 2015-GT-42203.

[ 3 ] BROUCKAERT J F, MIRVILLE F, PHUAH K, et al. Clean sky research and demonstration programmes for next-generation aircraft engines [J]. *The Aeronautical*

- Journal, 2018, 122(1254): 1163–1175.
- [ 4 ] ZACHARIADIS A, HALL C A, PARRY A B. Contra-rotating open rotors operation for improved aerodynamics and noise at takeoff[R]. ASME 2011–GT–4520.
- [ 5 ] KRITIKOS K, GIORDANO E, KALFAS A I, et al. Prediction of certification noise levels generated by contra-rotating open rotor engines[R]. ASME 2012–GT–69232.
- [ 6 ] BELLOCQ P, GARMENDIA I, SETHI V. Preliminary design assessments of pusher geared counter-rotating open rotors–part I : low pressure syestem design choices, engine preliminary design philosophy and modelling methodology[R]. ASME 2015–GT–43812.
- [ 7 ] BELLOCQ P, GARMENDIA I, SETHI V. Preliminary design assessments of pusher geared counter-rotating open rotors–part II : impact of low pressure system design on mission fuel burn, certification noise and emissions[R]. ASME 2015–GT–43816.
- [ 8 ] BELLOCQ P, GARMENDIA I, SETHI V, et al. Multi-disciplinary assessment of the control of the propellers of a pusher geared open rotor–part I : zero-dimensional performance model for counter-rotating propellers [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(7): 072602.
- [ 9 ] BELLOCQ P, GARMENDIA I, SETHI V, et al. Multi-disciplinary assessment of the control of the propellers of a pusher geared open rotor–part II : impact on fuel consumption, engine weight, certification noise, and NO<sub>x</sub> emissions [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(7): 0726023.
- [ 10 ] BELLOCQ P, GARMENDIA I, LEGRAND J, et al. Preliminary design and performance of counter rotating turbines for open rotors–part I : 1–D methodology [R]. ASME 2016–GT–57918.
- [ 11 ] BELLOCQ P, GARMENDIA I, LEGRAND J, et al. Preliminary design and performance of counter rotating turbines for open rotors–part II : 0–D methodology and case study for a160 PAX aircraft[R]. ASME 2016–GT–57921.
- [ 12 ] 周 莉, 是 介, 王占学. 开始转子发动机研究进展 [J]. 推进技术, 2019, 40(9): 1921–1932. (ZHOU L, SHI J, WANG Z X. Research progress in open rotor engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 1921–1932.)
- [ 13 ] 张 帅, 余雄庆. 面向飞机总体设计的开式转子发动机分析模型[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1801–1808.
- [ 14 ] 王启航, 周 莉, 王占学, 等. 对转桨扇三维流场特性数值研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 210207. (WANG Q H, ZHOU L, WANG Z X, et al. Numerical investigation on three-dimensional flow-field characteristics of contra-rotating profan [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(8): 210207.)
- [ 15 ] 金海波, 陈宣亮, 覃湘桂. 基于 Mohring 声类比的开始转子发动机噪声分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 785–793.
- [ 16 ] 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.
- [ 17 ] GAZZANIGA J A, ROSE G E. Wind tunnel performance results of swirl recovery vanes as tested with an advanced high speed propeller [C]. Nashville: 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992.
- [ 18 ] VELDHUIS L, STOKKERMANS T, SINNIGE T, et al. Analysis of swirl recovery vanes for increased propulsive efficiency in tractor propeller aircraft [C]. Daejeon: 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2016.
- [ 19 ] SINNIGE T, JESSE J, EITELBERG G, et al. The effects of swirl recovery vanes on single-rotation propeller aerodynamics and aeroacoustics [C]. Dallas: 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2015.
- [ 20 ] WANG Y G, LI Q, EITELBERG G, et al. Design and numerical investigation of swirl recovery vanes for the Fokker 29 propeller [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(5): 1128–1136.
- [ 21 ] 王晓冬. 我国开源软件产业面临的突出风险及对策研究 [J]. 信息安全研究, 2021, 7(10): 973–976.
- [ 22 ] HE L, NING W. Efficient approach for analysis of unsteady viscous flow in turbomachines [J]. AIAA Journal, 1998, 36(11): 2005–2012.
- [ 23 ] HIRSCH C, DECONICK T, MEULENAERE A D, et al. Prediction of near-and-far-field noise generated by counter-rotating openRotors [J]. International Journal of Aeroacoustics, 2013, 11(2): 219–238.
- [ 24 ] FARASSAT F, DUNN M H, TINETTI A F, et al. Open rotor noise prediction methods at NASA Langley: a technology review [C]. Miami: AIAA/CEAS Aeroacoustics Confererence, 2009.
- [ 25 ] FARASSAT F, BRENTNER K S. The acoustic analogy and the prediction of the noise of rotating blades [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 1998, 10(1–4): 155–170.
- [ 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.
- [ 27 ] WEI C H, JIAO L R, TONG F, et al. Pressure field measurements on large-scale propeller blades using pressure-sensitive paint [J]. Acta Mechanica Sinica, 2022, 38(2): 121366.

(编辑:梅 瑛)



# Effects of swirl recovery vanes on aerodynamic and acoustic performance of propeller

WEI Qing<sup>1,2</sup>, ZHANG Wu<sup>1</sup>, CHEN Zhengwu<sup>2</sup>, TONG Fan<sup>2</sup>, ZHU Wenhao<sup>3</sup>, WANG Liangjun<sup>3</sup>

(1. Shanghai Institute of Applied Mathematics and Mechanics, School of Mechanics and Engineering Science, Shanghai University, Shanghai 200072, China;

2. Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

3. Information Technology Office, Shanghai University, Shanghai 200444, China)

**Abstract:** In order to compare the aerodynamic and acoustic performance difference between the swirl recovery vane installed at different axial distances and the single propeller, aerodynamic force and aerodynamic noise of six different swirl recovery vanes and single propeller are calculated by numerical simulation. The results show that in the take off condition, with stage spacing  $\Delta x=0.27$ , it can be seen that the thrust coefficient increases by 6.4% and the efficiency increases by 6.7% after installing the swirl recovery vanes. With the increase of the spacing, the tip vortices, wake vortices and other vortices structures of the front blades are broken and propagate downstream when passing through the rear blades, and the strength gradually decreases. The noise intensity decreases gradually with the increase of stage spacing, and the noise of the maximum stage spacing swirl recovery vanes is 5.7 dB lower than that of the minimum stage spacing swirl recovery vanes and the decreasing amplitude of noise intensity gradually slows down with the increase of stage spacing, and there is an optimal position of stage spacing to maximize the thrust increase and moderate noise intensity.

**Key words:** Counter-rotating propeller; Swirl recovery vanes; Blades tip vortex; Wake vortex; Interference noise

Received: 2022-11-17; Revised: 2023-03-02.

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2211052

Foundation item: National Natural Science Foundation of China(12102451).

Corresponding author: CHEN Zhengwu, E-mail: chenzhengwu001@163.com