

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.004

## 分布式涵道尾桨气动噪声特性研究

王菲<sup>1</sup>, 张威<sup>1</sup>, 唐兴中<sup>2</sup>, 陈国军<sup>1</sup>, 建志旭<sup>1</sup>

(1. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001; 2. 中国航空研究院, 北京 100012)

**摘要:** 为研究新型分布式涵道尾桨噪声特性, 建立了基于滑移网格和可穿透积分面的分布式涵道尾桨气动、噪声特性分析方法并验证了方法的有效性。流动控制方程采用非定常雷诺平均 N-S 方程, 空间离散采用二阶逆风 Roe 格式, 时间推进方法采用隐式 LU-SGS 格式, 湍流模型采用 S-A 一方程湍流模型, 噪声求解方法采用 FW-H 方程。基于建立的方法, 对比分析了传统变总距孤立尾桨和电动变转速多涵道尾桨气动与噪声特性。结果表明: 相同气动力状态下, 相比于变总距孤立尾桨, 在尾桨噪声主要影响方位(桨盘平面内), 三涵道尾桨噪声降低 5~6 dB。随着转速降低, 分布式涵道尾桨噪声声压级逐渐降低。

**关键词:** 直升机; 电动尾桨; 分布式涵道尾桨; 气动噪声

**中图分类号:** V233 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)02-0202-07

## Research on Aeroacoustic Characteristics of Distributed Ducted Tail Rotor

WANG Fei<sup>1</sup>, ZHANG Wei<sup>1</sup>, TANG Xingzhong<sup>2</sup>, CHEN Guojun<sup>1</sup>, JIAN Zhixun<sup>1</sup>

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China; 2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China)

**Abstract:** In order to study the aeroacoustic characteristics of the new distributed tail rotor, the method used for the calculation of distributed ducted tail rotor aerodynamic and acoustic is established based on the sliding mesh method and penetrable surface. The Reynolds-averaged Navier-Stokes is used as the govern equation. The second order Roe scheme is used for spatial dispersion. The implicit LU-SGS scheme is applied to the pseudo-time marching. The S-A turbulence model is selected. The FW-H equation is used to calculate the noise. By the established method, the aerodynamic and acoustic characteristics of traditional tail rotor and distributed ducted tail rotor are calculated. The results indicated that compared with the traditional tail rotor, for the typical radiation direction, namely the tip-path-plane, the noise amplitude of distributed ducted tail rotor is reduced by 5—6 dB under the same aerodynamics, and with the decrease of rotor speed, the noise amplitude is decreased further.

**Key words:** helicopter; electric tail rotor; distributed ducted tail rotor; aeroacoustic

近年来,随着电池技术、电动机技术和电传飞控技术的发展,采用电能作为驱动力的电动抗扭矩尾桨系统的可行性逐渐提升,其得到广泛关注<sup>[1-2]</sup>。电动尾桨由电能驱动电机带动尾桨工作,相对于传统尾桨具有简化的复杂尾传动系统,系统可靠性高,控制灵活,能耗低等优点。且由于与主旋翼解

耦,电动尾桨还可设计为分布式涵道尾桨,安全性更高,如 bell-429 分布式涵道尾桨直升机采用了电驱分布式反扭矩 (Electrically distributed anti-torque, EDAT) 系统。但由于涵道体存在,桨尖与涵道体会产生严重的气动干扰,多涵道并存的特点又进一步加剧了相互间的干扰,与目前常规变

**基金项目:** 中国航空研究院“五性”技术研究自立项目。

**收稿日期:** 2022-08-27; **修订日期:** 2022-09-22

**通信作者:** 张威,男,研究员, E-mail: zhangw047@avic.com。

**引用格式:** 王菲,张威,唐兴中,等. 分布式涵道尾桨气动噪声特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 202-208. WANG Fei, ZHANG Wei, TANG Xingzhong, et al. Research on aeroacoustic characteristics of distributed ducted tail rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 202-208.

桨距孤立尾桨、单涵道尾桨相比,其气动/噪声特性会发生了较大变化。因此,有必要针对分布式涵道尾桨气动/噪声特性进行研究。

国外 Jonathan<sup>[3]</sup>系统分析了直升机电动尾桨的可行性、所需攻克的关键技术及引入电动尾桨对全机质量、性能所带来的变化。目前,仅贝尔直升机公司推出了分布式涵道电动尾桨验证机,但更多设计细节及其气动、噪声特性等鲜有报道。由于结构上具有一定的相似性,传统变桨距涵道尾桨与涵道风扇构型气动特性的研究对分布式涵道尾桨特性分析具有一定的借鉴意义。文献[4]采用时间平均动量源方法计算了悬停及前飞状态涵道尾桨气动特性及翼型对涵道尾桨气动/噪声特性的影响。文献[5]对涵道尾桨与传统孤立尾桨气动特性进行了对比研究,并分析了侧风状态下涵道尾桨的气动特性。文献[6]采用试验方法研究了涵道风扇飞行器气动特性,并分析了涵道升阻力特性对飞行器性能影响。这些研究都对本文分布式涵道电动尾桨气动/噪声特性分析奠定了基础,但由于所采用的动量源方法采用了周期化平均处理,因此无法直接应用于干扰源较多的分布式涵道尾桨气动/噪声特性分析中,且上述研究中并未开展涵道尾桨噪声特性的研究。

除传统的线性噪声外,尾桨桨叶与涵道内壁以及多个涵道间会产生严重的气动干扰噪声,且涵道体会对噪声产生一定的遮挡效应,这导致传统的以运动物体表面为积分面的噪声计算方法不再适用。

鉴于此,本文拟采用耦合滑动网格与可穿透积分面的方法进行分布式涵道尾桨气动噪声特性分析。以常规变桨距尾桨为基准,开展了分布式涵道尾桨气动与噪声特性对比分析。结果表明,相同气动力状态下,分布式涵道尾桨可降噪5~6 dB,具有良好的降噪效果及较好的应用前景。

## 1 气动噪声特性分析方法

### 1.1 基于滑动网格的气动分析方法

流场求解采用CFD方法进行,惯性坐标系下以绝对物理量为参数的积分形式的守恒RANS方程<sup>[7]</sup>如下

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_S F \cdot n ds = \iint_S F_v \cdot n ds \quad (1)$$

式中: $Q$ 为守恒变量; $F$ 、 $F_v$ 分别表示无黏通量和黏性通量。空间离散采用二阶迎风Roe格式<sup>[8]</sup>。为了提高流场求解的效率,本文的时间推进方法采用隐式LU-SGS格式<sup>[9]</sup>。湍流模型采用S-A一方程湍流模型<sup>[10]</sup>。

图1给出了分布式涵道尾桨滑动网格系统示意图。基于滑动网格的混合网格拓扑中,远场和涵道体区域采用静止的非结构化网格,涵道的桨盘附近布设绕涵道轴旋转的转子网格,转子内部桨叶表面附近采用结构化网格,空间采用非结构网格填充。每个旋转域的表面与加密区采用interface方式进行滑动。

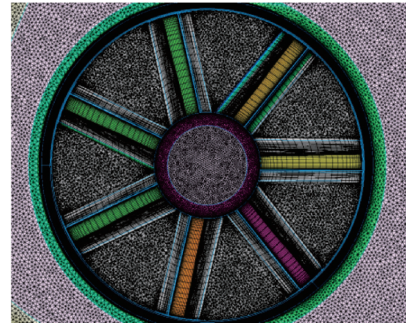


图1 分布式涵道尾桨滑动网格示意图

Fig.1 Schematic of sliding mesh for distributed ducted tail rotor

### 1.2 噪声求解方法

涵道尾桨中涵道与桨叶存在严重的气动干扰现象,该干扰产生的四极子噪声是不可忽视的噪声源之一,该噪声不能采用传统的以物面为积分面的噪声计算方程得到。因此,本文噪声计算方法采用 Francescantonio 推导给出的基于可穿透积分面的 FW-H<sub>pds</sub> 方程<sup>[11]</sup>

$$\begin{aligned} p'(x, t) &= p'_T(x, t) + p'_L(x, t) \\ 4\pi p'_T(x, t) &= \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 (\dot{v}_n + v_n)}{r(1 - Ma_r)^2} \right]_{ret} dS + \\ &\int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 v_n (r\dot{M}a_r + a_0(Ma_r - M^2))}{r^2(1 - Ma_r)^3} \right]_{ret} dS \\ 4\pi p'_L(x, t) &= \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{l}_r}{r(1 - Ma_r)^2} \right]_{ret} dS + \\ &\int_{f=0} \left[ \frac{l_r - l_M}{r^2(1 - Ma_r)^2} \right]_{ret} dS + \\ &\frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[ \frac{l_r (r\dot{M}a_r + a_0(Ma_r - M^2))}{r^2(1 - Ma_r)^3} \right]_{ret} dS \end{aligned} \quad (2)$$

式中: $l_r$ 为作用于流体单位面积上的力; $Ma_r$ 表示声源面运动马赫数在噪声传播方向上的分量; $v_n$ 为表面法向速度。 $\dot{l}_r$ 、 $\dot{M}a_r$ 、 $\dot{v}_n$ 分别表示 $l_r$ 、 $Ma_r$ 、 $v_n$ 在源时间上的导数。 $p'_T(x, t)$ 表示厚度噪声,由于桨叶运动造成空气压缩、舒张产生; $p'_L(x, t)$ 表示载荷噪声,由桨叶表面载荷波动产生。

式(2)与传统的以物面为声源积分面的噪声计算方程形式一致,但所采用的声源积分面不同,如图2所示。

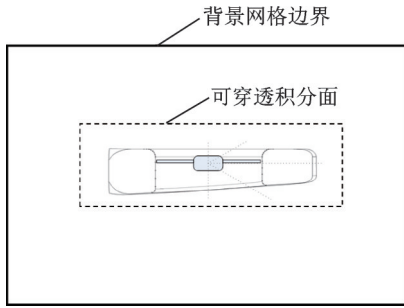


图2 空间声源积分面示意图

Fig.2 Schematic of integral surface of spatial sound source

声源积分面选取对涵道尾桨噪声计算具有重要影响,距离声源过远会导致声源面数据精度不够,而距离太近又不能将非线性区完全包含,从而导致四极子噪声不能被完全考虑进来。结合涵道尾桨的结构及气动干扰主要发生在桨叶/定子、桨叶/涵道内壁间的特点,本文噪声计算中声源积分面距离涵道出流侧/入流侧约1 mm,并对涵道内部及涵道壁网格进行了适当加密处理。

1.3 方法验证

目前关于分布式涵道尾桨的气动、噪声数据鲜有报道,因此采用常规单涵道尾桨作为算例进行气动特性分析方法验证,采用常规旋翼/尾桨作为算例进行噪声分析方法验证。

本文使用TsAGI涵道尾桨模型<sup>[12]</sup>验证所提方法的有效性,该模型具体参数如表1所示。

表1 TsAGI涵道尾桨模型参数

Table 1 Parameters of TsAGI ducted tail model

参数	数值	参数	数值
尾桨直径 $D$ / m	0.594	桨盘半径 / m	0.297
中心体直径	35%D	桨盘实度	0.495
唇口半径	0.2R	桨尖间隙	0.005D
排气段长度	0.7R	扩散角/(°)	4
尾桨翼型	NACA 23012	桨尖速度/( $m \cdot s^{-1}$ )	74.6
桨叶片数	11	负扭转/(°)	-12

图3、4分别为悬停状态下根部安装角为 $40^\circ$ 时,计算得到的TsAGI涵道尾桨模型桨盘处轴向速度分布及桨叶展向载荷分布。可以看出,本文计算结果与试验值或其他计算方法<sup>[13]</sup>结果比较接近,从而验证了本文所提方法的有效性。同时,轴向速度沿桨叶展向分布不均匀,由桨根到靠近桨尖处轴向速度逐渐增大,而在桨尖处轴向速度迅速减小。桨叶载荷沿展向逐渐增大,在大约 $0.9R$ 处达到最大值,此后桨叶载荷迅速减小。

本文采用常规旋翼作为算例进行噪声计算方法验证。UH-1H模型旋翼悬停气动噪声试验<sup>[14]</sup>是旋翼气动噪声领域内常用的验证算例之一。图5

分别给出了桨尖马赫数为0.6、0.7和0.8时本文声压计算结果与文献[15]计算结果的比较,观察点位置均为桨盘平面内距离桨毂中心 $3.09R$ 处。可以看出,声压时间历程计算结果与文献结果吻合较好。

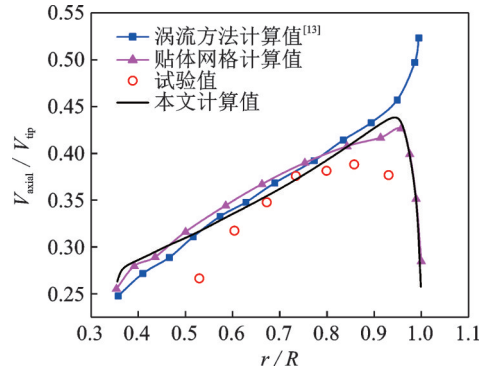


图3 TsAGI涵道尾桨桨盘处轴向速度分布

Fig.3 Velocity distribution on rotor disk plane for TsAGI ducted tail rotor in axial direction

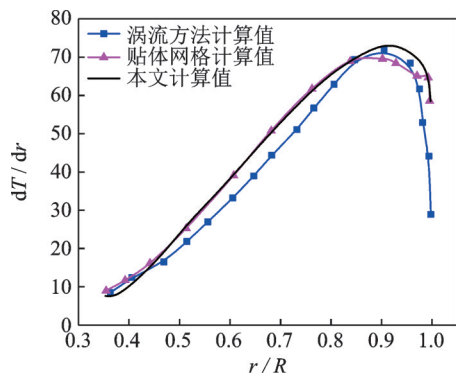
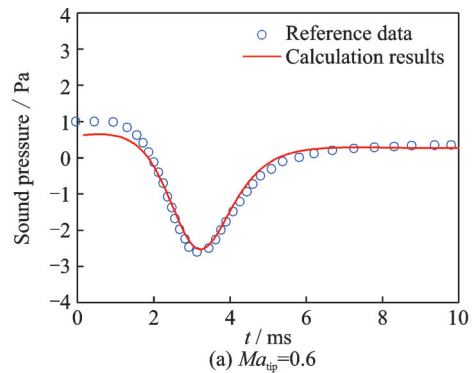
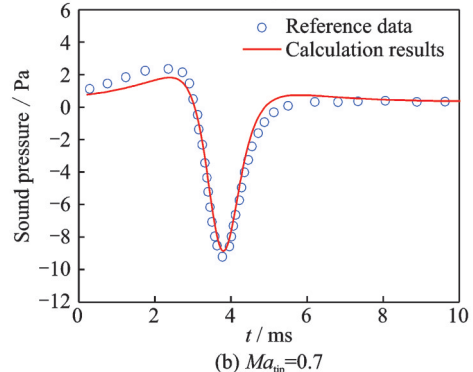


图4 TsAGI涵道尾桨的桨叶展向载荷分布

Fig.4 Loading distribution of TsAGI ducted tail rotor blade in spanwise direction



(a)  $Ma_{tip}=0.6$



(b)  $Ma_{tip}=0.7$



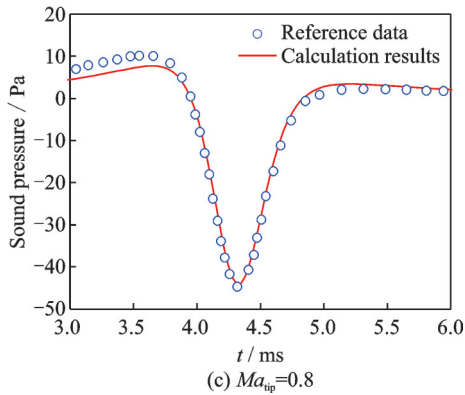


图5 UH-1H旋翼噪声计算值与文献值对比

Fig.5 Rotor noise comparison between calculated results and results from reference for UH-1H rotor

## 2 尾桨气动噪声特性分析

以常规变桨距孤立尾桨作为对比基准,本节对比计算分析常规变桨距尾桨、电动分布式涵道尾桨气动/噪声特性,三维数模如图6所示。孤立尾桨桨叶片数为2片,展弦比为4.54、桨尖速度为220 m/s。相同抗侧风能力下,分布式涵道尾桨桨叶片数为6片、展弦比为6.1、额定转速5 550 r/min、总距18°,桨尖与涵道内壁间隙为2 mm。两种尾桨所采用翼型均为OA212翼型。

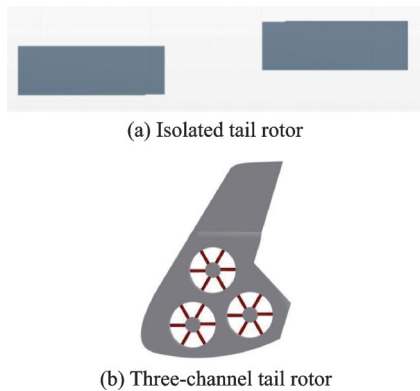


图6 不同尾桨几何模型示意图

Fig.6 Schematic of different tail models

### 2.1 基准尾桨气动/噪声特性

图7给出了基准变桨距尾桨不同总距状态下悬停效率随总距变化曲线。可以看出,随总距增加,悬停效率逐渐提升,但增速逐渐降低。

在气动特性计算基础上,图8给出了常规变桨距尾桨不同观测点噪声声压级随总距变化曲线。图8(a)中尾桨拉力垂直于纸面指向里。以A、B为代表给出了不同方位观测点噪声结果,A观测点位于桨盘平面,B观测点位于桨盘平面下方30°方位角。由结果可以看出,随总距增加不同观测点噪声声压级均逐渐增加。同时,随总距增加桨盘平面下

方30°观测点噪声增加明显,这是由于该方位观测点噪声以载荷噪声为主,随总距增加桨叶载荷逐渐增加,而桨盘平面观测点噪声以厚度噪声为主,受总距影响较小,因此不同观测点噪声增长率差别较大。

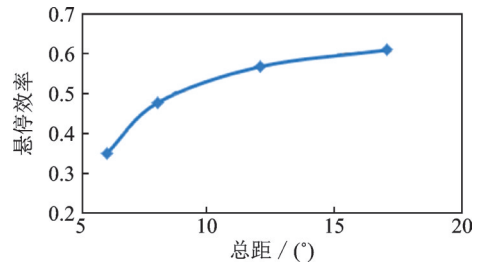
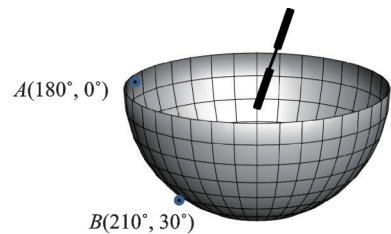
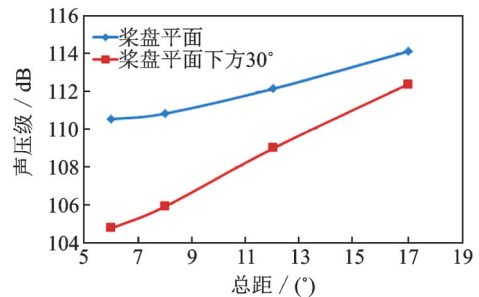


图7 常规变总距尾桨气动特性曲线

Fig.7 Aerodynamic characteristics curve of traditional collective variable tail



(a) Schematic diagram of noise observation points and tail rotor spatial position



(b) Variation curves of noise sound pressure level at different observation points

图8 常规变总距尾桨噪声特性曲线

Fig.8 Noise characteristics curve of traditional collective variable tail

图9给出了总距12°时图8(a)所示两个观测点的声压-时间历程曲线。可以看出,桨盘平面观测点噪声声压基本为对称分布且出现大的负脉冲噪声,呈现出典型厚度噪声特性;桨盘平面下方观测点噪声以载荷噪声为主,噪声特性呈现出先增大后下降的特点。图9(c)给出了桨盘平面观测点噪声频域特性曲线,可以看出,噪声以桨叶通过频率上的谐波噪声为主,宽频噪声较弱。

### 2.2 分布式涵道尾桨气动/噪声特性

本节进行分布式涵道尾桨气动与噪声特性分析。图10给出了噪声观测点与分布式涵道尾桨空间位置关系示意图,声观测点位于半径为6R(与图8中相同)的声学球上。 $x$ 轴正向代表直升机尾部反向, $y$ 轴正向代表分布式涵道尾桨出流侧,即拉力的反方向。

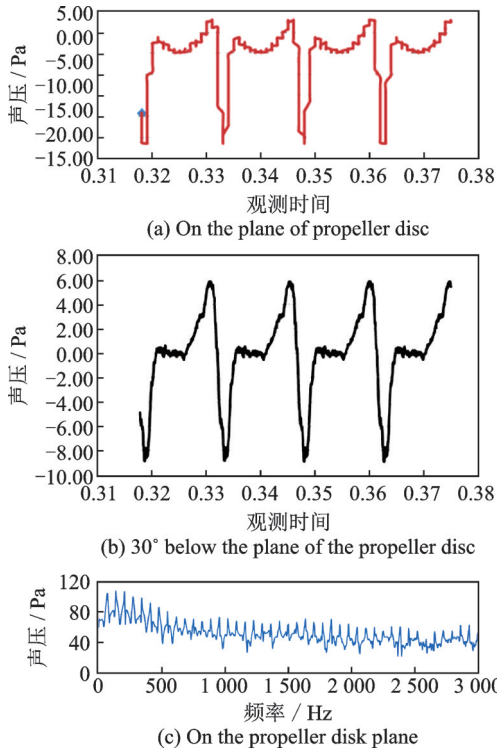


图9 不同观测点噪声声压-时间历程曲线

Fig.9 Sound pressure-time histories at different observer locations

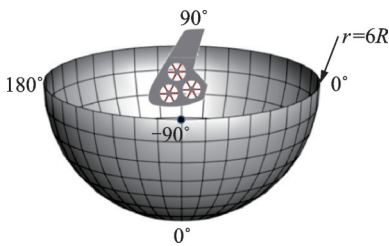
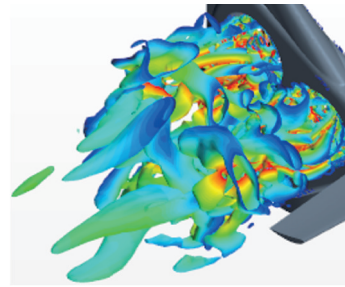


图10 分布式涵道尾桨与噪声观测点空间位置示意图

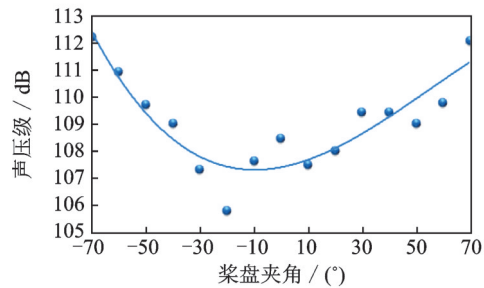
Fig.10 Schematic of the relative position between distributed ducted tail and observer locations

计算观测点距离桨毂中心与图8中观测点距离一致。观测点布置为:0°观测点位于涵道平面,负角度观测点位于来流侧/拉力侧方向,正角度观测点位于出流侧。

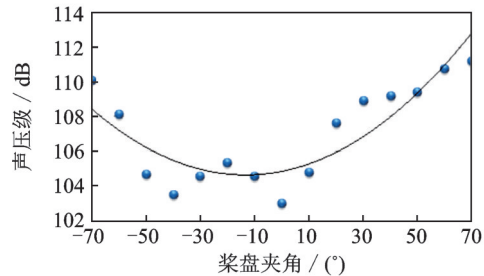
图11给出了不同转速下三涵道尾桨气动与噪声计算结果。从等涡量图和噪声计算结果可以看出,三涵道间存在较大的干扰。使得相邻观测点噪声结果变化较大。此外,不同于孤立变桨距尾桨,由于涵道体的存在,分布式涵道尾桨桨盘平面噪声最低,随着观测点远离桨盘平面噪声越高。相同拉力下,相对于孤立尾桨而言,三涵道尾桨桨盘平面观测点噪声由114 dB降至108 dB,噪声降低约6 dB。由于尾桨垂直于地面的特殊布置,桨盘平面噪声对地面人员具有非常重要的影响,因此,降低桨盘平面内噪声对直升机全机降噪具有重要作用。



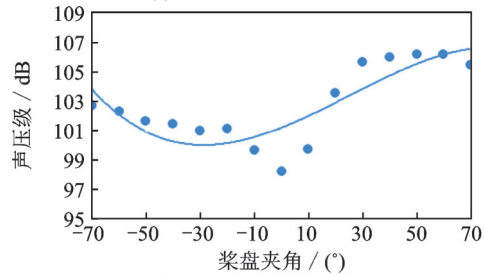
(a) Vorticity diagram of three channel tail rotor



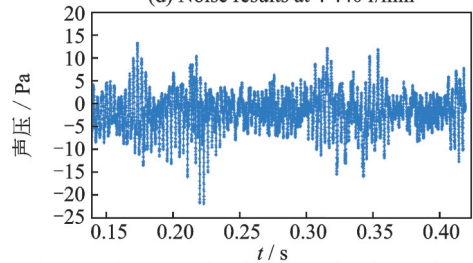
(b) Noise results at 5 550 r/min



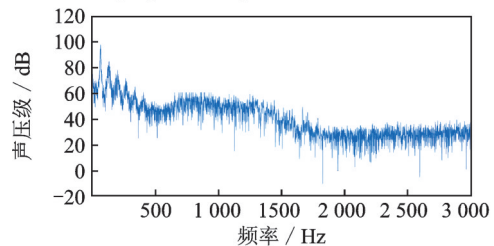
(c) Noise results at 4 995 r/min



(d) Noise results at 4 440 r/min



(e) Sound pressure-time history at the observation point on the propeller disk plane



(f) Frequency domain characteristics of noise at observation points on the propeller disk plane

图11 不同转速下三涵道尾桨气动与噪声特性

Fig.11 Aerodynamic and noise characteristics under different rotation speed for triple-ducted tail rotor

由噪声结果可以看出,随着转速降低,各观测点噪声均有明显降低,分别为4 dB和6.3 dB。图11(e, f)分别给出了转速为4 440 r/min时,  $-90^\circ$ 方位角、 $30^\circ$ 俯仰角方位观测点声压-时间历程曲线及频域特性曲线。可以看出,噪声信号明显受到涵道尾桨间的相互干扰作用,噪声声压变化规律性较差。且与图9(c)孤立尾桨频域特性对比可以看出,分布式涵道尾桨谐波噪声更弱,宽频噪声更强。

图12给出了相同拉力(约2 600 N)状态下(常规尾桨  $17^\circ$ 总距、分布式涵道尾桨 5 550 r/min 转速),两种构型尾桨噪声特性对比。可以看出,两种尾桨构型噪声变化趋势基本相反,常规尾桨桨盘平面内噪声最大,分布式涵道尾桨桨盘平面内噪声最低。在桨盘平面内分布式涵道尾桨噪声降低约6 dB。

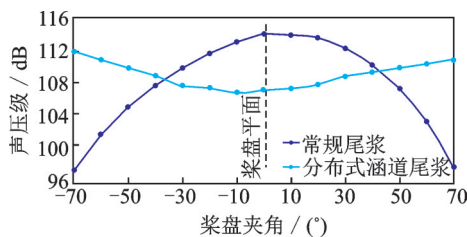


图12 两种构型尾桨声压级变化曲线对比

Fig.12 Comparison of sound pressure level variation curves for two types of tail rotor configurations

来流与出流侧分布式涵道尾桨噪声声压较大,这是由气动干扰等原因造成。该噪声辐射方向与直升机旋翼噪声辐射方向重叠一致,且转速较高、高频噪声占比高,因此对直升机全机噪声影响较小。

### 3 结 论

本文建立了适用于分布式涵道尾桨气动、噪声特性分析的数值方法。基于此,首次对分布式涵道尾桨气动、噪声特性进行了计算分析,并与传统变总距孤立尾桨进行了对比。可得出如下结论:

(1)孤立变桨距尾桨噪声在桨盘平面噪声最大;随总距增加,总噪声中载荷噪声比例逐渐增大。

(2)相同拉力状态下,分布式涵道尾桨相对于传统变总距孤立尾桨噪声降低5~6 dB。随着转速降低,分布式涵道尾桨噪声声压级逐渐降低。

(3)常规孤立尾桨与分布式涵道尾桨噪声声压

级变化趋势相反。由于气动干扰等原因,分布式涵道尾桨在入流与出流侧噪声较大,但该噪声对全机噪声影响较小。

### 参考文献:

- [1] FABRI G, PARASILITI F, TURSINI M, et al. PM brushless motor for helicopters electric tail rotor drive system [C]//Proceedings of Electric Machines & Drives Conference. [S.l.]: IEEE, 2017.
- [2] 于琦. 未来新概念直升机——电动直升机[J]. 直升机技术, 2012(1): 68-72.  
YU Qi. Future new concept helicopter—Electric Helicopter[J]. Helicopter Technique, 2012(1): 68-72.
- [3] JONATHAN F. Electric tail rotor drive for the more-electric helicopter: A feasibility study [D]. Bristol: University of Bristol, 2013.
- [4] 曹义华, 陈科, 王健. 涵道尾桨气动特性及翼型 CFD 分析[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 792-797.  
CAO Yihua, CHEN Ke, WANG Jian, et al. CFD analysis of aerodynamic characteristics for the ducted tail rotor and its aerofoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 792-797.
- [5] 徐国华. 直升机涵道尾桨与孤立尾桨的气动特性对比研究[J]. 空气动力学学报, 1995, 13(4): 420-426.
- [6] 李建波, 高正. 涵道风扇空气动力学特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 680-684.  
LI Jianbo, GAO Zheng. Aerodynamical characteristics analysis of ducted fan[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 680-684.
- [7] 招启军, 朱正, 原昕. 桨叶外形对共轴刚性旋翼悬停性能影响的 CFD 分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(5): 653-661.  
ZHAO Qijun, ZHU Zheng, YUAN Xin. CFD analyses on effects of blade shape on hover performance of coaxial rigid rotors[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(5): 653-661.
- [8] ROE P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [9] HONG B. A fast, matrix-free implicit method for computing low Mach number flows on unstructured grids [J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2001, 14(2): 1-25.
- [10] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation

- turbulence model for aerodynamic flows: AIAA 92-0439[R]. [S.l.]:AIAA, 1992.
- [11] FRANCESCANTONIO P D. A new boundary integral formulation for the prediction of sound radiation [J]. *Journal of Sound & Vibration*, 1997, 202(4): 491-509.
- [12] BOURTSEV B N, SELEMENEV S V. Fan-in-fin performance at hover computational method [C]// *Proceedings of the 26th European Rotorcraft Forum*. The Netherlands: [s.n.], 2000.
- [13] LEE H D, KWON O J. Aerodynamic performance analysis of a helicopter shrouded tail rotor using an unstructured mesh flow solver [C]// *Proceedings of the 5th Asian Computational Fluid Dynamics Conference*. Busan, Korea: [s.n.], 2003.
- [14] BOXWELL D A, YU Y H, SCHMITZ F H. Hovering impulsive noise: Some measured and calculated results [J]. *Vertica*, 1979, 3(1):35-45.
- [15] BAEDER J D, GALLMAN J M, YU Y H. A computational study of the aeroacoustics of rotors in hover [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1997, 42(1):39-53.

(编辑:孙静)