

文章编号: 1000-8055(2024)12-20220997-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220997

基于频域法的多螺旋桨干涉降噪研究

闵思凯¹, 黄向华¹, 罗连潭¹, 杨朝星²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航发控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 为了研究多螺旋桨相同步降噪的机理, 提出一种多螺旋桨旋转噪声快速预测方法, 结合片条理论和 Hanson 频域模型来预测单螺旋桨噪声, 基于线性理论将模型拓展至考虑旋转方向的多螺旋桨情况。该方法单点预测时间仅需 20 ms, 噪声预测结果与文献试验数据最大误差为 4.03 dB。对影响相同步降噪性能参数进行分析, 结果表明: 飞行高度、马赫数、安装距离对降噪性能影响较小为 1~5 dB, 叶片数、转速对于降噪性能影响较大为 8~10 dB; 在多叶片数目和多螺旋桨飞机上其降噪效果更显著。

关 键 词: 多螺旋桨; 旋转噪声; 相同步; 频域模型; 降噪机理

中图分类号: V211.44

文献标志码: A

Interference noise reduction research of multiple propellers based on frequency domain method

MIN Sikai¹, HUANG Xianghua¹, LUO Liantan¹, YANG Chaoxing²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aero Engine Control System Institute,

Aero Engine Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: A fast prediction method for rotational noise of multi-propellers was presented in order to study the mechanism of synchrophasing noise reduction of multi-propellers. Combined with the strip theory and the Hanson frequency domain model, this method was used to predict the noise of single propeller, and the model was extended to consider the direction of rotation in the case of multi-propellers based on linear theory. The proposed method had a single point prediction time of only 20 ms and an maximum error of 4.03 dB when compared with experiment data from literature. The parameters affecting its performance were investigated. The results indicated that the flight altitude, Mach number, and installation distance had a small impact on the noise reduction performance, ranging from 1 dB to 5 dB, while the number of blades and rotational speed had a larger impact, ranging from 8 dB to 10 dB. The noise reduction effect was more significant for multi-blade configurations and multi-rotor aircraft.

Keywords: multi-propellers; rotational noise; synchrophasing; frequency domain method; noise reduction mechanism

收稿日期: 2022-12-30

作者简介: 闵思凯(1996—), 男, 硕士生, 研究领域为航空发动机控制。E-mail: minssky@nuaa.edu.cn

通信作者: 黄向华(1972—), 女, 教授, 博士, 研究领域为航空发动机的建模与控制。E-mail: xhhuang@nuaa.edu.cn

引用格式: 闵思凯, 黄向华, 罗连潭, 等. 基于频域法的多螺旋桨干涉降噪研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220997. MIN Sikai, HUANG Xianghua, LUO Liantan, et al. Interference noise reduction research of multiple propellers based on frequency domain method[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220997.

采用分布式电推进系统的垂直起降飞机(VTOL)已成为近年来的研究热点,由于螺旋桨数量众多,其产生的气动噪声十分复杂,这对噪声的预测和控制是一个巨大的挑战。一般而言,螺旋桨旋转所致的噪声可以分为两大类:旋转噪声和宽带噪声。其中低频旋转噪声具有频率低、幅值高、传播力强等特点一直是直升机、螺旋桨飞机、多旋翼飞机的重要降噪指标。

相同步(synchrophasing)降噪技术是一种基于多螺旋桨噪声之间干涉相消的主动噪声控制技术,具有实施成本低,降噪效果好以及不额外增加控制系统质量等优点,是抑制多螺旋桨飞机噪声污染的一种非常有潜力的手段。

针对多旋翼飞机的相同步降噪技术研究,国外开展了大量工作。Blunt^[1-2]在 AP-3C 和 C-130J 两架飞机上进行了飞行试验,基于螺旋桨特征值理论^[3]预测螺旋桨噪声,探究飞行高度和马赫数对于最优相角的影响。结果表明,相同步降噪技术的降噪潜能远未被充分挖掘。Galles 等^[4]基于 Gutin^[5]的噪声预测模型,为具有 10 个电动螺旋桨的 GL-10 设计了降低环境噪声的声学反馈控制器,首次将声学指标纳入到大型电动无人机的控制系统中。Pascioni 等^[6-8]利用美国国家航空航天局(NASA)开发的飞行器噪声预测程序(ANOPP),基于叶素理论结合 Farassat 1A 公式开发了 GL-10 的噪声源模型,并对声场空间分布进行了可视化分析。结果表明,在保证相角控制误差的前提下,相同步降噪技术能使目标区域内的环境噪声降低 6.4 dB。Patterson 等^[9-10]基于 Pascioni 等^[7]的噪声源模型提出了适用于小型多旋翼无人机的相同步噪声控制算法,并在静态声学实验室中验证了相同步降噪技术的降噪潜力。Chirico 等^[11]利用道格拉斯大学自研的多模块直升机 CFD (computational fluid dynamics)求解器,采用直接气动声学计算(CAA)对相同步降噪效果进行了估计。从上述内容可以看出,国外能够开展相同步降噪技术的飞行试验,研究重点为分布式电推进飞机的机舱外部噪声控制。机舱内部噪声可以通过安装麦克风直接反馈噪声,而对于飞行过程中外部噪声无法直接测量,这要求相同步控制系统能够实时对外部噪声进行预测,因此需要一个能够实时反馈机舱外部噪声的声学观测模型。

随着 CFD 技术的发展,基于雷诺平均应力方程^[12]、分离涡模型^[13]、非定常雷诺时均(URANS)^[14]

等模型结合 FW-H(Ffowcs Williams-Hawkins)^[15]方程的数值仿真方法被提出,对不同叶型、不同工况下的旋转噪声预测均取得了较好的结果。对于单螺旋桨噪声来说,需展开定常计算,获得厚度噪声和载荷噪声,单机计算耗时为数小时。对于多螺旋桨来说计算耗时会增加数倍,对于相同步控制来说耗时过长。Kotwicz 等^[16-17]综合对比了 Deming 模型^[18]、Magliozzi 模型^[19]、Hanson 模型^[20]等低阶模型和 CFD 方法对于螺旋桨气动噪声预测的精度。结果表明,将低阶模型应用于相同步降噪领域,在如今依旧具有研究价值。其中 Hanson 频域模型计算结果最为准确。

国内包括南京航空航天大学、西北工业大学在内的多家单位也开展了相同步降噪技术的研究,受限于成本和试验条件,仅能开展小型无人机相同步控制飞行试验^[21]。研究对象主要是实验室内的多旋翼螺旋桨^[17],研究重点主要是提高螺旋桨特征值辨识精度和相同步控制策略的制定^[21-23],其中噪声预测模型是基于螺旋桨特征值理论辨识得到。相同步控制系统通常在对对应工况下评估噪声,建立最优相角数据库,达到实时控制的目的。但最优相角会随着飞行条件而变化,采用固定相角组合无法适用所有飞行条件。其次,更多的螺旋桨数目会使相角组合数呈指数级增加,使得试验的成本急剧增加。

针对以上问题,本文提出一种基于 Hanson 频域模型的多螺旋桨声场快速预测方法,能够考虑螺旋桨之间的相角组合和旋转方向,以较小的计算代价为多螺旋桨噪声在线预测和控制提供快速估计模型。将单螺旋桨和多螺旋桨的声场计算结果与文献中试验数据进行对比,验证了本模型的准确性,同时全面分析了相同步降噪机理。探究了飞行条件、螺旋桨工况以及安装距离等参数对于降噪性能的影响,以充分发挥相同步降噪在全飞行包线内的降噪潜力。

1 螺旋桨气动与噪声计算方法

1.1 螺旋桨气动计算方法

螺旋桨叶片理论是螺旋桨气动设计中普遍采用的建模方法,基于 Prandtl 的有限翼展理论对叶素进行受力分析,推导出叶片上气动载荷的表达式^[24]。

当飞行速度为 V_0 ,螺旋桨转速为 n 时,螺旋桨桨叶半径 r 处的叶素受力如图 1 所示。

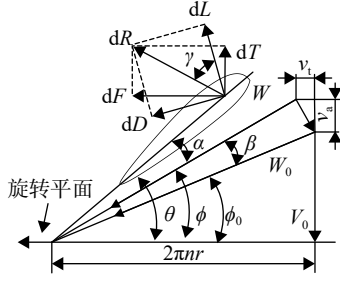


图 1 叶素上受力分析

Fig. 1 Force analysis on blade elements

气流相对叶素的几何合成速度 W 为

$$W = \sqrt{(2\pi nr - v_t)^2 + (V_0 + v_a)^2} \quad (1)$$

式中 v_a 为轴向诱导速度, v_t 为周向诱导速度。

分别从动量定理和叶素理论导出叶素段上扭矩 dQ 和拉力 dT 的表达式, 并令两者相等。可得到干涉角 β 、叶素上升力系数 C_l 、阻升角 γ 和几何入流角度 ϕ_0 之间的关系式:

$$C_l \delta = \frac{4 \sin(\phi_0 + \beta)}{1 - \tan \gamma \tan \beta} \tan \beta \quad (2)$$

式中 δ 为实度, 干涉角初值 β_0 , 基于牛顿迭代法求解获得 β , 具体为

$$f(\beta) = C_l \delta - \frac{4 \sin(\phi_0 + \beta) \tan \beta}{1 - \tan \gamma \tan \beta} \quad (3)$$

$$\beta_{k+1} = \beta_k - \frac{f(\beta_k)}{f'(\beta_k)} \quad (4)$$

叶素段上拉力 dT 和扭矩 dQ 为

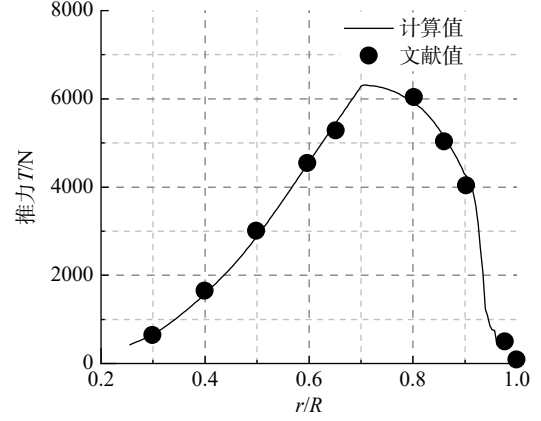
$$dT = \frac{1}{2} \rho V_0^2 \frac{C_l b (1+a)^2}{\sin^2 \phi \cos \gamma} \cos(\phi + \gamma) dr \quad (5)$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho V_0^2 \frac{C_l b (1+a)^2}{\sin^2 \phi \cos \gamma} \sin(\phi + \gamma) r dr$$

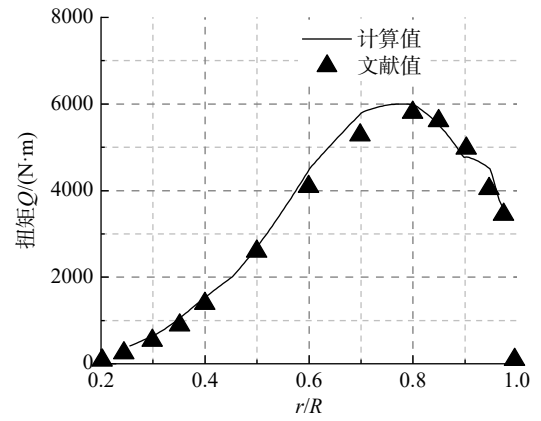
式中 ρ 为空气密度, b 为弦长, $a = v_a/V_0$ 为轴向干涉速度系数。

1.2 螺旋桨气动性能验证

文献 [24] 中的试验数据可以验证本文气动计算的准确性。试验采用螺旋桨为 ARA-D 叶型, 螺旋桨半径 $R=2$ m, 螺旋桨叶片数目 $N_b=6$, 螺旋桨转速为 $n=1075$ r/min, 巡航状态下的叶片表面气动载荷分布, 如图 2 所示。从 $0 \sim 0.7R$ 处, 螺旋桨产生的拉力和扭矩逐渐增加, 在 0.7 半径达到最大值。随后直到叶尖处, 拉力和扭矩均迅速减少到 0。本文的计算结果与试验数据基本一致, 误差



(a) 推力



(b) 扭矩

图 2 叶片表面载荷分布曲线

Fig. 2 Blade surface load distribution curves

在 5% 以内, 说明本文的计算结果较为可靠, 能够体现叶片弦向气动力载荷分布特征。

1.3 螺旋桨气动噪声计算方法

Hanson 模型将厚度声源和载荷声源转换到推进螺旋线上进行声辐射计算^[20], 通过频域上的转换避免了 FW-H 方程中延迟时间的求解, 计算成本低。具体过程如下:

基于傅里叶级数展开将时域声压 $p(t)$ 转换到频域:

$$p(t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} p_{mB} \exp(-imB\Omega t) \quad (6)$$

式中 p_{mB} 为谐波噪声声压, m 为谐波数, B 为叶片数, Ω 为转速。四极子噪声和宽带噪声对于旋转噪声影响较小, 通常忽略不计, 则 p_{mB} 为可以表示为:

$$p_{mB} = p_{vm} + p_{lm} + p_{dm} \quad (7)$$

式中 p_{vm} 为厚度噪声声压, p_{dm} 为阻力噪声声压, p_{lm} 为升力噪声声压, 具体表示为:

$$\begin{Bmatrix} p_{vm} \\ p_{dm} \\ p_{lm} \end{Bmatrix} = -\frac{\rho_0 c_0^2 B \sin \theta_r \exp \left[i m B \left(\frac{\Omega S_r}{c_0} - \frac{\pi}{2} + \phi_r \right) \right]}{8 \pi \left(\frac{S}{D} \right) (1 - Ma_\infty \cos \theta_r)} \times \int_0^1 Ma_r^2 \exp(i \phi_s) J_{mB} \left(\frac{m B z Ma_t \sin \theta_r}{1 - Ma_\infty \cos \theta_r} \right) \begin{Bmatrix} k_x^2 t_b \Psi_v(k_x) \\ i k_x \left(\frac{C_d}{2} \right) \Psi_d(k_x) \\ i k_y \left(\frac{C_l}{2} \right) \Psi_l(k_x) \end{Bmatrix} dz$$

(8)

其中 ρ_0 、 c_0 为空气密度、空气速度, (S_r, θ_r, ϕ_r) 为观测点的球坐标, S 为观测点到转轴的距离, D 为螺旋桨直径, Ma_∞ 、 Ma_t 、 Ma_r 分别为来流马赫数、叶尖马赫数、叶素截面马赫数, ϕ_s 为叶片后掠角带来的相角延迟, J_{mB} 为贝塞尔函数, z 为叶素相对半径, k_x 、 k_y 为轴向波数和周向波数, Ψ_v 、 Ψ_d 、 Ψ_l 分别为归一化的叶片厚度函数, 阻力、升力载荷函数在波数域变换, 其具体推导见文献 [20]。

1.4 单螺旋桨气动噪声计算验证

NASA 的 Lewis 研究中心针对 SR-2、SR-3、SR-7 等螺旋桨的噪声特性进行了大量风洞试验, 可作为本文气动噪声计算的验证。表 1 为本文选用的风洞试验案例, 案例 1^[25]是 SR-2 螺旋桨的噪声指向性试验, 案例 2^[26]是测量 F8475D-4 螺旋桨谐波噪声试验。

如图 3 所示, 在接近转轴附近时, 计算得到的噪声值迅速减少并趋近于零, 而风洞试验中的噪声值减少到 128 dB 后基本保持不变。这是由于本文模型未考虑宽带噪声和四极子噪声, 导致靠近转轴附近时与试验误差增大, 在方位角接近 90°时, 误差为 1.2 dB。图中给出 90°方位角上前 10 阶的谐波噪声对比, 谐波噪声随着阶数增加而

表 1 用于验证的试验案例参数

Table 1 Test case parameters for validation

案例	螺旋桨	马赫数	前进比
1	SR-2	0.6	3.25
2	F8475D	0.2	0.7

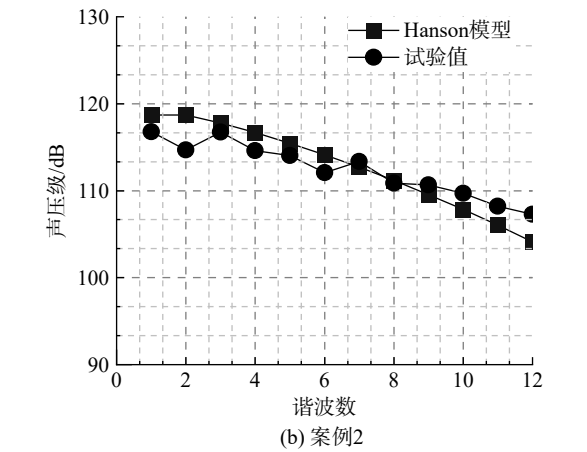
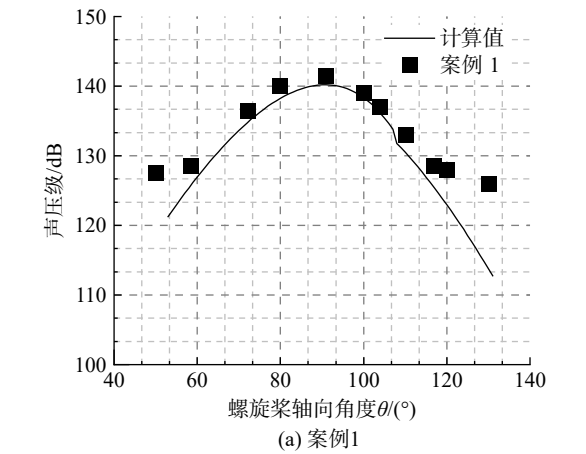


图 3 螺旋桨声场计算结果验证
Fig. 3 Verification of propeller sound field calculation

下降, 模型与试验结果最大误差为 4.03 dB, 总体而言, 本文采用噪声计算方法精度较高, 单点计算耗时 20 ms, 满足实时性要求。

2 计算结果及讨论

2.1 单螺旋桨声场分析

选取的螺旋桨叶片数 $B=2$, 螺旋桨直径为 $R=1.625$ m, 计算工况: 来流马赫数为 0.3, 叶尖马赫数为 0.78, 桨距角为 32.5°。观测点位置如图 4 所示, 图中 V_0 为来流速度。

螺旋桨旋转噪声由厚度噪声和载荷噪声组成, 其中载荷噪声又可根据声源类型不同分为升力噪声和阻力噪声。不同观测点上的厚度噪声、载荷噪声和旋转总噪声的声压波形如图 5 所示。当螺

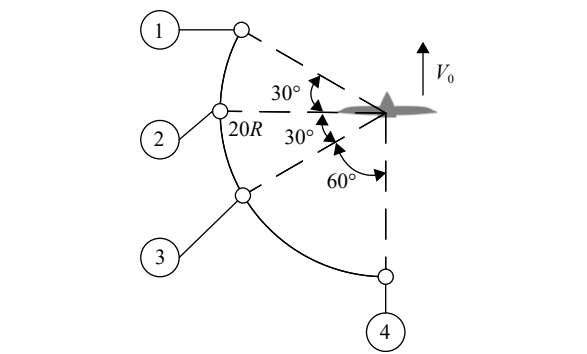


图 4 观测点位置示意图
Fig. 4 Location of observation points

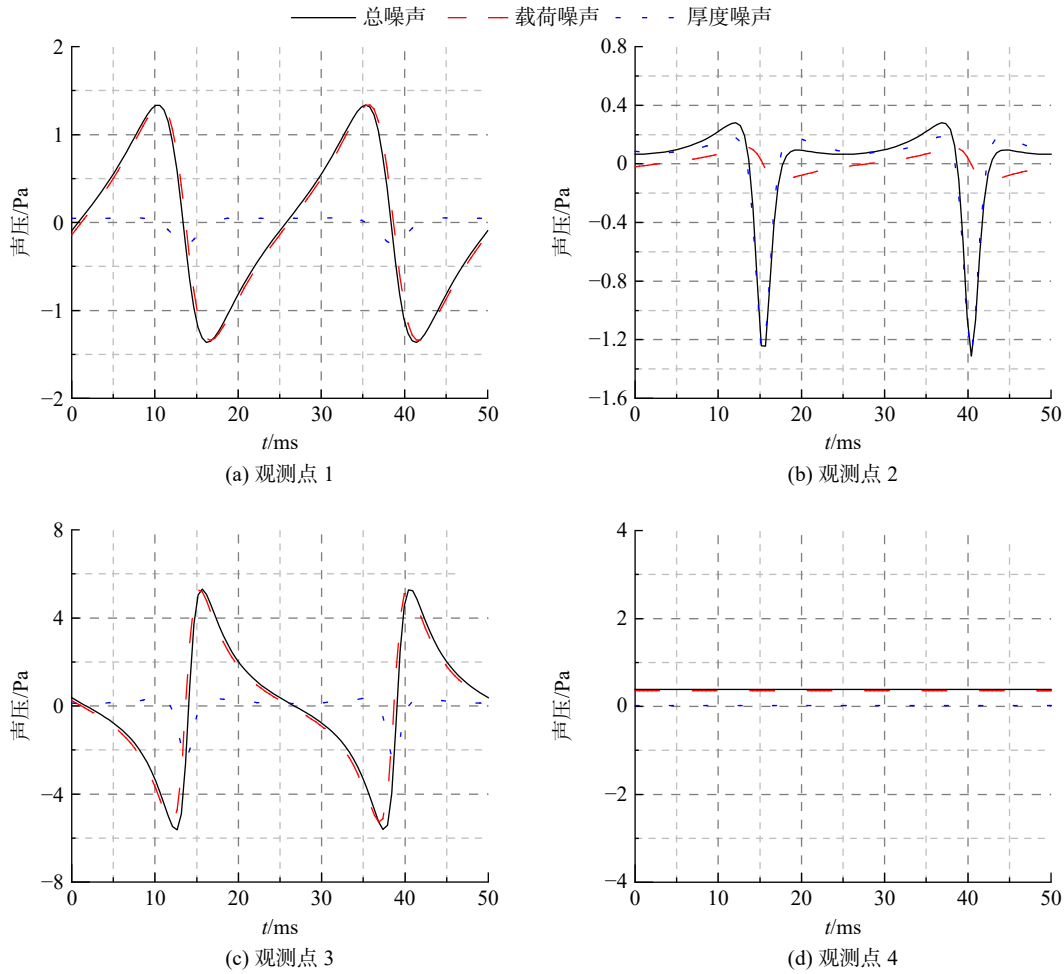


图 5 螺旋桨声压信号波形

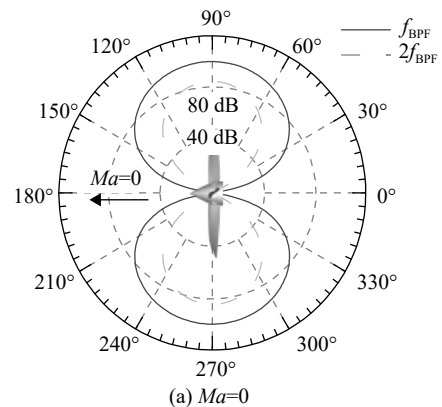
Fig. 5 Waveform of propeller sound pressure signal

螺旋桨以恒定速度旋转时,在一个完整的周期内会出现与叶片数相等的周期性声压脉动。方位角 $\theta=0^\circ$ 时(观测点 2)叶片载荷噪声较小,噪声主要来自厚度噪声。随着观测点向两侧移动,载荷噪声逐渐占据主导地位,在观测点 1、3 位置附近达到最大值。然后,载荷噪声逐渐减少,在旋转轴方位上的观测点 4 处旋转噪声为零,这是由于所有旋转噪声声源与转轴上的观测点的相对距离保持不变,故感受不到压力波动。这些特征的物理机制已经有了相对清晰的认识,并且已经被多位学者进行了深入的研究和讨论。

旋转噪声指向性如图 6 所示,图中 f_{BPF} 表示叶片通过频率(blade passing frequency, BPF)。无来流速度时,旋转噪声指向性呈“8”字形分布,为偶极子噪声特性。有来流速度时,噪声在下游集中。 2 倍频($2f_{\text{BPF}}$)上声压级(sound pressure level, SPL, 量符号记为 L_{SPL})比 1 倍频(f_{BPF})上要小,但噪声指向性基本不变。

图 7 为某一时刻 6 叶片螺旋桨旋声场可视化云图,螺旋桨声场呈现涡旋分布的特点,叶片迎风面上声压为正值,背风面上声压为负值,在桨盘上交替出现,声压波数等于叶片数目。

通过对螺旋桨旋转噪声波形特征、噪声指向性以及空间声场分布的计算,可以看出,本文采用的计算方法能够描述单螺旋桨声场的基本特征。



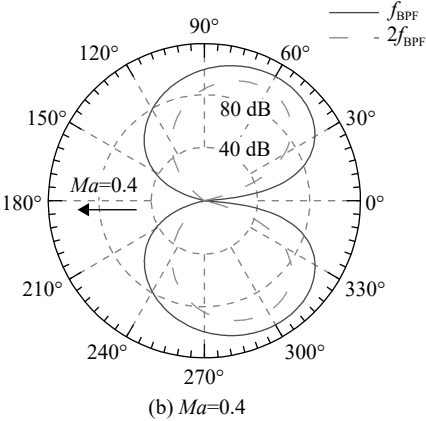


图 6 螺旋桨噪声指向性
Fig. 6 Directivity of propeller noise

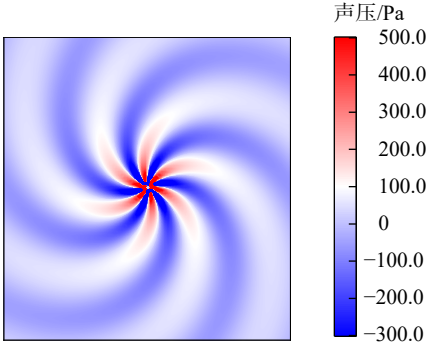


图 7 螺旋桨声场可视化
Fig. 7 Visualization of propeller sound field

2.2 多螺旋桨声场分析

根据文献 [27] 提出的多螺旋桨噪声计算方法, 上述噪声计算模型拓展到多个螺旋桨, 考虑旋转方向以及螺旋桨之间的相角差, 具体为:

$$p = \sum_{i=1}^N \sum_{m=-\infty}^{\infty} P_{m,i} \exp[i(\pm mB\alpha_i + mB\Omega t)] \quad (9)$$

式中 $P_{m,i}$ 为第 i 个螺旋桨 m 阶谐波上的旋转噪声, N 为螺旋桨个数, α_i 为第 i 个螺旋桨相角相对于参考螺旋桨之差, “+”代表螺旋桨顺时针旋转, “-”

代表螺旋桨逆时针旋转。
NASA 对具有 2 桨叶双旋翼螺旋桨的噪声进行大量试验, 试验中采用螺旋桨的参数如表 2 所示。其中 d 为双螺旋桨间距, S_r 为观测点距离。观测点分布在旋转平面内(相对于螺旋桨俯角为 $\theta=0^\circ$)和下游内(相对于螺旋桨俯角为 $\theta=-45^\circ$)。试验给出 5 组双螺旋桨不同旋转方向和不同相角组合上测得的噪声数据, 试验测试矩阵如表 3 所示。通过与试验数据的对比, 验证本文提出的多螺旋桨噪声预测模型的准确性。

表 2 双螺旋桨噪声指向性试验参数
Table 2 Noise directivity test parameters of dual-propeller

参数	数值及说明	参数	数值及说明
桨叶型号	CF125	转速/(r/min)	5 100
直径/m	0.317	d /m	0.4
叶片数	2	S_r /m	1.9

表 3 试验测试矩阵
Table 3 Test Matrix

旋转方向	相角 $\alpha_i/(^\circ)$
反向	0
	90
同向	0
	45
	90

图 8 为反向旋转时的噪声指向性曲线。反向旋转时, 噪声指向性曲线为“四叶草”形状分布。当相角偏移 90° 时, 指向性波瓣的方向也会旋转, 但是不会对指向性波形产生明显的影响。不同观测平面上的噪声指向性曲线均为四叶草形状。

图 9 为同向旋转时的噪声指向性曲线。在旋转平面(俯角 $\theta=0^\circ$)内, 当螺旋桨之间无相角偏移时(图 9(a)), 噪声沿四周均匀辐射, 指向性

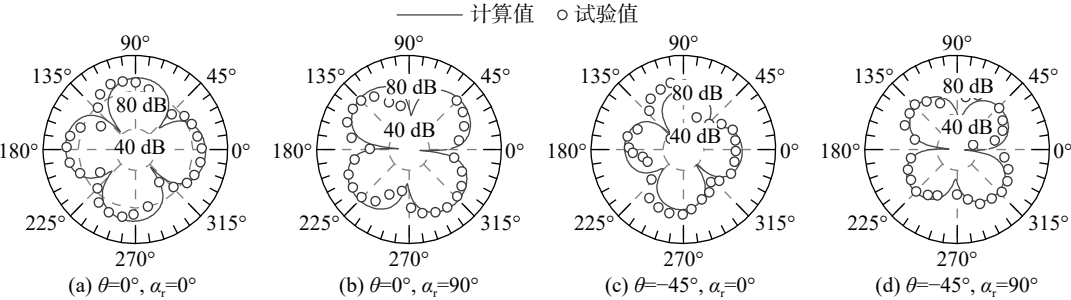


图 8 螺旋桨反向旋转时噪声指向性
Fig. 8 Noise directivity of propeller counterrotating

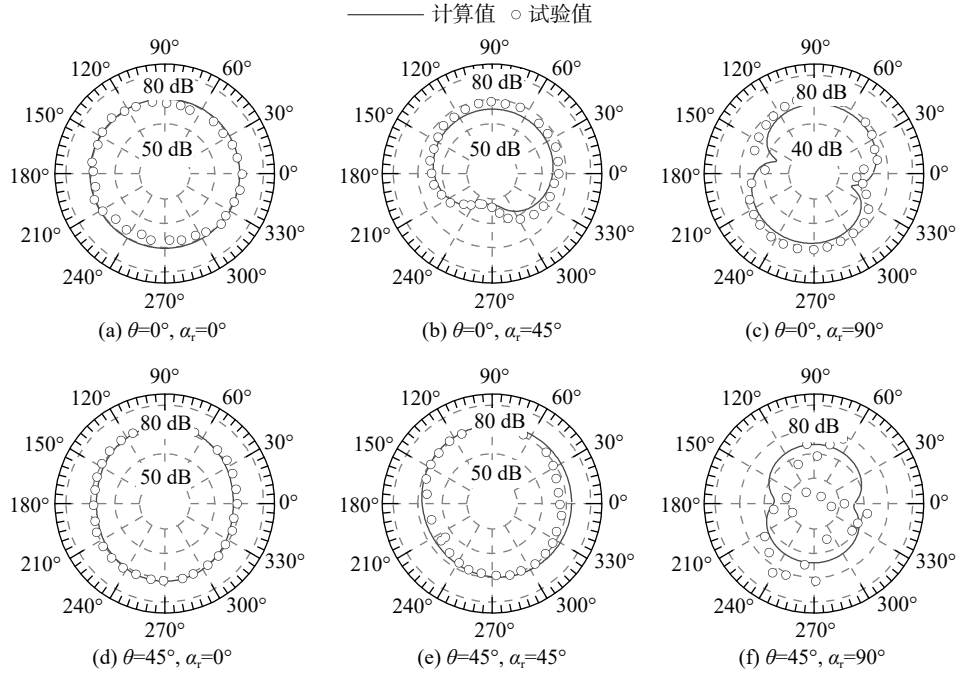


图 9 螺旋桨同向旋转时噪声指向性

Fig. 9 Noise directivity of propeller corotating

曲线为圆形;当相角偏移为 45° 时(图 9(b)), 噪声强度在 90° 方位上增加, 在 270° 方位上减少, 指向性曲线为心形图案;当相角偏移为 90° 时(图 9(c)), 噪声指向性曲线为“8”字形, 波瓣大约在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 方位上被分开, 为偶极子噪声模式。在旋转平面下游区域(俯角 $\theta=45^\circ$)时, 当相角偏移 0° 或 45° 时(图 9(d)、图 9(e)), 噪声指向性曲线均趋近于椭圆;当相角偏移 90° 时(图 9(f)), 试验数据为散点分布无规律可言, 部分计算结果与试验结果略有差别, 这是因为本文采用的叶片厚度函数与实际叶型存在偏差。相角偏移会显著改变噪声指向性波形, 并对不同方位上噪声幅值产生影响。

图 8、图 9 可知, 本文构建的多螺旋桨噪声模型与试验一致性较好, 能够准确地描述多螺旋桨的噪声指向性和幅值大小, 并且能反映出相角偏移对于噪声指向性的改变。

2.3 不同相角组合下声场

为了深入分析相同步降噪技术的降噪机理, 本节以同向旋转时的六桨叶螺旋桨为研究对象, 将不同相角组合下的声场空间分布可视化。采用的坐标系如图 10 所示。

图 11 分别为 YOZ 平面、 XOY 平面内噪声声场的空间分布。与图 7 中单螺旋桨声场空间分布类似, 螺旋桨声场呈涡旋结构向四周扩散。但由

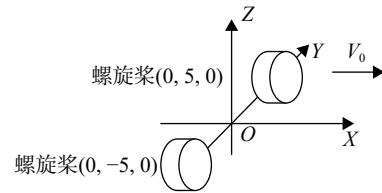


图 10 计算采用的固定坐标系

Fig. 10 Fixed coordinate system used for calculation

于多普勒效应, 使得当桨叶互相接近时声压增加, 当桨叶相互远离时声压减少, 造成螺旋桨旋转噪声不对称分布。从俯视图(图 11(b))可以看出, 在前向飞行条件下, 旋转噪声向下游方向集中, 在下游方向上相互干涉的程度更为剧烈。

图 12 给出相角偏移 α_r 从 0° 每隔 10° 分度增加至 60° 时对应频域上的声压级云图, 进一步说明相角组合对于声场空间分布的影响。结果表明, 相同步降噪技术将空间上的声场划分为具有一定厚度的波瓣(橙色区域), 相角组合的改变会使波瓣在螺旋桨之间移动, 波瓣之间的间隙区域声压级较小。通过调整相角, 可使波瓣间隙在螺旋桨之间平移, 抵达到局部降噪的效果, 例如在不考虑机舱的条件下: 在 $X=0$ m 上, 当 $\alpha_r=0^\circ$ 和 $\alpha_r=50^\circ$ 时声波相互加强; 当 $\alpha_r=30^\circ$ 时声波相互抵消, 最高声压级和最低声压级相差 $10 \sim 18$ dB。值得注意的是, 声压级变化只用以说明相角组合对于声场的影响, 而不是作为评

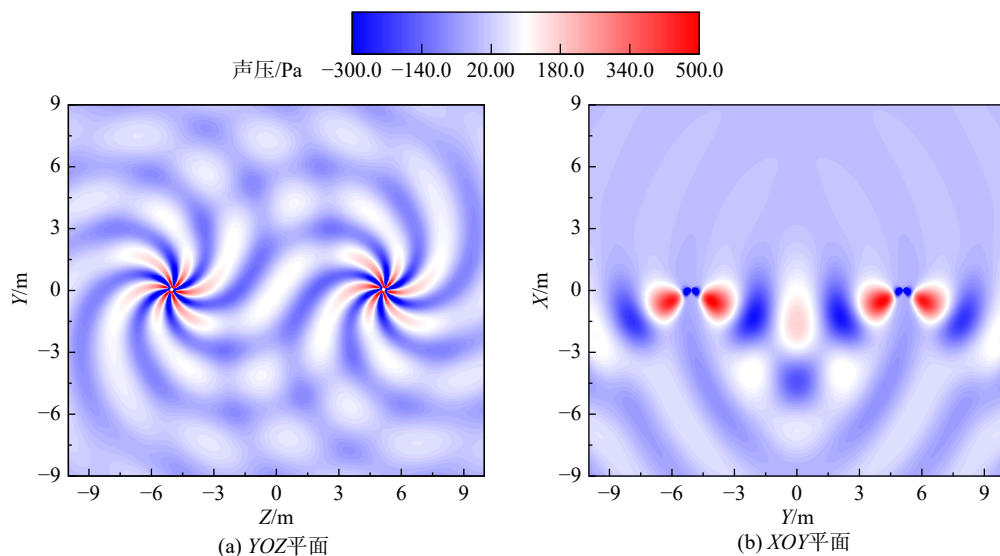


图 11 双螺旋桨噪声空间分布

Fig. 11 Spatial distribution of dual-propellers noise

估全局降噪的指标

为了分析相同步降噪对于远场的影响,选取更大范围的区域进行计算。图 13 为相角差为 15° 和 30° 时的远场计算结果。可以看到,当相角差为 15° 时,在螺旋桨左侧区域内噪声声压级较

低;当相角差为 30° 时,在螺旋桨右侧区域内噪声声压级较低。其中噪声较低的区域,声压级约为 80 dB,而噪声较高的区域,声压级可达 90 dB 左右。可见相同步降噪对于远场区域也具有降噪能力。

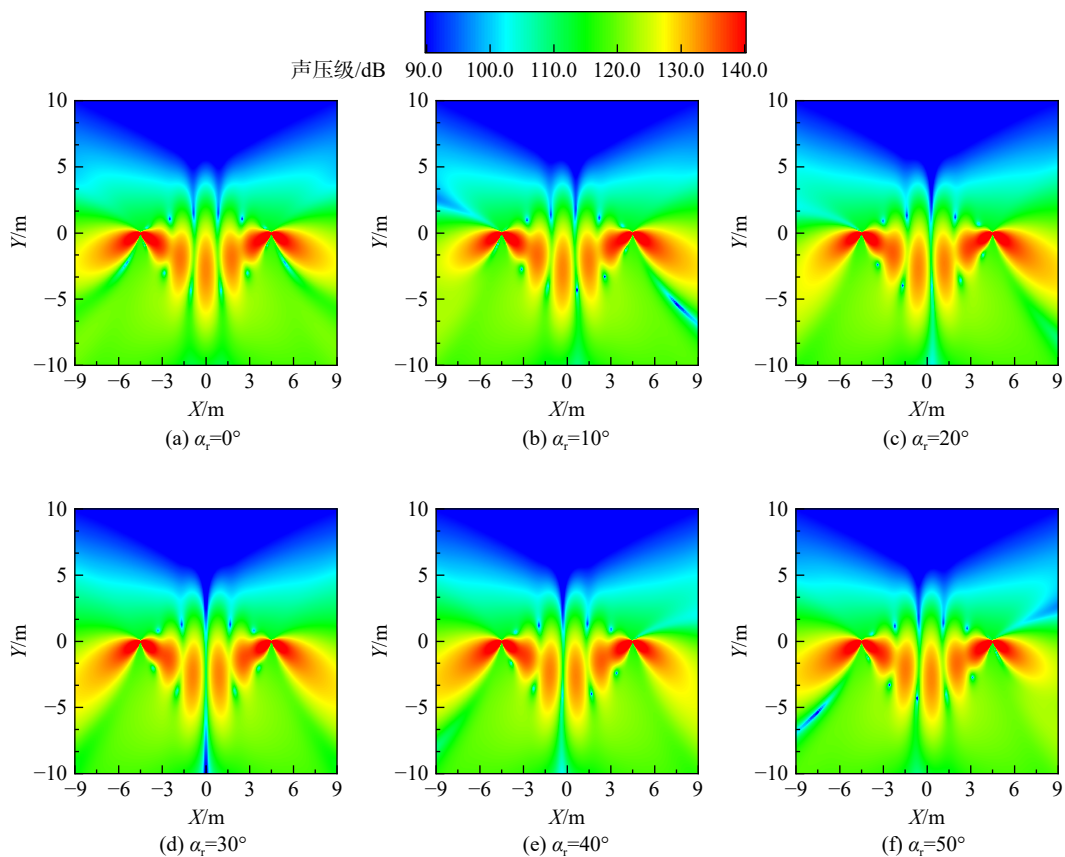


图 12 不同相角组合下的声压级

Fig. 12 Sound pressure level under different phase angle combinations

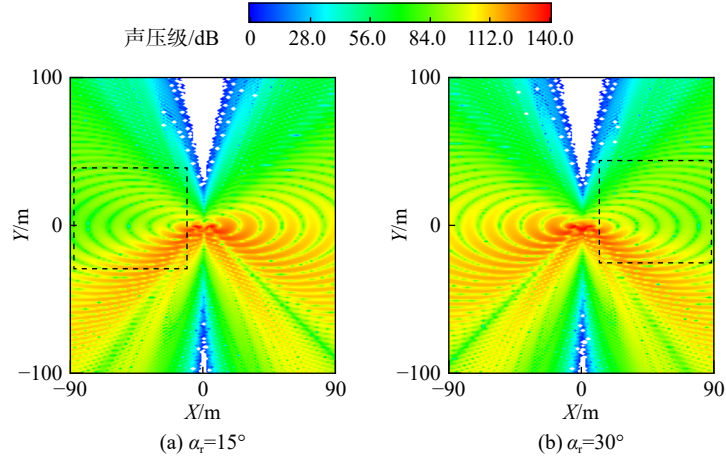


图 13 远场计算结果

Fig. 13 Far field calculation results

3 影响因素分析

对有限空间区域内降噪效果进行计算, 分析包括飞行高度、马赫数、螺旋桨转速、安装距离在内的多个因素对于降噪性能的影响。选取 4 块边长为 0.5 m 的正方形空间区域作为目标区域(z_1 、 z_2 、 z_3 、 z_4), 目标区域位置如图 14 所示, 区域上取 25 个计算点, 降噪性能 ΔL_{SPL} 的衡量标准为区域内 25 个计算点最大降噪分贝的平均值 $\bar{p}_{\text{max}}$, 具体为:

$$\bar{p}_{\text{max}} = \left(\frac{\Delta p}{25} \right)_{\text{max}}$$

$$\Delta L_{\text{SPL}} = 20 \lg \left(\frac{\bar{p}_{\text{max}}}{2.5 \times 10^{-5}} \right) \quad (10)$$

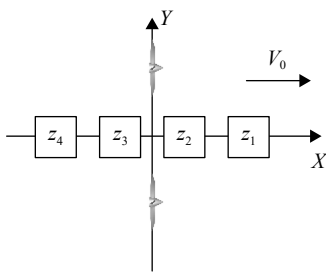


图 14 目标降噪区域

Fig. 14 Target noise reduction areas

3.1 飞行条件对于降噪效果影响

来流马赫数为 0~0.5, 飞行高度为 0~8 km, 不同区域内降噪性能如图 15 所示。在同一飞行马赫数下, 随着飞行高度 H 增加降噪性能逐渐衰减。以飞行马赫数 $Ma=0$ 为例, $H=8$ km 高空与 $H=0$ km 地面的最佳降噪性能分别为 13、15 dB, 相差 2 dB, 结合式(8), 随着高度的变化空气密度下降, 进一步导致声压降低, 同时因为在高空,

声波传播的距离更长, 能量损失更大, 噪声会逐渐减弱。在同一飞行高度下, 随着来流马赫数增加, 在上游区域内会导致降噪性能的衰减, 在下游区域内可能导致降噪性能的增加。以飞行高度 $H=8$ km 为例, $Ma=0$ 、 $Ma=0.5$ 时, 在 z_2 区域内降噪性能分别为 13、9 dB, 衰减 4 dB, 在 z_4 区域内降噪性能分别为 13、14 dB, 增加 1 dB。总体来说, 相同步降噪技术能够带来 13~16 dB 的降噪效果, 其中飞行速度是影响降噪性能的主要因素。同时, 由于飞行速度的变化使得噪声在下游区域内集中, 下游相互干涉会强于上游, 导致下游区域(z_3 、 z_4)降噪效果要强于上游区域(z_1 、 z_2), 这种趋势随着飞行速度增加而有所增加。

3.2 螺旋桨工况对于降噪效果影响

在巡航状态下, 螺旋桨转速和螺旋桨数目一般不会发生变化, 但是螺旋桨转速和叶片数目会对单个螺旋桨的旋转噪声水平造成显著影响。有必要研究螺旋桨转速和不同叶片数目对于降噪性能的影响。转速范围为 750~1 200 r/min, 叶片数目 B 为 2、4、6, 结果如图 16 所示。随着螺旋桨转速增加, 相同步降噪效果会逐渐衰减螺旋桨转速越高, 产生的噪声也会越大。这是因为高速旋转的螺旋桨会产生更强的空气流动和涡流, 并产生更多的噪声。例如, 6 叶片螺旋桨在 z_1 目标区域内, 转速为 750 r/min 和 1 200 r/min 时, 降噪性能分别为 15 dB 和 8 dB, 相差 7 dB; 在 z_4 目标区域内, 分别为 19 dB 和 10 dB。螺旋桨转速对于相同步降噪的影响为 7~9 dB。随着螺旋桨数目的增加, 相同步降噪性能逐渐增加。在同一转速下, 2 叶片螺旋桨降噪性能在 6 dB 以内, 而 6 叶片螺旋桨

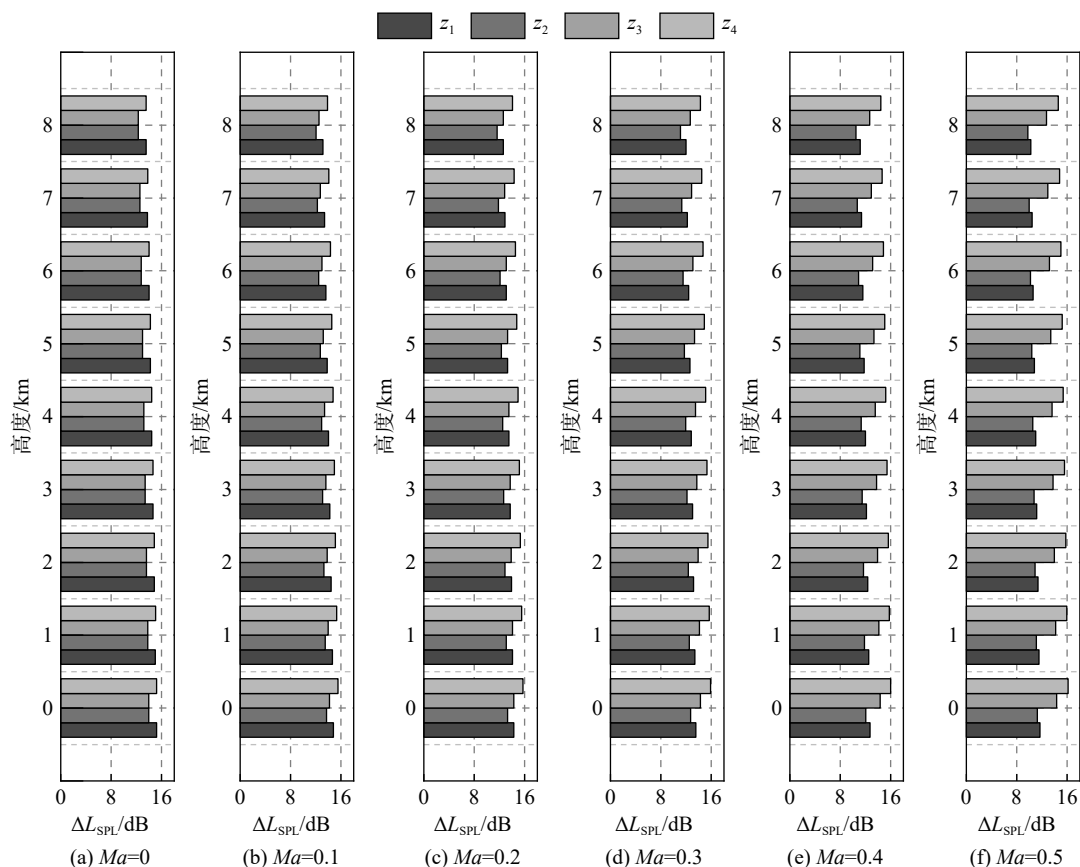


图 15 不同飞行条件下的最大降噪效果

Fig. 15 Maximum noise reduction effect under different flight conditions

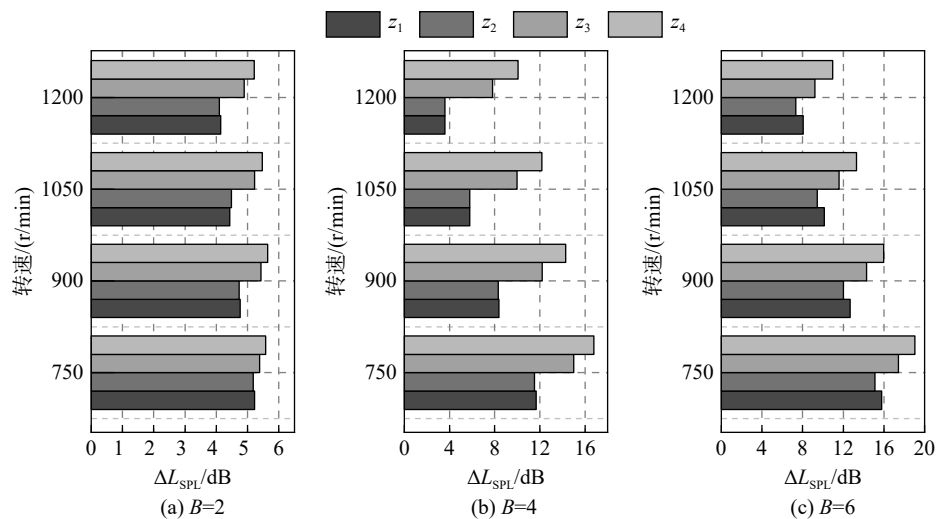


图 16 不同转速和叶片数目的最大降噪效果

Fig. 16 Maximum noise reduction effect at different speeds and blade numbers

可以达到 10~20 dB, 说明对多叶片螺旋桨采用同步降噪技术更有利。这是因为叶片数目越多, 每个叶片的负载就越小, 这会降低叶片和空气之间的摩擦和振动, 并减少噪声的产生。

3.3 安装位置对于降噪效果影响

为了寻求更加安静的螺旋桨配置布局, 需要

对螺旋桨的安装距离对降噪性能的影响进行分析, 图 17 给出不同安装间距下的降噪性能, 其中 $\Delta d/d$ 为安装误差百分比, 其中 d 为螺旋桨安装最大误差距离, Δd 为实际误差距离。安装误差百分比为 0 和 1 时, 在下游区域(z_4)内, 降噪性能分别为 16、11 dB, 相差 5 dB; 在区域 z_3 内, 降噪性能分

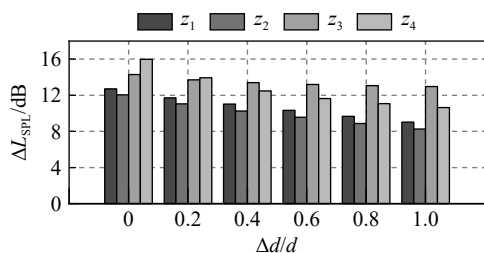


图 17 不同安装距离下的最大降噪效果

Fig. 17 Maximum noise reduction effect at different installation distances

别为 14、13 dB, 相差 1 dB; 在上游区域(z_1 、 z_2)内降噪性能分别为 13、9 dB, 相差 3 dB。安装距离对于降噪效果影响在 5 dB 以内, 且随着安装距离的增加而减少, 这是因为当螺旋桨之间的距离较小时, 它们会相互影响, 并且空气流动的相互作用会产生更多的噪声。所以螺旋桨应安装在飞机靠后且距离较近的位置上, 以发挥充分发挥降噪潜力。

4 结 论

本文提出基于 Hanson 频域法的多螺旋桨旋转噪声快速预测方法, 并在此基础上对相同步降噪机理进行分析, 具体结论如下:

1) 螺旋桨片条理论提供桨叶表面气动载荷输入, 基于 Hanson 频域法计算螺旋桨噪声, 并拓展到多螺旋桨情况, 与文献试验数据最大误差为 4.03 dB, 单点计算耗时 20 ms, 满足快速预测要求。

2) 对不同相角组合下螺旋桨所致声场空间分布进行可视化分析, 说明了通过调整相角, 可使波瓣间隙在螺旋桨之间平移, 抵达到局部降噪的效果, 在无机舱的条件下, 某些特定区域内降噪可达 10~18 dB。

3) 分析包括飞行高度、马赫数、螺旋桨转速、叶片数和安装距离在内的多种因素对于相同步噪声控制的影响, 飞行高度、马赫数和安装距离对于降噪效果影响为 1~5 dB、转速和叶片数影响为 8~10 dB, 采用多桨叶螺旋桨更利于发挥其降噪潜力。

参考文献:

[1] BLUNT D M. Altitude and airspeed effects on the optimum synchrophase angles for a four-engine propeller aircraft[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2014, 333(16): 3732-3742.

[2] BLUNT D M. Optimisation and adaptive control of aircraft propeller synchrophase angles[D]. Adelaide, Australia: The University of Adelaide, 2012.

[3] JOHNSTON J F, DONHAM R E, GUINN W A. Propeller signatures and their use[J]. *Journal of Aircraft*, 1981, 18(11): 934-942.

[4] GALLES M B, SCHILLER N H, ACKERMAN K A, et al. Feedback control of flight speed to reduce unmanned aerial system noise: AIAA2018-2950[R]. Reston, US: AIAA, 2018.

[5] GUTIN L. On the sound field of a rotating propeller[R]. Washington DC: National Advisory Committee for Aeronautics, 1948.

[6] PASCIONI K, RIZZI S, AUMANN A. Auralization of an unmanned aerial vehicle under propeller phase control[C]//Proceedings of INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference, Chicago, US: Institute of Noise Control Engineering, 2018: 421-431.

[7] PASCIONI K, RIZZI S A. Tonal noise prediction of a distributed propulsion unmanned aerial vehicle: AIAA2018-2951[R]. Reston, US: AIAA, 2018.

[8] PASCIONI K A, RIZZI S A, SCHILLER N. Noise reduction potential of phase control for distributed propulsion vehicles: AIAA2019-1069[R]. Reston, US: AIAA, 2019.

[9] PATTERSON A, GAHLAWAT A, HOVAKIMYAN N. Propeller phase synchronization for small distributed electric vehicles: AIAA2019-1458 [R]. Reston, US: AIAA, 2019.

[10] PATTERSON A, SCHILLER N H, ACKERMAN K A, et al. Controller design for propeller phase synchronization with aeroacoustic performance metrics: AIAA2020-1494[R]. Reston, US: AIAA, 2020.

[11] CHIRICO G, BARAKOS G N, BOWN N. Propeller installation effects on turboprop aircraft acoustics[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2018, 424: 238-262.

[12] MARINUS B, ROGER M, BRAEMBUSSCHE R V D, et al. Truncated method for propeller noise prediction up to low supersonic helical tip Mach numbers: AIAA2009-3330[R]. Reston, US: AIAA, 2009.

[13] TAN C H, VOO K S, SIAUW W L, et al. CFD analysis of the aerodynamics and aeroacoustics of the NASA SR2 propeller[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. Düsseldorf, Germany: ASME, 2014: 26779-26790.

[14] HAMBREY J, FESZTY D, MESLIOUI S A, et al. Acoustic prediction of high speed propeller noise using URANS and a Ffowcs Williams-Hawkings solver: AIAA2017-3917[R]. Reston, US: AIAA, 2017.

[15] FLOWCS-WILLIAMS J E, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 1969, 264(1151): 321-342.

[16] KOTWICZ H, FESZTY D, MESLIOUI S A, et al. Evaluation of acoustic frequency methods for the prediction of propeller noise[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(6): 2465-2478.

[17] KOTWICZ H, FESZTY D, MESLIOUI S, et al. Applicability of early acoustic theory for modern propeller design[C]//Proceedings of the 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Denver, US: AES, 2017: 3865-3884.

[18] DEMING A F. Noise from propellers with symmetrical sections at zero blade angle[R]. Washington DC: National Advisory Committee for Aeronautics, 1938.

[19] MAGLIOZZI B, METZGER F, BAUSCH W, et al. A Comprehensive review of helicopter noise literature[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 1975.

[20] HANSON D B. Near-field frequency-domain theory for propeller noise[J]. *AIAA Journal*, 1985, 23(4): 499-504.

- [21] HUANG Xianghua, SHENG Long, WANG Yangyang. Propeller synchrophase angle optimization of turboprop-driven aircraft: an experimental investigation[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(11): 112606.
- [22] SHENG L, CAMINO F M, HUANG X H. Synchrophasing control based on tuned adrc with applications in turboprop driven aircraft [J]. *Control Engineering and Applied Informatics*, 2018, 20(2): 100-108.
- [23] 曹云飞, 黄向华, 盛龙, 等. 一种提高螺旋桨相同步噪声模型辨识精度的方法[J]. *推进技术*, 2018, 39(11): 2571-2580.
CAO Yunfei, HUANG Xianghua, SHENG Long, et al. A method for improving identification accuracy of propeller synchrophasing noise model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(11): 2571-2580. (in Chinese)
- [24] 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.
LIU Peiqing. Air propeller theory and its application[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2006. (in Chinese)
- [25] DITTMAR J H. Cruise Noise of the Sr-2 Propeller Model in a Wind Tunnel: NASA TM-101480[R]. Cleveland, US: NASA Lewis Research Center, 1989.
- [26] DOBRZYNSKI W M, HELLER H H, POWERS J O, et al. Propeller noise tests in the german-dutch wind tunnel dnw[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration 1986.
- [27] CHEN B, YAKOVLEV A A, MOSHKOV P A. Fast prediction method of aircraft noise with distributed propulsion in the far field [J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, 1925(1): 012007.

(编辑: 王碧琚)