

基于主动后缘小翼控制的旋翼厚度噪声试验

贺 祥¹, 梅小宁¹, 杜溢华¹, 刘 瑞¹, 史勇杰²

(1. 上海机电工程研究所, 上海 201109;
2. 南京航空航天大学 航空学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 基于声压相消原理,提出了一种基于主动后缘小翼控制的旋翼厚度噪声降噪方法。基于 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H)方法给出了后缘小翼主动控制条件下旋翼气动噪声的计算公式;进行了试验总体方案设计,在全消声室开展了噪声主动抑制的开环试验(扫频、扫相和扫幅),并与数值计算结果进行了对比,验证了计算方法及试验的有效性;分析了后缘小翼偏转参数(幅度、频率、初始相位)对旋翼厚度噪声降噪的影响规律;分析了观测距离对厚度噪声降噪的影响。试验结果表明:不同频率的偏转规律均有一个最优的初始控制相位,合适的偏转规律相位能有效降低桨盘平面内观测点的厚度噪声2~3 dB。

关 键 词: FW-H (Ffowcs Williams-Hawkings) 方程; 旋翼厚度噪声; 主动后缘小翼; 主动控制降噪; 噪声试验

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A

Experiment on thickness noise of rotor based on control of active trailing edge

HE Xiang¹, MEI Xiaoning¹, DU Yihua¹, LIU Rui¹, SHI Yongjie²

(1. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aerodynamics,
College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An on-blade control technique to reduce thickness noise was developed based on the principle of sound field cancellation. A high-accuracy method for calculation of helicopter rotor aerodynamic noise was established based on the Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) equations with the control of active trailing edge. The overall experimental scheme was designed and the open-loop experiment of active noise control was carried out in a fully anechoic chamber, and the experiment data were compared with theoretical calculation to verify the validity of the method and experiments results. The parameter influences of the amplitude, frequency and initial phase of the trailing edge deflection on the thickness noise reduction of the rotor were analyzed. The influences of the observation distance on the cancellation of rotor thickness noise were then deeply assessed. The experimental results demonstrated that there was an optimal phase at each frequency to minimize the noise at the observations, and it varied with different frequencies; the reasonable trailing edge control law

收稿日期: 2019-10-07
作者简介: 贺祥(1995—),男,工程师,硕士,主要从事直升机空气动力学方面的研究。E-mail:2601872055@qq.com
引用格式: 贺祥,梅小宁,杜溢华,等. 基于主动后缘小翼控制的旋翼厚度噪声试验[J]. 航空动力学报,2020,35(2):252-262. HE Xiang,MEI Xiaoning,DU Yihua,et al. Experiment on thickness noise of rotor based on control of active trailing edge[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(2):252-262.

can effectively reduce the thickness noise of the observation points in the plane of the rotor up to 2—3 dB.

Key words: FW-H (Ffowcs Williams-Hawkings) equations; rotor thickness noise; active trailing edge; active noise control; noise experiment

直升机因具有垂直起降、空中悬停等飞行特点,使其在军用和民用领域得到了广泛应用,然而由于直升机特殊的飞行方式以及低空飞行环境,其噪声辐射严重的缺点越来越引起人们的重视,并成为直升机设计过程中的重要研究课题。旋翼气动噪声是直升机噪声中影响最重要的部分,主要包括厚度噪声、载荷噪声、桨-涡干扰噪声和高速脉冲噪声等^[1]。其中,旋翼厚度噪声主要沿桨盘平面向外传播,且低频成分多,因而厚度噪声具有衰减慢、传播远的特性。当直升机前飞时,桨盘平面前倾,使得旋翼厚度噪声成为远场噪声的主要构成,对于军用直升机来说是影响声隐身性能的关键因素。因此探索能有效降低旋翼厚度噪声的控制方法具有重要的研究意义和广泛的应用前景。

在过去的十几年中,针对旋翼气动噪声的降噪,国内外研究人员对主动控制和被动控制两种方法分别开展了理论和试验研究^[2-4],一些研究者通过对旋翼的优化设计,如降低旋翼转速^[5]、采用特种桨尖外形设计^[6-7](桨尖后掠、桨叶尖削或薄翼型)等,对旋翼气动噪声降噪均取得了一定的效果。近年来,研究者们在噪声主动控制技术理论和试验方面开展了较深入的探索,在文献[8]中,Nguyen 等在 NASA (National Aeronautics and Space Administration) Ames 试验中心的英尺风洞中针对全尺寸的 XV-15 孤立旋翼进行了深入的高阶谐波控制 (higher harmonic control, HHC) 试验研究,结果表明, HHC 方法能有效降低旋翼桨-涡干扰 (blade-vortex interaction, BVI) 噪声。Jacklin^[9] 则在 NASA Ames 试验中心的 24.38 m×36.58 m 风洞中对包含单独桨叶控制 (individual blade control, IBC) 控制的全尺寸 BO-105 旋翼进行了试验,结果显示多阶 IBC 控制同样能够有效降低 BVI 噪声。此外,Booth 和 Wilbur^[10] 还进行了主动扭转旋翼的风洞试验,并表明主动扭转控制能够在强烈 BVI 状态下有效减小该干扰噪声。Janakiram 等^[11] 在 NFAC (National Full Scale Aerodynamics Complex) 风洞中开展了全尺寸 Smart 旋翼的风洞试验,试验验证了主动后缘小翼可以有效降低 BVI 噪声 6 dB 左右,该团队同时还开展了主动后缘小翼对旋翼振

动、气动性能等方面的试验,是目前世界上规模最大的 AFC (active flap control) 旋翼风洞试验。总的来看,目前主动控制方法主要集中于旋翼桨-涡干扰噪声的控制,而关于旋翼厚度噪声降噪的理论和试验研究开展得较少。

在前人研究基础上,本文基于声压相消原理,通过在桨叶后缘安装小翼的方式实现桨盘面内、非定常控制力的添加,建立了一套基于主动后缘小翼的旋翼厚度噪声降噪计算模型,并通过旋翼气动噪声试验研究了噪声控制机理和参数影响规律。文中首先采用 CFD/FW-H 方程建立了基于后缘小翼的旋翼厚度噪声控制数值计算方法,并与试验结果进行了对比;接着针对后缘小翼开展了不同偏转规律的试验研究,分析了悬停状态下小翼偏转参数对旋翼厚度噪声降噪特性的影响规律;最后,通过对比不同位置观测点的声压信号数据,分析了观测距离、方位角、俯仰角等参数对旋翼厚度噪声降噪的影响,并得到了一些有意义的结论。

1 基于力激励的声压相消原理

Schmitz 和 Gopalan^[12-13] 提出了声压相消的概念,其基本思想是:采用主动或被动控制方法产生一个与原噪声声波相位相同且幅值相反的可控声波,通过原旋翼噪声声波与此可控声波的叠加从而直接抵消某一方向上的声压脉冲,进而从根本上降低直升机飞行中的噪声辐射。在未发生桨-涡干扰的前提下,旋翼由于翼型表面的气动力引起的载荷噪声主要是低频噪声,对于桨盘平面来说,旋翼载荷可以分为桨盘面内载荷(阻力)和桨盘面外载荷(拉力),如图 1 所示^[14],图中 θ_{obs} 、 r_{obs} 分别表示观测俯仰角和观测距离, Ω 为旋翼转速, p 为压强, $\boldsymbol{v}$ 表示速度矢量单元。对于桨盘平面前方及其附近位置,接收到的噪声主要是厚度噪声以及桨盘面内载荷引起的噪声,即噪声声源项主要有厚度源项和面内载荷项,且这两种声源项相互独立,因此可以通过改变桨叶载荷从而产生一个用来减小或者抵消旋翼厚度噪声的桨盘面内噪声。

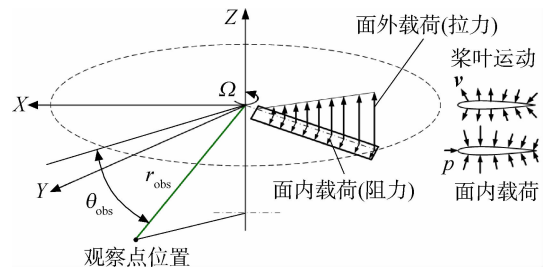


图 1 旋翼气动噪声噪声源^[14]

Fig. 1 Aerodynamic noise source of rotor^[14]

相消控制在有限域的振动抑制中较为常见,但对无限空间传播的旋翼噪声场进行抑制是具有较大难度的。本文研究了一种基于力激励的厚度噪声控制方法,如图 2 所示, R 表示旋翼半径, Ψ 表示方位角。在旋翼桨叶的外部区域布置非定常气动力,使其激励出与原噪声相位相反的可控声波(力抵抗声),两者叠加可抵消某一方向上的声压脉冲,从而抑制噪声。根据激励力噪声的传播方向性,为了更好地抑制厚度噪声,该激励力的方向需要位于桨盘面内。

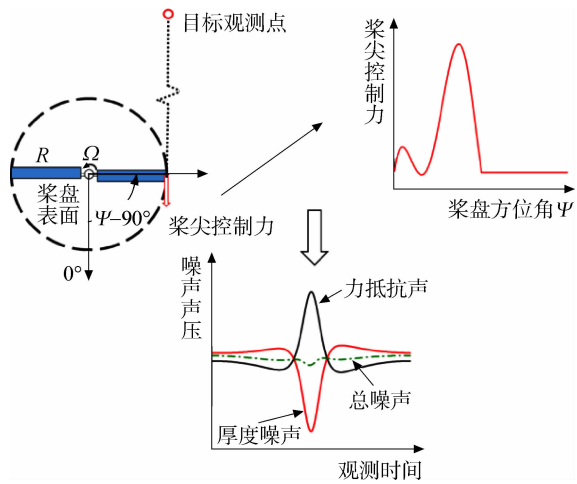


图 2 基于力激励的声压相消原理示意图

Fig. 2 Schematic diagram of acoustic pressure cancellation principle based on force excitation

关于文中所采用的旋翼气动噪声计算方法已在作者发表的文献[15]中进行了详述,这里不再一一赘述,本文采用后缘小翼的形式实现旋翼厚度噪声的声压相消,通过主动控制系统驱动后缘小翼按照特定的规律偏转,使其产生的桨盘面内阻力可以产生用来抵消旋翼厚度噪声的抑制声波。图 3 给出了本文采用的基于后缘小翼控制的降噪模型, V 表示旋翼前飞速度, d 表示观测点与桨盘中心的距离, Ψ_{obs} 表示观测方位角。施加后缘小翼气动力后远场观测点噪声的控制方程可以

表示为

$$4\pi p'(\mathbf{x},t) = \underbrace{\frac{\partial}{\partial t} \int_S \left[\frac{\rho_0 v_n}{r(1-Ma_r)} \right]_{\text{ret}} dS}_{\text{厚度噪声项}} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial t} \int_S \left[\frac{Fr}{a_0 r(1-Ma_r)} \right]_{\text{ret}} dS}_{\text{控制力噪声项}} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{x}$ 为声压观测点位置, Ma_r 是旋翼在声传播方向上的马赫数, v_n 是积分面运动速度, r 为声源点 X 到观测点 Y 的距离, ρ_0 和 a_0 分别为空气密度和声波在空气中的传播速度, r 表示旋翼半径,下标 ret 表示方程中的积分计算是在延迟时间 $\tau = t - \frac{|\mathbf{X}(t) - \mathbf{Y}(t)|}{c}$ 上进行, F 为桨尖控制力。

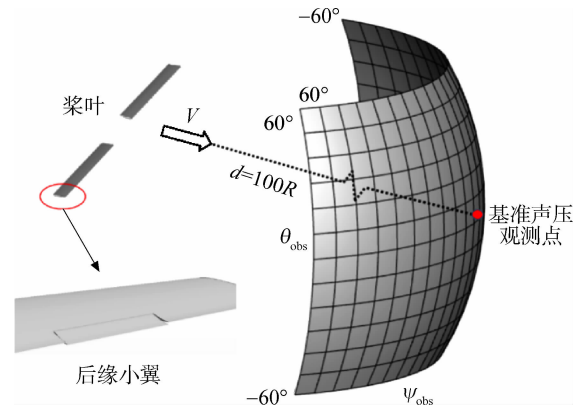


图 3 基于后缘小翼控制的降噪模型

Fig. 3 Noise reduction model based on active trailing edge control

2 试验总体方案设计

2.1 模型旋翼与试验环境

本试验基于声压相消原理,在每片桨叶的后缘处安装 1 片可偏转的小翼,通过内嵌在桨叶内部的压电传感器驱动后缘小翼有规律的偏转,产生附加的桨盘面内非定常控制力,从而达到降低旋翼气动噪声的目的。主动驱动机构是模型旋翼设计的关键,在保证机构正常运转的同时还要求驱动机构的质量较轻,因此本文采用了压电堆和菱形放大器相结合的驱动方式,图 4(a)给出了后缘小翼主动驱动机构的驱动原理图。后缘小翼位于桨叶末端,由内嵌于主桨叶内的驱动机构使得其在强离心力场下实现高频、大位移的转动,控制系统的结构示意图如图 4(b)所示。通过对压电堆施加幅值为 $60 \pm 40 \text{ V}$ 的交变电压,压电堆会发生伸缩运动,该运动经菱形框放大后产生 0.1 mm

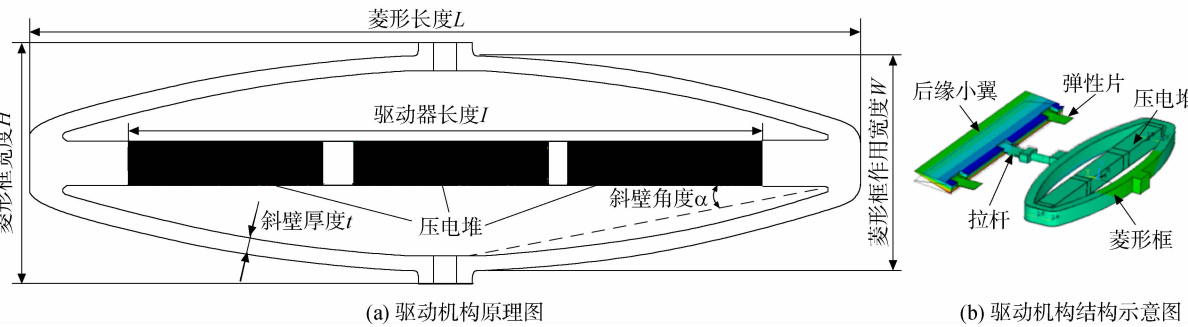


图 4 后缘小翼驱动机构示意图^[16]

Fig. 4 Schematic diagram of driving mechanism of the trailing-edge winglet^[16]

的微小位移,从而转化为拉杆的推拉运动,通过弹性片的弯曲变形实现小翼的偏转压电堆电压变化 10 V,小翼偏转角度约为 0.8°。

试验中采用的是变厚度桨叶(2 片),翼型为 OA212, $R=1.27\text{ m}$,弦长 $c=0.13\text{ m}$,桨叶线性负扭转,扭转角为 -8° ,总矩角为 4° ,旋翼转速为 1080 r/min ,无前飞速度,桨尖马赫数为 0.42。后缘小翼位于桨叶 $0.75R\sim 0.85R$,弦向位置 $0.84c\sim c$,展长为 118 mm,弦长为 20 mm,桨叶的实物图如图 5 所示。

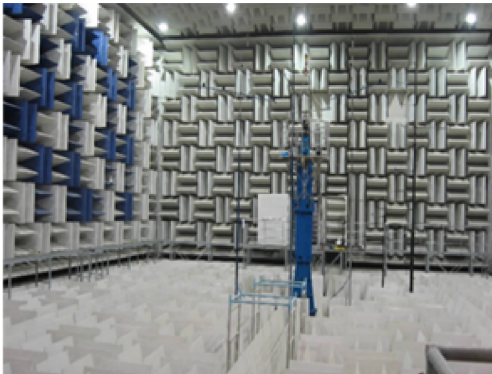


图 6 旋翼消声室

Fig. 6 Anechoic chamber of rotor



图 5 试验桨叶实物图

Fig. 5 Photo of rotor blade used in the experiment

试验在中国直升机设计研究所的旋翼消声室中进行,该消声室是亚洲最大的旋翼噪声全消声室,提供的声学自由场环境满足 ISO(International Organization for Standardization) 3745 要求。室内净空尺寸为 $30\text{ m}\times 20\text{ m}\times 10\text{ m}$,固有频率小于 15 Hz,背景噪声小于 35 dB,截止频率为 60 Hz,消声室采用等电位金属尖劈。图 6 给出了本试验的消声室环境。试验中,测量声压信号的麦克风的

选取 MPA201 传感器,振动测量采用三轴 M352C68 以及单轴 PCB338C04 传感器,麦克风及振动传感器采集到的应变信号经 DH3840L 应变放大器放大后传输到测试系统。其中,旋翼轴、天平浮动框和固定框上各有一个水平方向振动信号接入噪声测试系统,与噪声信号同步采集,从而在采集声压信号的同时实时监测试验件的振动水平。噪声信号的采样频率为 51 200 Hz,试验中每个试验状态采集 10 s 数据(约 180 个旋转周期),从而保证后期试验数据处理的准确性。

2.2 试验状态

试验中主要通过主动控制机构驱动后缘襟翼偏转,使其产生的压差阻力发生周期性变化,形成激励力,从而在声压观测点处诱发出一个用来抵消旋翼厚度噪声的可控声波。通过改变后缘襟翼的偏转角度、偏转频率以及初始相位,调节后缘襟翼产生阻力的大小,从而测量声压观测点处的噪声声压。后缘襟翼的偏转规律如式(2)所示

$$\theta = A_f \cdot \sin(H_f \Psi + \phi_f) \tag{2}$$

式中 A_f 为偏转幅度, H_f 为偏转频率, ϕ_f 为初始

相位,为桨盘方位角, θ 为正时表示后缘襟翼位于桨叶 Ψ 下方。

根据后缘襟翼的偏转方程,主要开展了三大类试验:扫频试验、扫相试验、扫幅试验。根据声压相消理论,偏转频率 H_f 一定时,仅存在唯一初始相位 ϕ_i ,使得声压相消效果最好,因此本试验首先固定偏转幅度 A_f 以及偏转频率 H_f ,通过扫相试验确定最优相位,接着在最优相位下开展扫幅试验,最后再进行扫频试验。驱动电压 60 ± 20 V、 60 ± 30 V、 60 ± 40 V 分别对应后缘小翼偏转幅度为 0.8° 、 1.6° 、 2.4° 。试验状态如表 1 所示,共计 88 个试验状态。基准试验状态为:无前飞速度,旋翼转速为 $n=1\,080\text{ r/min}$,旋翼总距为 $\theta=2^\circ$,后缘小翼无偏转。

表 1 试验状态表

Table 1 Conditions list in experiment

试验参数	数值
旋翼转速 $\Omega/(\text{r/min})$	$1\,080 \pm 1$
旋转频率 f/Hz	18
旋翼总距角/ $^\circ$	4
偏转频率 H_f/Ω	1,2,3
驱动电压 U/V	$60 \pm 20, 60 \pm 30, 60 \pm 40$
初始相位/ $^\circ$	$0 \sim 360$

本次试验共布置了 23 个声压传声器,各观测点的相对位置如图 7 所示, θ 表示俯仰角,P1~P23 表示观测点位置。通过在不同位置上布置声压观测点分析方位角、俯仰角、观测距离等对旋翼厚度噪声声压相消的影响。

2.3 试验数据处理及验证

本文由于桨叶振动以及旋翼尾迹与桨叶干扰等原因,麦克风实际测量到的噪声都是被干扰信号影响的声压信号,因此需要对噪声信号进行滤

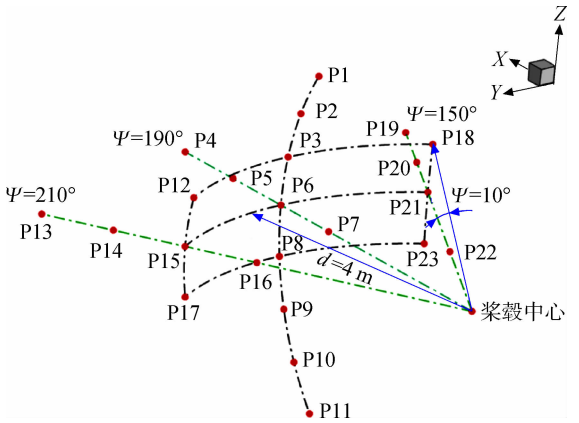
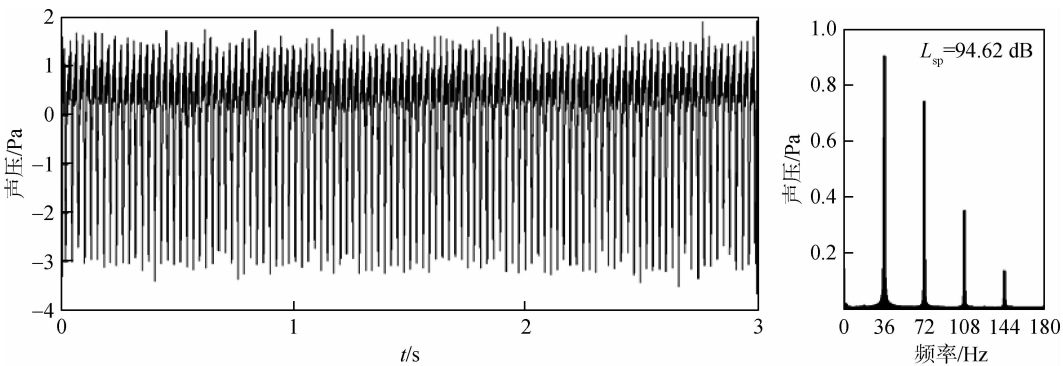


图 7 试验中麦克风位置示意图
Fig. 7 Schematic diagram of positions of microphone in experiment

波处理,消除声压信号上的“毛刺”,由于厚度噪声为低频噪声,因此滤波时需要滤除声压信号中的高频成分。滤波的基本原则是保证声压的低频成分幅值不变,因此本文试验数据的滤波处理选择经典的巴特沃斯低通滤波器,通带和阻带的截止频率分别为 300 Hz 和 1 000 Hz。

图 8(a)、图 8(b)给出了 P22 观测点的原始声压信号以及经过滤波器滤波后的声压信号,横坐标 t 表示观测时间,并相应地给出了信号的频谱图,图中 SPL(sound pressure level,量符号记为 L_{sp})表示声压级。通过对比可以看出,声压信号进过滤波后,前四阶谐波频率的声压信号幅值基本不变,声压级从滤波前的 94.62 dB 变为滤波后的 94.29 dB,差值基本可以忽略,即本文采用的滤波器在消除高频信号的同时也可以保证试验数据的真实性。通过对声压信号频谱图进行分析可以知道:桨盘平面内的声压观测点所测量到的厚度噪声以 1 阶、2 阶谐波频率为主,图 8(c)进一步给出了一个旋转周期内滤波前后的声压信号对比。

图 9 分别给出了 P6、P17、P22 三个观测点试



(a) 滤波前

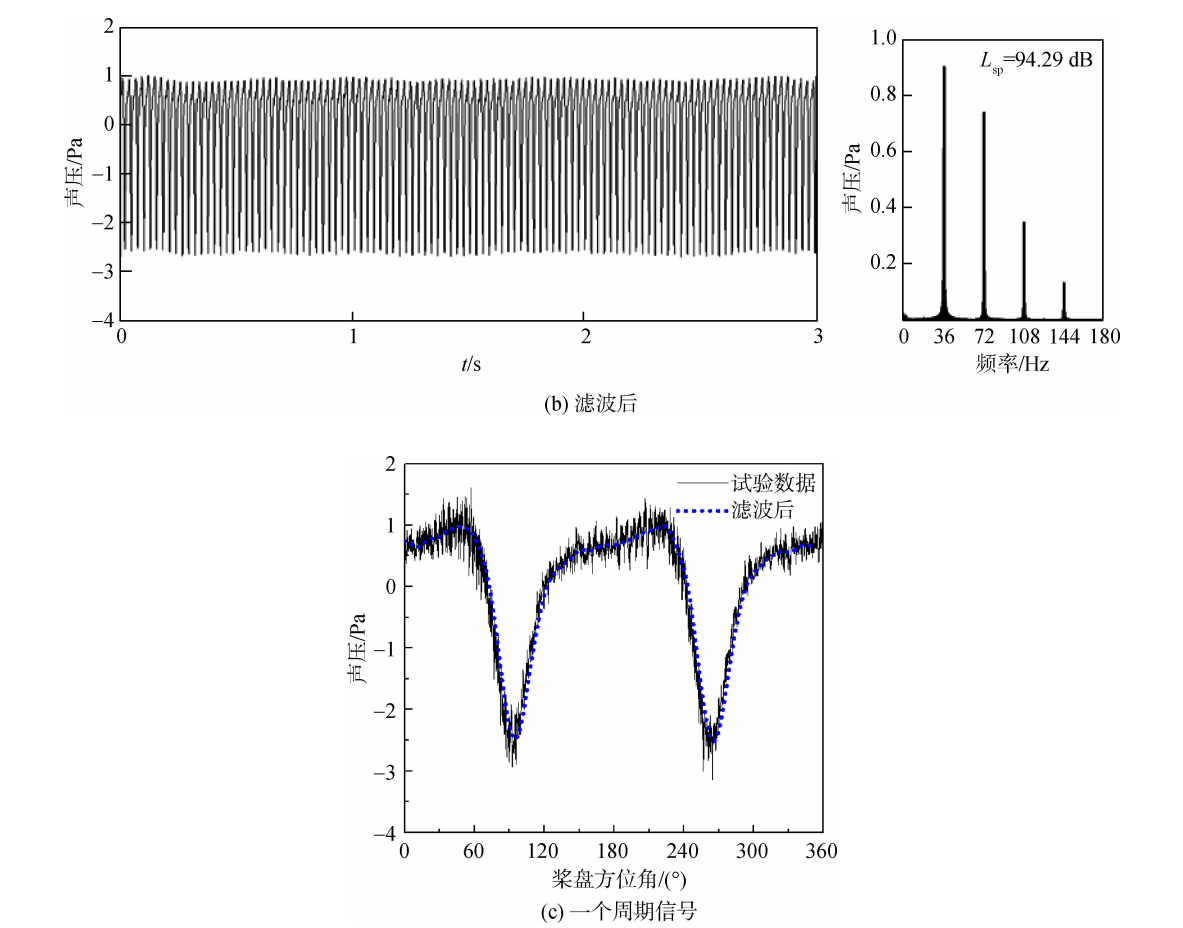


图 8 滤波前后观测点 P22 声压信号对比

Fig. 8 Comparison of the acoustic pressure signal at the P22 microphone with and without filterin

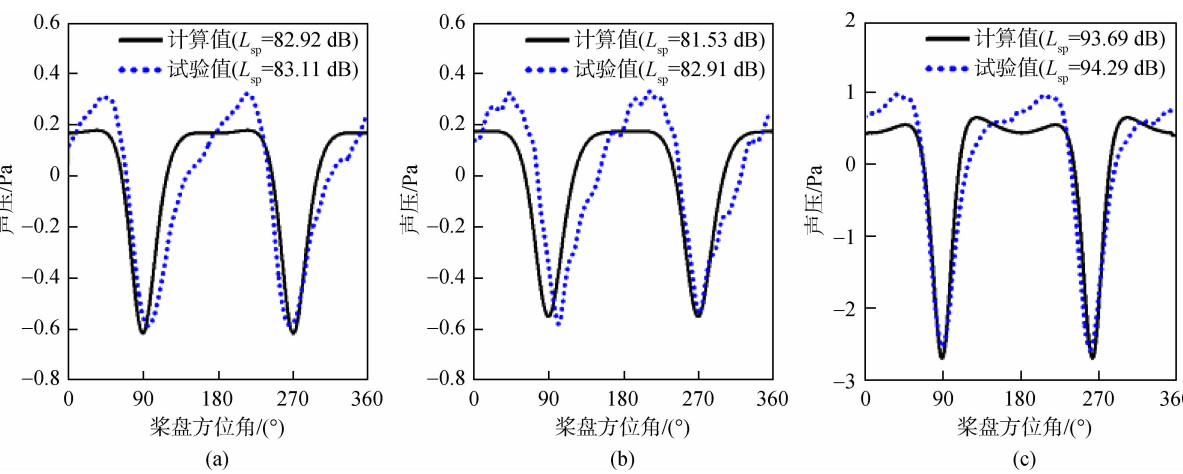


图 9 计算值与试验值的对比

Fig. 9 Comparisons between calculated and experimental values

验测量得到的噪声声压时间流程与文中建立的数值计算模型计算得到的噪声声压的对比,从图中可以看出,声压负峰值的大小基本相同,且试验得到的声压级与数值计算得到的声压级基本一致,进一步验证了试验测量数据的有效性。

3 参数影响分析

3.1 基准状态降噪效果分析

对每个观测点的试验数据进行滤波处理过后,首先分析了小翼偏转频率为 1Ω 、初始激励相

位为 270° 、激励电压为 (60 ± 40) V (偏转幅度约为 3°) 状态下的试验结果。图 10 给出的是距离桨毂中心距离 $d = 4$ m 的球面上 9 个观测点 (如图 10(a) 所示) 的声压级变化云图, V_4 表示声压级变化, 单位 dB。图中可见, 观测区域内噪声声压级均有明显降低, 其中桨盘平面内的声压级降低最大, 可达 2.5 dB 以上。当观测方位角相同时, 桨盘面内的降噪效果最为明显 (P6), 随着俯仰角增加 (P3、P8), 降噪效果逐渐减小。这是因为后缘小翼产生的激励力为桨盘平面内的阻力, 其引起的载荷噪声在桨盘平面内最大; 而对比桨盘面内观测点 (P15、P6、P21) 可以看出, 该控制规律下方位角为 180° 的观测点降噪效果最好, 左右两侧观测点的降噪效果基本一致, 这是因为对于方位角不同的观测点, 其对应的最优控制规律也各不相同, 主要与后缘小翼的初始激励相位有关。

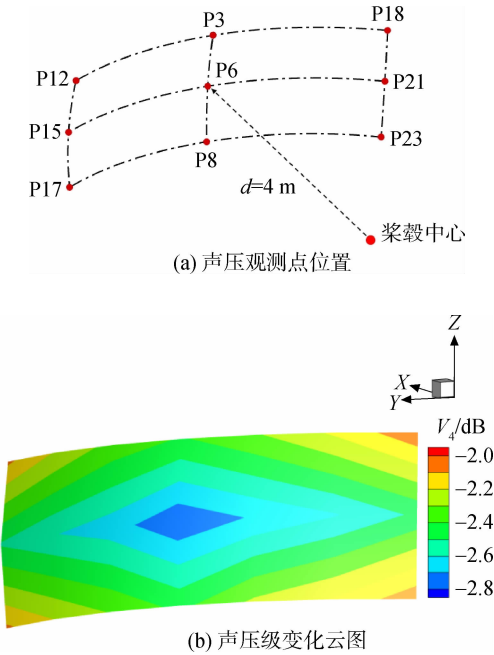


图 10 声压观测位置及观测区域整体降噪效果

Fig. 10 Acoustic pressure observation location and overall noise reduction effect in observation area

3.2 后缘小翼偏转参数

以 P6 观测点的试验数据为研究对象, 分析主动后缘小翼的 3 个参数: 频率、幅值、相位对旋翼气动噪声降噪效果的影响。图 11 给出了偏转幅度为 3° 、偏转频率分别 1Ω 、 2Ω 、 3Ω 时声压降低幅值随初始相位变化的曲线图。从图中可以看出, 对于每个偏转频率都有一个降噪幅值最大的

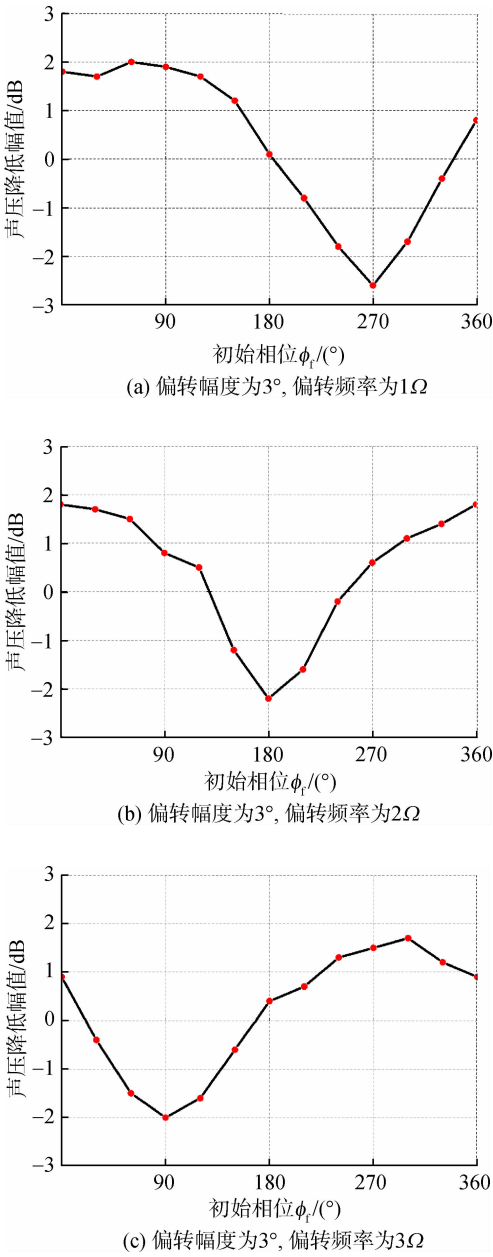


图 11 不同偏转频率下降噪幅值随相位角的变化

Fig. 11 Variation of noise reduction amplitude with phase angle at different deflection frequencies

最优相位, 对于 1Ω 偏转来说, 最优相位为 270° , 而当偏转频率分别为 2Ω 、 3Ω 时, 最优相位分别为 180° 、 90° , 这主要与声压相消原理有关。对于不同的偏转频率, 最大降噪幅值各不相同: 1Ω 最大降噪幅值为 2.7 dB, 2Ω 、 3Ω 时最大降噪幅值分别为 2.1、2.4 dB。不同偏转频率时的最优相位及最大降噪幅值各不相同主要是因为不同偏转规律的主动后缘小翼产生的桨盘面内阻力不同。最优控制规律的特点可总结为: 在观测点相位提前 90° 的方位角上, 主动后缘小翼偏转速度最快, 且由下往上偏转, 这样其产生的压差阻力引起的载荷噪

声正好可以有效降低旋翼厚度噪声,这与理论研究得出的结论一致。

对于本文研究的声压相消方法,不同状态下的最优相位不需要采用闭环反馈系统来得到,而可以通过分析直接获得。在观测点相位提前 90° 的方位角上,主动后缘小翼偏转速度最快,且由下往上偏转,即后缘小翼偏转函数的方位角导数最大,这样其产生的压差阻力引起的载荷噪声刚好可以有效降低旋翼厚度噪声,以 2 阶偏转频率为例,小翼的偏转规律为: $\theta=3\sin(2\Psi+\phi_i)$,要使得降噪效果最佳,则需在方位角 $\Psi=90^\circ$ 处 $\theta'=3\cos(2\times 90^\circ+\phi_i)$ 最大,即初始激励相位 $\phi_i=180^\circ$,这与理论研究得出的结论一致。相比于桨盘平面内的观测点,桨盘平面外周围观测点的降噪幅值降低,这主要是因为后缘小翼偏转产生的压差阻力方向沿桨盘平面,其引起的载荷噪声主要沿桨盘平面传播,所以对于桨盘平面外的观测点声压降低幅值会减小。图 12 接着给出了不同偏转频率在最优相位下声压降噪幅值随后缘小翼偏转角度的变化,从图中可知,偏转频率一定时,后缘小翼偏转幅度越大,降噪幅值越大;

同一偏转幅度下,偏转频率越小,降噪幅值越大。

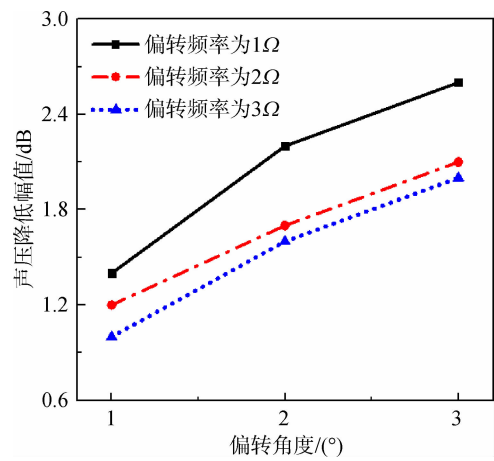


图 12 不同偏转频率下降噪幅值随偏转角度的变化
Fig. 12 Variation of noise reduction amplitude with deflection angle at different deflection frequencies

3.3 观测点位置参数

通过以上分析可知,给定适当的后缘小翼偏转规律,P6 观测点的声压级可以降低 2.7 dB 左右,为进一步验证本文采用的主动后缘小翼的降噪效果,图 13 分别给出了偏转规律为最优:

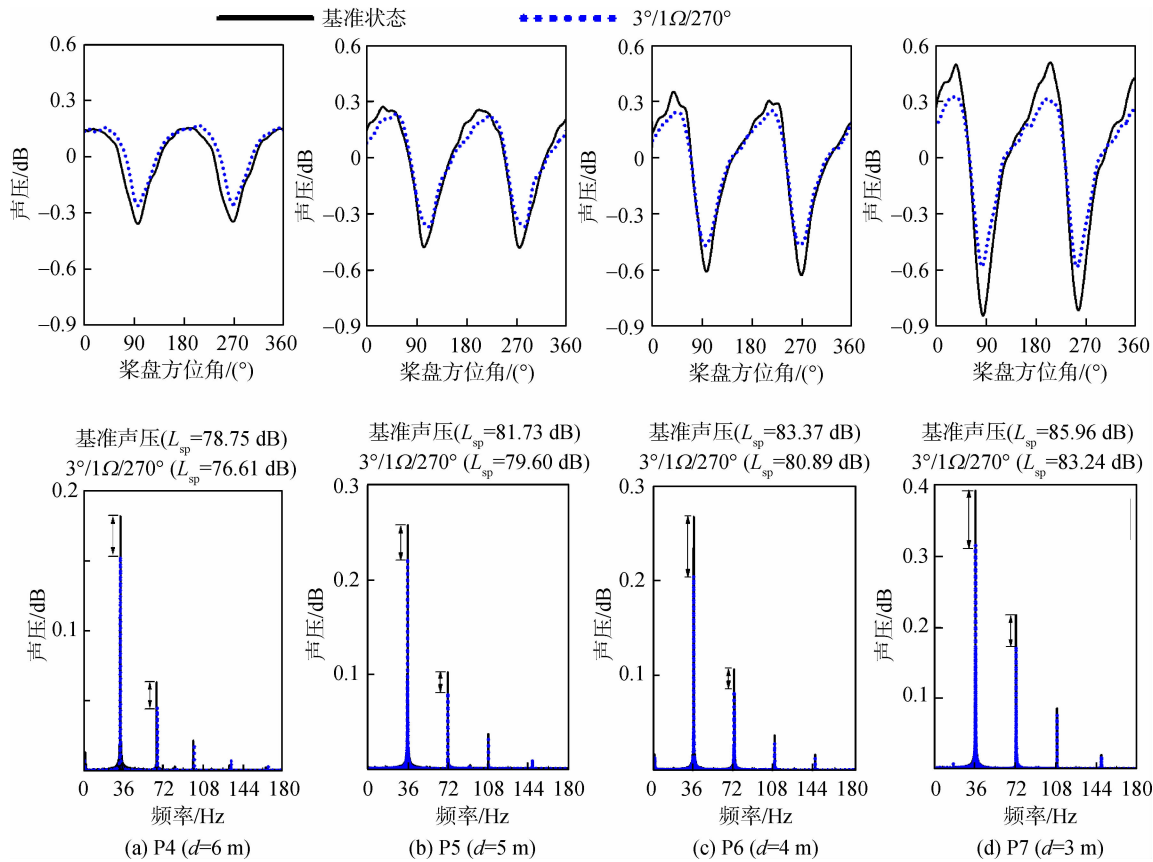


图 13 不同距离观测点的降噪效果

Fig. 13 Noise reduction effect of different distance observation points

偏转幅度为 3° ，偏转频率为 1Ω ，初始相位 270° 时(记为 $3^\circ/1\Omega/270^\circ$)，桨毂中心正前方不同观测距离处的观测点(P4~P7，具体位置见图 7)在有无控制状态下的测量得到的试验数据，通过对声压时间历程以及对应的频谱图进行分析。可以看出，桨盘平面内的噪声主要以厚度噪声为主，随着观测距离的减小，观测点的声压负峰值增大，声压级从 6 m 处 P4 观测点的 76.61 dB 增加到 3 m 处 P6 观测点的 83.24 dB。通过对比给定控制后的声压信号，可以发现该偏转规律下的后缘小翼引起的压差阻力均能降低 4 个声压观测点的声压级，声压级降低幅值分别为 2.14、2.13、2.48、2.72 dB。这表明对于同一方位角上的声压观测点，同样的偏转规律均能降低声压级。

在分析了观测距离对观测点噪声声压级的影响后，接下来对距离桨毂中心 4 m 的不同俯仰角的观测点的声压信号进行处理。

图 14 给出了不同俯仰角上试验测量得到的观测点的声压时间历程以及频谱图。

从图 14 中可以看出，方位角为 180° ，俯仰角分别为 10° 、 0° 和 -10° 的 3 个观测点 P3、P6 和 P8，声压级降噪幅值分别为 1.4、2.48、1.95 dB；图 15 给出了声压降低幅值随俯仰角变化的曲线图，可以发现，相比于桨盘平面内的观测点，桨盘平面上下方观测点的降噪幅值降低，这是因为后缘小翼偏转产生的压差阻力方向沿桨盘平面，其引起的载荷噪声主要沿桨盘平面传播，所以对于桨盘平面外的观测点声压降低幅值会减小。

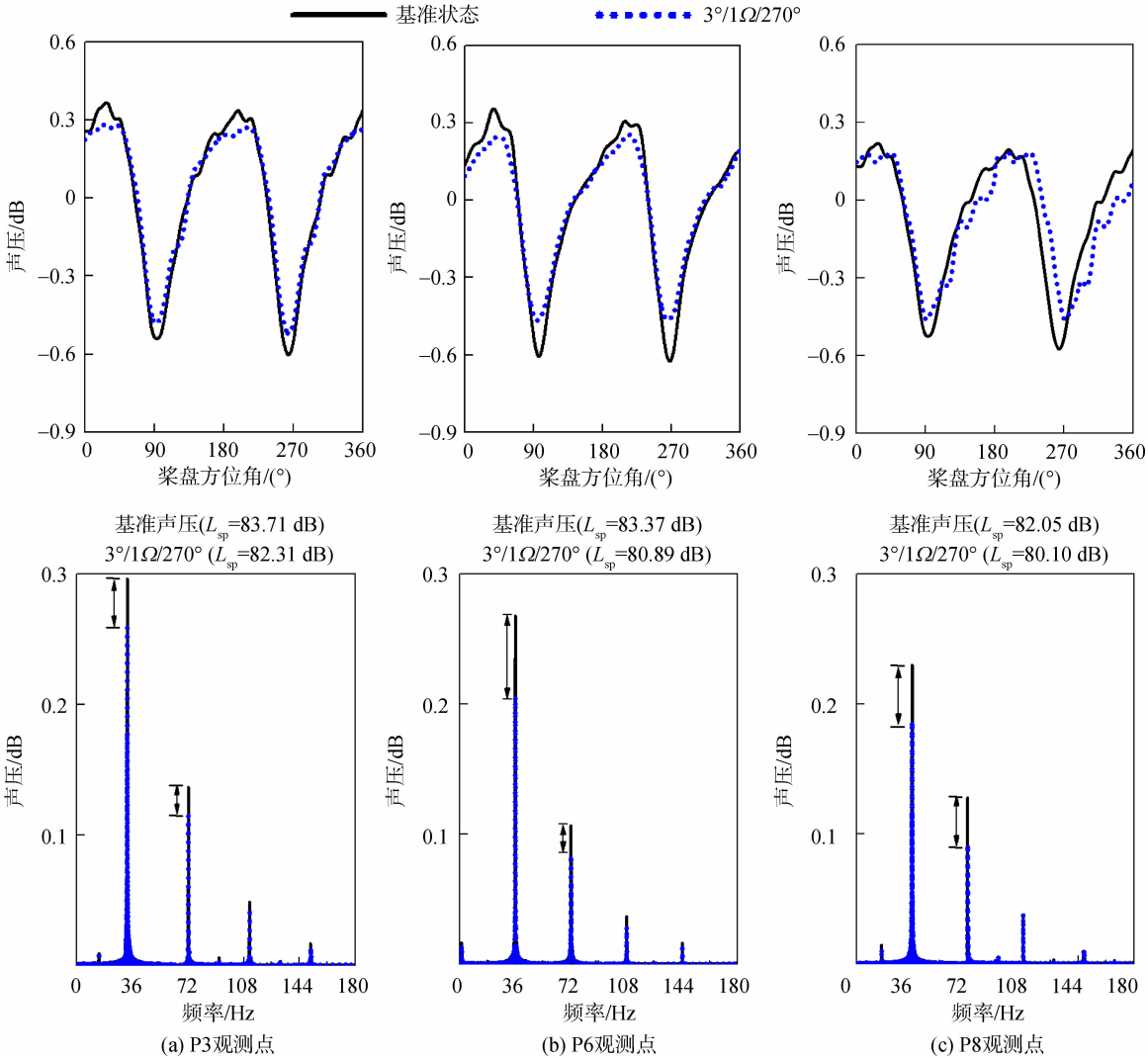


图 14 不同俯仰角观测点的降噪效果

Fig. 14 Noise reduction effect of observation points with different pitch angles

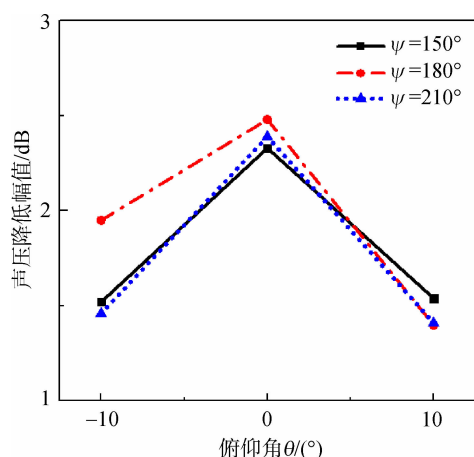


图15 声压降噪幅值随俯仰角的变化

Fig. 15 Variation of noise reduction amplitude with pitch angle

4 结 论

本文主要开展了基于后缘小翼控制的旋翼气动噪声降噪试验研究,首先根据试验条件及试验要求完成了旋翼气动噪声降噪的试验方案设计,接着在中国直升机设计研究所的全消声室中开展了旋翼气动噪声试验,分别进行了后缘小翼不同偏转规律、共88个控制状态的降噪试验,最后通过对试验数据进行处理分析,并与理论计算结果进行对比验证,得到了基于后缘小翼控制的旋翼气动噪声降噪的参数影响规律。可总结结论如下:

1) 试验结果表明,悬停状态下,桨盘平面内的旋翼噪声以1阶、2阶谐波频率的厚度噪声为主,随着观测距离的减小,观测点的声压负峰值增大。

2) 对于本文的小尺寸缩比模型旋翼,主动后缘小翼控制可以使桨盘平面内的声压级降低2 dB以上,且不同位置处的观测点具有不同的后缘小翼最优控制规律,这主要与观测点的方位角有关,而与俯仰角无关。

3) 对于不同位置处的观测点,后缘小翼最优控制规律的特点为:在观测点相位提前 90° 的方位角上,主动后缘小翼偏转速度最快,且由下往上偏转,这样其产生的压差阻力引起的载荷噪声可以抵消部分的厚度噪声。

4) 1阶偏转频率的后缘小翼降噪效果最好,当偏转频率一定时,后缘小翼偏转幅度越大,降噪幅值也越大;对于固定位置的观测点,降噪效果最佳的偏转相位只有一个,且不合适的偏转相位反

而会使声压级增大。

参考文献:

- [1] 徐国华,史勇杰,招启军,等. 直升机旋翼气动噪声的研究新进展[J]. 航空学报,2017,38(7):23-38.
XU Guohua, SHI Yongjie, ZHAO Qijun et. al. New research progress in helicopter rotor aerodynamic noise[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(7):23-38. (in Chinese)
- [2] CHAES S, YEE K, YANG C, et. al. Helicopter rotor shape optimization for the improvement of aeroacoustic performance in hover[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(5):1770-1783.
- [3] HU H. Computation analysis of effects of blade shapes on tip-vortices[J]. Advances in Engineering Software, 2003, 34(5):279-286.
- [4] FEINERMAN J, KOUSHIK S, SCHMITZ F H. Effect of leading-edge serrations on helicopter blade-vortex interaction noise[R]. Virginia Beach, VA, USA; the American Helicopter Society 67th Annual Forum, 2011.
- [5] EDWARDS B, COX C. Revolutionary concepts for helicopter noise reduction; SILENT program [R]. NASA/CR-2002-211650, 2002.
- [6] BAEDER J D. Passive design reductions of high-speed impulsive rotor noise[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1998, 43(3):222-234.
- [7] RAUCH P, GERVAIS M, CRANGA P, et. al. Blue edge: the design, development and testing of a new blade concept [R]. Virginia Beach, VA, USA; the American Helicopter Society 67th Annual Forum, 2011.
- [8] NGUYEN K, BETZINA M, KITAPLIOGLU C. Full-Scale demonstration of higher harmonic control for noise and vibration reduction on the XV-15 rotor[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2001, 46(3):182-191.
- [9] JACKLIN S A. Reduction of helicopter BVI noise, vibration and power consumption through individual blade control[R]. Fort Worth, TX, USA; the American Helicopter Society 51st Annual Forum, 1995.
- [10] BOOTH E R, WILBUR M L. Acoustic aspects of active-twist rotor control[R]. Montréal, Canada; the American Helicopter Society 58th Annual Forum, 2002.
- [11] JANAKIRAM R D, SIM B W, KITAPLIOGLU C, et al. Blade-Vortex Interaction noise characteristics of a full-scale active flap rotor[R]. Grapevine, TX, USA; the American Helicopter Society 65th Annual Forum, 2009.
- [12] SCHMITZ F H, GOPALAN G. High-speed impulsive helicopter noise reduction possibilities through on-blade acoustic control[R]. Seoul, Korea; the International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, 2007.
- [13] GOPALAN G, SCHMITZ F H. Understanding far field near-in-plane high speed harmonic helicopter rotor noise in hover; governing parameters and active acoustic control

possibilities[R]. San Francisco, CA, USA; the American Helicopter Society Technical Specialists Conference, 2008.

[14] SARGENT D C. Active jet acoustic control of low frequency, in-plane helicopter harmonic noise[D]. College Park, MD, USA; University of Maryland, 2012.

[15] SHI Yongjie, LI Teng, HE Xiang, et. al. Helicopter rotors thickness noise control using unsteady force excitation[J]. Applied Sciences, 2019, 9(7): 1351-1369.

[16] 刘士明. 带后缘小翼的智能旋翼振动载荷抑制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.

LIU Shiming. Research on vibratory load control of smart rotor with trailing edge flaps[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)