

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.02.0017

## 悬停状态电控旋翼噪声主动控制试验

卫瑞智 陆洋 董祥见 冯剑波

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

**摘要:**为研究电控旋翼襟翼高阶谐波噪声控制规律,在电控旋翼综合试验台上进行了悬停状态下的噪声主动控制试验。首先搭建了用于旋翼噪声测量和襟翼控制的测控系统,基于该系统,施加了不同谐波阶数下的襟翼幅值、相位控制,通过对试验数据的分析表明:旋翼转速为 500 r/min 时,旋翼噪声声压级最多可降低 4 dB;最佳的旋翼噪声控制襟翼谐波阶数为 2/rev,襟翼谐波的最优控制幅值小于 6°,最优控制相位在 180°~300°之间。

**关键词:**电控旋翼;襟翼;噪声;主动控制

中图分类号:V249.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2018)02-0258-08

## Noise Active Control of Electrically Controlled Rotor in Hover

WEI Ruizhi, LU Yang, DONG Xiangjian, FENG Jianbo

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,  
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** In order to study the high harmonic control for the noise reduction of the electrically controlled rotor, the active noise control experiments are carried out based on the electronic controlled rotor test rig. Rotor noise measurement system and the flap control system are built firstly. On the basis, the amplitude and phase control of different harmonics are carried out in the experiments. The experimental results show that the rotor sound pressure level can be reduced by 4 dB when the rotor rotating speed is 500 r/min; the optimal control harmonic occurs at 2/rev; the optimal control harmonic amplitude is less than 6°, and also the optimal control phase happens between 180°—300°.

**Key words:** electrically controlled rotor; flap; noise; active control

电控旋翼,也称无自动倾斜器旋翼,是 21 世纪初提出的一种新概念旋翼系统。其利用嵌入桨叶的电作动器驱动伺服襟翼来代替自动倾斜器实现桨叶变距,具有机械结构简单、气动效率高等优点<sup>[1,2]</sup>。电控旋翼自身的结构特点,不仅可用于实现主操纵,还可以方便地施加高阶谐波控制,实现旋翼主动振动/噪声控制<sup>[3]</sup>。虽然国内外对于电控旋翼的理论研究已产生大量成果<sup>[4-7]</sup>,国外在多年前也已利用主动控制襟翼技术实现了对常规旋翼的噪声控制<sup>[8-12]</sup>,但是对于电控旋翼的主动噪声控

制试验则未见相关文献。本文开展了悬停状态下电控旋翼的噪声主动控制试验。基于电控旋翼综合试验台,通过搭建相应的噪声控制试验系统,探究电控旋翼襟翼不同谐波阶数下的幅值、相位变化对旋翼噪声的影响规律。

悬停状态下的旋翼噪声主要包括厚度噪声和面内载荷噪声。而面内载荷噪声是由桨叶表面的载荷脉动而产生的宽带噪声,是悬停时旋翼噪声的主要成分<sup>[13]</sup>,因此,本次试验主要验证对电控旋翼面内载荷噪声的控制,对于其他类型的噪声控制,也有参考价值。

**基金项目:**国家自然科学基金(51375229)资助项目。

**收稿日期:**2017-12-03;**修订日期:**2018-01-23

**通信作者:**陆洋,男,副教授,研究生导师,E-mail:luyang@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**卫瑞智,陆洋,董祥见,等.悬停状态电控旋翼噪声主动控制试验[J].南京航空航天大学学报,2018,50(2):258-265. WEI Ruizhi, LU Yang, DONG Xiangjian, et al. Noise active control of electrically controlled rotor in hover [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2): 258-265.

# 1 电控旋翼噪声控制试验系统

电控旋翼噪声控制试验基于电控旋翼综合试验台展开,本文仅针对旋翼噪声控制从硬件和软件两方面进行说明。

## 1.1 系统硬件

试验系统由模型旋翼试验台、噪声测控系统组成。其中,模型试验台又由台体和模型旋翼组成。如图 1 所示,台体主要包括主轴电机、俯仰电机、六分量天平、集流环以及传感器等其他元器件;模型旋翼则包括带有襟翼的桨叶、电磁作动器、信号转接盒以及角度传感器等测量元器件。

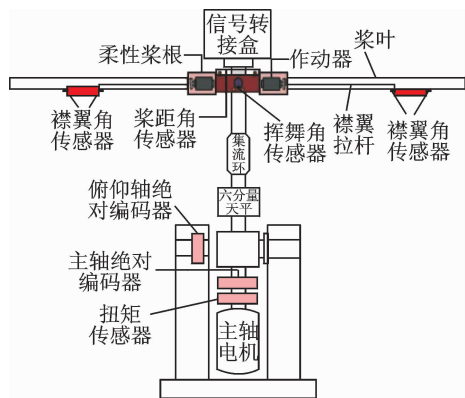


图 1 模型旋翼试验台结构

Fig. 1 Schematic diagram of model rotor test rig

模型电控旋翼具有 2 片桨叶,旋翼半径 1.4 m,桨叶弦长 0.178 m,负扭转  $8^\circ$ ,翼型为 OA212。桨叶实物如图 2 所示。桨叶根部通过两个沿弦长并列排列的圆形衬套与桨毂相连。桨毂采用跷跷板结构形式,包括承受离心力和变距力矩的拉扭条、中心件和桨毂套筒等<sup>[14]</sup>。

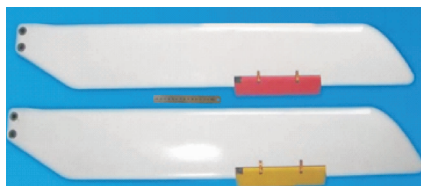


图 2 电控旋翼桨叶实物图

Fig. 2 Blade of electrically controlled rotor

试验中,控制桨叶襟翼偏转的作动器为定制的摆动式电磁作动器,该电磁作动器具有体积小、频响特性好以及输出功率大等特点。

电控旋翼噪声测控系统主要包括旋翼噪声信号的测量与襟翼谐波指令生成两部分。其中,对于旋翼噪声的测量,分别在旋翼桨盘平面上、桨盘平面内和桨盘平面下布置了 3 个麦克风传声器,各测点布置如图 3 所示。其中,桨盘平面下方的测量点与桨毂中心的连线与桨盘平面的夹角为  $30^\circ$ ,在通

过桨毂中心连线的延长线上对称布置另一个测点,两者方位角相差  $180^\circ$ 。

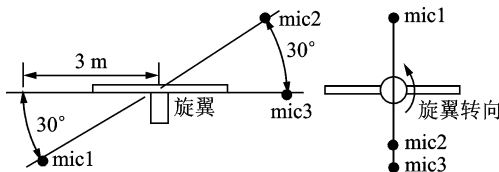


图 3 麦克风传声器的测点分布

Fig. 3 Microphone measurement point distribution

此外,在旋翼台体的六分量天平下方还布置了 1 个三轴加速度传感器,用于监控试验过程中电控旋翼试验台的振动水平。定义加速度 X 方向为水平纵向,Y 方向指向垂直向上,Z 方向为水平侧向。

襟翼的谐波指令以旋翼方位角为参考信号,在 DSP 控制器中经过倍频处理并通过上位机确定其谐波幅值、相位,从而生成最终的谐波信号。该信号以模拟量形式经过集流环输入给伺服控制器,伺服控制器驱动电磁作动器带动连杆机构使襟翼进行偏转。

图 4 给出了整个噪声测控系统的原理框图。为减小麦克风输出信号受到的电磁干扰,试验中首先利用动态信号调理器对麦克风测量的噪声信号进行滤波放大,再通过数据采集卡对噪声信号进行采集和后续的数据处理分析。图 5 为电控旋翼噪声控制试验现场照片。

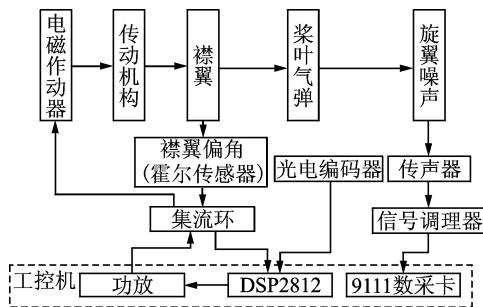


图 4 噪声控制测控系统原理

Fig. 4 Block diagram of noise control measurement and control system



图 5 噪声控制试验现场

Fig. 5 Photo of noise control test

### 1.2 系统软件

系统软件主要包括噪声控制软件和上位机测控软件两部分。其中,噪声控制软件主要以襟翼偏角的闭环控制为主。图6给出了噪声控制流程。可以看出,针对襟翼偏角的控制分为两个环节:内环主要负责电磁作动器的电流、转速和位置控制;在外环中,DSP引入了襟翼的实际偏角反馈,通过PID对襟翼偏角进行调节。该部分的工作基于DSP2812硬件平台编程实现。

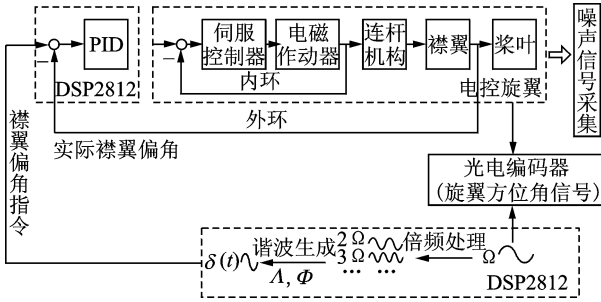


图6 电控旋翼噪声控制流程图

Fig. 6 Flow chart of electrically controlled rotor noise control

图7给出了旋翼转速400 r/min,襟翼4/rev谐波幅值情况下,不同襟翼幅值的控制效果,可以看出不同的襟翼偏角幅值响应良好。

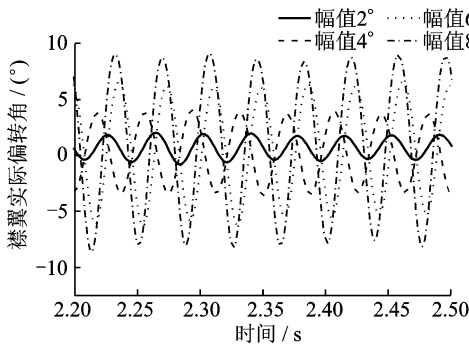


图7 电控旋翼转速400 r/min,襟翼4/rev谐波幅值的控制效果

Fig. 7 Amplitude control effect (Rotor rotating speed 400 r/min, 4/rev flap input)

上位机测控软件采用文献[15]中基于LabVIEW开发的电控旋翼测控软件。该上位机软件实现了系统运行状态反馈、设备控制、襟翼幅值、阶数以及相位在线发送,数据实时采集与储存以及旋翼状态监视等功能。可监控诸如旋翼转速、襟翼偏角、桨距角、挥舞角以及噪声数据等信号。

该上位机软件采用自顶向下的设计方法,将各个需要实现的功能模块化,供顶层统一调用。如图8所示,其软件框架分为3层:最上层为应用软件层,该层划分出测控系统的各个应用功能;中间层为核心软件层,该层具体实现了上层的各个功能模块;最下层为驱动软件层,该层完成了与各控制板卡之间的底层功能。

## 2 噪声控制试验

### 2.1 襟翼操纵输入形式

电控旋翼的襟翼输入可表示为

$$\theta = \theta_0 + \theta_c \cos\psi + \theta_s \sin\psi +$$

$$\sum_{n=2}^k \theta_{HHCn} \cos(n\psi - \varphi_n) \quad (1)$$

式中: \$\theta\_0\$ 为襟翼总距, \$\theta\_c\$ 为襟翼横向周期变距, \$\theta\_s\$ 为襟翼纵向周期变距, \$\theta\_{HHCn}\$ 为襟翼操纵某谐波阶数的幅值, \$n\$ 为谐波阶数 (\$n=2, 3, \dots, k\$), \$\psi\$ 为旋翼方位角, \$\varphi\_n\$ 为某谐波阶数的相位。

试验时,针对不同襟翼偏角探究噪声响应规律,保持襟翼的总距和周期变距不变,分别就某单一谐波阶数下的谐波幅值、相位变化对旋翼噪声的影响进行研究。

首先在旋翼不旋转时采集背景噪声,其次分别在旋翼转速400 r/min,500 r/min时对襟翼施加高阶谐波控制,采集旋翼噪声。具体实施时,保持襟翼某一谐波阶数固定,谐波幅值和谐波相位先后按照设定的规律变化。表1给出了试验时襟翼偏角的输入状态。

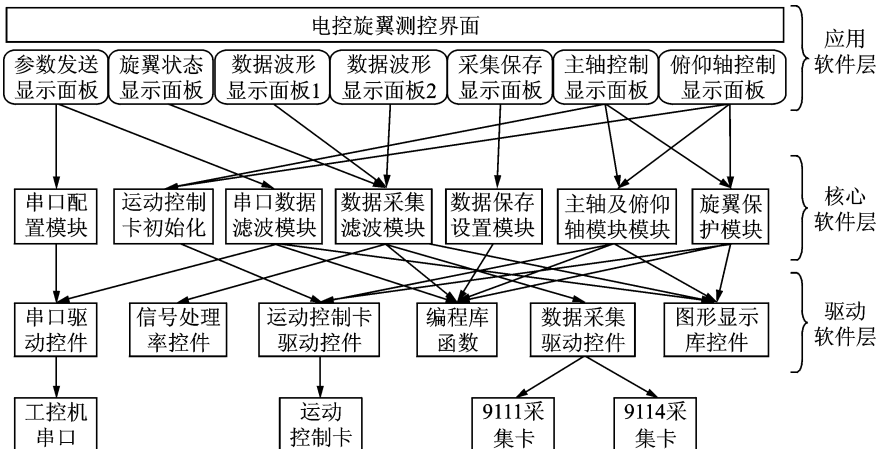


图8 电控旋翼测控系统上位机软件程序框架

Fig. 8 PC software program framework of electrically controlled rotor control system

表 1 襟翼偏角的输入状态表

Tab. 1 Conditions of flap angle inputs

转速/ (r · min <sup>-1</sup> )	谐波阶 数/rev	谐波幅值/(°)				
		2	4	6	8	10
400	2	谐波相位 0°, 60°, 120°, 180°, 240°, 300°				
	3	谐波相位 0°, 60°, 120°, 180°, 240°, 300°				
	4	谐波相位 0°, 60°, 120°, 180°, 240°, 300°				
500	2	谐波相位 0°, 60°, 120°, 180°, 240°, 300°				
	3	谐波相位 0°, 60°, 120°, 180°, 240°, 300°				

## 2.2 噪声水平评估方法

通过对时域声压信号进行离散化,利用式(2)计算有效声压。

$$p_e^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N p_i^2 \quad (2)$$

式中:  $p$  为某时刻的声压,  $N$  为某段时间内采集到的点数,  $p_e$  为有效声压。进一步根据声压级定义得到噪声的声压级频谱,有

$$L_p = 20 \lg \frac{p_e}{p_{ref}} \quad (3)$$

式中:  $L_p$  为声压级,  $p_{ref}$  为空气基准声压,  $p_e$  为有效声压。

## 3 试验结果与分析

本节以曲线图的形式给出了不同旋翼转速(400 r/min, 500 r/min)、不同襟翼高阶谐波输入(2/rev, 3/rev, 4/rev)情况下,幅值与相位分别按表 1 中的状态变化对电控旋翼噪声的影响规律。各图图例中的“Control on”表示施加主动控制, mic1, mic2, mic3 表示 1 号, 2 号和 3 号麦克风测得的声压级, mic AVG 表示 3 个麦克风所测得声压级的平均值。

当襟翼偏角的幅值、阶数和相位为某一数值时,噪声声压级最小,定义此状态为最优噪声控制状态。对此状态下旋翼台体的振动水平也进行了初步的分析。

### 3.1 襟翼谐波相位控制对噪声的影响规律

从图 9 中可以看出,旋翼转速 400 r/min 时,施加襟翼 2/rev、幅值 6° 的相位扫略控制后,不同测点的噪声声压级差异较大,各测点处的声压级变化趋势不同。其中,对于旋翼桨盘下方的 1 号麦克风,180° 为其最优控制相位,声压级最多可降低约 2 dB。平均声压级变化趋势与 1 号麦克风的声压级变化趋势基本一致,最优噪声控制相位也基本相同。平均声压级在控制相位 120°~200° 区间均有所降低,在 180° 时最大降低约 0.5 dB。

从图 10 可以看出,旋翼转速 400 r/min 时,施加襟翼 3/rev、幅值 6° 的相位扫略控制后,旋翼桨盘平面内 3 号麦克风的声压级比其他测点处声压

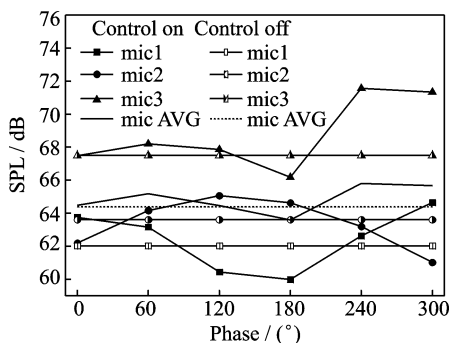


图 9 相位扫略时,各测点处声压级(旋翼转速 400 r/min,襟翼 2/rev,幅值 6°)

Fig. 9 Sound pressure level of measurement points under phase sweep (Rotor rotating speed 400 r/min, 2/rev flap input, amplitude 6°)

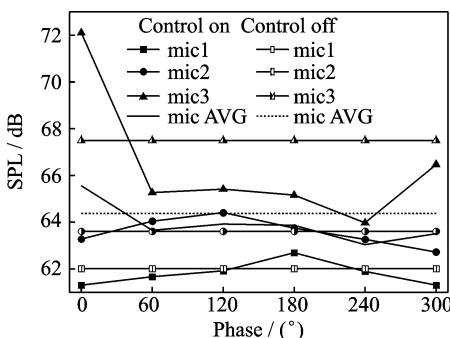


图 10 相位扫略时,测点处声压级(旋翼转速 400 r/min,襟翼 3/rev,幅值 6°)

Fig. 10 Sound pressure level of measurement points under phase sweep (Rotor rotating speed 400 r/min, 3/rev flap input, amplitude 6°)

级变化大。

其中,对于桨盘平面内 3 号麦克风,其最优控制相位为 240°,声压级最多可降低约 3.5 dB。且 3 号麦克风的声压级与平均声压级变化趋势基本一致。平均声压级在控制相位 30°~300° 区间均有所降低,在 240° 时最大降低约 0.6 dB。

图 11 给出了旋翼转速 500 r/min 时,施加襟翼 2/rev、幅值 6° 的相位扫略控制后各测点处的声压级变化。桨盘平面内 3 号麦克风处声压级的变化比较大,其噪声最优控制与最差控制两个状态下声压级相差 15 dB;桨盘平面上 2 号麦克风的噪声最优控制相位为 240°,声压级最多可降低约 3.5 dB;对于桨盘平面下 1 号麦克风,300° 为其噪声最优控制相位,声压级最多可降低约 1 dB。平均声压级在最优控制相位 300° 时最多降低 0.8 dB。

图 12 给出了旋翼转速 500 r/min 时,施加襟翼 3/rev、幅值 10° 的相位扫略控制后各测点处的声压级变化。桨盘平面上 2 号麦克风与桨盘平面内 3 号麦克风的声压级变化量较大。其中,2 号麦克风的噪声最优控制相位为 180°,声压级最多降

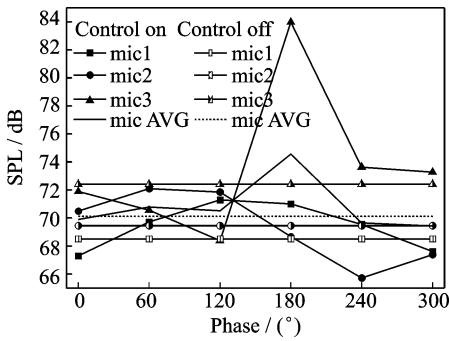


图 11 相位扫略时,测点处声压级(旋翼转速 500 r/min,襟翼 2/rev,幅值 6°)

Fig. 11 Sound pressure level of measurement points under phase sweep (Rotor rotating speed 500 r/min, 2/rev flap input, amplitude 6°)

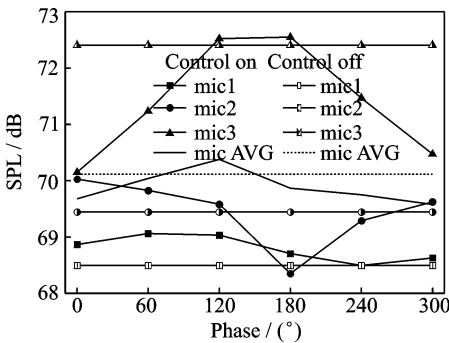


图 12 相位扫略时,测点处声压级(旋翼转速 500 r/min,襟翼 3/rev,幅值 10°)

Fig. 12 Sound pressure level of measurement points under phase sweep (Rotor rotating speed 500 r/min, 3/rev flap input, amplitude 10°)

低约 1 dB;3 号麦克风在控制相位为 0°~110°与 180°~300°时,声压级均降低,0°为其最优控制相位,声压级最多降低约 2.3 dB。平均声压级在控制相位为 0°~60°与 150°~300°时,声压级均有所降低,最优控制相位 300°时,声压级降低约 0.5 dB。

### 3.2 襟翼谐波幅值控制对噪声的影响规律

图 13 给出了旋翼转速 400 r/min 时,施加襟翼 2/rev 幅值扫略控制后,各测点处的声压级变化。由图可知,整个幅值扫略过程中,1 号麦克风与 2 号麦克风的声压级均处于减小状态。3 号麦克风声压级变化剧烈,基本随谐波幅值的增大而增大,且声压级变化幅度较大。平均声压级随襟翼谐波幅值的增大呈先减小后增大的趋势,在幅值为 6°时,平均声压级最多降低约 2 dB。在幅值大于 9°时,平均声压级增大。

从图 14 可以看出,旋翼转速 400 r/min 时,施加襟翼 3/rev 的幅值扫略控制后,3 个麦克风的声压级均处于减小状态。其中,2 号麦克风的声压级随襟翼谐波幅值的增大一直减小。3 号麦克风的

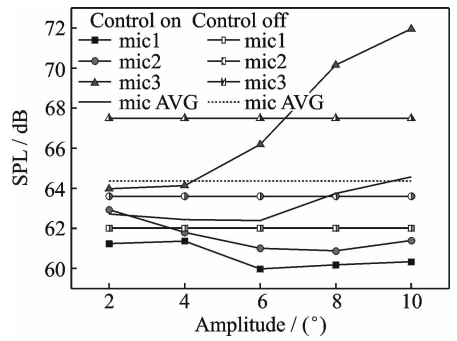


图 13 幅值扫略时,测点处声压级(旋翼转速 400 r/min,襟翼 2/rev)

Fig. 13 Sound pressure level of measurement points under amplitude sweep (Rotor rotating speed 400 r/min, 2/rev flap input)

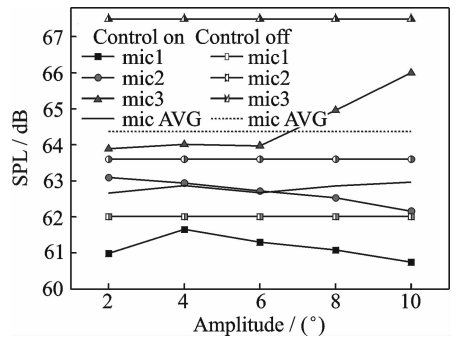


图 14 幅值扫略时,测点处声压级(旋翼转速 400 r/min,襟翼 3/rev)

Fig. 14 Sound pressure level of measurement points under amplitude sweep (Rotor rotating speed 400 r/min, 3/rev flap input)

声压级在谐波幅值 2°时,声压级最多降低约 3.6 dB。平均声压级降低量为 -1.7~-1.3 dB 之间。

从图 15 可以看出,旋翼转速 400 r/min 时,施加襟翼 4/rev 的幅值扫略控制后,1 号麦克风与 3 号麦克风的声压级随谐波幅值增大均处于减小状态。2 号麦克风的声压级随谐波幅值增大而增大。

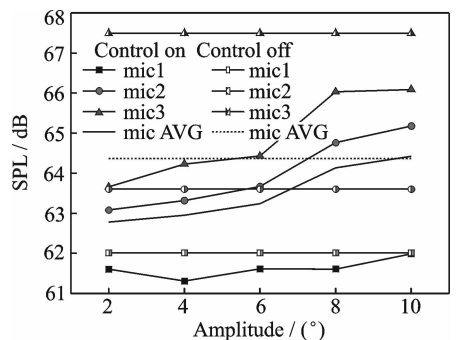


图 15 幅值扫略时,测点处声压级(旋翼转速 400 r/min,襟翼 4/rev)

Fig. 15 Sound pressure level of measurement points under amplitude sweep (Rotor rotating speed 400 r/min, 4/rev flap input)

其中,2号麦克风的声压级变化范围为-0.5~1.7 dB。平均声压级随襟翼谐波幅值的增大而增大,在幅值为2°时,平均声压级最多降低1.5 dB。

从图16可以看出,旋翼转速为500 r/min时,施加襟翼2/rev的幅值扫略控制后,3个麦克风的声压级整体上随幅值扫略呈增大趋势。其中,桨盘下方1号麦克风的声压级变化较大,谐波幅值为4°时,其声压级最多可降低约3.5 dB。平均声压级随幅值扫略呈先减小后增大的趋势,声压级降低量为-4~2 dB,噪声最优控制幅值为4°,幅值大于8°时噪声的控制效果变差。相比旋翼转速400 r/min,襟翼2/rev的幅值扫略,旋翼转速500 r/min,襟翼2/rev的幅值扫略对噪声的主动控制效果更明显。

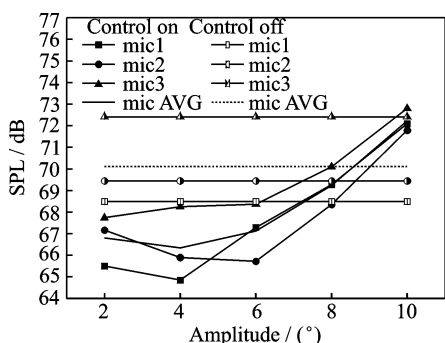


图 16 幅值扫略时,测点处声压级(旋翼转速 500 r/min,襟翼 2/rev)

Fig. 16 Sound pressure level of measurement points under amplitude sweep(Rotor rotating speed 500 r/min, 2/rev flap input)

从图17可以看出,旋翼转速500 r/min时,施加襟翼3/rev的幅值扫略控制后,各个测点处的声压级均有所降低,与旋翼转速400 r/min,襟翼3/rev的幅值扫略结果类似。其中,1号麦克风的声压级最优控制幅值为2°,声压级降低约3.7 dB;2号麦克风的声压级最优控制幅值为6°,声压级降低约3 dB;3号麦克风的声压级最优控制幅值为6°,

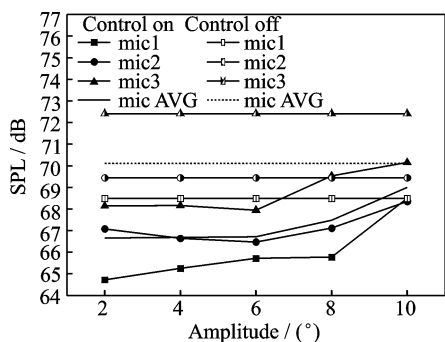


图 17 幅值扫略时,测点处声压级(旋翼转速 500 r/min,襟翼 3/rev)

Fig. 17 Sound pressure level of measurement points under amplitude sweep(Rotor rotating speed 500 r/min, 3/rev flap input)

声压级降低约4.5 dB。平均声压级在幅值2°时达到最优控制效果,声压级最多降低约3.5 dB。

### 3.3 襟翼谐波阶数对噪声的影响规律

从图18中可以看出,旋翼转速400 r/min时,施加襟翼不同阶数的谐波控制后,1号麦克风与2号麦克风声压级的降低量随着谐波阶数的增加而减小;3号麦克风声压级的降低量随着谐波阶数的增加而增大。其中,施加襟翼2/rev的谐波控制可对桨盘平面上方及下方的噪声取得较好的控制效果,而襟翼谐波阶数的变化对位于桨盘平面内3号麦克风的声压级影响并不明显。平均声压级的降低量随着谐波阶数的增加而减小,其最优的控制谐波阶数为2/rev。

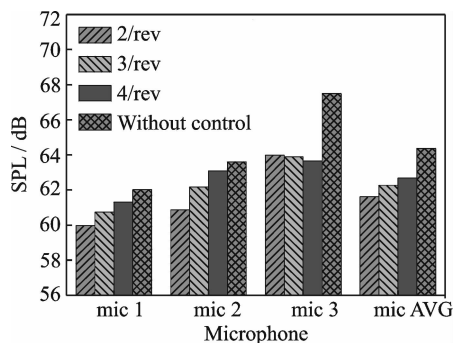


图 18 襟翼各谐波阶数最优控制时,测点处声压级(旋翼转速 400 r/min)

Fig. 18 Sound pressure level at each measurement point during optimal control of each flap harmonic (Rotor rotating speed 400 r/min)

从图19中可以看出,旋翼转速500 r/min时,施加襟翼不同阶数的谐波控制后,1号麦克风声压级的降低量随谐波频率变化不大,2号麦克风与3号麦克风声压级的降低量随谐波频率增加而减小。平均声压级的降低量随谐波频率的增加而略微减小,整体上较优的谐波控制频率为2/rev。

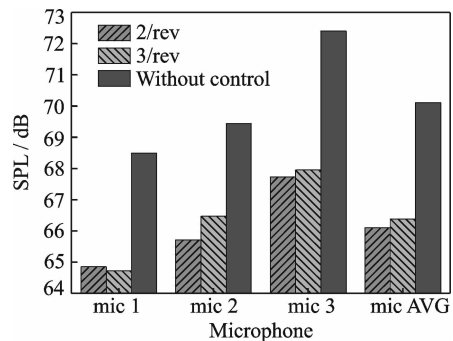


图 19 襟翼各谐波阶数最优控制时,测点处声压级(旋翼转速 500 r/min)

Fig. 19 Sound pressure level at each measurement point during optimal control of each flap harmonic (Rotor rotating speed 500 r/min)

### 3.4 噪声主动控制对台体振动的影响

图 20, 21 分别给出了旋翼在转速 400, 500 r/min 情况下, 最优噪声控制时, 电控旋翼试验台加速度传感器监控点处的 3 个方向的振动水平。整体上, 最优噪声控制状态下, 台体的各向振动水平相对于无控状态均有所增大。但在旋翼转速 500 r/min, 1 号麦克风最优噪声控制时, 台体 Z 向(水平测向)振动水平显著降低。

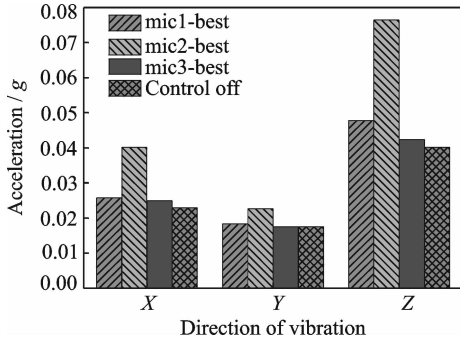


图 20 最优噪声控制时, 电控旋翼台测点处的三向振动水平(旋翼转速 400 r/min)

Fig. 20 Vibration levels in three directions of electrically controlled rotor test rig under optimal noise control condition (Rotor rotating speed 400 r/min)

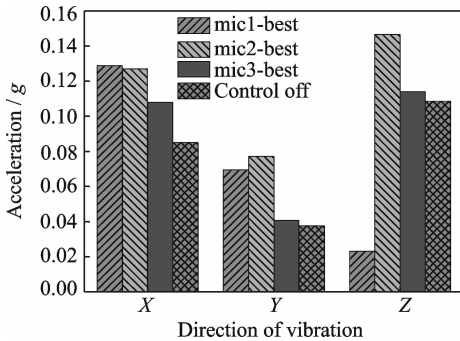


图 21 最优噪声控制时, 电控旋翼台测点处的三向振动水平(旋翼转速 500 r/min)

Fig. 21 Vibration levels in three directions of electrically controlled rotor test rig under optimal noise control condition (Rotor rotating speed 400 r/min)

## 4 结 论

本文基于电控旋翼综合试验台, 搭建了噪声控制试验系统, 通过开展悬停状态试验, 研究了不同旋翼转速、不同襟翼谐波阶数控制下的幅值、相位变化对旋翼噪声的影响规律, 得到了以下主要结论:

(1) 施加噪声控制后, 在旋翼转速为 400 r/min 时, 旋翼噪声平均声压级最多可降低 2 dB; 旋翼转速 500 r/min 时, 最多降低 4dB。较高的转速

下, 主动降噪的效果体现得更明显。

(2) 整体而言, 试验结果表明最佳的旋翼噪声主动控制襟翼谐波阶数为  $2/\text{rev}$ 。对于本次试验, 襟翼谐波的最优控制幅值小于  $6^\circ$ , 最优控制相位在  $180^\circ \sim 300^\circ$  之间。

(3) 随旋翼转速的增加, 旋翼总声压级增大, 但旋翼台振动水平可能减小, 也可能增大, 说明主动控制情况下的旋翼噪声与台体振动之间无必然关系。

### 参考文献:

- [1] 陆洋. 电控旋翼系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.  
LU Yang. Research on electronically controlled rotor system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [2] 陆洋. 电控旋翼——一种新概念旋翼系统[J]. 航空科学技术, 2007(6): 12-16.  
LU Yang. Electrically controlled rotor—A new concept rotor system [J]. Aeronautical Science and Technology, 2007(6): 12-16.
- [3] 孙超, 陆洋, 马锦超. 基于独立桨距控制的电控旋翼主动振动控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 251-255.  
SUN Chao, LU Yang, MA Jinchao. Active control of electrically controlled rotors based on independent pitch control [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 251-255.
- [4] 史勇杰, 招启军, 徐国华. 旋翼桨-涡干扰气动特性计算及参数影响研究[J]. 航空学报, 2010, 31(6): 1106-1114.  
SHI Yongjie, ZHAO Qijun, XU Guohua. Aeroacoustic characteristics calculation and parameter influence of rotor blade-vortex disturbance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6): 1106-1114.
- [5] 冯剑波, 陆洋, 徐锦法. 旋翼桨涡干扰噪声开环桨距主动控制研究[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 2901-2909.  
FENG Jianbo, LU Yang, XU Jinfa. Study on active control of rotor-blade vortex interference noise with open-loop pitch [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 2901-2909.
- [6] 王亮权, 徐国华, 史勇杰, 等. 高阶谐波控制对旋翼桨-涡干扰载荷和噪声的影响[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 65-74.  
WANG Lianguan, XU Guohua, SHI Yongjie, et al. Influence of higher order harmonic control on propeller-vortex disturbance load and noise of rotorcraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 65-74.

- [7] SHEN J, CHOPRA I. Swashplateless helicopter rotor with trailing-edge flaps[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 41(2):208-214.
- [8] YUNG H Y, GMELIN B, SPLETTSTOESSER W, et al. Reduction of helicopter blade-vortex interaction noise by active rotor control technology[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1997, 33(9/10): 647-687.
- [9] JANAKIRAM R D, SIM B W, KITAPLIOGLU C, et al. Blade-vortex interaction noise characteristics of a full-scale active flap rotor[C]//American Helicopter Society 65th Annual Forum. Grapevine, Texas; [s. n.], 2009:27-29.
- [10] BROOKS T F, BOOTH E R J, JOLLY J R J, et al. Reduction of blade-vortex interaction noise using higher harmonic pitch control[J]. *Unknown*, 1989, 35(1):86-91.
- [11] SPLETTSTOESSER W R, SCHULTZ K, KUBE R, et al. A higher harmonic control test in the DNW to reduce impulsive BVI noise[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1994, 39(4):3-13.
- [12] YANG C, AOYAMA T, SAITO S. Comprehensive study on active flap control for BVI noise reduction [J]. *Jaxa Research & Development Report*, 2008, 7: 1-26.
- [13] 王华明, 陈本现. 悬停状态下旋翼旋转噪声的分析 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35(3):273-276. WANG Huaming, CHEN Benxian. Analysis of rotor rotation noise in hovering state[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2003, 35(3):273-276.
- [14] 陆洋, 王浩文, 高正. 原理性电控旋翼系统试验研究 [J]. *空气动力学学报*, 2006, 24(2):250-255. LU Yang, WANG Haowen, GAO Zheng. Experimental study on the principle of electronically controlled rotor system[J]. *Journal of Aerodynamics*, 2006, 24(2):250-255.
- [15] 董祥见, 陆洋. 基于 LabVIEW 的电控旋翼测控系统设计 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2017, 49(2):251-257. DONG Xiangjian, LU Yang. Design of electronically controlled rotor measurement and control system based on LabVIEW[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2017, 49(2): 251-257.

(编辑:刘彦东)



