

电控旋翼低频面内谐波噪声主动控制试验

冯剑波, 陆 洋, 卫瑞智

(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: 为降低旋翼低频面内谐波噪声,以电控旋翼(ECR)综合试验系统为平台,开发了相应的噪声测试与控制系统,并提出了电控旋翼噪声频域自适应主动控制方法。在此基础上,开展了悬停状态下的低频面内谐波噪声闭环主动控制试验。试验中,襟翼控制频率为 10 Hz 以桨尖平面内传声器所测噪声作为闭环反馈,另两个位置处传声器所测噪声作为监测量,同时对桨毂位置处的振动水平进行监测。施加主动控制后,控制系统历时约 5 s 达到稳态,收敛速度较快且收敛过程无明显超调;最大可降低桨盘平面传声器位置处的低频面内谐波噪声为 9.4 dB,桨毂位置处旋翼通过频率振动水平则略有增大。试验结果表明该噪声测试与控制系统可有效实现电控旋翼低频面内谐波噪声控制,同时也验证了频域自适应算法用于减小低频面内谐波噪声的可行性及有效性。

关 键 词: 直升机; 电控旋翼 (ECR); 低频面内谐波噪声; 主动控制; 襟翼

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Experiment on active control of low frequency in-plane harmonic noise for electrically controlled rotor

FENG Jianbo, LU Yang, WEI Ruizhi

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

Abstract: In order to reduce rotor low frequency in-plane harmonic noise, a noise measuring system and a control system were developed accordingly and a frequency-domain active control method was proposed based on the integrated test rig of electrically controlled rotor (ECR). Then the close-loop active control experiments of low frequency in-plane harmonic noise using ECR were performed in hover state. During the experiment, the control frequency of the flap was 10 Hz, the noise signal captured by the microphone in plane was used as feed-back signal and the noise signals captured by the other two microphone were used for monitoring. At the same time the vibration level of the hub was monitored. After control, the control system took 5 s to enter into a steady state, the convergence speed was fast and there was no obvious overshoot during convergence. 9.4 dB noise reduction was possible at the location of the microphone in plane, and the vibration level of the hub increased a little. Experiment results showed that the developed control system was effective and reliable in reducing low frequency in-plane harmonic noise through the tests, and the feasibility and effective-

收稿日期: 2017-11-30

基金项目: 国家自然科学基金(51375229); 江苏高校优势学科建设工程资助项目(PAPD)

作者简介: 冯剑波(1988—),男,博士生,研究方向为旋翼振动与噪声控制。E-mail:fengjianbo@nuaa.edu.cn

通讯作者: 陆洋(1977—),男,副教授,博士,研究方向为直升机动力学及其控制。E-mail:luyang@nuaa.edu.cn

引用格式: 冯剑波,陆洋,卫瑞智. 电控旋翼低频面内谐波噪声主动控制试验[J]. 航空动力学报,2018,33(12):2950-2957. FENG Jianbo, LU Yang, WEI Ruizhi. Experiment on active control of low frequency in-plane harmonic noise for electrically controlled rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2950-2957.

tiveness of the frequency-domain active control algorithm in reducing low frequency in-plane harmonic noise were validated.

Key words: helicopter; electrically controlled rotor (ECR);
low frequency in-plane harmonic noise; active control; flap

众所周知,直升机旋翼噪声水平严重,近年来,如何有效降低旋翼的噪声水平越来越引起业内研究人员的重视^[1]。低频面内谐波(low frequency in-plane harmonic, LF-IPH)噪声是典型的旋翼噪声组成部分之一,主要由厚度噪声及面内载荷噪声构成,其主要频率范围为 1~3 阶桨叶通过频率(blade passage frequency, BPF)^[2-3]。与桨涡干扰(blade vortex interaction, BVI)噪声^[4]及高速脉冲(high speed impulsive, HSI)噪声^[5]不同,LF-IPH 噪声存在于直升机各个飞行状态。由于其方向性强、传播距离远,直升机的声学可探测性往往取决于 LF-IPH 噪声^[6]。对于军用直升机,过大的 LF-IPH 噪声使直升机过早暴露目标,与其隐身要求相悖;对于民用直升机,由于常在人口稠密的城区起降、低空低速飞行,噪声污染已成为公害之一。

过去的 20 余年间,国内外直升机制造厂商采用了降低桨尖马赫数、选用先进桨尖等被动方法,一定程度上降低了 LF-IPH 噪声水平^[7]。为进一步降低直升机噪声水平,近年来,一些学者开始尝试利用主动控制方法^[8-10]降低旋翼 LF-IPH 噪声。

2008 年,美国国家航空航天局(NASA) Ames 研究中心的 Sim 提出了利用旋翼主动控制方法降低 LF-IPH 噪声的概念,并基于主动后缘襟翼技术(actively controlled flaps, ACF)开展了理论及开环仿真研究^[11];研究表明频率为 2 倍旋翼转速,幅值为 2°的襟翼控制可以降低某点处的 LF-IPH 噪声约为 5.5 dB。随后,Sim 联合波音公司的 JanakiRam 等在 NASA Ames 研究中心的 12.129 m×24.38 m 风洞中进行了全尺寸风洞试验,验证了 ACF 技术降低 LF-IPH 噪声的有效性^[3]。试验表明合理的后缘襟翼控制可改善前行边桨叶的面内载荷分布,使之产生的面内载荷噪声可部分抵消稳态厚度噪声,进而降低 LF-IPH 噪声。此外,马里兰大学的 Sargent 等基于主动叶尖喷射技术进行了 LF-IPH 噪声的降噪研究,并通过原理性试验验证了该方法的可行性和有效性^[12-13]。

国内对直升机 LF-IPH 噪声的研究开展较晚,且到目前为止,仅陆洋等基于电控旋翼^[14-15]对

LF-IPH 噪声进行了开环主动控制试验研究^[16]。

此外,需要说明的是,尽管国外针对主动控制用于降低 LF-IPH 噪声的研究已开展多年,但相关工作主要集中在开环控制效果及控制方法的研究上,对于闭环控制并没有太多关注。虽然国外目前鲜有公开的关于 LF-IPH 噪声主动控制闭环算法的相关文献,但对于 BVI 噪声的主动控制已开展多年,其所发展的频域 T 矩阵算法^[17-19]对于 LF-IPH 噪声主动控制具有很好的借鉴意义,因此作者将该方法引入 LF-IPH 噪声主动控制,并利用电控旋翼综合试验台开展了 LF-IPH 噪声的闭环主动控制试验。

1 试验系统

电控旋翼 LF-IPH 噪声闭环主动控制试验在本课题组研制的电控旋翼试验系统上进行,该系统主要由电控旋翼综合试验台及 LF-IPH 噪声测控系统组成,本节给出其各部分系统构成及噪声控制试验系统工作原理。

1.1 电控旋翼综合试验台

电控旋翼采用 2 片桨叶的“跷跷板”构型,旋翼直径为 3 m,桨叶长约为 1.05 m,桨叶弦长为 178 mm,负扭为 4°,桨尖形状为抛物后掠状,翼型为 OA212;襟翼长度为 0.3 m,弦长为 50 mm,襟翼径向安装位置为 0.6R~0.8R(R 为桨叶半径)。桨叶的几何外形如图 1 所示。驱动襟翼偏转的摆动式电磁作动器安装于桨毂支臂内,该作动器具有体积小、输出功率大、频响特性好等优点。作动器工作电压为 48 V,额定电流为 10.1 A,当旋翼转速为 300 r/min 时,作动器带宽为 0~30 Hz。作动器通过埋入桨叶内部的摇臂拉杆机构驱动后缘襟翼运动,襟翼两侧安装有霍尔角度传感器用以测量襟翼偏角。

如图 2 所示,电控旋翼综合试验台主体部分从上到下依次为信号转接盒、旋翼、整流罩、集流环、六分量天平、主轴绝对光电编码器、扭矩传感器和主轴电动机。其中六分量天平用于测量电控旋翼桨毂气动力及气动力矩,主轴电动机用于驱动旋翼旋转,光电编码器用于提供转速信号和方

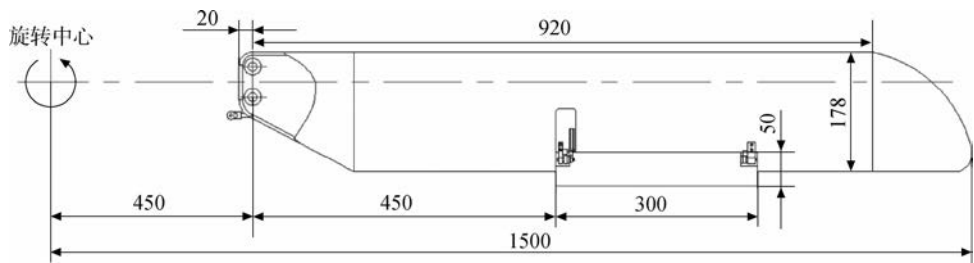


图 1 电控旋翼桨叶几何外形尺寸(单位:mm)

Fig. 1 Geometric profile and dimension of the blade of ECR (unit:mm)

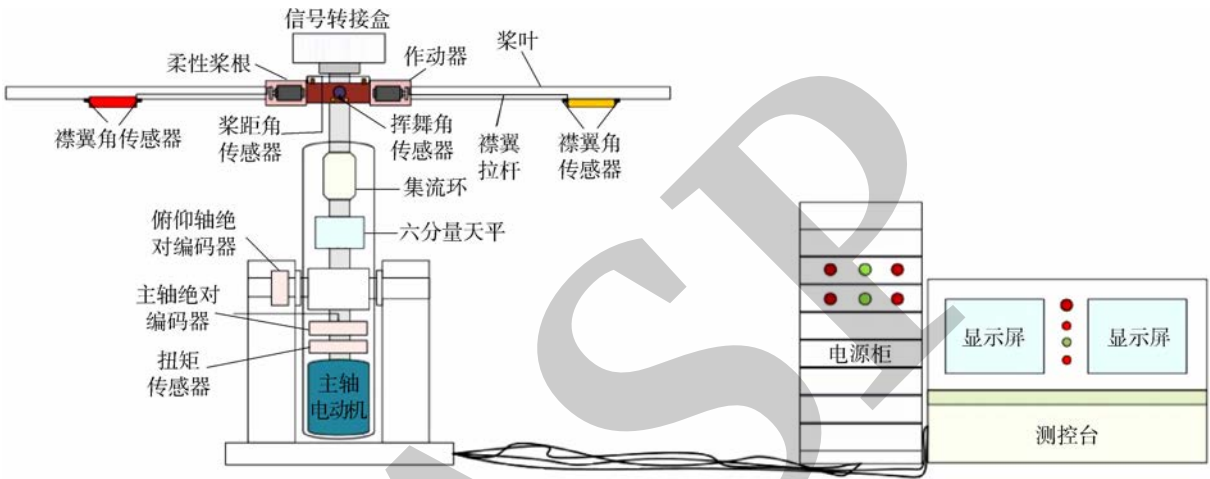


图 2 电控旋翼综合试验台系统结构简图

Fig. 2 Brief structure diagram of the integrated experiment rig of ECR

位角信号,并作为控制算法中触发采样、计算、输出和系统在线辨识更新的基准。试验台的控制柜部分主要由电源柜及测控台组成,电源柜为主轴电动机、作动器及上位机等提供电源,测控台则主要进行电控旋翼的操控。图 3 给出了电控旋翼综合试验台主体部分实物图。



图 3 电控旋翼综合试验台主体部分

Fig. 3 Main structure of the integrated experiment rig of ECR

1.2 LF-IPH 噪声测控系统

由于 LF-IPH 噪声主要辐射范围集中于桨尖平面上下 30° 左右^[7],据此安排传声器测点位置,如图 4 所示。利用 3 个 PCB LW028264 型自由场传声器测量电控旋翼 LF-IPH 噪声。为减小传声器输出信号所受到的电磁干扰,试验中首先利用 CM3508 动态信号调理器对传声器测量的噪声信号进行滤波放大,之后利用三通将一路信号直接导入 F2812DSP,另一路信号则导入 NI6221 数据采集卡进行采集及处理分析,采样频率为 2000 Hz。此外,试验时还在电控旋翼桨毂下方的平台上安装了一只 Lance Lc0111 型三轴加速度

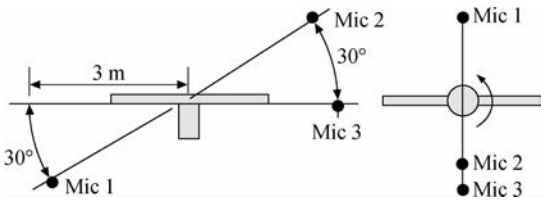


图 4 传声器测点布置

Fig. 4 Microphone positions

传感器,用于监测电控旋翼试验台的振动情况,振动信号同样由 NI6221 数据采集卡进行数据采集和处理分析。

1.3 电控旋翼 LF-IPH 噪声主动控制系统工作原理

电控旋翼 LF-IPH 噪声的闭环控制原理如图 5 所示。系统执行过程如下:传声器获取的电压信号首先进入动态信号调理器进行滤波放大,经过 AD(analog digital)采样后进入 DSP(digital signal processor);进一步,DSP 在得到由 GPIO(general-purpose input/output)口输入的光电编码器的数字触发信号后,读取 AD 采样的声音信号,经过快速傅里叶变换由时域信号转为频域信号,导入 T 矩阵控制算法进行计算,得出控制量,再由频域信号转换为时域信号;最后,通过 DA(digital analog)芯片转化为电压输出,控制作动器进行襟翼幅值和相位调节,进而通过气弹响应改变旋翼的气动载荷,最终改变电控旋翼的 LF-IPH 噪声。

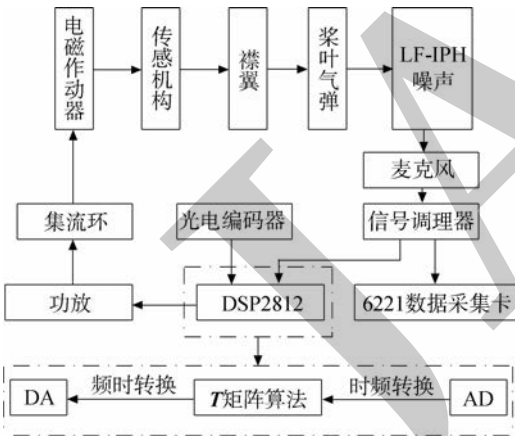


图 5 电控旋翼 LF-IPH 噪声控制系统原理图
Fig. 5 Schematic diagram of the ECR LF-IPH noise control system

2 主动控制算法描述

应用于电控旋翼 LF-IPH 噪声主动控制的 T 矩阵算法结构框图如图 6 所示,主要由两部分组成:最优控制量计算和系统在线辨识。

图 6 中 W 为扰动与噪声之间的频响矩阵。襟翼控制输入与 LF-IPH 噪声之间的关系可写成如下的全局模型:

$$z_n = z_{0n} + T\theta_n \tag{1}$$

式中 z_n 为有控时测点噪声的复响应幅, z_{0n} 为无控

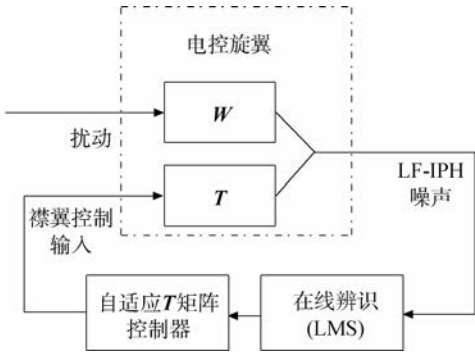


图 6 T 矩阵算法结构框图
Fig. 6 Structure block diagram of T matrix algorithm

时测点噪声响应的复响应幅, T 为控制通道频响矩阵, θ_n 为襟翼控制量的复控制幅。下标 n 为第 n 时间段(相当于第 n 转)。

根据噪声 z_n 、襟翼控制量 θ_n 及襟翼控制增量 $\Delta\theta_n$ 的加权平方和,建立如下二次性能目标函数 J :

$$J = z_n^T L z_n + \theta_n^T Q \theta_n + \Delta\theta_n^T R \Delta\theta_n \tag{2}$$

式中对角矩阵 L 、 Q 和 R 分别为噪声响应、控制量和控制增量的加权矩阵。

令 $\partial J / \partial \theta_n = 0$, 可以计算出使 J 最小的襟翼最优控制量 $\theta_{n,opt}$

$$\theta_{n,opt} = -D_n T^T L z_{0n} + D_n R \theta_{n-1} \tag{3}$$

式中 $D_n = (T^T L T + Q + R)^{-1}$ 。

系统辨识采用计算量较小且无须进行矩阵求逆的 LMS(least mean square)算法,其更新迭代公式如下:

$$T_{n+1} = T_n + \mu \theta_n^T (z_n - \theta_n T_n) \tag{4}$$

式中 μ 为收敛系数,与矩阵 T 的维数相同,通过调节收敛系数的大小,可以改变辨识的收敛速度,但同时会影响 T 矩阵算法的稳定性。试验时, μ 的取值需根据具体问题具体分析。

3 试验及数据处理方法

3.1 试验步骤

1) 搭建试验测控系统并调试,确认电控旋翼系统及测控系统正常可靠运行。

2) 在悬停状态下,旋翼工作转速状态,不施加襟翼操纵,测量无控时 3 个传声器的噪声信号,将其作为电控旋翼 LF-IPH 噪声的基准量。

3) 在同样的旋翼转速下,基于 T 矩阵法进行电控旋翼 LF-IPH 噪声的闭环控制试验。选取合适的收敛系数及 L 、 Q 和 R 加权矩阵以获得较好的收敛速度及降噪效果。

3.2 试验数据处理方法

LF-IPH 噪声为低频噪声,其主要频率范围为 1~3 阶桨叶通过频率^[3],本次试验取 CM3508 的低通截至频率为 100 Hz。采集卡采集的噪声信号为经过放大处理的离散电压信号,根据放大倍数及传声器灵敏度将其转化为离散的声压信号。本试验预设的放大倍数为 100 倍,传声器灵敏度为 50 mV/Pa。获得离散声压信号之后,利用式(5)计算有效声压。

$$p_e = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N p_i^2} \tag{5}$$

进一步根据声压级计算公式(式(6)),式中 L_{sp} 为声压级 (SPL), p_{ref} 为参考声压, p_e 为有效声压。

$$L_{sp} = 20 \lg \frac{p_e}{p_{ref}} \tag{6}$$

4 试验结果与分析

电控旋翼 LF-IPH 噪声的闭环控制试验在悬停状态下进行,出于安全性及噪声控制效果的综合考虑,选定旋翼工作转速为 300 r/min。取图 4 中 Mic 3 所测噪声为闭环反馈值, Mic 1、Mic 2 所测噪声及三轴加速度传感器所测振动作为监测量。

图 7 及给出了无控状态时 Mic 3 测得的 LF-IPH 噪声响应时间历程,图中 p_s 表示声压, t 表示时间。

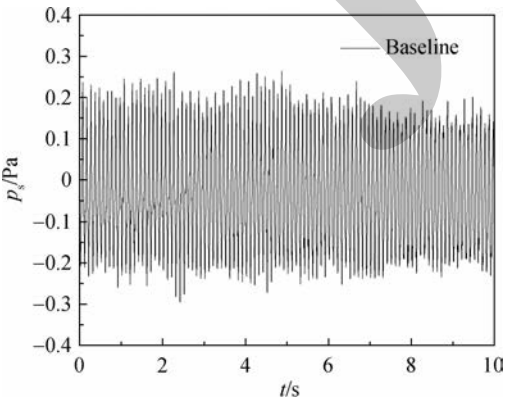


图 7 Mic 3 测得的 LF-IPH 噪声响应时间历程 (无控状态)

Fig. 7 Time history of LF-IPH noise response of Mic 3 (without control)

由图 7 可知,无控状态时所测得的 LF-IPH 噪声幅值约为 0.2 Pa。进一步对其进行频谱分

析,结果如图 8 所示,图中 f_{bp} 为桨叶通过频率 (BPF) 的量符号记法。

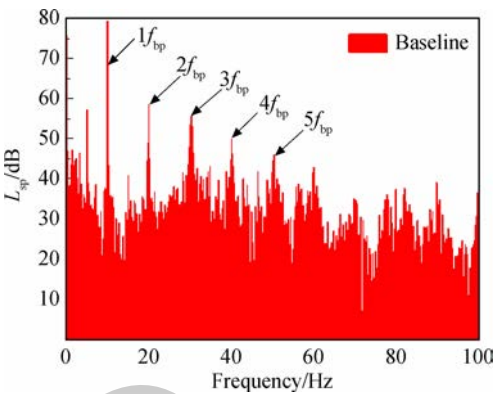


图 8 无控状态噪声频谱

Fig. 8 Noise frequency spectra without control

由图 8 可知,无控状态时,所测得的 LF-IPH 噪声主要频率成分为 1~5 阶桨叶通过频率,其中 $1f_{bp}$ (10 Hz) 所占比例最大,故试验主要对 $1f_{bp}$ 噪声进行控制,襟翼控制频率为 10 Hz。

进行试验时,根据控制效果调整 T 矩阵法各控制器参数。参数选取原则如下:增大收敛系数 μ 可提高系统收敛速度,但会降低稳定性;相对加大 L (或相对减小 Q),降噪效果提高,控制输出增大,反之亦然。最终确定的控制器参数如下: T 矩阵收敛系数 μ 为 $\text{diag}(0.001, 0.001, 0.001, 0.001)$,噪声响应加权矩阵 $L = I_{2 \times 2}$,襟翼控制量加权矩阵 $Q = 0.01 \times I_{2 \times 2}$,襟翼控制增量加权矩阵 $R = 0.1 \times I_{2 \times 2}$ 。

图 9 给出了控制前后 Mic 3 测得的 LF-IPH 噪声响应时间历程。其中 0~5 s 为无控段,5 s 时 T 矩阵算法开始运行。

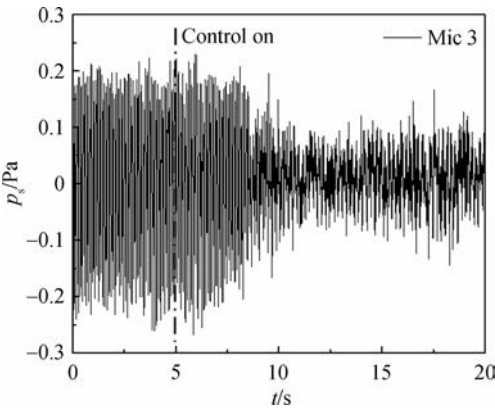


图 9 Mic 3 测得的 LF-IPH 噪声响应时间历程 (控制前后)

Fig. 9 Time history of LF-IPH noise response of Mic 3 (before and after control)

如图 9 所示,控制开始后,约 5s 控制系统达到稳态,收敛过程中无明显超调,且 LF-IPH 噪声声压明显降低。由式(5)及式(6)计算可知无控时 Mic 3 处声压级约为 79.5 dB,控制达到稳态时其声压级约为 70.1 dB,噪声降低约 9.4 dB。进一步对控制后的稳态声压数据进行频谱分析,结果如图 10 所示。

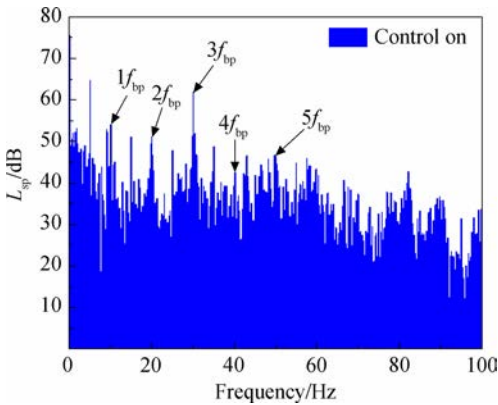


图 10 控后稳态声压频谱

Fig. 10 Noise frequency spectra after control

对比图 8 和图 10 可以看出控制达到稳态之后,频率为 $1f_{bp}$ 的噪声得到了有效的控制,降噪效果明显,而频率为 $3f_{bp}$ 的噪声水平较控前有了明显的增大。其 $f_{bp} \sim 5f_{bp}$ 噪声控制前后对比如图 11 所示。

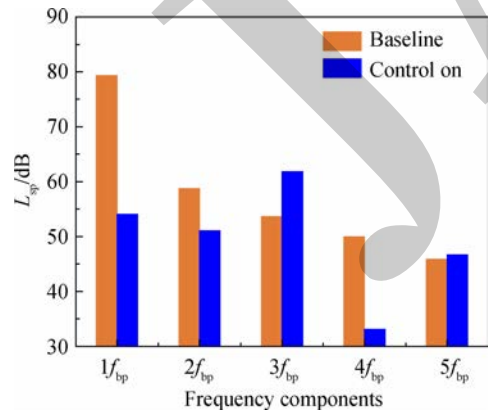
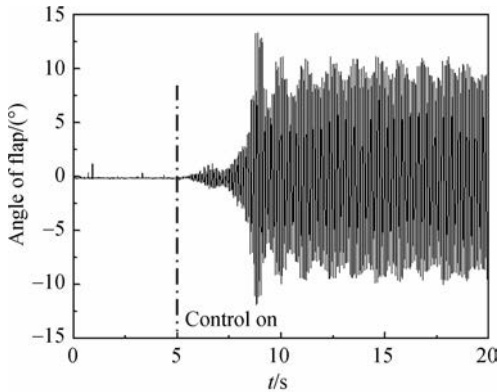


图 11 噪声控制前后对比($1f_{bp} \sim 5f_{bp}$)

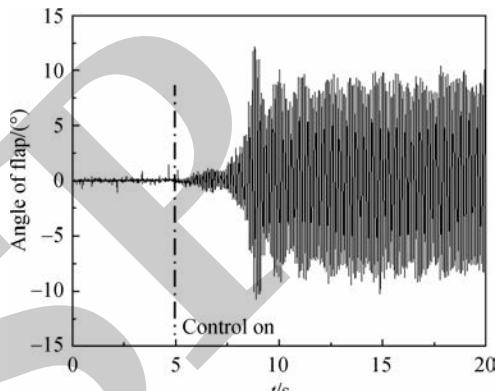
Fig. 11 Comparison of the noise before and after control ($1f_{bp} \sim 5f_{bp}$)

由图 11 可知 $1f_{bp}$ 噪声降低约 24 dB, $2f_{bp}$ 噪声降低约 8 dB, $3f_{bp}$ 噪声增加约 8 dB。由此可知在对某一频率的 LF-IPH 噪声进行控制时,其他频率的噪声有可能增加也有可能降低。

图 12 给出了控制前后两片襟翼偏转角随时间的变化历程。



(a) 红襟翼



(b) 黄襟翼

图 12 襟翼偏转角时间历程

Fig. 12 Time history of the flap angle

由图 12 可知,5s 时控制算法开始运行,襟翼偏角逐渐增加,约 4 s 之后襟翼偏角达到最大值,其中红襟翼偏角最大值为 13° ,黄襟翼偏角最大值为 12° ,之后襟翼偏角逐渐减小,约 1s 后达到稳态,其中红襟翼偏角稳态值约为 10° ,黄襟翼偏角稳态值约为 9° 。整体而言,控制算法运行稳定且收敛速度较快。

图 13、图 14 给出了 Mic 2 及 Mic 1 所测的噪声时间历程。

由图 13 可知, Mic 2 所测声压时间历程与 Mic 3 类似,在控制开始后,噪声声压明显降低。由式(5)及式(6)计算可知无控时 Mic 2 处声压级约为 79.2 dB,控制达到稳态时其声压级约为 71.1 dB,噪声降低约 8.1 dB。由图 14 可知, Mic 1 所测声压波动较大,且无明显规律。考虑到 Mic 1 的位置距离地面较近,这种现象可能是由于 Mic 1 受地表旋翼乱流的影响而造成的。

图 15 则给出了桨毂下方位置处,控制前后旋翼通过频率($1f_{bp}$)振动水平对比,图中 a 表示加速度, g 表示重力加速度。

由图 15 可知,无控时桨毂下方位置处 X 方

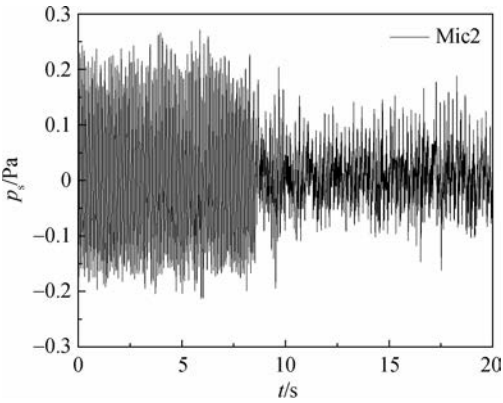


图 13 Mic 2 测得的噪声响应时间历程
Fig. 13 Time history of LF-IPH noise response of Mic 2

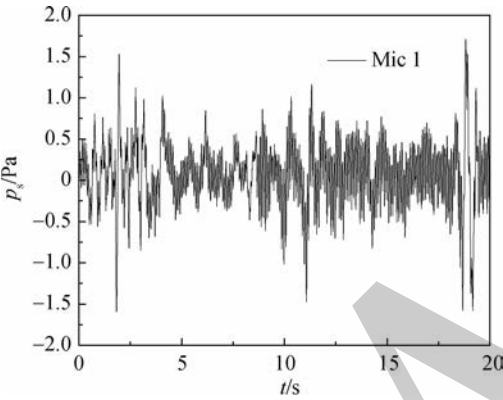


图 14 Mic 1 测得的噪声响应时间历程
Fig. 14 Time history of LF-IPH noise response of Mic 1

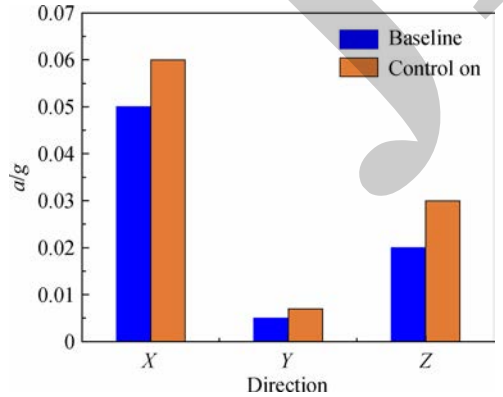


图 15 控前控后振动水平
Fig. 15 Comparison of the vibration level before and after control

向旋翼通过频率振动约为 0.05g, Y 方向振动约为 0.005g, Z 方向振动约为 0.02g。其中 X 方向振动水平增大约 20%, Y 方向增大约 40%, Z 方向增大约 50%。表明在本次试验状态下,主动降

噪的襟翼控制量会引起桨毂位置处 3 个方向的旋翼通过频率振动载荷出现不同程度的增大。

然而,需要说明的是,旋翼噪声与桨毂振动之间并没有必然关系,降噪的同时振动载荷可能增加,也可能减小^[16]。若要同时实现降噪及减振,可将振动和噪声水平同时纳入主动控制算法的目标函数中。

5 结 论

本文基于频域自适应控制算法开发了电控旋翼 LF-IPH 噪声主动控制系统,并开展了悬停状态下的闭环控制试验,得出以下结论:

- 1) 所研制的电控旋翼低频面内谐波噪声主动控制系统可以有效可靠的实现低频面内谐波噪声的主动控制。
- 2) 控制施加后,控制系统可以在 5 s 内达到稳态,电控旋翼 LF-IPH 噪声降低约 9.4 dB,验证了频域自适应控制算法(T 矩阵算法)用于降低 LF-IPH 噪声的可行性及有效性。
- 3) 本次主动控制试验中,电控旋翼 LF-IPH 噪声在明显减小的同时,桨毂下方位置处的振动水平出现一定程度的增大。后续研究中,可同时考虑电控旋翼 LF-IPH 噪声和通过频率旋翼振动水平的主动控制。

参考文献:

[1] SCHMITZ F H. The challenges and possibilities of a truly quiet helicopter[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2016, 61(4): 041001. 1-041001. 33

[2] SCHMITZ F H, AGGARWAL H R, BOXWELL D A. Prediction measurement of a low-frequency harmonic noise of hovering model helicopter rotor[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 786-795.

[3] SIM B W, JANAKIRAM R D, LAU B H. Reduced in-plane, low frequency noise of an active flap rotor[R]. Grapevine, Texas: American Helicopter Society 65th Annual Forum, 2009.

[4] 冯剑波, 陆洋, 徐锦法, 等. 旋翼桨毂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, et al. Research on the effect of open loop active blade pitch control on rotor BVI noise alleviation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 2901-2909. (in Chinese)

[5] 朱正, 招启军. 低 HSI 噪声旋翼桨叶外形优化设计方法[J]. 航空学报, 2015, 36(5): 1442-1452. ZHU Zheng, ZHAO Qijun. Optimization design method for rotor blade-tip shape with low HSI noise characteristics [J]. Acta Aeronautics et Astronautica Sinica, 2015, 36(5):

1442-1452. (in Chinese)

[6] SARGENT D C, SCHMITZ F H. Fundamental experimental studies supporting on-blade tip air blowing control of in-plane rotor harmonic noise[R]. Colorado Springs; the 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2012.

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

[8] BROOKS T F, BOOTH E R, JOLLY J R, et al. Reduction of blade-vortex interaction noise through higher harmonic pitch control[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1990, 35(1): 86-91.

[9] KESSLER C, FUERST D, ARNOLD U T P. Open loop flight test results and closed loop status of the IBC system on the CH-53G helicopter[R]. Phoenix, AZ: American Helicopter Society 59th Annual Forum, 2003.

[10] PATT D, LIU L, FRIEDMANN P P. Helicopter noise reduction by actively controlled flaps[R]. Monterey, California; the 26th AIAA Aero Acoustics Conference, 2005.

[11] SIM B W. Suppressing in-plane, low frequency helicopter harmonic noise with active controls[R]. Fisherman's Wharf, CA: American Helicopter Society San Francisco Bay Area Chapter's Aeromechanics Specialist's Meeting, 2008.

[12] SARGENT D C, GOPALAN G, SCHMITZ F H. Acoustic design and parametric variations, active acoustic control, and performance study of in-plane far-field helicopter rotor noise in forward flight[R]. Phoenix, AZ: American Helicopter Society 66th Annual Forum Proceedings, 2010.

[13] SARGENT D C, GOPALAN G, SCHMITZ F H. In-plane thickness and loading noise of helicopters in forward flight prediction and on-blade control through ideal in-plane force control[R]. Phoenix, AZ: American Helicopter Society 66th Annual Forum and Technology Display, 2010.

[14] 陆洋, 董维生, 洪亮, 等. 基于自适应滤波的电控旋翼桨距控制试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2706-2713.

LU Yang, DONG Weisheng, HONG Liang, et al. Experiment on blade pitch control of electrically controlled rotor based on adaptive filter control algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2706-2713. (in Chinese)

[15] 陆洋, 王超. 电控旋翼气动特性建模与风洞试验验证[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 60-66.

LU Yang, WANG Chao. Aerodynamic characteristic modeling of electrically controlled rotor and wind tunnel test verification[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 60-66. (in Chinese)

[16] 董祥见. 电控旋翼噪声主动控制试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.

DONG Xiangjian. Experimental study on the active noise control of electronically controlled rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)

[17] SHAW J, ALBION N, HANKER E J, et al. Higher harmonic control: wind tunnel demonstration of fully effective vibratory hub force suppression[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(1): 14-25.

[18] JACKLIN S A. Comparison of five system identification algorithms for rotorcraft higher harmonic control[R]. NASA TP-1998-207687, 1998.

[19] PATT D, LIU L, CHANDRASEKAR J, et al. High harmonic control algorithm for helicopter vibration reduction revisited[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(5): 918-930.

(编辑: 王碧琚)