

直升机结构响应自适应双陷波多频控制

沈晓宇, 宋来收, 夏品奇

(南京航空航天大学直升机动力学全国重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要: 高效的控制算法是提升直升机减振性能的关键, 本文针对直升机振动的多阶频率特征, 构建自适应陷波响应分离器和控制器, 建立直升机结构响应自适应双陷波控制算法, 陷波响应分离器分离控制误差响应中的各阶频率成分, 结合陷波控制器实现时域中对各阶频率响应的独立控制。基于某直升机动力学相似模型, 对自适应双陷波控制进行了仿真分析和试验研究, 结果表明自适应双陷波控制算法在多频率激励条件下具有良好的控制性能和更快的收敛速度, 并能提升临界收敛步长, 从而增强控制系统鲁棒性。

关键词: 直升机; 结构响应主动控制; 自适应双陷波器算法; 试验研究

中图分类号: V275+.1; TB535 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-4523(2025)04-0761-07

DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2025.04.011

Adaptive dual-notch multi frequency control of helicopter structural response

SHEN Xiaoyu, SONG Laishou, XIA Pinqi

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: Control algorithm is a key factor to improve the performance for reducing helicopter vibration. In this paper, according to the multi-frequency characteristics of helicopter vibration, both the response separator and controller are constructed utilizing the adaptive notch filter to establish the adaptive dual-notch control of helicopter structural response. The response separator separates each frequency component from the error response to update the control input of each harmonic independently in time domain. Utilizing a dynamic similarity model of helicopter airframe, simulations and experimental studies of the proposed adaptive dual-notch control algorithm are carried out. The results show that the adaptive dual-notch control algorithm has good control performance and faster convergence rate under the multi-frequency excitations, and it can enhance the robustness of active vibration control system by increasing the critical convergence step size.

Keywords: helicopter; active control of structural response; adaptive dual-notch filter algorithm; experimental study

直升机飞行过程中, 旋翼的非对称、非定常气动特性使直升机振动问题尤为突出, 持续的高水平振动严重恶化机上乘员和设备的工作环境, 因此降低直升机振动水平是直升机领域最重要的研究课题之一^[1-2]。基于机体的结构响应主动控制 (active control of structural response, ACSR)^[1] 成为最具应用前景的直升机振动控制策略。通过数值分析^[3]、模型试验^[4] 和飞行试验^[5-6] 等验证了结构响应主动控制的有效性, 并已取得工程应用^[7-8]。随着直升机振动控制性能要求的不断提高, 以及复合式直升机的多

振源特性和宽频率、高性能作动器的应用^[9-10], 包括通过频率 $N\Omega$ (N 为旋翼桨叶片数, Ω 为旋翼转速) 及其高阶频率振动的多频控制逐渐受到关注^[11-13]。

针对多频控制, 频域算法可实现对不同频率独立控制提升控制效率。赵灿峰等^[14] 建立了基于 DFT 变换的直升机频域自适应控制。SONG 等^[15] 提出了基于谐波系数识别的同步识别修正法, 解决了基于 DFT 变换算法的频域分辨率问题。LANG 等^[16] 将自适应谐波同步识别修正算法与滑模算法相结合, 建立了自适应谐波前馈-滑模反馈混合主动控

收稿日期: 2023-06-14; 修订日期: 2023-09-09

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金项目 (51505214)

制方法,进行了机体振动控制仿真与模型试验。频域控制算法中信号的时频变换将降低控制修正速率。基于 FIR 滤波器的经典 Fx -LMS 时域自适应控制算法被应用于主动振动与噪声控制,LI 等^[17]将经典 Fx -LMS 算法与 PID 反馈算法结合建立了滤波前馈-PID 反馈混合控制方法,对悬臂梁模型进行了控制仿真和试验研究。王英全^[18]基于直升机动力学相似模型进行了基于 Fx -LMS 算法的振动控制仿真,使机体模型上 4 个控制点稳态响应平均降低了 95% 以上。针对直升机多谐波振动特征,FEREIDOOONI 等^[12]采用经典 Fx -LMS 算法进行了直升机 4 阶频率谐波振动控制试验,使振动响应降低了 69%。MENG 等^[13]建立了基于 FIR 滤波器的多谐波前馈自适应控制算法,在双频率激励下进行了机身振动控制试验,对稳态振动响应的抑制达 92%。但由于多频振动环境下控制误差中各阶频率响应相互影响,采用单个高阶 FIR 滤波器对多阶响应同时实施控制,增加控制计算量的同时难以针对不同频率实现高效控制。自适应陷波器利用正交的谐波参考信号,仅需 2 位滤波参数的同时具有对确定频率信号的高效检波性能,既可实现对控制误差进行快速频率分离以降低频率间相互影响,也可针对各阶频率响应进行高效控制,因此本文基于陷波器结构建立结构响应自适应双陷波多频控制算法以提高直升机多频振动控制性能。

本文针对直升机振动响应以旋翼通过频率及其高阶谐波为主的多频特征,建立了直升机结构响应自适应双陷波多频控制算法,分别构建自适应陷波响应分离器和控制器,以响应分离器快速分离控制误差中各阶频率成分,陷波控制器实现时域中对各阶频率响应的高效控制。进而基于某直升机动力学相似模型,采用压电叠层作动器建立了直升机结构响应自适应双陷波多频控制仿真与模型试验系统,通过多频激励条件下的仿真分析和试验研究,验证了结构响应自适应双陷波多频控制算法的收敛性和控制性能。

1 结构响应自适应双陷波控制

自适应双陷波控制算法利用陷波器针对确定频率信号的检波性能,分别构建自适应陷波响应分离器和控制器,以响应分离器快速分离控制误差中各阶频率成分,陷波控制器实现时域中对各阶频率响应的高效控制,针对直升机机体多阶振动频率特征,降低不同频率信号之间的相互影响,提高多阶谐波振动的控制性能。直升机结构响应自适应双陷波多频控制原理框图如图 1 所示,控制系统主要由陷波控

制器和陷波响应分离器构成, $\boldsymbol{w}_i(n) = [\boldsymbol{w}_i^s(n) \boldsymbol{w}_i^c(n)]^T$ 为第 i 阶频率陷波控制器 ($\boldsymbol{w}_i^s(n)$ 和 $\boldsymbol{w}_i^c(n)$ 分别为正弦滤波参数和余弦滤波参数),生成第 i 阶频率控制信号 $u_i(n)$ ($i=1, 2, \dots, R$, 其中 R 为控制阶数),叠加为控制信号 $u(n)$,主通道 H_p 为旋翼激励 $f(n)$ 到待减振点的传递通道, $d(n)$ 为待减振点无控响应, $y(n)$ 为控制响应, $e(n)$ 为包含多阶频率的控制误差。 $\tilde{\boldsymbol{w}}_i(n) = [\tilde{\boldsymbol{w}}_i^s(n) \tilde{\boldsymbol{w}}_i^c(n)]^T$ 为第 i 阶频率陷波响应分离器,生成第 i 阶频率控制误差 $e_i(n)$,其叠加后与控制误差之差为分离误差 $\tilde{e}(n)$, H_c 为控制通道, $\boldsymbol{x}_i(n) = [\boldsymbol{x}_i^s(n) \boldsymbol{x}_i^c(n)]^T$ 为第 i 阶频率参考信号, $\boldsymbol{x}_i'(n) = [(\boldsymbol{x}_i^s(n))' (\boldsymbol{x}_i^c(n))']^T$ 为经过预估控制通道 H_c' 预滤波的第 i 阶频率参考信号,其中, $(\boldsymbol{x}_i^s(n))'$ 和 $(\boldsymbol{x}_i^c(n))'$ 分别为正弦参考信号和余弦参考信号。

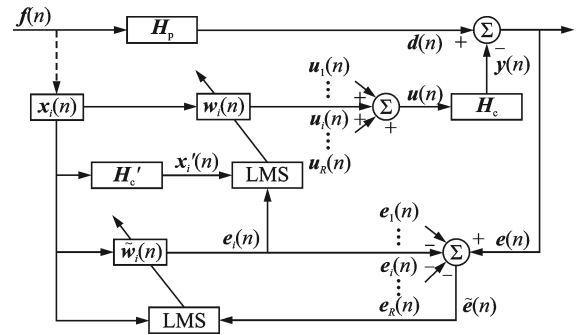


图 1 结构响应自适应双陷波多频控制原理框图

Fig.1 Schematic diagram of adaptive dual-notch multifrequency control for structural response

自适应陷波控制在多频控制条件下,控制目标函数为包含多阶频率的控制误差:

$$J(n) = e^2(n) \quad (1)$$

式中, $J(n)$ 为控制目标函数; $e(n)$ 为控制误差。

LMS 算法以最陡梯度下降法修正陷波器参数,沿梯度方向迭代:

$$\boldsymbol{w}_i(n+1) = \boldsymbol{w}_i(n) + 2\mu_i \nabla_i \quad (2)$$

式中, μ_i 为控制参数的修正步长。

梯度方向为:

$$\nabla_i = \frac{\partial J(n)}{\partial \boldsymbol{w}_i(n)} = \frac{\partial e^2(n)}{\partial \boldsymbol{w}_i(n)} = -2e(n)\boldsymbol{x}_i'(n) \quad (3)$$

则自适应陷波控制中控制器参数修正方程为:

$$\begin{cases} \boldsymbol{w}_i^s(n+1) = \boldsymbol{w}_i^s(n) + 2\mu_i' e(n) (\boldsymbol{x}_i^s(n))' \\ \boldsymbol{w}_i^c(n+1) = \boldsymbol{w}_i^c(n) + 2\mu_i' e(n) (\boldsymbol{x}_i^c(n))' \end{cases} \quad (4)$$

本文提出的自适应双陷波控制中,控制目标函数 $e^2(n)$ 替代为响应分离器重构的各阶频率误差 $e_i^2(n)$:

$$J_i(n) = e_i^2(n) \quad (5)$$

则梯度方向为:

$$\nabla_i = \frac{\partial J_i(n)}{\partial \mathbf{w}_i(n)} = \frac{\partial e_i^2(n)}{\partial \mathbf{w}_i(n)} = -2e_i(n)\mathbf{x}_i'(n) \quad (6)$$

自适应双陷波控制中控制器参数修正方程为:

$$\begin{cases} \mathbf{w}_i^s(n+1) = \mathbf{w}_i^s(n) + 2\mu_i e_i(n)(\mathbf{x}_i^s(n))' \\ \mathbf{w}_i^c(n+1) = \mathbf{w}_i^c(n) + 2\mu_i e_i(n)(\mathbf{x}_i^c(n))' \end{cases} \quad (7)$$

控制输入为 $\mathbf{u}(n) = \sum_{i=1}^R \mathbf{u}_i(n) = \sum_{i=1}^R \mathbf{w}_i^T(n)\mathbf{x}_i(n)$ 。

对比控制器参数修正方程(4)和(7)可知,双陷波控制的梯度由 $e^2(n)$ 替代为 $e_i^2(n)$, $e_i^2(n)$ 由自适应陷波响应分离器 $\tilde{\mathbf{w}}_i(n)$ 重构:

$$e_i(n) = \tilde{\mathbf{w}}_i^T(n)\mathbf{x}_i(n) \quad (8)$$

响应分离误差为:

$$\tilde{e}(n) = e(n) - \sum_{i=1}^R \tilde{\mathbf{w}}_i^T(n)\mathbf{x}_i(n) \quad (9)$$

响应分离器参数的修正方程为:

$$\begin{cases} \tilde{\mathbf{w}}_i^s(n+1) = \tilde{\mathbf{w}}_i^s(n) + 2\tilde{\mu}_i \tilde{e}(n)\mathbf{x}_i^s(n) \\ \tilde{\mathbf{w}}_i^c(n+1) = \tilde{\mathbf{w}}_i^c(n) + 2\tilde{\mu}_i \tilde{e}(n)\mathbf{x}_i^c(n) \end{cases} \quad (10)$$

式中, $\tilde{\mu}_i$ 为响应分离参数的修正步长。

式(7)和(10)构成了自适应双陷波多频控制算法的参数修正方程。

2 结构响应自适应双陷波控制仿真

2.1 直升机结构响应控制建模

本文以某型直升机动力学相似试验模型为对象,建立直升机结构响应自适应双陷波控制仿真与试验系统。机体相似模型空间尺寸为 $5.0 \text{ m} \times 0.6 \text{ m} \times 0.95 \text{ m}$,具体结构参数可见文献[18]。本文采用压电叠层作动器控制前机身底板结构响应,选择机体相似模型上对应背景直升机驾驶员座椅位置的关键点进行振动控制,激励、作动器 I、II 及控制点 1、2 位置如图 2 所示,压电叠层作动器型号为 PSt150/10/160 VS15,其参数如表 1 所示。

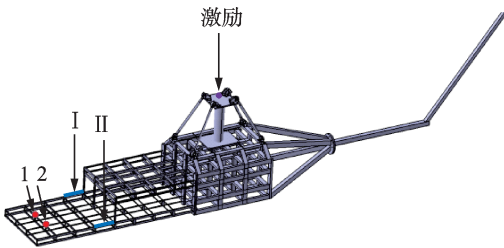


图2 机体相似模型

Fig. 2 Fuselage similarity model

2.2 直升机结构响应自适应控制仿真

2.2.1 双频激励控制仿真

直升机振动以旋翼通过频率及其高阶谐波响应

表1 压电叠层作动器参数

Tab. 1 Parameters of piezoelectric stack actuator

参数	取值
标称行程/ μm	152
刚度/ $(\text{N} \cdot \mu\text{m}^{-1})$	13
标称推(拉)力/N	2300(500)
静电容量/ μF	28
谐振频率/kHz	6
长度/mm	154
电压范围/V	0~150
质量/g	130

为主,其中前2阶振动响应最为突出。首先采用 $N\Omega$ 和 $2N\Omega$ 激励进行控制仿真,基于某直升机旋翼特征,在模型桨毂中心施加频率 $N\Omega=25.5 \text{ Hz}$ 和 $2N\Omega=51 \text{ Hz}$ 的谐波激励,1阶谐波激励幅值为 300 N ,同时调整2阶谐波激励幅值使得响应幅值增大30%左右,其中1阶频率响应幅值为 $0.36g$,2阶频率响应幅值为 $0.16g$,叠加后时域响应幅值为 $0.49g$ 。

对采用FIR滤波器的经典Fx-LMS算法^[19]、自适应陷波算法和自适应双陷波算法进行控制仿真对比,控制仿真采样率为 1275 Hz ,仿真时间 25 s , 5 s 开始控制,经典Fx-LMS算法中FIR滤波器参数设置为50位。为寻找自适应双陷波算法、自适应陷波算法和经典Fx-LMS算法在以上双频振动响应下达到最佳控制效果的修正步长,对三种算法的修正步长以相同比例进行缩放调节,以控制开始 3 s 时的响应收敛幅度为评判标准,分别调节三种算法的修正步长使控制收敛效果达到最佳。自适应双陷波算法控制修正步长为 $\mu_1=2$ 、 $\mu_2=6$,响应分离修正步长为 $\tilde{\mu}_1=\tilde{\mu}_2=1.0 \times 10^{-6}$,自适应陷波算法控制修正步长为 $\mu'_1=1$ 、 $\mu'_2=3$,经典Fx-LMS算法控制修正步长为 $\mu''_1=4.0 \times 10^{-2}$ 、 $\mu''_2=1.2 \times 10^{-1}$ 。经典Fx-LMS算法采用50位FIR滤波器,因此与两种陷波算法的控制修正步长数值差异较大,在多频激励下其收敛速度稍逊于自适应陷波算法。两个控制点处加速度响应如图3和4所示,可以看出三种算法均能实现较好的稳态控制效果,本文提出的自适应双陷波控制算法具有更快的收敛速度。自适应双陷波控制开始 3 s 时响应降低了94%,稳定后响应降低了99%;自适应陷波控制开始 3 s 时响应降低了83%,稳定后响应降低了98%;经典Fx-LMS控制开始 3 s 时响应降低了81%,稳定后响应降低了98%。

进一步对自适应双陷波控制算法与仅采用原始误差信号修正的自适应陷波控制算法在不同控制修正步长下的控制效果进行对比分析。对比指标为控制开始 3 s 时控制点响应降低幅度,数值仿真结果如

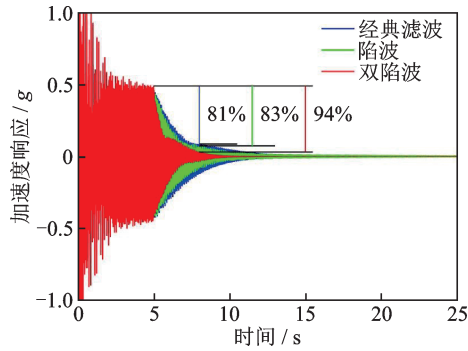


图3 控制点1加速度响应(双频)

Fig.3 Acceleration response at control point 1 (dual-frequency)

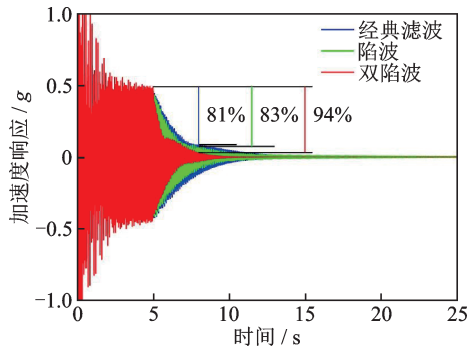


图4 控制点2加速度响应(双频)

Fig.4 Acceleration response at control point 2 (dual-frequency)

图5所示,当控制修正步长从较小值逐渐增大时,两种算法的收敛速度均逐渐提高,继续增大控制修正步长至 $\mu_1=1, \mu_2=3$ 时陷波控制达到最快收敛速度83%并控制稳定,增大至 $\mu_1=1.25, \mu_2=3.75$ 时控制发散;双陷波控制在 $\mu_1=2, \mu_2=6$ 时达到最快收敛速度94%并控制稳定,增大至 $\mu_1=3, \mu_2=9$ 时收敛速度下降但未控制发散。自适应双陷波算法分离控制误差中各阶频率响应降低了频率间的相互影响,具有更快的控制收敛速度和更大的临界修正步长,临界修正步长的增大可提高自适应控制中步长

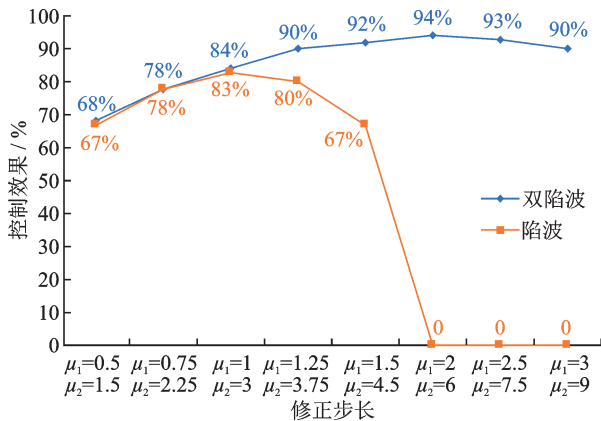


图5 不同算法的控制性能与修正步长关系图(双频)

Fig.5 Relationship between control performance versus step size of different algorithms (dual-frequency)

选择的冗余度,能够有效提升自适应控制算法对参数变化的鲁棒性。

2.2.2 三频激励控制仿真

为分析自适应双陷波控制的多阶谐波控制性能,采用 $N\Omega, 2N\Omega$ 和 $3N\Omega$ 载荷激励进行控制仿真,并与采用FIR滤波器的经典Fx-LMS算法以及自适应陷波算法进行对比分析。进行三频率激励仿真时在模型桨毂中心施加频率 $N\Omega=25.5$ Hz、 $2N\Omega=51$ Hz和 $3N\Omega=76.5$ Hz的谐波激励,1阶谐波激励幅值为300 N,同时调整2阶、3阶谐波激励幅值使得响应幅值分别增大约30%、20%左右,产生的振动响应中1阶频率响应幅值为0.36g,2阶频率响应幅值为0.16g,3阶频率响应幅值为0.14g,叠加后时域响应幅值为0.55g。

与双频激励控制仿真一样,在以上三频振动响应下分别调节三种算法的修正步长使控制收敛效果达到最佳。自适应双陷波算法控制修正步长为 $\mu_1=2, \mu_2=6, \mu_3=18$,响应分离修正步长为 $\tilde{\mu}_1=\tilde{\mu}_2=0.000001$,自适应陷波算法控制修正步长为 $\mu_1'=0.75, \mu_2'=2.25, \mu_3'=6.75$,经典Fx-LMS算法控制修正步长为 $\mu_1''=3.0 \times 10^{-2}, \mu_2''=9.0 \times 10^{-2}, \mu_3''=2.7 \times 10^{-1}$ 。图6和7给出了两个控制点处的时域加速度响应图。可以看出,三种算法在三频激励下均保持了稳态控制收敛性能,本文提出的自适应双陷波控制算法在三频激励下具有更快的收敛速度,且对比双频激励时提升更大。自适应双陷波控制开始3 s时响应降低了89%,稳定后响应降低了98%;自适应陷波控制开始3 s时响应降低了73%,稳定后响应降低了98%;经典Fx-LMS控制开始3 s时响应降低了68%,稳定后响应降低了97%。

进一步对比了自适应双陷波算法和陷波算法在三频率激励下修正步长与控制效果的关系,结果如图8所示。与双频激励下一致,当控制修正步长从较小值逐渐增大时,两种算法的收敛速度都逐渐提高,继续增大控制修正步长至 $\mu_1'=0.75, \mu_2'=2.25, \mu_3'=6.75$ 时陷波控制达到最快收敛速度73%并控制稳定,

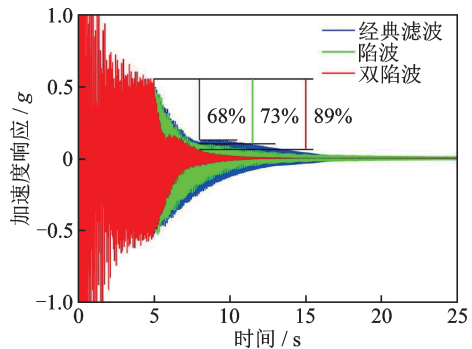


图6 控制点1加速度响应(三频)

Fig.6 Acceleration response at control point 1 (three-frequency)

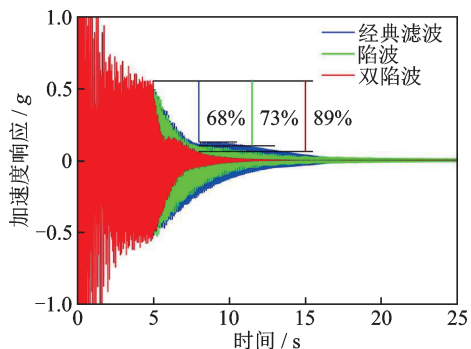


图7 控制点2加速度响应(三频)

Fig.7 Acceleration response at control point 2 (three-frequency)

增大至 $\mu'_1 = 1, \mu'_2 = 3, \mu'_3 = 9$ 时控制发散;双陷波控制在 $\mu_1 = 2, \mu_2 = 6, \mu_3 = 18$ 时达到最快收敛速度 89% 并控制稳定,增大至 $\mu_1 = 2.5, \mu_2 = 7.5, \mu_3 = 22.5$ 时控制收敛速度下降但未发散。在三频率激励下自适应双陷波算法具有更快的控制收敛速度,对比双频激励时提升更大,且具有更高的步长选择冗余度,可提升自适应控制算法的鲁棒性。

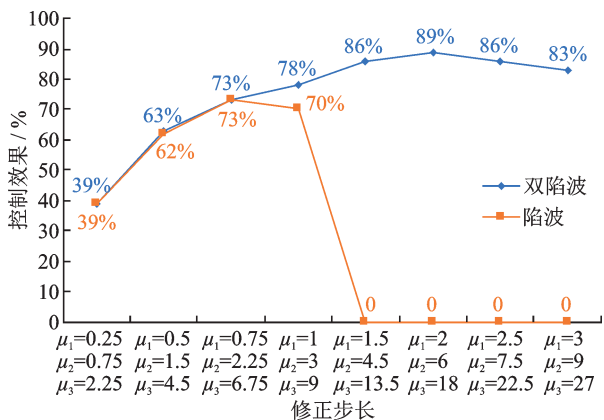


图8 不同算法的控制效果与修正步长关系图(三频)

Fig.8 Relationship between control performance versus step size of different algorithms (three-frequency)

3 结构响应自适应双陷波控制试验

3.1 试验系统

为验证自适应双陷波控制算法的有效性和控制性能,基于动力学相似试验模型搭建了直升机结构响应主动控制试验系统,对结构响应自适应双陷波算法进行了试验研究,动力学相似试验模型模态参数如表2所示,试验系统原理图如图9所示,图10为试验系统现场。试验中机体结构动力学试验模型用弹性绳悬挂起来,模拟直升机飞行时的自由状态。采用电磁激振器施加谐波激振力模拟旋翼激励,在控制点处布置加速度传感器测量并采集响应信号发送至控制器,通过自适应双陷波算法计算控制电压,

经功率放大器后施加于压电叠层作动器产生主动控制响应,以控制待减振点处的振动响应。

表2 动力学相似试验模型模态参数

Tab.2 Modal parameters of dynamic similarity experimental model

模态	频率/Hz
垂向1阶	9.90
侧向1阶	9.98
垂向2阶	19.07
侧向2阶	18.05
扭转1阶	23.84
主减1阶	30.50

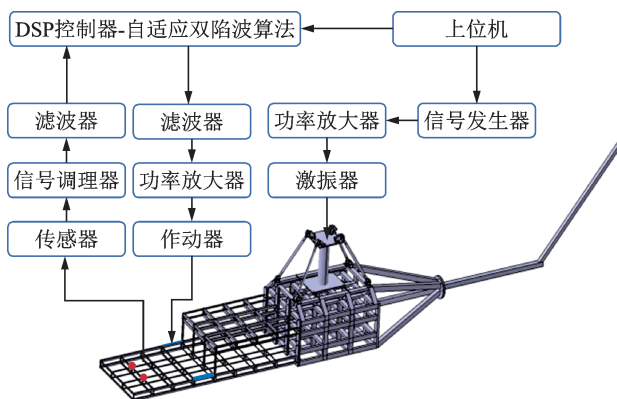


图9 试验系统原理图

Fig.9 Schematic diagram of the test system

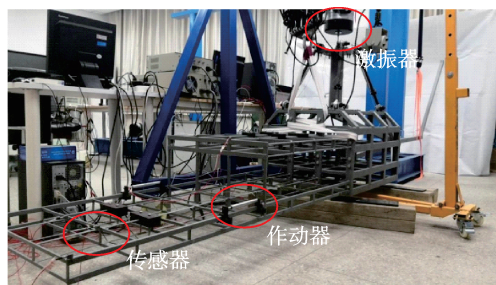


图10 试验系统

Fig.10 Test system

3.2 控制试验与分析

试验系统采用与仿真系统相同的传感器和驱动器布局,即两个作动器控制两个控制点的振动响应,采用电磁激振器在模型桨毂中心施加频率 $N\Omega = 25.5 \text{ Hz}$ 和 $2N\Omega = 51 \text{ Hz}$ 的谐波激励,受限于电磁激振器出力及试验安全裕度,试验中1阶谐波激励幅值为 150 N ,同时调整2阶谐波激励幅值使得响应幅值增大 30% 左右,1阶频率响应幅值为 $0.2g$,2阶频率响应幅值为 $0.12g$,叠加后时域响应幅值为 $0.26g$,分别对自适应双陷波算法和陷波算法进行了试验对比分析。控制试验采样频率为 1275 Hz ,双陷波算法控制修正步长为 $\mu_1 = 2, \mu_2 = 4$,响应分离修正步长为 $\tilde{\mu}_1 = \tilde{\mu}_2 = 1.0 \times 10^{-6}$,陷波算法控制修

正步长为 $\mu'_1 = 1$ 、 $\mu'_2 = 2$ ，以达到最佳控制收敛效果，试验时间为 25 s，激励开始 7 s 后控制开启。图 11 和 12 给出了两个控制点的加速度响应，图 13 和 14 给

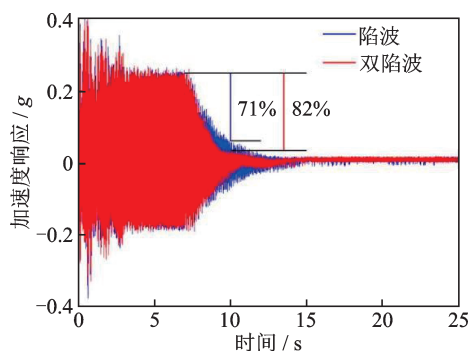


图 11 控制点 1 加速度响应(试验)

Fig. 11 Acceleration response at control point 1 (experiment)

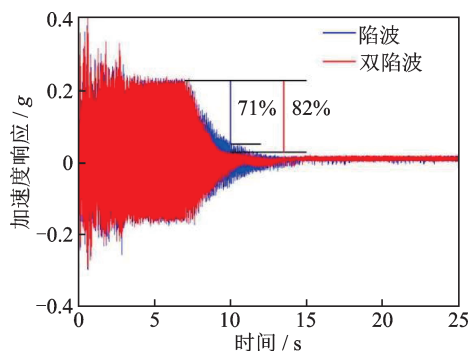


图 12 控制点 2 加速度响应(试验)

Fig. 12 Acceleration response at control point 2 (experiment)

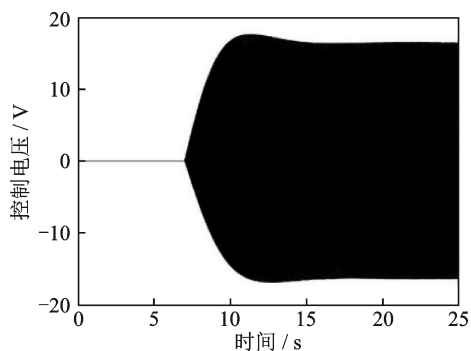


图 13 作动器 I 控制电压(试验)

Fig. 13 Control voltage for actuator I (experiment)

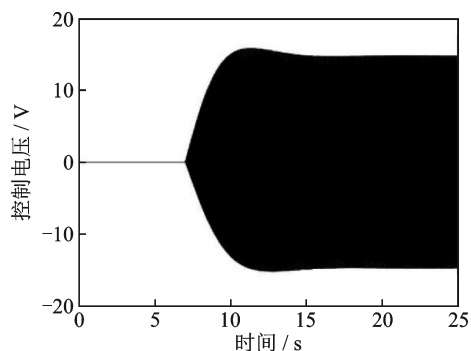


图 14 作动器 II 控制电压(试验)

Fig. 14 Control voltage for actuator II (experiment)

出了双陷波控制时的作动器电压。自适应双陷波控制开始 3 s 时响应降低了 82%，稳定后降低 95%，而陷波控制开始 3 s 时响应降低了 71%，稳定后降低 95%。试验结果表明，结构响应自适应双陷波控制可降低多频率间的相互干扰，具有良好的控制性能和更快的控制收敛速度。

为进一步验证双陷波控制算法的控制性能，采用试验参数开展控制仿真并与试验结果进行对比。图 15 和 16 给出了仿真中两个控制点的加速度响应，可以看出自适应双陷波控制开始 3 s 时响应降低了 89%，稳定后降低 99%，陷波控制开始 3 s 时响应降低了 77%，稳定后降低 98%，双陷波算法具有更好的性能。由于控制试验中存在测量噪声等环境影响，与仿真结果相比，减振性能试验中 3 s 时的收敛速度下降了 6%~7%，稳态减振性能降低了 3%~4%，仿真与试验结果具有良好的一致性，验证了结构响应自适应双陷波控制对多频振动具有良好的控制性能。

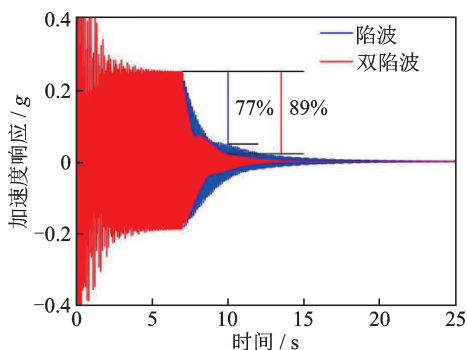


图 15 控制点 1 加速度响应(仿真)

Fig. 15 Acceleration response at control point 1 (simulation)

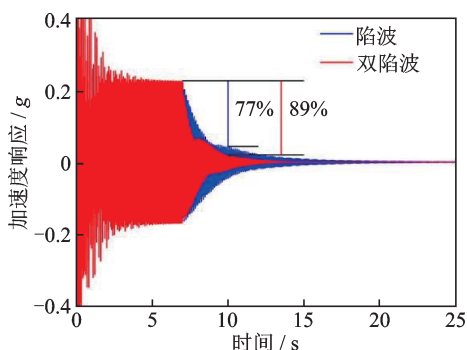


图 16 控制点 2 加速度响应(仿真)

Fig. 16 Acceleration response at control point 2 (simulation)

4 结论

本文针对直升机振动的多频特征建立了直升机结构响应自适应双陷波多频控制算法，采用自适应陷波器构建响应分离器和控制器，分离控制误差中各阶频率成分，降低不同频率信号间的相互影响，实现时域中对各阶频率响应的独立高效控制。基于某

直升机动力学相似模型,采用压电叠层作动器构建了控制仿真分析与试验系统,对自适应双陷波控制进行了仿真分析和试验研究。

仿真分析表明,构建的自适应双陷波控制算法在多频激励下能够有效降低各阶频率响应的相互干扰,提高控制性能,相比陷波控制算法和经典Fx-LMS算法具有更快的控制收敛速度,并且自适应双陷波算法具有更大的临界收敛步长。试验研究验证了自适应双陷波控制算法的有效性和控制性能,自适应双陷波控制可有效提高控制收敛速度,在双频率激励下控制开始3 s时的减振性能提高了11%。

参考文献:

- [1] PEARSON J T, GOODALL R M, LYNDON I. Active control of helicopter vibration[J]. *Computing & Control Engineering Journal*, 1994, 5(6):277-284.
- [2] HONG S B, LEE Y L, KWON Y M, et al. Airframe vibration reduction for an unmanned lift-offset compound helicopter using active vibration control system [J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2022, 23(1):102-114.
- [3] LEE Y L, KIM D Y, KIM D H, et al. Vibration reduction simulation of UH-60A helicopter airframe using active vibration control system[J]. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2020, 48(6):443-453.
- [4] WELSH W A, VON HARDENBERG P C, VON HARDENBERG P W, et al. Test and evaluation of fuselage vibration utilizing active control of structural response (ACSR) optimized to ADS-27[C]//*Proceedings of the 46th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Washington, D. C., 1990.
- [5] WELSH W, FREDRICKSON C, RAUCH C, et al. Flight test of an active vibration control system on the UH-60 black hawk helicopter[C]//*Proceedings of the 51st Annual Forum of the American Helicopter Society*. Fort Worth, Texas, 1995.
- [6] MAHMOOD R S, HEVERLY D E. In-flight demonstration of active vibration control technologies on the Bell 429 helicopter[C]//*Proceedings of the 68th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Fort Worth, Texas, 2012.
- [7] VIGNAL B, KRYSINSKI T. Development and qualification of active vibration control system for the Eurocopter EC225/EC725[C]//*Proceedings of the 61st Annual Forum of the American Helicopter Society*. Grapevine, Texas, 2005.
- [8] BLACKWELL R, MILLOTT T. Dynamics design characteristics of the Sikorsky X2 technology demonstrator aircraft[C]//*Proceedings of the 64th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Montreal, Canada, 2008.
- [9] KULKARNI M D, KUMAR G, MUJUMDAR P M, et al. Active control of vibration modes of a wing box by piezoelectric stack actuators[C]//51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [10] SONG L S, XIA P Q. Active control of helicopter structural response using piezoelectric stack actuators [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(2):659-663.
- [11] MA X J, LU Y, WANG F J. Active structural acoustic control of helicopter interior multifrequency noise using input-output-based hybrid control[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2017, 405:187-207.
- [12] FERREDOONI A, GRAHAM S, CHEN E, et al. Numerical and experimental investigation of a single-axis parallel active vibration mount for helicopter seats using vibration standards[J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2020, 142(7): 071004.
- [13] MENG D, XIA P Q, SONG L S, et al. Experimental study on piezoelectric-stack-actuator-driven active vibration control of helicopter floor structure[J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(2):377-382.
- [14] 赵灿峰, 顾仲权. 直升机结构响应频域自适应控制的试验研究[J]. *振动工程学报*, 2010, 23(1):12-18.
ZHAO Canfeng, GU Zhongquan. Experimental research of frequency active control of structural response for helicopter[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2010, 23(1):12-18.
- [15] SONG L S, XIA P Q. A Harmonic synchronous identification-updating method for active control of helicopter structural response driven by piezoelectric stack actuators[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2015, 60(3):1-14.
- [16] LANG K, XIA P Q. Hybrid active vibration control of helicopter fuselage driven by piezoelectric stack actuators[J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 56(2):719-729.
- [17] LI W G, YANG Z C, LI K, et al. Hybrid feedback PID-FxLMS algorithm for active vibration control of cantilever beam with piezoelectric stack actuator[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2021, 509:116243.
- [18] 王英全. 压电叠层作动器驱动的直升机机舱地板结构响应主动控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
WANG Yingquan. Active control of helicopter cabin floor structure response driven by piezoelectric stack actuators[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020.
- [19] BERNARD W, SAMUEL D S. Adaptive Signal Processing[M]. Upper Saddle River: Prentice-Hall, 1985.

第一作者: 沈晓宇(1997—),男,博士研究生。

E-mail: shenxiaoyu@nuaa.edu.cn

通信作者: 宋来收(1983—),男,博士,副研究员。

E-mail: lss05012@nuaa.edu.cn