

DOI:10.11918/202411009

动态飞行场景下的直升机后缘襟翼鲁棒减振控制

杨昊¹, 宗群¹, 张睿隆², 张秀云¹

(1. 天津大学 电气自动化与信息工程学院, 天津 300072; 2. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘要: 为应对前进比连续变化情况下直升机动态飞行(变速前飞)场景中的减振控制问题, 基于后缘襟翼主动控制技术, 提出了一种基于线性变参数(LPV)模型的鲁棒减振控制方法。首先, 基于CAMRAD II 计算数据辨识得到直升机振动响应的线性时不变(LTI)模型, 并在此基础上建立了表征直升机动态飞行过程的LPV模型。其次, 基于所建立的LPV模型设计了一种积分滑模鲁棒控制算法, 通过参数依赖的Lyapunov函数证明了控制系统的稳定性, 设计了两种不同的直升机动态飞行场景对所提出的算法进行了仿真验证, 并与直升机振动控制中常用的 H_{∞} 控制算法进行了对比。最后, 为了进一步验证所提出算法的有效性, 将该算法应用至基于LabVIEW的半实物仿真平台进行了仿真验证。仿真结果表明, 所设计的积分滑模鲁棒控制算法可在2.5 s内将桨毂垂向振动载荷降低95%以上, 并且在外界干扰不确定的情况下, 变前进比过程中的桨毂垂向振动载荷降低90%以上, 能够对动态飞行场景下的旋翼桨毂垂向振动载荷进行有效抑制。

关键词: 直升机; 后缘襟翼; 振动控制; 线性变参数; 积分滑模; 鲁棒控制

中图分类号: V275+.1

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2026)04-0001-10

Robust vibration suppression control of helicopter trailing-edge flaps in dynamic flight scenarios

YANG Hao¹, ZONG Qun¹, ZHANG Ruilong², ZHANG Xiuyun¹

(1. School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: To address the vibration control problem in helicopter dynamic flight scenarios with continuously varying advance ratios (variable-speed forward flight), a robust vibration control method based on a linear parameter varying (LPV) model was proposed using active trailing-edge flaps. First, a linear time-invariant (LTI) model of the helicopter vibration response was identified using CAMRAD II simulation data, which served as the foundation for developing an LPV model representing the dynamic flight process. Based on this LPV model, an integral sliding mode robust control algorithm was designed. The stability of the control system was proved using a parameter-dependent Lyapunov function. Two distinct helicopter dynamic flight scenarios were designed to simulate and verify the proposed algorithm, which was also compared with the traditional H_{∞} control method commonly used in helicopter vibration suppression. Furthermore, to validate the effectiveness of the proposed algorithm, it was implemented on a semi-physical simulation platform based on LabVIEW. Simulation results demonstrated that the designed integral sliding mode robust control algorithm could suppress vertical vibratory loads on the rotor hub by more than 95% within 2.5 seconds under steady-state conditions and by more than 90% under external disturbances and uncertainties in the process of varying advance ratios. This indicates the algorithm's ability to effectively suppress rotor hub vertical vibration loads in dynamic flight scenarios.

Keywords: helicopter; trailing edge flap; vibration suppression; linear parameter varying (LPV); integral sliding mode; robust control

直升机的旋翼系统是其最关键的组成部分,也是直升机独特性的主要体现。这一系统不仅使直升机能够垂直起降和悬停,还支持其在空中进行多方向飞行和各种灵活操作。但该系统也是直升机振动

最主要的来源,这些振动不仅会传递到机舱内部,影响驾驶员正常操作,降低乘坐人员舒适性,还会加速机载设备和重要零部件的磨损和疲劳,给直升机的安全稳定飞行造成影响^[1],因此如何实现直升机快

收稿日期: 2024-11-05; 录用日期: 2025-01-14; 网络首发日期: 2025-07-09

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20250709.1117.006>

基金项目: 国家自然科学基金(62573315, 62373273, 62503445)

作者简介: 杨昊(1999—),男,硕士研究生; 宗群(1961—),男,教授,博士生导师

通信作者: 宗群, zongqun@tju.edu.cn; 张睿隆, 839267975@qq.com

速减振控制一直是直升机技术研究的重点和热点。

直升机在前飞时,前行桨叶相对气流速度较后行桨叶更大,这种速度差异导致了旋翼桨叶在一个旋转周期内承受不均匀的升力和阻力,柔性的桨叶结构会在承受巨大的力矩和弯曲力时发生弹性形变,复杂非对称的气流环境和柔性桨叶相互耦合,引起交变的气动载荷,从而导致系统产生振动^[2]。早期的直升机减振控制研究主要集中在被动控制方法上,比较常见的有吸振装置、隔振装置和优化桨叶结构等^[3-5],但被动控制方法存在自适应能力差,不能根据直升机的飞行状态进行调整以及附加质量大等问题^[6]。随着计算机技术、传感器技术、控制技术的不断发展,主动控制技术由于其适应能力较强、低频振动控制性能高等优点,在直升机振动控制领域得到了越来越广泛的关注^[7]。高阶谐波控制(higher harmonic control, HHC)是目前最常用也是最成熟的主动控制技术之一,其通过在自动倾斜盘内环上施加 N/rev 激励(其中: N 为旋翼桨叶数, N/rev 为当前直升机旋翼转动频率的 N 倍频率),使桨叶获得 N/rev 、 $N \pm 1/\text{rev}$ 的桨距输入,旋翼则会产生额外的高阶气动载荷,当输入幅值和相位合适时,会和原基准气动载荷进行抵消,从而降低桨毂处振动载荷的 N/rev 谐波分量,实现直升机减振控制^[8]。虽然已有大量的数值和飞行试验证明了 HHC 系统的减振控制能力,但其仍有控制频率受限、功耗较高等局限性^[9],因此一些研究人员又将目光转向其他控制技术,比如独立桨叶控制、主动后缘襟翼控制、主动扭转旋翼控制等。其中主动后缘襟翼控制通过安装于桨叶内部的作动器驱动位于桨叶后缘的伺服襟翼进行控制,有效减小了驱动功率^[10],具有控制更为高效、对飞控系统影响更小等优点^[11],得到越来越多研究人员的关注,已经被广泛研究并成功应用于飞行试验中^[12]。

主动后缘襟翼控制通过控制后缘襟翼的偏转,可以影响直升机旋翼的气动载荷分布和桨叶的气动弹性形变,从而抵消部分气动载荷,实现减振控制^[13]。后缘襟翼的控制律,即襟翼偏转的频率、幅值和相位,直接决定了直升机旋翼的减振控制效果,因此如何找到后缘襟翼的最优控制律是直升机旋翼闭环减振控制算法的重点之一^[14]。在目前的直升机旋翼闭环减振控制算法研究中,连续时间高阶谐波控制(continuous-time higher harmonic control, CTHHC)算法已被证明是有效的闭环减振控制算法

之一。该算法将直升机旋翼对于主动控制的振动输出响应看作是线性准静态的,通过离线或在线辨识模型参数,获得表征主动控制的谐波输入和桨毂振动载荷谐波分量之间线性关系的 T 矩阵,并对该矩阵求逆得到控制器输出^[15]。Jacklin^[16]总结了用于辨识 T 矩阵的 5 种典型方法,包括加权最小平方误差法、卡尔曼滤波法等,并通过仿真对比对这 5 种辨识方法的优缺点及不同应用场景进行了分析。Gupta 等^[17]将线性二次最优控制理念引入控制器设计对原有算法进行了改进,首先对直升机动力学进行建模得到其线性时不变状态空间模型,然后将线性二次调节器与卡尔曼滤波器相结合,通过最小化二次成本函数来设计状态反馈控制器,实现了良好的控制性能并在仿真中进行了验证。Fan 等^[18]基于 H_{∞} 控制思想设计控制器以抑制直升机旋翼的谐波振动,针对全阶控制器可能存在不稳定极点的问题,提出了一种固定阶 H_{∞} 控制器的设计方法,仿真结果表明,与全阶控制器相比,固定阶次控制器在计算复杂度和实现难度上具有显著优势,同时能够提供足够的振动抑制性能。Alotaibi^[19]延续上述思想,将不同飞行条件下的控制器性能验证由 2 种扩展到了 6 种。

然而上述研究大多是基于有限个特定飞行状态下进行控制器设计,少有涉及包含整个飞行包络线的减振控制设计。而直升机在执行任务时,时常要进行加速/减速操作,由于直升机飞行过程中旋翼转速基本保持不变,前飞速度的变化必然会引起前进比的变化。目前已有的包含整个飞行包络线的减振控制一般基于增益调度原理实现^[20],通过对基于特定飞行状态下的线性时不变(linear time invariant, LTI)模型所设计的控制器进行插值处理得到实际控制器输出,这种方法虽然有许多成功的应用案例,但不能提供任何形式的全局稳定性和性能保证^[21]。Patterson^[22]基于线性变参数(linear parameter varying, LPV)理论提出了一种鲁棒变增益控制方法,该方法根据仿射参数依赖的 Lyapunov 函数进行控制器设计,使用可测量的实时参数来调整控制器,能够保证控制器在整个参数空间的稳定性和鲁棒性,但未考虑不确定性对 LPV 系统的干扰影响。

为此,本文首先使用专用计算软件 CAMRAD II 生成若干个飞行状态下的模拟数据,根据数据通过系统辨识得到带后缘襟翼的直升机振动响应的 LTI 模型,并在此基础上建立 LPV 模型。其次基于积分滑模控制理论进行控制器设计,并通过参数依赖的

Lyapunov 函数证明系统的全局稳定性。最后设计了两种不同的直升机动态飞行场景并进行了仿真验证,并将其应用至基于 LabVIEW 的半实物仿真平台。仿真结果表明,所设计的基于 LPV 模型的积分滑模鲁棒控制算法在飞行状态切换过程及稳定后均表现出良好控制性能,为直升机动态飞行环境中的闭环减振控制工程提供了参考。

表1 仿真计算参数

Tab. 1 Parameters of simulation calculation

旋翼半径/m	桨叶片数/片	桨叶弦长/mm	转速/($r \cdot \min^{-1}$)	叶片扭角/($^\circ$)	襟翼弦长/mm	襟翼升力系数	襟翼径向位置/m	襟翼偏转范围/($^\circ$)	前进比
2	4	130	750	9.75	25	0.4	0.7~0.8R	-5~5	0.1~0.2

根据文献[23]中的描述,当直升机处于稳态飞行时, N/rev 的旋翼桨毂垂向振动载荷最为突出,因此将其作为主要研究对象 $T(t)$,即

$$T(t) = T_b + T_{Nc}(t) \cos(N\Omega t) + T_{Ns}(t) \sin(N\Omega t) \quad (1)$$

式中: T_b 为直升机由于飞行控制产生的推力,这部分推力不受后缘襟翼偏转的影响; Ω 为直升机当前旋翼转速; $T_{Nc}(t)$ 、 $T_{Ns}(t)$ 分别为 $T(t)$ 的 N/rev 谐波分量,是减振控制主要起作用的部分。

同样地,后缘襟翼偏转角度 $u(t)$ 可表示为

$$u(t) = u_{Nc}(t) \cos(N\Omega t) + u_{Ns}(t) \sin(N\Omega t) \quad (2)$$

由后缘襟翼偏转产生的额外的 N/rev 桨毂垂向振动载荷 $Y(t)$ 可表示为

$$Y(t) = y_{Nc}(t) \cos(N\Omega t) + y_{Ns}(t) \sin(N\Omega t) \quad (3)$$

将基准桨毂垂向振动载荷 $E(t)$ 定义为

$$E(t) = e_{Nc}(t) \cos(N\Omega t) + e_{Ns}(t) \sin(N\Omega t) \quad (4)$$

由后缘襟翼偏转产生的额外的 N/rev 桨毂垂向振动载荷 $Y(t)$ 会和基准桨毂垂向振动载荷 $E(t)$ 进行抵消,则此时 N/rev 的桨毂垂向振动载荷 $T(t)$ 可表示为

$$T(t) = Y(t) - E(t) = (y_{Nc}(t) - e_{Nc}(t)) \cos(N\Omega t) + (y_{Ns}(t) - e_{Ns}(t)) \sin(N\Omega t) = T_{Nc}(t) \cos(N\Omega t) + T_{Ns}(t) \sin(N\Omega t) \quad (5)$$

式中: $u_{Nc}(t)$ 、 $u_{Ns}(t)$ 、 $y_{Nc}(t)$ 、 $y_{Ns}(t)$ 、 $e_{Nc}(t)$ 、 $e_{Ns}(t)$ 分别为 $u(t)$ 、 $Y(t)$ 、 $E(t)$ 的 N/rev 谐波分量。

在稳定飞行条件下,后缘襟翼偏角 $u(t)$ 与其产生的额外的 N/rev 桨毂垂向振动载荷可近似看作线性关系,因此对仿真所得到的模拟数据通过系统辨识可得到直升机振动响应模型的标准状态空间表示为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}u(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + E \end{cases} \quad (6)$$

1 带后缘襟翼的直升机振动响应模型

1.1 LTI 模型建立

为得到直升机特定飞行条件下的 LTI 模型,首先在专用计算软件 CAMRAD II 中进行仿真计算得到模拟数据,本文的仿真设置参考文献[22]进行设计,具体仿真参数见表1。

其中:

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} u_{Nc} \\ u_{Ns} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} T_{Nc} \\ T_{Ns} \end{bmatrix}$$

式中: $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^{16 \times 1}$ 为系统状态变量,由于是通过系统辨识得到的状态空间模型, \mathbf{x} 并不具备真实的物理意义; $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{16 \times 16}$ 为系统的状态矩阵; $\mathbf{B} \in \mathbf{R}^{16 \times 2}$ 为系统的控制输入矩阵; $\mathbf{C} \in \mathbf{R}^{2 \times 16}$ 为系统的输出矩阵; $\mathbf{E} \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$ 为基准桨毂垂向振动载荷矩阵; $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$ 为系统的控制输入,即后缘襟翼的偏角输入; $\mathbf{y} \in \mathbf{R}^{2 \times 1}$ 为系统的输出,即桨毂垂向振动载荷输出。

1.2 LPV 模型建立

由文献[22]可知,直升机在机动前飞时,旋翼转速基本保持不变,其飞行状态的切换主要通过改变前进比实现,因此以前进比为时变参数建立带后缘襟翼的直升机振动响应的 LPV 模型。若直接对一般形式的 LPV 模型进行稳定性分析和控制器设计时,需要求解无数组线性矩阵不等式 (linear matrix inequalities, LMI) [24],这是难以实现的。但本文所研究的 LPV 模型具有多胞体结构,由于多胞体属于凸集,则该模型可由顶点完全描述,在进行稳定性分析和控制器设计时,也只需对顶点设计即可,无需遍历多胞体内所有点。同时考虑到直升机在飞行过程中存在各种未知干扰因素,且内部建模存在不确定性,因此建立以下带有参数不确定项和外部干扰的多胞体 LPV 模型:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = [(\sum_{i=1}^L w_i(\mu(t)) \mathbf{A}_i) + \Delta \mathbf{A}] \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}u(t) + f(\mathbf{x}(t), t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \sum_{i=1}^L w_i(\mu(t)) \mathbf{E}_i \end{cases} \quad (7)$$

式中: L 为顶点个数; $\mu(t)$ 为可测量的并且已知边界的时变参数, 此处即直升机的前进比, 其计算公式如式(8)所示; A_i 为顶点处的系统状态矩阵; ΔA 为系统矩阵参数的不确定项; $f(x(t), t)$ 为外部扰动; E_i 为顶点处的基准桨毂垂向振动载荷矩阵; $w_i(\mu(t))$ 为该顶点对应的权重函数, 且有:

$$w_i(\mu(t)) \in [0, 1], \sum_{i=1}^L w_i(\mu(t)) = 1 \quad (8)$$

$$\mu = \frac{V_0 \cos \alpha}{\Omega R} \quad (9)$$

式中: V_0 为相对来流速度, α 为相对来流速度与桨盘平面的夹角, R 为直升机旋翼半径, 这些参数都是可测量并且已知边界的。

此时在动态飞行环境下的直升机振动控制问题可转化为跟踪控制问题, 即根据如式(7)所示的带有参数不确定项和外部干扰的多胞体 LPV 模型, 设计鲁棒控制器使得该 LPV 模型在前进比变化时系统输出趋于 0, 并且系统的控制输入即后缘襟翼的偏转在合理范围内。

2 基于积分滑模的直升机减振控制器设计

对于一个具有 N 片完全相同桨叶的直升机旋翼系统, 需在每片桨叶上安装一个执行器驱动后缘襟翼偏转 (对应 N 个控制器), 但在旋翼旋转过程中, 相邻桨叶的方位角相差 $2\pi/N$ 角度, 因此可以只对其中一片桨叶的后缘襟翼控制器进行设计, 其余桨叶的后缘襟翼控制器只需要进行适当的相位偏移即可 (每个桨叶偏移 $2m\pi/N$, $m=1, 2, \dots, N-1$)。

针对带后缘襟翼的直升机振动响应模型(7), 为便于控制器设计, 将其转化为以下形式并作出如下假设:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A(\mu)x(t) + Bu(t) + \psi(x(t), t) \\ y(t) = Cx(t) + E(\mu) \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\psi(x(t), t) = \Delta Ax(t) + f(x(t), t)$ 为包括系统内部不确定性及外部扰动在内的总扰动, $A(\mu)$ 、 $E(\mu)$ 可由下式表达:

$$\begin{cases} A(\mu) = \sum_{i=1}^L w_i(\mu(t)) A_i \\ E(\mu) = \sum_{i=1}^L w_i(\mu(t)) E_i \end{cases} \quad (11)$$

假设 1 对于所有 μ 的取值, 矩阵 $[A(\mu), B]$ 都是可镇定的。

假设 2 B 为列满秩矩阵, 且可表示为

$$B = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中: $B_1 \in \mathbf{R}^{14 \times 2}$, $B_2 \in \mathbf{R}^{2 \times 2}$, 且 $\|B_2\| \gg \|B_1\|$, 表示 B_2 在控制输入分布中起主要作用; $\|\cdot\|$ 为矩阵或向量的 2-范数。然后通过控制输入矩阵的后 2 个状态进行缩放使得 $B_2 B_2^T = I$, 以简化后续控制器设计。

假设 3 假设系统总扰动的 $\psi(x(t), t)$ 上限已知, 即 $\|\psi(x(t), t)\| \leq \rho \|x(t)\|$, 其中 ρ 为一正标量。

基于建立的带后缘襟翼的直升机振动响应模型(10), 下面将展开直升机减振控制器的设计。通过积分滑模控制律控制后缘襟翼偏转, 得到合适的偏转幅值和相位, 从而使后缘襟翼偏转产生的额外的 N/rev 桨毂垂向振动载荷 $Y(t)$ 与基准桨毂垂向振动载荷 $E(t)$ 进行抵消, 实现直升机减振控制。

2.1 积分滑模控制器设计

基于上述假设, 首先对系统的控制输入进行如下转换:

$$v(t) = B_2 u(t) \quad (13)$$

式中 $v(t)$ 可以看作等效控制信号, 则有

$$u(t) = B_2^T v(t) \quad (14)$$

将式(14)代入 LPV 模型(10)可得

$$\dot{x}(t) = A(\mu)x(t) + \underbrace{\begin{bmatrix} B_1 B_2^T \\ I_m \end{bmatrix}}_{B_v} v(t) + \psi(x(t), t) \quad (15)$$

式中 B_v 为原系统相对于等效控制信号 $v(t)$ 的控制输入矩阵。

其次, 设计积分滑模面为如下形式:

$$s(t) = Gx(t) - G \int_{-\infty}^t (A(\mu) - B_v F)x(\tau) d\tau \quad (16)$$

式中: $G = B_2 (B^T B)^{-1} B^T > 0$, F 为待设计的反馈增益矩阵, 易知:

$$GB_v = B_2 (B^T B)^{-1} B^T B B_2^T = I \quad (17)$$

将式(16)的积分项初始值设置为

$$\int_{-\infty}^0 (A(\mu) - B_v F)x(\tau) d\tau = x(0) \quad (18)$$

则式(16)可表示为

$$s(t) = Gx(t) - Gx(0) - G \int_0^t (A(\mu) - B_v F)x(\tau) d\tau \quad (19)$$

易知当 $t=0$ 时, $s(t)=0$ 。对式(16)求导可得

$$\dot{s}(t) = \nu(t) + Fx(t) + G\psi(x(t), t) \quad (20)$$

可得等效控制律为

$$\nu_{eq}(t) = -Fx(t) \quad (21)$$

将式(21)代入式(15)可得

$$\dot{x}(t) = (A(\mu) - B_v F)x(t) + \psi(x(t), t) \quad (22)$$

在式(21)的基础上加入趋近律,将积分滑模控制律设置为

$$\nu(t) = \nu_{eq}(t) + \nu_{sw}(t) \quad (23)$$

其中:

$$\nu_{eq}(t) = -Fx(t)$$

$$\nu_{sw}(t) = -ks(t) - (h + \rho) \|x(t)\| G \text{sat}(s(t))$$

式中: k, h 为正标量, $\text{sat}(s(t))$ 为饱和函数, 其定义如下:

$$\text{sat}(s(t)) = \begin{cases} 1, & s(t) > \Delta \\ \frac{s(t)}{\Delta}, & |s(t)| \leq \Delta \\ -1, & s(t) < -\Delta \end{cases} \quad (24)$$

式中 Δ 为边界层, 则最终积分滑模控制律为

$$u(t) = B_2^T \nu(t) = -B_2^T (Fx(t) + ks(t) + (h + \rho) \|x(t)\| G \text{sat}(s(t))) \quad (25)$$

上述过程完成了积分滑模控制器设计, 相比传统滑模控制, 积分滑模控制的滑模面(16)引入了积分项, 通过设计积分项的初始值, 可以使系统初始状态处于滑模面上, 消除了传统滑模控制的趋近阶段, 提高了控制系统的鲁棒性。

2.2 稳定性分析

定理 1 针对带后缘襟翼的直升机振动响应模型(10), 设计如式(25)所示的积分滑模控制器, 使得直升机在动态飞行环境下, 即在前进比连续变化情况下, 均能保证稳定减振控制的充分条件为存在 L 个矩阵 $P_i > 0$, 标量 $\varepsilon > 0$ 及分块矩阵为

$$\gamma_{ij} = \begin{bmatrix} Q_{ij}^{11} & Q_{ij}^{12} \\ Q_{ij}^{21} & Q_{ij}^{22} \end{bmatrix}, 1 \leq i < j \leq L \quad (26)$$

满足 LMI 约束条件公式:

$$\gamma = \begin{bmatrix} \gamma_1 & \gamma_{12} & \cdots & \gamma_{1L} \\ * & \gamma_2 & \cdots & \gamma_{2L} \\ * & * & \ddots & \vdots \\ * & * & \cdots & \gamma_L \end{bmatrix} < 0 \quad (27)$$

$$\begin{bmatrix} M_{ij} + M_{ij}^T & P_i + P_j \\ * & -2\varepsilon I \end{bmatrix} \leq \gamma_{ij} + \gamma_{ij}^T, 1 \leq i < j \leq L \quad (28)$$

式中“*”为对称转置项。对角矩阵 γ_i 为

$$\gamma_i = \begin{bmatrix} M_{ii} & P_i \\ * & -\varepsilon I \end{bmatrix} \quad (29)$$

其中

$$M_{ij} = (A_j - B_v F)^T P_i + P_i (A_j - B_v F) + \varepsilon \rho^2 I$$

易知 $M_{ij}^T = M_{ji}$ 。

证明 整个证明过程分为: 1) 证明所设计的等效积分滑模控制律(23) 可让系统状态在有限时间内到达切换面; 2) 证明所设计的积分滑模控制律能够使直升机减振控制系统(22) 的跟踪误差收敛到 0。

Step 1 将式(23)代入式(20)可得

$$\dot{s}(t) = \nu_{sw}(t) + G\psi(x(t), t) \quad (30)$$

构造 Lyapunov 函数如下:

$$V(t) = s^T(t)s(t) \quad (31)$$

则

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= \dot{s}^T(t)s(t) + s^T(t)\dot{s}(t) = \\ & - (h + \rho) \|x(t)\| Gs(t) \text{sat}(s^T(t)) + \\ & Gs(t)\psi(x(t), t) - (h + \rho) \|x(t)\| Gs^T(t) \text{sat}(s(t)) + \\ & Gs^T(t)\psi(x(t), t) - 2ks^T(t)s(t) \leq \\ & - h \|x(t)\| Gs(t) \text{sat}(s^T(t)) - \\ & h \|x(t)\| Gs^T(t) \text{sat}(s(t)) - 2ks^T(t)s(t) \end{aligned} \quad (32)$$

式中: $k, h, \|x(t)\|, G, s(t) \text{sat}(s^T(t)), s^T(t) \text{sat}(s(t))$ 均大于等于 0, 故可得 $\dot{V}(t) \leq 0$ 。根据 Lyapunov 稳定性理论, 所设计的等效积分滑模控制律可让系统状态在有限时间内到达切换面 $s(t)=0$ 。

Step 2 构造 Lyapunov 函数如下:

$$V(t) = x^T P x \quad (33)$$

式中 $P \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为一正定实对称矩阵, 求其时间导数则有

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= [x^T(t)(A(\mu) - B_v F)^T + \psi^T(x(t), t)] P x(t) + \\ & x^T(t) P [(A(\mu) - B_v F)x(t) + \psi(x(t), t)] = \\ & x^T(t) [(A(\mu) - B_v F)^T P + P(A(\mu) - B_v F)] x(t) + \\ & \psi^T(x(t), t) P x(t) + x^T(t) P \psi(x(t), t) \end{aligned} \quad (34)$$

此处添加一个引理辅助证明。

引理 1 设 X 和 Y 是适当维数的实矩阵(或向量), 对于任何标量 $\varepsilon > 0$, 有

$$X^T Y^T + Y^T X \leq \varepsilon X^T X + \varepsilon^{-1} Y^T Y^T \quad (35)$$

则由引理 1 可得

$$\begin{aligned} & \psi^T(x(t), t) P x(t) + x^T(t) P \psi(x(t), t) \leq \\ & \varepsilon \psi^T(x(t), t) \psi(x(t), t) + \varepsilon^{-1} (P x(t))^T P x(t) < \\ & \varepsilon \rho^2 x^T(t) x(t) + \varepsilon^{-1} x^T(t) P P x(t) \end{aligned} \quad (36)$$

将式(36)代入式(34)中可得

$$\dot{V}(t) \leq \mathbf{x}^T(t) \Xi(\mu) \mathbf{x}(t) \quad (37)$$

其中

$$\Xi(\mu) = (\mathbf{A}(\mu) - \mathbf{B}_v \mathbf{F})^T \mathbf{P} + \mathbf{P}(\mathbf{A}(\mu) - \mathbf{B}_v \mathbf{F}) + \varepsilon \rho^2 \mathbf{I} + \varepsilon^{-1} \mathbf{P} \mathbf{P}$$

如果对于所有 μ 的取值, 都有 $\Xi(\mu) < 0$, 则可知 $\dot{V}(t)$ 是负定的, 这表明系统(22)是鲁棒稳定的。又根据 Schur 补定理, $\Xi(\mu) < 0$ 可等价于:

$$\Pi(\mu) = \begin{bmatrix} (\mathbf{A}(\mu) - \mathbf{B}_v \mathbf{F})^T \mathbf{P} + \mathbf{P}(\mathbf{A}(\mu) - \mathbf{B}_v \mathbf{F}) + \varepsilon \rho^2 \mathbf{I} & \mathbf{P} \\ * & -\varepsilon \mathbf{I} \end{bmatrix} < 0 \quad (38)$$

对于 LPV 系统, 常用的方法是选取一个共同的 Lyapunov 函数去适应变参数的所有取值, 但这样会引入较大的保守性, 因此本文在不同的顶点处采用不同的 Lyapunov 函数, 即令

$$\mathbf{P} = \mathbf{P}(\mu) = \sum_{i=1}^L w_i \mathbf{P}_i \quad (39)$$

式中, $\sum_{i=1}^L w_i = 1$ 且 $w_i \geq 0$, 则式(38)可等价表示为

$$\begin{aligned} \Pi(\mu) &= \sum_{i=1}^L \sum_{j=1}^L w_i w_j \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ij} & \mathbf{P}_i \\ * & -\varepsilon \mathbf{I} \end{bmatrix} = \\ &= \sum_{i=1}^L w_i^2 \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ii} & \mathbf{P}_i \\ * & -\varepsilon \mathbf{I} \end{bmatrix} + \sum_{i=1}^{L-1} \sum_{j=i+1}^L w_i w_j \left\{ \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ij} & \mathbf{P}_i \\ * & -\varepsilon \mathbf{I} \end{bmatrix} + \right. \\ &\quad \left. \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ji} & \mathbf{P}_j \\ * & -\varepsilon \mathbf{I} \end{bmatrix} \right\} \end{aligned} \quad (40)$$

式中, \mathbf{M}_{ij} 的表达式如式(29)所示, 则由式(28)、(29)和式(40)可得

$$\Pi(\mu) < \sum_{i=1}^L w_i^2 \boldsymbol{\gamma}_i + \sum_{i=1}^{L-1} \sum_{j=i+1}^L w_i w_j \{ \boldsymbol{\gamma}_{ij} + \boldsymbol{\gamma}_{ij}^T \} = \boldsymbol{\eta}^T \boldsymbol{\gamma} \boldsymbol{\eta} \quad (41)$$

式中, $\boldsymbol{\eta} = [w_1 \mathbf{I} \ \cdots \ w_L \mathbf{I}]$, $\boldsymbol{\gamma}$ 的表达式如式(27)所示, 由式(9)可知 $\boldsymbol{\eta} \neq 0$, 故可知 $\Pi(\mu) < 0$, $\dot{V}(t)$ 是负定的, 即所设计的积分滑模控制律能够使直升机减振控制系统(22)的跟踪误差收敛到 0。

经过上述两步证明, 可知定理 1 得证。所设计的基于积分滑模控制理论的直升机减振控制器可以实现动态飞行环境下的直升机减振控制。

3 仿真与分析

3.1 仿真结果分析

为验证所设计的积分滑模鲁棒控制算法的有效

性和可行性, 设计了两种不同的动态飞行场景对该算法进行仿真研究, 并与直升机振动控制中常用的 H_∞ 控制算法^[18]进行了对比, 具体切换过程见表 2。由于本文带后缘襟翼的直升机振动响应模型是基于 4 桨叶直升机建立的, 因此将 4/rev 桨毂垂向振动载荷作为主要研究对象。此外令 $L = 2$, 即所设计的 LPV 模型具有两个顶点, 分别为前进比为 0.10 和 0.20 时的 LTI 模型, 使用这两个作为顶点模型对变参数空间内的其他点进行描述, 其中 w_1 和 w_2 的取值见图 1。

表 2 动态飞行场景设置

Tab. 2 Dynamic flight scene settings

场景设置	前进比变化
动态飞行场景 1	前进比首先从 0.10 上升至 0.15, 保持 2 s 后上升至 0.20
动态飞行场景 2	前进比首先从 0.10 上升至 0.20, 再从 0.20 下降至 0.10

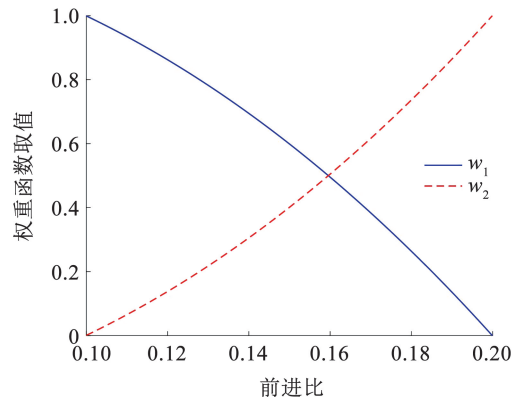


图 1 变参数权重函数

Fig. 1 Variable-parameter weighting functions

图 2、3 分别为所设计的控制算法在表 2 所示的两种动态飞行场景中的控制效果。由图 2、3 可以看出, 所设计的积分滑模鲁棒控制算法在两种不同的动态飞行场景中都能够对 4/rev 桨毂垂向振动载荷进行有效抑制, 证明了所设计控制算法的有效性。除此之外, 由后缘襟翼偏角变化曲线可知, 随着前进比变大, 相应的后缘襟翼偏角反而变小, 这是由于前进比变大, 随之而来的来流速度变大, 此时后缘襟翼偏转也会产生更大的额外振动载荷, 当额外振动载荷的增幅大于桨毂垂向振动载荷的增幅时, 便会出现高前进比下最优后缘襟翼偏角相比低前进比下低的情况。

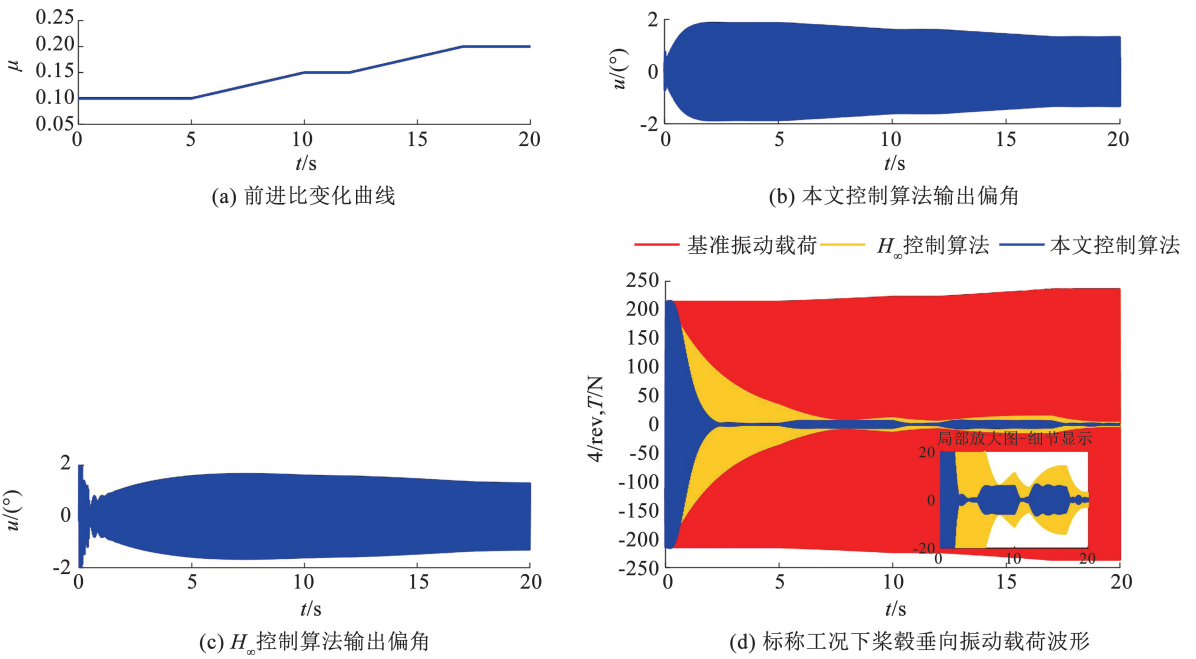


图2 标称情况下动态飞行场景1控制效果

Fig. 2 Control performance of dynamic flight scene 1 without interference signal

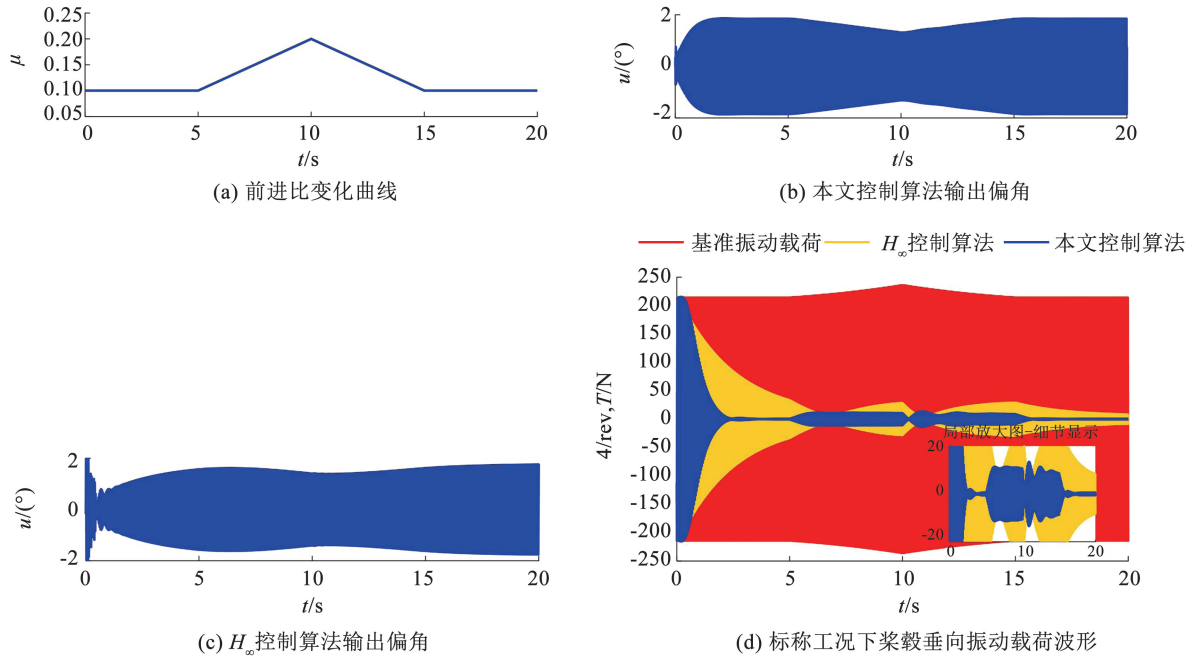


图3 标称情况下动态飞行场景2控制效果

Fig. 3 Control performance of dynamic flight scene 2 without interference signal

在前5 s 前进比固定在0.10时,此时LPV模型等价于前进比为0.10的LTI模型,所设计控制算法在2 s内即可将4/rev桨毂垂向振动载荷减少95%以上,而传统 H_∞ 算法则需要6 s左右,证明了所设计控制算法的快速性;在前进比变化过程中,可以明显看出所设计控制算法波动更小,对4/rev桨毂垂向振动载荷的控制效果更好,在前进比稳定后的收敛速度也比 H_∞ 控制算法更快,证明了所设计算法的优越性。

为了验证所设计算法的鲁棒性,现加入如图4所示的干扰信号再次进行仿真验证,所加干扰信号为频率随机,幅值在 ± 20 N(基准振动载荷的10%)内波动的连续信号。图5、6分别为在有外界干扰情况下,所设计的控制算法在两种动态飞行场景中的控制效果。由图5、6可以看出,在加入干扰信号后,两种控制算法的控制效果都会产生一定的波动,但所设计的积分滑模鲁棒控制算法波动幅度更小,并且波动后重新收敛的速度更快,证明了所设计算法具有更强的鲁棒性。

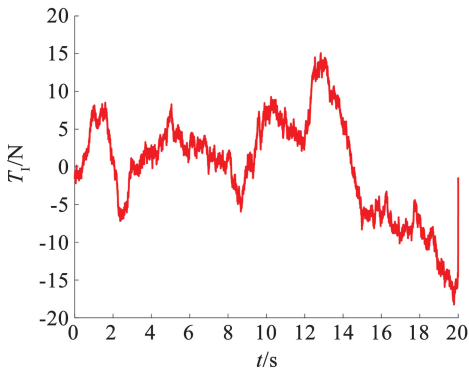
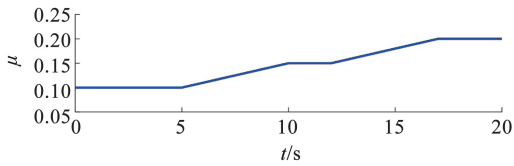
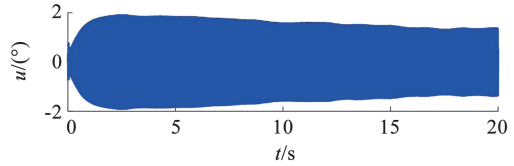


图 4 干扰信号

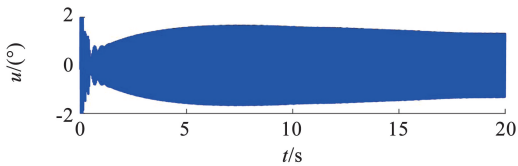
Fig. 4 Interference signal



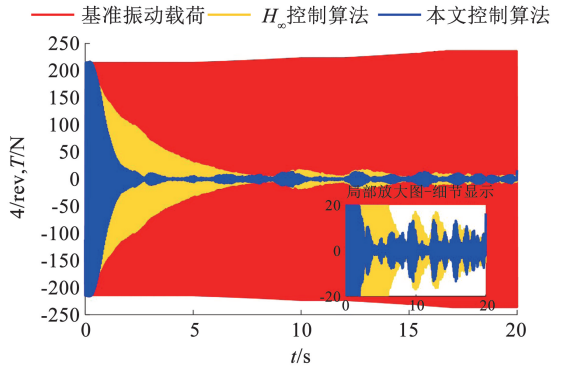
(a) 前进比变化曲线



(b) 本文控制算法输出偏角



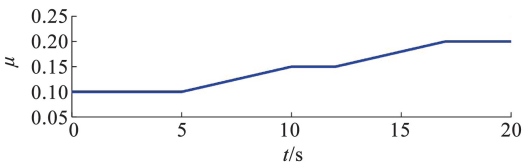
(c) H_{∞} 控制算法输出偏角



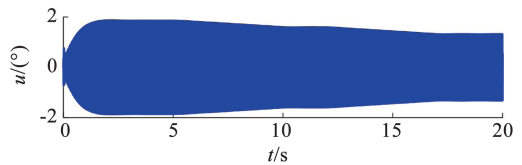
(d) 标称工况下桨毂垂向振动载荷波形

图 5 外加干扰下动态飞行场景 1 控制效果

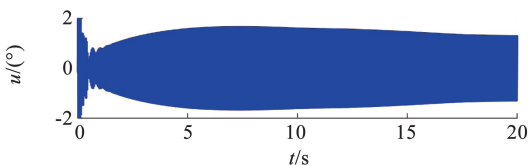
Fig. 5 Control performance of dynamic flight scene 1 under interference signal



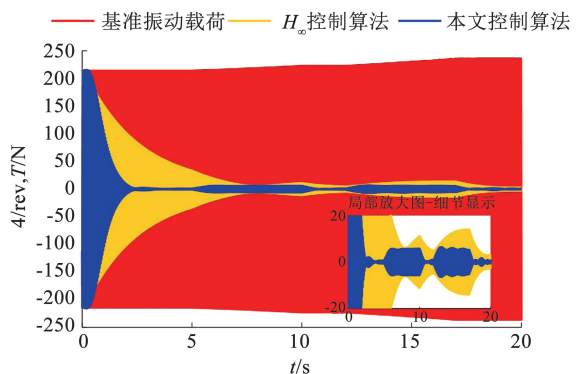
(a) 前进比变化曲线



(b) 本文控制算法输出偏角



(c) H_{∞} 控制算法输出偏角



(d) 标称工况下桨毂垂向振动载荷波形

图 6 外加干扰下动态飞行场景 2 控制效果

Fig. 6 Control performance of dynamic flight scene 2 under interference signal

综合两种情况下的仿真结果可知,所设计的积分滑模控制算法在两种情况下都可在 2.5 s 内将振动载荷降低 95% 以上,相比 H_{∞} 控制方法在快速响应方面更有优势;并且在外界干扰不确定的情况下仍可将变前进比过程中的振动载荷降低 90% 以上,说明所设计的控制算法可对动态飞行场景下的直升机旋翼 4/rev 桨毂垂向振动载荷进行有效控制;在直升机前进比停止变化重新稳定后,所设计的控制算法在收敛速度、减振幅度上都超过了 H_{∞} 控制算法,并且在外界干扰不确定情况下,稳态后减振控制效果也达到了 95% 以上,证明了所设计控制算法的鲁棒性和优越性。

3.2 半实物仿真平台试验

半实物闭环仿真验证平台包括软件与硬件两部分,其中硬件部分包括两台 IPC-940 工控机内置 AIMB-706 工业主板和高性能 CPU,一台配合 PCIE-1805 和 PCI-1723 板卡充当控制器,用于接收传感器模拟信号并由控制算法计算输出后缘襟翼偏角信号;另一台工控机配合 PCIE-1824 和 PCI-1706 板卡充当 LPV 模型部分,输入为后缘襟翼偏角信号,输出为后缘襟翼振动影响下的 4/rev 桨毂垂向振动载荷信号。双工控机系统通过端子接线板和屏蔽信号线缆进行连接实现实时数据交互功能,具体见图 7。



图 7 基于 LabVIEW 的半实物仿真平台

Fig. 7 Semi-physical simulation platform based on LabVIEW

工控机控制算法及 LPV 模型程序基于 LabVIEW 虚拟仿真软件编写,通过调用 LabVIEW 自带的 Control Design and Simulation 和 MathScript 模块进行设计。应用研华提供的 DAQnavi Assistant VI 进行板卡的设置与调用,通过在向导中选择输入输出场景、选择设备、配置通道、定制任务,实现数据交互功能。程序将后缘襟翼偏角信号和振动载荷信号转换成电压信号进行输出和采集,程序内添加低通滤波程序滤除外界噪声干扰等因素的影响,通过控件与仿真循环来不断获取板卡数据采集信息并做出实时处理,实现控制算法的半实物闭环仿真验证功能。

在动态飞行场景下进行半实物仿真试验,实时仿真结果如图 8、9 所示。由图 8、9 可以看出,将本文提出的算法应用至半实物仿真平台后,收敛速度较原仿真略有下降,但总体上可在 3 s 内实现减振效果 99% 以上,在前进比变化的过渡过程的控制效果也与原仿真结果基本一致,进一步验证了算法的有效性。

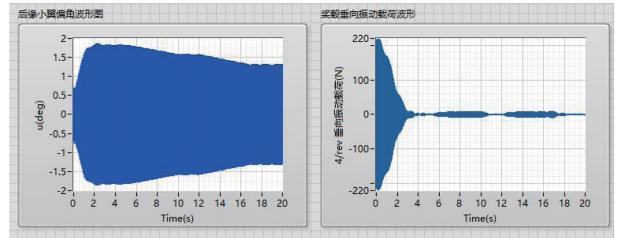


图 8 动态飞行场景 1 半实物仿真试验

Fig. 8 Dynamic flight scenario 1 semi-physical simulation

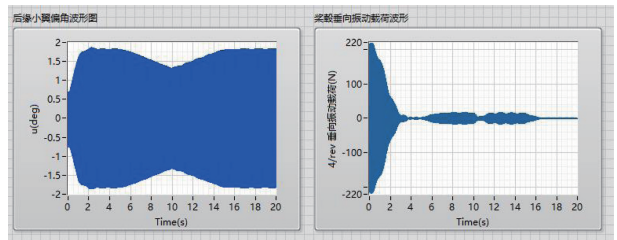


图 9 动态飞行场景 2 半实物仿真试验

Fig. 9 Dynamic flight scenario 2 semi-physical simulation

4 结 论

1)设计的积分滑模鲁棒控制算法通过引入积分项,消除了传统滑模控制的趋近阶段,从而很好地抑制了抖振现象,提高了动态飞行场景下的直升机减振控制系统的鲁棒性和收敛速度;同时采用参数依赖的 Lyapunov 函数证明控制系统稳定性,降低了控制器设计的保守性。

2)设计的积分滑模鲁棒控制算法可适应多种动态飞行场景,在直升机前进比变化时仍能 4/rev 桨毂垂向振动载荷降低 90% 以上,保障了整个飞行包络线的稳定性,和传统的 H_∞ 控制算法相比具有快速性和鲁棒性方面的优势。

3)搭建的半实物虚拟仿真平台为所设计控制算法的进一步验证和实际应用研究提供了可靠的支持。未来,该平台还具有扩展到其他控制方法的潜力,并可用于支持进一步的验证试验。

参考文献

- [1]张冀,李书,贺天鹏,等.直升机振动与噪声综合评估方法研究[J].振动与冲击,2016,35(1):149
ZHANG Ji, LI Shu, HE Tianpeng, et al. Comprehensive assessment methods for helicopter vibration and noise[J]. Journal of Vibration and Shock, 2016, 35(1): 149. DOI: 10.13465/j.cnki.jvs.2016.01.024
- [2]WILBUR M L, WILKIE W K. Active-twist rotor control applications for UAVs[C]//Transformational Science and Technology for the Current and Future Force. Orlando: World Scientific, 2006: 185. DOI: 10.1142/9789812772572_0024
- [3]SHI Chengzhi, PARKER R G, SHAW S W. Tuning of centrifugal pendulum vibration absorbers for translational and rotational vibration reduction[J]. Mechanism and Machine Theory, 2013, 66: 56.

- DOI: 10.1016/j.mechmachtheory.2013.03.004
- [4] 王潇, 杨一凡, 张硕. 直升机振动主动控制方法研究综述[J]. 电光与控制, 2024, 31(5): 1
WANG Xiao, YANG Yifan, ZHANG Shuo. A review of active vibration control methods for helicopters[J]. Electronics Optics & Control, 2024, 31(5): 1. DOI: 10.3969/j.issn.1671-637X.2024.05.001
- [5] ARİOL TAYMAZ H A. Helicopter rotor blade vibration reduction with optimizing the structural distribution of composite layers[J]. Journal of Measurements in Engineering, 2022, 10(1): 27. DOI: 10.21595/jme.2022.22337
- [6] YANG Jinan, DENG Jialei, ZHAO Jiahou, et al. A novel parallel multi-harmonic global multi-channel control algorithm for helicopter active vibration control[J]. Control Engineering Practice, 2024, 142: 105772. DOI: 10.1016/j.conengprac.2023.105772
- [7] 陈钰, 宗群, 张秀云, 等. 直升机旋翼振动主动控制方法研究进展[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2023, 55(8): 1
CHEN Yu, ZONG Qun, ZHANG Xiuyun, et al. Research progress of active vibration control methods for helicopter rotor[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2023, 55(8): 1. DOI: 10.11918/202210097
- [8] 张仕明, 周云, 胡和平. 高阶谐波控制算法减振应用中作动器饱和和问题研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(12): 227
ZHANG Shiming, ZHOU Yun, HU Heping. Actuator saturation in higher harmonic control algorithms for vibration reduction[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(12): 227. DOI: 10.13465/j.cnki.jvs.2021.12.028
- [9] KIM D H, HONG S, JUNG S N. Multicyclic vibration control of a helicopter rotor with active twist actuation[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2022, 23(2): 303. DOI: 10.1007/s42405-022-00440-z
- [10] 冯剑波, 陆洋. 直升机旋翼桨毂干扰噪声主动控制技术综述[J]. 噪声与振动控制, 2018, 38(3): 1
FENG Jianbo, LU Yang. Review of active control techniques of blade vortex interaction noise for helicopter rotor[J]. Noise and Vibration Control, 2018, 38(3): 1. DOI: 10.3969/j.issn.1006-1355.2018.03.001
- [11] GU Xiancheng, DONG Linghua, LI Tong, et al. A study on influence of flapping dynamic characteristics on vibration control of active rotor with trailing-edge flaps[J]. Aerospace, 2023, 10(9): 776. DOI: 10.3390/aerospace10090776
- [12] RABOURDIN A, MAURICE J B, DIETERICH O, et al. Blue pulse active rotor control at Airbus Helicopters-New EC145 demonstrator and flight test results[C]//Proceedings of the 70th Annual Forum. Montreal: American Helicopter Society International, Inc., 2014. DOI: 10.4050/F-0070-2014-9488
- [13] ZHOU Jinlong, DONG Linghua, YANG Weidong, et al. Experimental study on transfer functions of an active rotor under different flight conditions[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(8): 107. DOI:10.1016/j.cja.2021.10.026
- [14] 周金龙, 董凌华, 杨卫东, 等. 基于加权最小二乘法辨识的后缘襟翼智能旋翼振动载荷闭环控制仿真研究[J]. 振动与冲击, 2019, 38(4): 237
ZHOU Jinlong, DONG Linghua, YANG Weidong, et al. Closed-loop vibration control simulation of a helicopter active rotor with trailing-edge flaps based on the weighted-least-squares-error identification method[J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(4): 237. DOI: 10.13465/j.cnki.jvs.2019.04.035
- [15] SHAW J. Higher harmonic blade pitch control: a system for helicopter vibration reduction[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1980
- [16] JACKLIN S A. Comparison of five system identification algorithms for rotorcraft higher harmonic control: NASA/TP-1998-207678[R]. Washington: NASA, 1998
- [17] GUPTA N K, DU VAL R W. A new approach for active control of rotorcraft vibration[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1982, 5(2): 143. DOI: 10.2514/3.56151
- [18] FAN F H, HALL S R. An H_∞ technique for improved higher harmonic control[C]//Proceedings of the 68th Annual Forum. Fort Worth: American Helicopter Society International, Inc., 2012
- [19] ALOTAIBI J. Efficient implementation and H_∞ on-blade control design of the EC-145 rotor for vibration reduction[D]. Leicester: University of Leicester, 2020
- [20] STILWELL D J, RUGH W J. Stability preserving interpolation methods for the synthesis of gain scheduled controllers[J]. Automatica, 2000, 36(5): 665. DOI: 10.1016/S0005-1098(99)00193-4
- [21] WU Fen. A generalized LPV system analysis and control synthesis framework[J]. International Journal of Control, 2001, 74(7): 745. DOI: 10.1080/00207170010031495
- [22] PATTERSON B W. A linear parameter varying control methodology for reduction of helicopter higher harmonic vibration[D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2016
- [23] CHEN Yu, ZONG Qun, ZHANG Xiuyun, et al. Data-driven active vibration control for helicopter with trailing-edge flaps using adaptive dynamic programming[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2024, 37(6): 151. DOI: 10.1016/j.cja.2024.02.019
- [24] 李文强. LPV 系统鲁棒变增益控制研究及其应用[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009
LI Wenqiang. Research and application of robust gain-scheduling based on LPV system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009

(编辑 张红)