

DOI:10.11918/202210097

直升机旋翼振动主动控制方法研究进展

陈钰,宗群,张秀云,窦立谦

(天津大学 电气自动化与信息工程学院,天津 300072)

摘要: 直升机特有的旋翼动力学结构使其拥有极高的战略发展价值,但旋翼在工作过程中产生的振动问题也对直升机的飞行性能造成了严重影响,因此,研究旋翼振动控制方法对直升机性能提升有重大意义。针对由直升机主旋翼工作而引发的机身振动控制问题,首先,从旋翼引起机身振动的原因以及振动的频率特征出发,分析了主动振动控制的原理。其次,基于直升机振动的周期性,将振动控制方法划分为频域控制和时域控制,并对频域方法以及时域方法中的时域高阶谐波方法、鲁棒方法、智能方法以及其相关试验成果展开综述及总结。另外,针对振动传递抑制技术进行了简单介绍,并对国内研究机构的主动振动控制试验进行了梳理。最后,归纳了振动控制方法存在的不足,并在此基础上指出了直升机主动控制方法的未来发展方向,应进一步深入针对稳定飞行状态的鲁棒自适应控制和针对全飞行状态的智能自学习控制方法研究,并开展面向性能提升的综合主动控制系统设计。

关键词: 直升机;旋翼;振动载荷;减振方法;主动控制;飞行试验

中图分类号: TU398+.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2023)08-0001-17

Research progress of active vibration control methods for helicopter rotor

CHEN Yu, ZONG Qun, ZHANG Xiuyun, DOU Liqian

(School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: The rotor dynamic structure of a helicopter presents a high value of strategic development. As the vibration caused by rotor operation negatively impacts flying performance, the exploration of rotor vibration control methods is perceived as vital to the improvement of helicopter performance. Regarding the key frontier problem, the principle of active vibration control is scrutinized with the cause of fuselage vibration by rotor and the frequency characteristics of vibration considered. Then, the overall framework of helicopter active vibration control is described. The control methods are divided into frequency-domain and time-domain control on the basis of the periodic property of helicopter vibration. The higher harmonic control method, robust method, and intelligent method are reviewed and summarized, coupled with the related test results. Furthermore, vibration transfer suppression technology is briefly introduced, and active vibration control tests conducted home and abroad are reviewed. By summarizing the shortcomings of vibration control methods, the future research directions for active control methods are suggested: robust adaptive control for stable flight states, intelligent self-learning control for full flight states, and the design of integrated active control systems for performance improvement should be conducted.

Keywords: helicopter; rotor; vibration loads; vibration reduction method; active control; flight test

直升机升降对于场地要求较小,同时其特有的旋翼结构可以使其完成空中悬停、贴地飞行、向后飞行等高难度机动动作。另外,直升机还拥有重型货物运输能力。这些特点使得直升机在地质勘探、水电建设、交通管理、抢险救灾等任务上能够发挥重大作用^[1]。然而,其旋翼结构在提供升力和机动性的同时,也是机身振动的重要来源,所以,进行旋翼振动控制方法的研究至关重要。

直升机在工作过程中,旋翼旋转和机身前飞的

组合运动会使桨叶在不同方位角、不同展向位置的马赫数差异很大,桨叶在不同方位角受到后行桨叶失速、动态失速、桨涡干扰和超临界流等因素的影响,如图1所示。复杂非对称的气流环境和具有气动翼型剖面的细长旋翼结构相互耦合^[2],在桨叶上引起交变的气动载荷^[3],载荷沿柔性桨叶从桨根连接处汇集到桨毂处,经过桨毂的过滤后传递到直升机机身,引发机身振动^[4]。振动会对机舱人员的判断能力、理解能力和个人健康等造成不良影响^[5],

收稿日期:2022-10-25;录用日期:2022-12-18;网络首发日期:2023-04-17

网络首发地址:https://kns.cnki.net/kcms/detail/23.1235.T.20230417.1059.002.html

基金项目:国家自然科学基金(62073234,62003236)

作者简介:陈钰(1997—),女,博士生;宗群(1961—),男,教授,博士生导师;窦立谦(1976—),男,副教授,博士生导师

通信作者:张秀云,zxy_11@tju.edu.cn

另外,长期的交变载荷会加速机舱齿轮箱、传动机构、发动机等重要零部件磨损,严重时还会导致机身的结构疲劳等^[6]。因此,振动控制已成为新一代直升机设计的重点关注领域。

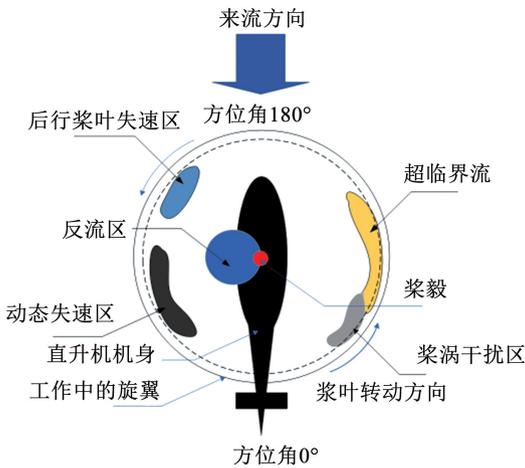


图 1 直升机流场重要特征示意图^[2]

Fig. 1 Schematic diagram of important characteristics of helicopter flow field^[2]

由于振动问题的重要性,相关领域已有大量研究成果。早期的减振方法多为被动减振,常见采用吸隔器、减振材料^[7]或气动剪裁等方式,在直升机产生振动后再进行处理^[3]。然而,被动减振方法无法根据直升机飞行状态进行调整,性价比相对较低,无法满足整个飞行包络线内的减振需求。

由于被动减振的弊端,从上世纪 50 年代开始,以美国和欧洲为代表的科研机构开展了主动减振控制方法的研究。目前已有国外许多学者进行了相关综述,已有的综述大致可分为两个方向:1) 主要围绕主动减振驱动机构方式。如利物浦大学 Mottershead 等^[8]提出的直升机座椅处减振技术,德国飞行系统研究所的 Ch^[9]重点介绍了基于倾斜盘的高阶谐波控制与基于连杆的独立桨叶控制的相关发展情况。密歇根大学的 Friedmann^[10]针对不同类型的驱动机构进行了比较。2) 聚焦于驱动机构内部的构型和材料,尤其是压电材料在直升机减振中的应用^[11]。印度科学院的 Shivashankar 等^[12]综述了压电智能弹簧在直升机连杆中的响应效果。西里西亚技术大学的 Degefa 等^[13]通过有限元分析法得到了不同组合形式、不同几何形状的压电材料对于不同频率驱动电压的响应关系。

与此同时,国内的学者也结合现实需求针对直升机振动特性^[14]以及主动控制技术开展了大量工作。军事医学科学院卫生装备研究所的刘孝辉等^[15]综述了针对军用直升机减振的研究进展。南

京理工大学的黎亮^[16]针对刚柔复合梁系统开展了主被动混合振动控制研究。另外,南京航空航天大学的陆洋等^[17-18]综述了主动控制在降低噪声方面的研究成果,进一步证明了主动控制技术的潜力。

直升机旋翼振动主动控制的关键点在于根据当前飞行状态及旋翼工作情况,由控制器给出合适的指令并让驱动机构进行跟踪控制,通过改变桨叶的气动力分布以及桨叶弹性响应抵消原有谐波载荷,实现在源头上降低振动载荷的目标。因此,控制方法是实现减振控制的关键,所设计的方法需要在复杂气流环境、强外界干扰、快参数时变的飞行环境下保证减振性能,这就对控制方法的实时性、鲁棒性和适应性提出了挑战。上述研究的主要意义在于指导驱动机构的设计,然而,针对给出减振指令的控制方法,还没有相关的综述文章进行梳理和总结。

因此,本文主要聚焦于直升机旋翼振动主动控制技术中的控制方法,通过分析直升机振动的频率特征,并结合相关风洞、飞行试验结果对各类控制方法进行对比总结。最后在现有工作不足的基础上展望未来发展方向,为相关科研工作者提供有益参考。

1 直升机振动的频率特征

相比于固定翼飞行器,直升机的传动系统和操纵系统更加复杂。在工作过程中,直升机机身以及驾驶舱可能同时受到多个振动源所产生的振动影响^[19],其中包括主减速器^[20]、发动机^[21]、主旋翼等。本文主要关注由主旋翼产生的振动载荷,并对相应控制方法展开综述,由于该载荷从高速旋转的桨叶根部通过桨毂传递到直升机机身乃至其他部位,因此分析振动载荷传递关系至关重要^[22]。

定义转速 Ω 为 $1/(r \cdot \text{min}^{-1})$,在旋转坐标系转换到非旋转坐标系的过程中,振动载荷可以拆分成傅里叶级数的形式,除 $KN/(r \cdot \text{min}^{-1})$ (其中 N 为直升机桨叶数, K 为正整数) 的振动载荷外,其他阶次的振动载荷均在桨毂处抵消。因此直升机桨毂在载荷传递的过程中起到了滤波器的作用,只向机身传递旋翼桨根力和力矩的 $KN/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 振动载荷^[19]。振动载荷在旋转系统和非旋转系统之间的转换关系为:旋转系统的 $KN/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 垂直剪切力转化为非旋转系统的 $KN/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 桨毂垂向力,旋转系统的 $KN/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 摆振弯矩转化为非旋转系统的 $KN/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 桨毂轴力矩,旋转系统的 $KN \pm 1/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 平面内剪切力转化为非旋转系统的 $KN/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 桨毂横向和侧向力,旋转系统的 $KN \pm 1/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 挥舞弯矩转化为非旋转系统的 $KN/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 俯仰力矩和滚转力矩。

另外, 由于随着谐波阶次的升高, 谐波幅值逐渐减小, 更高阶次的振动谐波对于整体的振动响应影响很小, 因此在直升机振动控制中, K 值取 1, 即仅考虑非旋转系统中的 $N/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 振动载荷。分析振动载荷的谐波阶次特点对于振动控制来说具有重大意义, 由上述分析可知, 在桨叶数和转速确定时, 振动载荷在非旋转系统上的阶次是确定的。因此, 可以通过外加驱动器产生频率相同、幅值相反的谐波来抵消振动, 这也是直升机振动主动控制的原理^[23]。

2 直升机旋翼振动主动控制方法研究进展

在直升机旋翼振动主动控制方法中, 根据驱动机构的不同, 可以大致分为 4 种控制方式, 即后缘襟翼^[24]、桨尖扭转^[25]、高阶谐波^[26]或者独立桨叶^[27]等, 旋翼振动主动控制总体框图如图 2 所示, 旋翼系统通过振动传感器获得振动输出, 并将信号处理过的振动输出作为下一轮控制器的输入, 通过控制器中的控制方法以及谐波调制得到主动控制信号, 并作用于直升机振动模型, 最终使传感器所测量的振动载荷逐渐减小并达到指标要求, 实现振动抑制。另外, 由于在多旋翼直升机系统中, 独立控制的单桨叶特性可以决定非旋转系统中的准静态振动响应, 因此在闭环控制中, 常采用以单个桨叶的控制方法为基准, 另外 $N-1$ 片桨叶控制按方位角相移的方法^[28]。

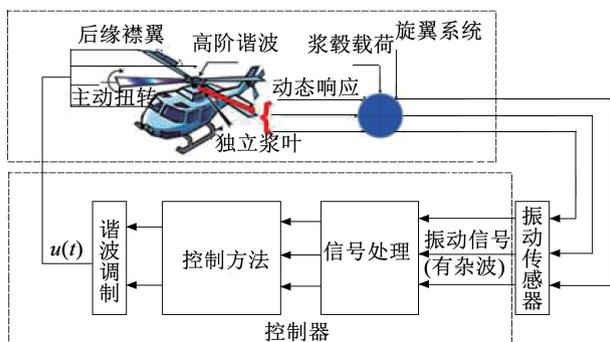


图 2 直升机振动主动控制总体框图

Fig. 2 Overall framework of helicopter active vibration control

目前, 直升机旋翼振动主动控制方法可以分为频域和时域两大类, 其中, 时域控制方法分为时域高阶谐波方法、鲁棒控制方法、智能控制方法 3 类, 下面将分别展开讨论。

2.1 频域振动控制方法

频域高阶谐波控制 (Higher harmonic control, HHC) 方法是直升机频域振动控制中最常见的控制方法。对于直升机而言, HHC 也可以代指一种基于直升机自动倾斜盘的减振驱动方式。然而, 由于其

存在选择频率范围窄、对飞行控制有影响等缺点^[10], 后来逐渐被其他驱动方式所取代。这里的频域 HHC 方法指基于 T 逆矩阵的减振控制方法, 其简单可靠且具有很强的实用性^[29], 并为其他方法的发展提供了理论基础。

1981 年, 波音公司的 Shaw 等^[30] 提出准静态假设, 即当旋翼没有严重失速时, 主动控制的谐波输入和桨毂振动载荷谐波分量之间的关系接近线性, 并可以表示为线性矩阵 (T 矩阵), T 矩阵也被称为线性准静态模型。随后, 马里兰大学和芝加哥大学^[31-32] 也针对直升机旋翼模型开展建模工作, 验证了文献^[30] 所提出的假设, 为频域 HHC 方法的实现奠定了理论基础。

频域 HHC 方法是一种离散时间方法^[33], 通常在旋翼旋转的一个周期或周期的整数倍时进行更新, 其闭环控制方法框架由波音公司的 Shaw 团队^[30,34] 建立。标准的频域 HHC 控制框图如图 3 所示, 其中旋翼系统为闭环控制对象, 旋翼系统输出的 y_p 为由于主动控制输入产生的振动响应, d 为无控振动载荷, z_n 为两者抵消之后的振动输出, 其中右下角标 n 为当前的周期数。控制器将振动输出 z_n 进行傅里叶分解并在 1 周期内进行积分取平均值, 通过 T 逆矩阵得到控制输入的 \cos 和 \sin 幅值增量, 并需要保持整周期数后才能更新得到控制输入 θ_n , 实现闭环控制。

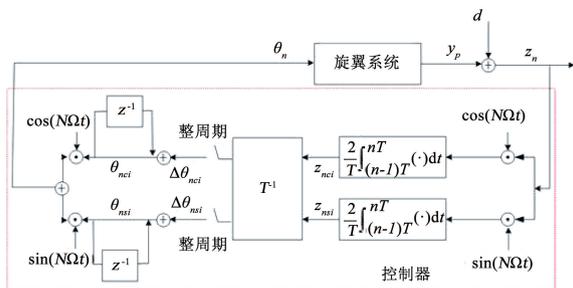


图 3 频域 HHC 方法^[34]

Fig. 3 Frequency-domain HHC method^[34]

从图 3 中可以看出, T 矩阵是整个闭环控制的关键, 所建立的 T 矩阵精度将直接影响控制效果。1982 年, Johnson^[35] 在给 NASA 提交的报告中, 根据 T 矩阵更新方式的不同, 将频域 HHC 方法分为参数固定 HHC 方法和自适应 HHC 方法。

参数固定 HHC 方法是指在稳定的飞行平衡点采用最小二乘法对 T 矩阵进行离线辨识, 在应用时, T 矩阵保持不变。1974 年, NASA 的 Sissingh 等^[36] 采用高阶谐波输入对美国军方的相关项目进行了试验, 证明了此方法可以对桨叶俯仰和滚转力矩产生显著影响。随后, 由约翰霍普金斯大学的

Rugh 等^[37]从理论上进一步分析了参数固定方法在线性系统中的有效性。1989 年, Shaw 等^[38]针对频域 HHC 方法进行了一系列测试, 测试结果表明, 在提前辨识的基础上, 参数固定 HHC 方法可以降低不同平衡点的大部分振动。同时, 基于传感器测量数据建立的灵敏度矩阵具有高度可重复性, 这也说明了试验的成功。

然而, 参数固定 HHC 在应用中存在一定局限性, 康涅狄格大学的 Molusis 等^[39]指出参数固定 HHC 要求在不同飞行状态下都预先进行测量试验以重新建立 T 矩阵, 并且需要对 T 矩阵进行存储, 这使得当 T 矩阵维数较高时会占用较多的计算机容量。此外, 由于 T 矩阵保持不变, 可能会导致驱动机构达到物理约束, 从而无法实现减振效果^[40]。因此, 能够随着飞行状态的变化而在线辨识的自适应 HHC 方法拥有更大的潜力。

1980 年, Shaw^[34]提出基于卡尔曼滤波的 T 矩阵估计方法, 对控制器中的 T 逆矩阵进行更新以实现精确求逆, 结果表明这种方法可以很好地适应飞行条件的变化, 同时结合了卡尔曼滤波器, 对噪声环境中的振动载荷数据进行了进一步处理。但这种方法并未考虑振动幅值变化的随机性特征。1982 年, NASA 的 Johnson^[35]针对旋翼模型识别参数的随机性特征, 提出基于递归参数估计与线性反馈结合的谨慎控制器。1998 年, Ames 研究中心的 Jacklin^[41]总结了 5 种用于自适应 HHCD 的在线辨识方法, 包括最小均方法、广义最小均方法、加权最小二乘法、卡尔曼滤波法以及广义卡尔曼滤波法等, 并分别在开环以及闭环试验中对这 5 种辨识方法进行了仿真对比。试验结果表明, 最小均方法的收敛速度较快且调节参数较少, 卡尔曼滤波则精度较高, 除加权最小二乘法外, 其他 4 种方法均能实现在线辨识。2005 年, 密歇根大学的 Patt 等^[42]提出在 T 矩阵更新过程中加入松弛因子, 并设计了一种松弛 HHC 方法, 比较了包括参数固定 HHC 方法、自适应 HHC 方法以及松弛 HHC 方法的性能指标函数以及稳定性等不同。

为了进一步验证不同方法的性能, 美国陆军学院的 Nygren 等^[43]进行了一系列数值模拟试验。研究表明, 只有直升机的前飞速度保持在离线识别 37.04 km/h 范围内时, 参数固定 HHC 方法才可以取得满意的结果, 而自适应 HHC 方法可以更好的适应速度变化。另外, 自适应 HHC 方法对 T 矩阵初始参数的设置不敏感, 即使初始控制律与最优控制律相差较大也能快速调整。

除上述方法研究外, 2004—2016 年, NASA 和美国军方还针对特定型号的直升机进行了大量载荷测

量试验以分析 T 矩阵的响应特性, 其中最典型的是针对 UH-60 型直升机所进行的振动响应数据采集试验。在试验过程中, 通过调整集合模式和周期变距模式进行直升机配平^[44], 以风洞试验测量所得到的空气动力学数据为基础, 通过开环扫相的方式获得了 T 矩阵的具体参数, 并利用插值法建立不同平衡点之间 T 矩阵的变换关系^[45]。美国陆军装备研究院在试验数据的基础上, 对 UH-60 直升机的物理构造以及节点分布进行了详细的建模工作^[46-47]。

在试验方面, 1982 年, 美国 Hughes 直升机公司与美国军方以及 NASA 合作, 针对带 HHC 技术的 OH-6A 型号直升机进行了一系列开环以及闭环前飞试验, 试验照片如图 4 所示。飞行试验开始前, 首先建立了包含故障安全功能的集成系统, 保证 OH-6A 型直升机搭载 HHC 装置后能同时满足振动控制的驱动机构物理约束以及飞行控制的安全约束^[48]。开环试验证明了 HHC 技术可以有效的改变由主旋翼产生的垂向振动载荷, 但当飞行速度过高时, 尾桨的影响也需要进一步考虑。在闭环前飞试验中, 应用基于卡尔曼滤波的频域自适应 HHC 方法后, 在 0~185.20 km/h 前飞速度下, 驾驶舱位置的垂向加速度均能降低到 0.05 g 及以下^[49]。



图 4 搭载了 HHC 系统的 OH-6A^[49]

Fig. 4 HHC-equipped OH-6A^[49]

除频域 HHC 方法外, 也存在其他频域控制方法。2001—2002 年, 南京航空航天大学的李春明等^[50-52]通过神经网络在线拟合带后缘襟翼的旋翼系统模型, 并设计前馈神经网络控制器降低由桨毂六力素组成的振动指标。理论上, 神经网络方法具有更强的非线性映射能力, 但该方法暂未进行试验验证, 需要进一步探索。

从理论方法以及相关的风洞、飞行试验结果中可以看出, 频域振动控制方法的发展时间较早, 研究

成果主要集中于 20 世纪之前。作为早期的主要研究方法, 频域振动控制方法对直升机旋翼振动特性研究、振动闭环控制机理、稳定性分析等各方面都进行了深入的探索, 并积累了大量试验数据。其主要优势在于实现上较为容易, 对计算机容量以及计算能力的要求都较小, 并且可以避免更新过于频繁带来的瞬态响应, 但其需要满足整周期控制, 对外界环境的变化响应速度过慢。另外, 更新时刻的信号阶跃变化也可能导致对驱动机构的冲击, 存在安全隐患^[53]。因此, 出于实时性等方面的考虑, 提出了时域振动控制方法。

2.2 时域振动控制方法

2.2.1 时域高阶谐波方法

针对频域 HHC 方法的不足, 马里兰大学的 Wereley 等^[54]进一步开发了时域 HHC 方法, 其框架如图 5 所示。从图 5 中可以看出, 与图 3 所示的频域 HHC 方法相比, 时域 HHC 方法将采样环节变成了 k/s , 并取消了积分保持模块。通过以上变化, 所采用的积分器 k/s 可以调节振动控制频率, 积分器可以在 $N/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 频率下产生无穷大的增益, 从而使得 $N/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 振动载荷分量被完全消除^[10], 并且避免了整周期更新的要求。另外, 时域 HHC 方法的有效性可以在频域框架下进行检验, 方便对比的同时, 还进一步避免了更换检验标准带来的影响。

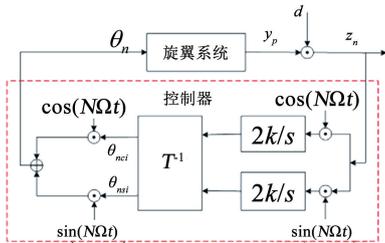


图 5 时域 HHC 方法^[54]

Fig. 5 Time-domain HHC method^[54]

2000 年, 麻省理工学院的 Precht^[55]在风洞中进行了带后缘襟翼的 CH-47 型直升机闭环减振试验, 结果表明, 在相同的飞行条件以及 T 矩阵更新方式下, 时域 HHC 方法的减振速度要优于频域 HHC 方法。

时域 HHC 方法被广泛应用于各种风洞和飞行试验中, 最具有代表性是 SMART 计划^[56], Sikorsky 公司开展的电控襟翼计划^[57]以及波音 MRRAP 计划^[58]。2008 年, 由美国国防部以及 NASA 组织的 SMART 计划进行了为期 11 周的风洞试验测试, 如图 6 所示, 该测试评估了速度高达 287.06 km/h 的直升机前飞特性, 试验结果表明, 时域 HHC 方法可有效抑制 80% 的桨毂垂向振动载荷。

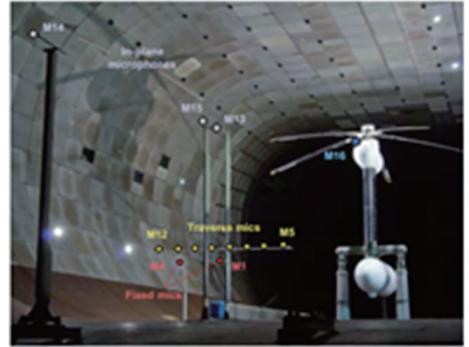


图 6 风洞中的 SMART 项目^[56]

Fig. 6 SMART in wind tunnel^[56]

除 NASA 外, 欧洲直升机公司进一步考虑基于时域 HHC 方法的真机试验中存在的噪声杂波滤除、信号处理、坐标转换等需求, 设计了闭环振动控制系统, 如图 7 所示。整个闭环控制系统由两个动态模块组成: 用于预处理传感器信号的清洗滤波器和作为伺服补偿的陷波滤波器以及增益矩阵, 增益矩阵将根据采样信号实时产生一个与无控振动载荷幅值相同、相位变化 180° 的振动载荷增量并与无控振动载荷抵消^[59]。

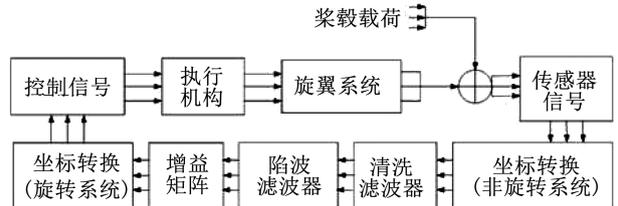


图 7 欧洲直升机公司的试验闭环控制系统^[59]

Fig. 7 Experimental closed-loop control of Eurocopter^[59]

基于上述结构, 欧洲直升机公司开展了 ADASYS^[60]和 BLUE PULSE 旋翼项目^[61], 如图 8 所示。2006 年开展的 ADASYS 试验中采用了三片相邻的后缘襟翼结构, 实现了 50% ~ 90% 的减振效果, 且在不同前飞速度的平衡点下都能保持振动抑制水平。平飞状态的飞行试验中, 副驾驶座位处的垂向加速度降到了 0.05 g 以下。除平稳前飞状态外, 还测试了其他机动情况下的减振效果。2009—2011 年, 欧洲直升机公司进一步开发了 BLUE

PULSE 项目,采用改进的时域 HHC 方法,并开发了多片小翼的模块化驱动机构,在 185.20 km/h 飞行速度下实现了 80% 振动抑制^[61]。



图 8 2006 年的 ADASYS(上)以及 2009 年的 BLUE PULSE(下)
Fig. 8 ADASYS in 2006 (top) and BLUE PULSE in 2009 (bottom)

综上所述,时域 HHC 方法在频域 HHC 方法的基础上对更新周期等方面进行了优化,比频域 HHC 方法取得了更好的控制效果,实时性进一步提升。然而,两种 HHC 方法均针对线性准静态模型设计,忽略了建模误差、外界扰动、信号处理所带来的影响,因此,当出现模型不确定或外界环境变化较大时,难以达到较好的控制效果,这就对减振控制的鲁棒性提出了要求。

2.2.2 鲁棒控制方法

考虑到气动、干扰等问题,直升机的振动响应通常呈现出很强的动态不确定性,直升机旋翼所处的空气动力学环境十分复杂,最新的流场计算方法,如自由尾迹模型^[62]、黏性尾迹模型^[63]、CFD 综合求解^[64]等方法,都无法精确描述直升机的旋翼的复杂受力关系。因此,减振控制方法还应具有克服动态不确定的鲁棒性。

2013 年,MIT 的 Fan^[65]设计了固定阶 H_{∞} 控制器,通过稳定性代价函数实现了控制器优化和降阶,仿真结果表明,降阶之后的控制器基本保留了全阶控制器的性能。在文献[65]的基础上,为保证振动控制的全局稳定性,MIT 的 Patterson^[45]基于李雅普诺夫函数设计了带宽可调的加权滤波器,当前进比变化时,这种考虑过渡状态的线性变参数方法取得了更好的减振效果。2014 年,米兰理工学院的 Mura 等^[66-67]针对 $N/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 单入单出振动系统,研究基于 H_{∞} 的鲁棒减振控制方法,以桨距角作为输入

信号,以桨叶根部的桨毂垂向力作为输出,解决了在模型不确定情况下的闭环系统的鲁棒性。Duc 等^[68]在上述单入单出系统的基础上,扩展到多入多出系统,为简化控制器设计,将控制对象模型进行解耦设计补偿器,实现了 LQR 与 H_{∞} 控制方法的综合设计。2016 年, Mura^[69]为改进振动控制收敛时间缓慢的问题,考虑稳定衰减水平和期望的瞬态性能方面的需求,设计了离散时间 H_{∞} 控制器。2020 年,英国莱斯特大学的 Alotaibi 等^[70-71]针对带后缘襟翼的 EC145 直升机旋翼模型,设计了考虑综合振动控制误差和控制器增益的混合灵敏度 H_{∞} 控制器,并降低了 70% 以上的振动。

除 H_{∞} 方法外,主成分方法(PC)^[72-75]也被应用于直升机振动主动控制。PC 控制一般采用估计滤波器和谐波调制器来完成傅里叶系数及其谐波时域信号的变换。2021 年,莱斯特大学的 Yang 等^[75]通过时间提升法,考虑开环动力学、周期性时变效应、多速率问题、建模误差等影响,利用积分二次约束完善了闭环控制的鲁棒性条件,在 8.52 ~ 92.60 km/h 的飞行条件下与混合灵敏度 H_{∞} 控制器进行了对比。研究表明:在不考虑驱动机构约束的情况下,同样的飞行速度,相比于 H_{∞} 方法^[73],PC 方法可以提升 3% 左右的减振性能。

在试验方面,欧洲直升机公司采用 BK117 型直升机进行了飞行试验^[76],如图 9 所示。在这次试验中,设计了混合灵敏度 H_{∞} 控制器,并在 74.08 ~ 185.20 km/h 的速度范围进行了水平飞行试验以及 185.20 km/h 的水平飞行(转速从 98% ~ 101%)试验,测试结果表明,所设计的 H_{∞} 控制器能明显降低 $N/(r \cdot \text{min}^{-1})$ 的桨毂垂向振动载荷,在飞行速度为 74.08 km/h 时,桨毂垂向和横向载荷下降了约 90%,侧向载荷下降了约 75%。旋翼转速的变化对控制效果几乎没有影响,该结论证明所采用的 H_{∞} 控制器可以克服由于快速机动带来的气动环境不确定性。



图 9 安装混合灵敏度 H_{∞} 减振控制器的真机试验系统^[76]
Fig. 9 Flight system with hybrid sensitivity H_{∞} vibration-reduction controller^[76]

综上所述,鲁棒控制方法通过鲁棒性条件合理地平衡了直升机旋翼系统强不确定性、稳定衰减水

平与瞬态性能方面的需求,相比于 HHC 方法,鲁棒方法可以在跨域较大的飞行条件下保证振动控制的稳定性,但这种方法也存在收敛时间长,调节参数过于复杂的缺点。

2.2.3 智能控制方法

目前,已有越来越多的先进智能方法应用于实时控制领域,如迁移学习、增量学习、小样本学习、元学习等,在机器人探索新环境^[77]、飞行器在线轨迹跟踪^[78]、对方行为预测^[79]的研究中,都已经有了相关的研究成果。其主要思路为首先针对任务环境、控制性能、动态约束等离线建立控制网络架构,并通过历史经验数据确定网络权值,获得稳定的初始控制器。在线应用过程中,通过传感器的实时数据以及与外界环境的交互,通过梯度下降的方式迭代更新控制网络权值,在已有控制网络的基础上进行微调和优化,以保证对环境的在线适应性。对于直升机振动控制,目前智能方法主要应用于两个方面,一方面采用神经网络作为智能控制器,另一方面则将智能方法应用于桨叶优化设计。

1998年,马里兰大学的 Spencer 等^[80]首先采用径向基神经网络作为控制器,以桨根弯矩作为指标建立性能损失函数,在前进比 0.1~0.3 的变化过程中测试了动态控制性能,所设计的控制器在 7~8 个桨叶旋转周期内收敛并实现了 88% 以上的 $N/(r \cdot \min^{-1})$ 振动载荷降低。2000年,马里兰大学的 Spencer 等^[81]采用陷波滤波器和人工神经网络控制器结合的方法进行了闭环振动抑制试验,在执行器动作范围为 $2^\circ \sim 6^\circ$ 的约束下,实现 80%~95% 的减振效果。在此工作的基础上,2004年,卡拉森大学的 Jha 等^[82]提出采用自适应预测神经网络作为控制器,并与马里兰大学的径向基神经网络控制器进行对比,发现自适应预测神经网络在各种阶次的谐波中都能达到更好的减振控制效果。上述方法均采用单个神经网络作为控制器,从试验结果来看,神经网络的在线迭代会导致收敛时间较长。2011年,南京航空航天大学的汪亚敏^[83]结合模糊控制建立了时域自结构神经网络控制器,在仿真中达到 98% 以上的减振效果。2014年,南京航空航天大学的范明贤^[84]运用粒子群优化方法寻找对应最小振动的最优输入参数,降低了寻找最优参数的时间成本和计算量。与上述方法不同,2019年,南京航空航天大学的张华钦^[85]设计了模糊神经网络参数自整定 PID 控制器,相比于单纯的模糊神经网络,结合传统 PID 方法保证了基础控制性能。

除用作控制器外,智能方法还能优化主动控制机构的设计,使其在有限的动作和功率范围内实现

更好的减振效果。2011年,印度科学研究院的 Saijal 等^[86]扩展了神经网络的用途,使用神经网络优化低转速时双后缘襟翼布置和动叶扭转刚度,利用二阶多项式响应函数和神经网络元模型逼近目标。优化后,在达到相同减振效果的前提下,后缘襟翼驱动功率降低约 45%。在上述研究的基础上,Kizhakke^[87]进一步采用遗传算法简化了优化模型的计算过程。2012年,斯旺西大学的 Murugan 等^[88]针对 NACA 0015 型旋翼,采用实数编码遗传算法求解出最优截面对应的叠加序列并对桨叶进行了优化设计,与标准翼型相比,在相同飞行状态下,优化后的桨叶振动减少了 26%~33%。2021年,斯旺西大学的 Chatterjee 等^[89]分别采用卷积神经网络、多层感知器、随机森林、支持向量机等智能方法拟合了直升机旋翼系统的响应模型,并开发了一个针对直升机的机器学习框架用于指导桨叶优化设计。

综上所述,上述智能控制器的优势在于不需要模型的信息,可以直接与复杂的气弹耦合模型进行交互,并且不需要对模型进行辨识或者线性化处理等工作,避免了对精度的损失,并且,从仿真结果中来看,智能控制的减振精度较高。然而,现有的智能方法应用还比较简单,并没有考虑非稳定状态或过渡状态的振动控制需求。另外,在进行风洞试验前,还必须解决智能方法收敛过程中的稳定性和安全性等问题。

2.3 小结

在直升机界,普遍以“仿真设计”—“旋翼塔试验”—“风洞试验”—“飞行试验”—“真机应用”5 个研究阶段来表示研究水平。以美国 NASA 和欧洲直升机公司为代表的国外机构从上世纪 90 年代开始进行风洞试验,已经完成了多种方法的试验验证。对国外试验进展和成果,相关的综述^[10,90]已经较为充分。

通过上述对研究进展的分析,从各类代表性方法对模型依赖程度、实时性、鲁棒性、适应性、研究水平等方面进行对比,具体见表 1。从表 1 中可以看出,HHC 方法对于模型的依赖程度较高,这主要是由于在控制器求解中需要用到 T 矩阵, T 矩阵辨识的精度会极大的影响控制效果, H_∞ 方法拥有克服模型不确定的能力,神经网络方法则可以自适应的改变控制器参数。从表中可以看出,现有的方法还无法很好的兼顾实时性、鲁棒性和适应性。时域控制方法由于不需要受到整周期更新的约束,在实时性方面会略强于频域控制方法,然而,现有的鲁棒方法由于稳定性条件的约束,其实时性和适应性受到了限制。而智能方法缺乏初始控制网络的设计和增量

优化的过程,实时性还待进一步提升。

表 1 振动控制方法比较

Tab. 1 Comparison of various vibration reduction methods

振动控制方法	频域振动控制方法		时域振动控制方法		
	频域 HHC 方法	神经网络方法	时域 HHC 方法	H_{∞} 控制方法	神经网络方法
对模型的依赖程度	高	高	高	中	低
实时性	低	低	高	中	中
鲁棒性	低	低	低	高	低
适应性	中	高	中	低	高
研究水平	飞行试验	仿真设计	飞行试验	飞行试验	仿真设计

3 其他类型振动主动控制技术研究进展

以上介绍的方法主要从桨叶处减弱振动载荷的大小,从而达到抑制机身振动水平的目的,这种方法虽然能从源头上抑制振动,但驱动机构通常安装在旋翼叶片上,不仅需要适应旋转系统带来的非定常气动载荷等影响,还需要对叶片进行一定程度的改造,增加设计和测算难度。

为了降低机身或关键位置的振动水平,还可以采用自适应振动传递抑制技术。最典型的如主动结构响应(Active control of structural response, ACSR)技术,其作用原理是在机身梁上附加驱动机构产生激励并抵消桨毂传递来的振动载荷,如图 10 所示,驱动机构还可以安装于其他位置,如齿轮箱附近^[91]、座椅下方^[92]等。由于驱动机构设置在非旋转系统中,减弱整个机身振动的同时也减轻了维护难度。

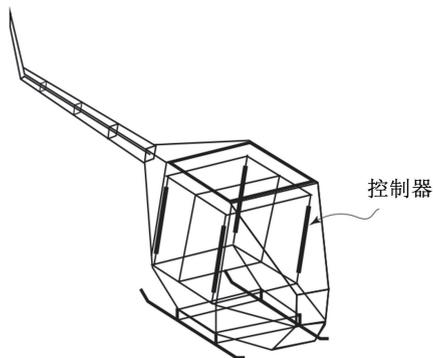


图 10 ACSR 振动传递抑制技术^[10]

Fig. 10 ACSR vibration transfer suppression technology^[10]

振动传递抑制技术中的控制器方法通常也分为两种,分别是频域方法以及时域方法。

频域方法针对直升机机体振动的周期性特征进行设计^[93-94]。由上文可知,在频域方法中 T 矩阵

的辨识精度对控制性能有较大影响,1994 年, Pearson 等^[95]采用递推最小二乘法进行 T 矩阵辨识。2009—2010 年,南京航空航天大学的赵灿峰等^[96-97]用最小均方法和卡尔曼滤波法分别对单入单出以及四入两出的振动控制系统进行了在线 T 矩阵更新,并通过仿真实验掌握了权值等参数的影响规律,但该方法对 T 矩阵初值较为敏感。在此基础上,2013—2014 年,南京航空航天大学的宋来收等^[98-99]进行了两种常见辨识方法在鲁棒性、收敛速度、参数调节等方面的比较,并提出了基于最小均方法的二次卡尔曼滤波辨识法,降低了对于 T 矩阵初值选择的依赖性。Song 等^[100]进一步提出了谐波同步辨识-修正方法,采用递归最小二乘方法进行辨识,并在同步采样频率下基于最陡梯度方法实时修正控制输入的谐波系数。该方法可降低 97% 以上的模拟振动,并降低 75% 的实测振动。

时域法主要基于数字信号处理和自适应滤波技术^[101]。2004 年,南京航空航天大学的杨铁军等^[102]提出了基于滤波 x -最小均方法的误差通道在线辨识方法,并应用于直升机结构振动控制。在此基础上,鲁民月等^[103]提出了自适应反馈预测控制方法,对带有单频外扰的单入单出系统进行了控制律设计,所提出的预测控制方法对受到周期性外扰污染的振动系统,具有很好的控制效果,并在后续研究中进行了简化^[104],减少了计算量。2008 年,为验证滤波 x -最小均方法的有效性,南京航空航天大学的李明强^[105]针对直-11 相似模型,搭建了时域自适应振动控制的通用仿真系统。然而,简单的自适应前馈方案或者反馈方案仍然存在不足,主要体现在控制收敛速度较慢,并且,对于未知干扰的鲁棒性较差^[106]。针对该问题,2012 年,南京航空航天大学的陆洋等^[107]开发了一种基于辅助随机噪声的在线二次路径建模方法,然而,由于飞行试验过程中外部环境复杂,振动残差较大,控制性能并不理想。2016—2018 年, Lu 等^[108-109]提出了基于前馈-反馈混合的控制律结构,前馈控制器负责消除主振动分量,反馈控制器负责消除剩余振动分量,并利用离散滑模控制和模型预测控制相结合的反馈环,使系统状态以最优方式精确地到达滑模面,仿真验证结果表明该方法能同时处理主谐波残差及其他阶次谐波,同时收敛速度更快。2018 年,陆洋团队^[110]进一步简化了主动控制过程和误差通道识别过程,并在自由梁上进行了 ACSR 控制试验,验证了该方法的有效性和鲁棒性。2021 年,陆洋团队^[111]基于 H_{∞} 理论,设计了基于重构参考信号的混合灵敏度鲁棒控制器,兼得了前馈和反馈控制的优点,能有效抑制多频振动,并

在适应性、鲁棒性和收敛速度方面具有明显优势。除此之外,2018年,南京航空航天大学的夏品奇团队^[112]设计多输入多输出的谐波前馈自适应控制方法,针对Z-11型直升机框架结构降低了目标点99%的振动水平。2019—2020年,夏品奇团队^[113]提出了自适应谐波前馈/滑模反馈的混合主动控制方法,然而,滑模反馈方法的实现需要实时获取控制系统的完整状态数据。因此,在2022年的最新研究中^[114],将频域和时域方法相结合,提出了谐波前馈/滑模输出反馈的混合方法。从理论上证明了混合方法的收敛速度快于单纯的谐波前馈方法,并避免了对系统的全状态识别。

另一方面研究聚焦于传动装置或安装位置等的改良上。2016年,南京航空航天大学的张旭^[115]选择液隔隔振器的刚度作为受控参数,设计了变刚度钢板弹簧和变阻尼机构,改善了隔振效果。2018年,印度理工学院的Gamar等^[116]采用L1自适应控制方法改进了安装于旋转系统和非旋转系统之间的阻尼器结构,将其从被动阻尼器变成了参数动态可调的半主动阻尼器。2019年,加拿大飞行实验室的Chen等^[117]采用基于最小均方法的自适应前馈滤波器,滤除了传递到座椅上3个方向的振动载荷。2019—2020年,南京航空航天大学的王志伟等^[118-119]基于神经网络拟合了阻尼器质量位置与直升机工作频率之间的关系,并通过在线辨识振动载荷主要频率的变化,开发了自动调节阻尼器位置的频率跟踪方法,使系统在不同工作频率下始终有隔振效果。2019年,南京航空航天大学的杨仕鹏^[120]以滤波 x -最小均方法为基础,探究了不同激励作用下的压电驱动机构最优安装位置。

综上所述,振动传递抑制技术中频域方法同样需要进行整周期控制,因此响应时间较慢,其优势在于在稳态多频情况下拥有良好的控制性能^[97],并且不需要复杂计算。时域控制方法的修正速率高,因此对于变化环境的适应性较强^[101],其主要缺点体现在:对于离散多频振动分量的控制能力较弱,并且可能出现系统收敛后发散的情况^[100]。近年来,随着先进控制理论方法的发展,频、时域相结合的方法已被证明可以在多频下实现鲁棒自适应振动控制^[114],能够有效降低各方向的振动残差并保证收敛速度,因此,拥有进一步发展的潜力。除控制方法外,激励频率、阻尼器的位置、结构等也会影响振动抑制的效果,为了提升控制性能,还需要进行深入研究。

振动传递抑制技术的发展已经相当成熟,其中的ACSR技术已经在Sikorsky S-76B直升机上取得

了飞行试验的成功,并正式应用于EH-101直升机,达到了70%的减振效果^[121],且在S-92^[122],EC225^[123]型直升机上相继应用。

4 国内相关试验进展

直升机振动控制是旋翼结构动力学、流场分析力学、智能材料、信号处理技术以及闭环控制方法等多学科的综合应用,具有重要的实用价值。从上世纪70年代起,美国军方就提出了ADS-27航空器设计标准,要求航空器的机身垂向振动载荷应低于0.05 g。在此背景下,除文中提到的以NASA为代表的美国以及以欧洲直升机公司为代表的德国外,加拿大^[124],法国^[125],日本^[126]等国家也进行了旋翼塔或风洞试验,验证了振动控制的有效性。在2010年后,中国的相关研究也出现了大幅度增长,在理论研究、仿真试验、硬件平台等多方面取得了一定进展。由于风洞试验场地的造价较高,国内的直升机减振控制试验主要集中于南京航空航天大学以及中航工业直升机设计研究所。

南京航空航天大学在直升机振动主动控制方面处于国内领先水平,其中杨卫东教授带领其团队在架构设计、测试开发、试验验证方面进行了多项研究。2007年,杨卫东团队^[127]采用碳纤维弯扭耦合梁和基于压电片的主动驱动机构进行了风洞试验,这也是中国首次开展相关试验研究。试验结果表明,在高速前吹风下,受控状态下的可动桨尖沿扭转输出轴上、下偏转可以明显改变桨叶气动力的相应谐波分量,进而影响桨叶的振动,这一试验结果为直升机振动主动控制奠定了硬件基础。2007—2014年杨卫东团队^[128-131]对基于压电和铁电材料等多种形式的驱动机构进行了设计、分析和性能试验,所设计的驱动机构能够在强离心力场下正常工作并驱动后缘襟翼产生足够的偏角。2016年,陆凯华^[132]通过理论建模和对比试验得到了驱动性能最优的菱形框尺寸参数,并验证了动态环境下的主动控制偏角与输入电压、来流速度等之间的关系^[90]。基于上述研究,2021年,陆洋团队^[133]基于卡尔曼滤波的自适应HHC方法进行了悬停状态下和前飞状态下的风洞试验,如图11所示,其所设计的闭环控制系统实现了横向、垂向以及侧向的桨毂力载荷的显著降低。另外,受到ADASYS等相关国外研究的启发,国内也开展了多片襟翼的研究。2015年,周金龙^[134]对带双后缘襟翼的旋翼结构进行了研究,采用差分法对双后缘襟翼的控制器参数进行了优化。2013年,夏品奇团队^[135]在减振控制基础上,研究了多片襟翼对于避免后行桨叶动态失速方面的

潜力。在理论研究的基础上,周桓^[136]于 2020 年设计了带双后缘襟翼的智能旋翼复合材料桨叶,通过固定参数的 HHC 方法实现了双后缘襟翼的闭环控制。

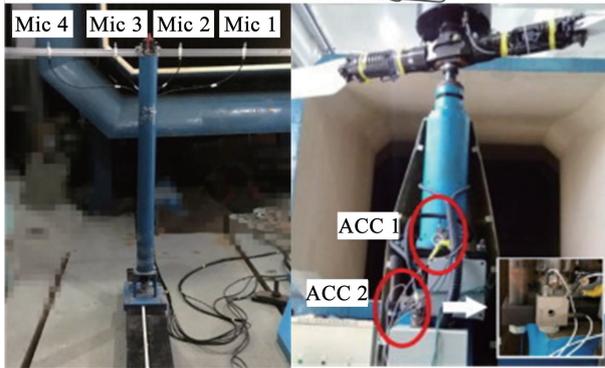
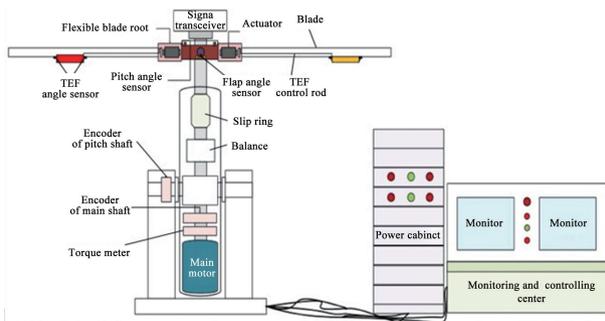


图 11 主动控制系统框图以及振动加速传感器安装示意图^[133]

Fig. 11 Principle of active control system and installation position of triaxial acceleration sensors^[133]

中航工业直升机设计研究所也进行了相应试验工作。2016 年 3 月,中航工业直升机设计研究所开展了基于后缘襟翼的开环悬停试验研究,并通过此次试验获得了不同工况的试验数据。2019 年,中航工业直升机设计研究所实现了悬停与前飞试验中的闭环减振控制。在两次真机试验的基础上,研究所积累了大量关于空气动力学分析^[137],旋翼设计方法^[138-139]、驱动机构参数选择^[140]以及结构设计^[141]、压电材料扭转特性^[142]、桨叶变形特性^[143]和总体综合设计等方面的成果,为厘清旋翼主动控制与减振规律奠定了基础。

除用于减振外,主动控制技术还可以用于直升机性能提升,北京航空航天大学的学者在这方面发表了相应的研究成果。2007—2010 年,北京航空航天大学的王晋军等^[144-145]在低速风洞中研究了弹性和柔性变形对于机翼特性的影响,通过激光测振仪探究了气动载荷作用下的桨叶变形规律。在此研究的基础上,黎军等^[146]进一步探索了以后缘襟翼为例的主动驱动机构在提升气动效益方面的潜力,并在北航 D1 风洞 1/20 半模模型中进行了风洞试验,如图 12 所示,结果表明在与常规襟翼相同偏角情况下,带后缘襟翼的桨叶具有更大的增升效益。在常规襟翼失效的偏角情况下,后缘襟翼仍能提供额外

升力,在试验攻角范围内后缘襟翼比常规襟翼平均增升 20% 以上。为了更加精确测量直升机旋翼振动特性,郭占社等^[147]设计了一种基于加速度计的直升机旋翼振动测试装置,并进行了标定试验和转台模拟试验,通过对直升机传动系统故障以及各级传动系统的可靠性要求的设计和测试,建立了直升机传动系统可靠性设计分析与验证的技术框架,为主动减振技术标准化、工业化做出了贡献。

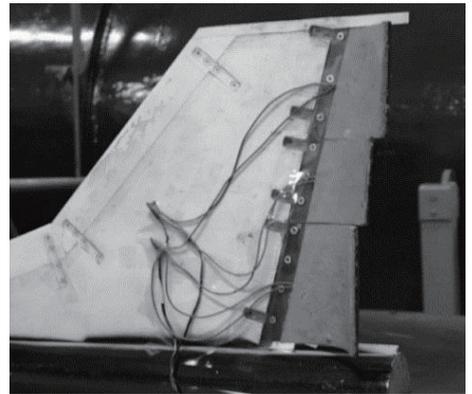


图 12 后缘襟翼试验模型^[146]

Fig. 12 Experimental model of trailing-edge flap^[146]

综上所述,中国近年来对于直升机主动控制方法的理论研究已经较为深入,在闭环风洞试验方面也有了突破性成就。然而,由于中国对于主动旋翼控制技术的研究起步较晚,国内总体水平和研究进度比国外晚 20 年左右,并且相关研究主要依靠于仿照国外已有的研究成果,创新性还有待提高。在未来,理论方法的进一步智能化、创新化以及试验环境的进一步成熟化、系统化,是中国直升机振动控制试验设计的发展方向。

5 现有不足与未来展望

综上所述,本文对直升机旋翼振动主动控制方法的研究进行了综述与总结,从上述成果中可以看出,直升机振动控制是各国关注的焦点问题,而振动控制方法则是闭环控制中最关键的环节。然而,现有的控制方法仍存在一些问题,为了进一步推动中国直升机振动控制的发展,针对控制方法,提出以下不足以及未来值得关注的研究方向。

5.1 针对稳定飞行状态的鲁棒自适应控制

目前,大部分文献均采用平衡点的线性化模型,这种方式简化了控制器的设计,也要求当存在模型建模误差或外界干扰时,控制方法具有足够的调节能力保证振动控制的鲁棒性。然而,现有的以 H_{∞} 为主流的鲁棒方法一方面由于要保持干扰上界的系统稳定性,收敛速度较低,另一方面,控制参数调整

过于复杂。在未来,可以考虑对不确定性以及扰动进行实时估计,并结合先进控制方法设计有限时间快速减振控制方法。为了简化参数调节的过程,可以基于扰动误差反馈和传感器振动输出等信息,设计性能指标函数,利用神经网络等智能方法在线优化更新扩张状态观测器和控制器参数,实现自适应参数调节。

5.2 针对全飞行状态的智能自学习控制

现有的较为成熟的振动控制方法主要在稳定状态下进行振动控制,然而,实际上,当直升机以小速度前飞或变速度机动飞行时,主旋翼工作产生的振动最大^[85]。目前,已有研究^[45]针对过渡状态,基于李雅普诺夫方法设计了适合线性参数时变模型的变参数减振控制器。另外,文献^[148]基于模态依赖平均驻留时间设计了不同状态之间的切换信号。然而,变参数减振控制器的设计需要满足峰值灵敏度等约束,在实际应用中可能出现无法求解的情况,而切换控制则面临抖振以及系统稳定性差等问题。智能控制作为一种新兴的控制方法,在理论上可以适应各种动态变化,并且避免了传统方法的求解困难等问题,已有文献^[149]采用贝叶斯主动学习结合深度强化学习算法来处理涡流振动问题。由于在真实飞行过程中,直升机所处的气动环境以及速度、前进比、飞行朝向等自身状态都在动态变化过程中,减振方法应该在原有策略基础上,通过迁移学习/小样本学习,根据传感器实时反馈数据以及任务目标,对策略进行增量迭代,实现自学习控制。另外,智能方法还需进一步考虑安全性,即满足执行器约束的基础上,同时还要保证控制的稳定性和可实现性。

5.3 面向性能提升的综合主动控制系统设计

单个主动控制机构很难在执行器约束范围内实现期望的减振或性能提升效果,因此,以后缘襟翼为例,欧洲直升机公司开展的 ADASYS 和 BLUE PULSE 试验中,通过集成多片后缘襟翼实现了振动和噪声控制。由文中介绍可知,国内的南京航空航天大学已经进行了探索,在最新的研究中^[136],两片襟翼采用的控制均采用固定参数的频域 HHC 方法,缺乏对多襟翼控制律的在线更新设计,也没有考虑多片襟翼相互影响和配合协调。本文认为,对于多个减振机构,控制策略不应只是简单的加法,而应该基于带多片小翼的旋翼系统,设计多小翼振动控制的整体性能指标函数,建立多目标、多约束的动态行为策略模型并进行求解。另外,多机构协调的控制方法也会对机载电脑的计算能力以及数据存储能力提出挑战^[150],因此,如何在有限的计算资源下实现综合主动控制设计,还需要深入研究。

6 结 论

直升机主动控制技术自提出以来,就一直受到人们的广泛关注。总的来说,中国的直升机振动控制方法的研究应该兼顾两个方面:能够快速实现的成熟控制方法以及先进的具有引领性的智能方法,两者需要齐头并进,提升中国新一代直升机的整体性能。除振动控制外,直升机主动控制技术还拥有降低噪声^[151]、避免动态失速^[152]、改善飞行性能^[153]等应用方向。主动控制技术是一个涉及空气动力学、结构动力学、智能驱动材料以及控制方法的综合工程,随着研究的深入,直升机振动主动控制技术必将展现出更多的魅力与价值,为中国的国防和民生作出更大的贡献。

参 考 文 献

- [1] 吴希明, 牟晓伟. 直升机关键技术及未来发展与设想[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(3): 1
WU Ximing, MU Xiaowei. A perspective of the future development of key helicopter technologies[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(3): 1. DOI:10.7638/kqdlxxb-2021.0042
- [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, Florida: World Scientific, 2006: 1. DOI: 10.1142/9789812772572_0024
- [3] 杨一栋, 王新华, 袁锁中, 等. 直升机飞行控制[M]. 4版. 北京: 国防工业出版社, 2019
YANG Yidong, WANG Xinhua, YUAN Suozhong, et al. Helicopter flight control[M]. 4th ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2019
- [4] 夏双满, 林长亮, 张体磊, 等. 典型飞行状态桨毂交变载荷和机体振动水平预估[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(8): 3387
XIA Shuangman, LIN Changliang, ZHANG Tilei, et al. Prediction of hub alternating loads and airframe vibration response in typical flight conditions[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(8): 3387. DOI:10.3969/j.issn.1671-1815.2021.08.058
- [5] 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
- [6] QIU Ju, TANG Jiali, SUN Chundu, et al. Structural dynamic response analysis due to the slit flow between the tailplane and the elevator[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2022, 236(3): 593. DOI: 10.1177/095441002111016949
- [7] LI Wenzhi, CAO Yaoqin, HE Zhiping. Research progress of helicopter noise suppression technology based on materials/structures [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2022, 42(2): 1. DOI:10.11868/j.issn.1005-5053.2021.000095
- [8] MOTTERSHEAD J E, RAM Y M. Inverse eigenvalue problems in vibration absorption: Passive modification and active control[J].

- Mechanical Systems and Signal Processing, 2006, 20(1): 5. DOI: 10.1016/j.ymsp.2005.05.006
- [9] CH K. Active rotor control for helicopters: Motivation and survey on higher harmonic control[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011, 1(1): 3. DOI: 10.1007/s13272-011-0005-9
- [10] FRIEDMANN P P. On-blade control of rotor vibration, noise, and performance: Just around the corner? The 33rd Alexander nikolsky honorary lecture[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59(4): 1. DOI: 10.4050/JAHS.59.041001
- [11] ZHOU Jinlong, DONG Linghua, YANG Weidong. Hysteresis compensation for a piezoelectric actuator of active helicopter rotor using compound control[J]. Micromachines, 2021, 12(11): 1298. DOI: 10.3390/mi1211298 <https://www.mdpi.com/2072-666X/12/11/1298>
- [12] SHIVASHANKAR P, GOPALAKRISHNAN S. Review on the use of piezoelectric materials for active vibration, noise, and flow control[J]. Smart Materials and Structures, 2020, 29(5): 053001. DOI: 10.1088/1361-665x/ab7541
- [13] DEGEFA T G, WRÓBEL A, PŁACZEK M. Modelling and study of the effect of geometrical parameters of piezoelectric plate and stack[J]. Applied Sciences, 2021, 11(24): 11872. DOI: 10.3390/app112411872
- [14] 蒋函成, 魏静, 张爱强, 等. 某直升机主减传动系统振动能量传递特性研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(7): 95
JIANG Hancheng, WEI Jing, ZHANG Aiqiang, et al. Vibration energy transfer characteristics of main reducer transmission system of a helicopter[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(7): 95. DOI: 10.13465/j.cnki.jvs.2021.07.013
- [15] 刘孝辉, 徐新喜, 白松, 等. 军用直升机振动与噪声控制技术[J]. 直升机技术, 2013(1): 67
LIU Xiaohui, XU Xinxi, BAI Song, et al. Vibration and noise control technology on military helicopters[J]. Helicopter Technique, 2013(1): 67. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1220.2013.01.016
- [16] 黎亮. 刚-柔耦合复合结构的动力学建模理论研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2014
LI Liang. Research on dynamic modeling theory for rigid-flexible coupled composite structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2014. DOI: 10.7666/d.Y2976561
- [17] 王凤娇, 李明强, 彭海锋, 等. 直升机舱内主减速器噪声控制技术综述[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 179
WANG Fengjiao, LI Mingqiang, PENG Haifeng, et al. Overview of control technology for helicopter cabin noise from main gearbox[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 179. DOI: 10.16356/j.1005-2615.2022.02.001
- [18] 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
- [19] JOHNSON W. Helicopter theory[M]. New York: Dover Publications, 1994
- [20] JIANG Min, RUI Xiaoting, ZHU Wei, et al. Design and control of helicopter main reducer vibration isolation platform with magnetorheological dampers[J]. International Journal of Mechanics and Materials in Design, 2021, 17(2): 345. DOI: 10.1007/s10999-021-09529-x
- [21] 钱智慧. 直升机发动机的杠杆式隔振器设计与试验[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019
QIAN Zhihui. Lever vibration isolator design and experiment of helicopter engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. DOI: 10.27239/d.cnki.gnhhu.2019.000620
- [22] 吴希明. 直升机动力学工程设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2017
WU Ximing. Engineering design of helicopter dynamics[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2017
- [23] STEINWANDEL A, FICHTER W. Linear analysis of vibration reduction using an active N-bladed helicopter rotor[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(3): 553. DOI: 10.2514/1.G003512
- [24] RAVICHANDRAN K. Active control of performance and vibratory loads using trailing-edge flaps and leading-edge slats[D]. College Park, MD: University of Maryland, College Park, 2019
- [25] 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
- [26] 张羽霓, 赵俊, 樊枫, 等. 基于 HHC 的旋翼噪声主动控制风洞试验研究[J]. 直升机技术, 2022(1): 18
ZHANG Yuni, ZHAO Jun, FAN Feng, et al. Wind tunnel test of active control of rotor noise based on HHC[J]. Helicopter Technique, 2022(1): 18. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1220.2022.01.003
- [27] UDDIN M M, SARKER P, THEODORE C R, et al. Active vibration control of a helicopter rotor blade by using a linear quadratic regulator[C]//Proceedings of ASME 2018 International Mechanical Engineering Congress and Exposition. Pittsburgh, Pennsylvania: American Society of Mechanical Engineers, 2018, 52002: V001T03A014. DOI: 10.1115/imece2018-86319
- [28] HAMMOND C E. Higher harmonic control: A historical perspective[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2021, 66(2): 1. DOI: 10.4050/JAHS.66.022001
- [29] 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
- [30] SHAW J, ALBION N. Active control of the helicopter rotor for vibration reduction[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1981, 26(3): 32. DOI: 10.4050/JAHS.26.32
- [31] ROBINSON L H, FRIEDMANN P P. A study of fundamental issues in higher harmonic control using aeroelastic simulation[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1991, 36(2): 32. DOI: 10.4050/JAHS.36.32
- [32] PATT D, LIU Li, FRIEDMANN P P. Simultaneous vibration and noise reduction in rotorcraft using aeroelastic simulation[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(2): 127. DOI: 10.4050/JAHS.51.127
- [33] 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
- [34] SHAW J. Higher harmonic blade pitch control: A system for helicopter vibration reduction[D]. Cambridge, MA: Massachusetts Institute of Technology, 1980
- [35] JOHNSON W. Self-tuning regulators for multicyclic control of helicopter vibration: NASA-TP-1996 [R]. Washington, DC: NASA, 1982
- [36] SISSINGH G J, DONHAM R E. Hingeless rotor theory and experiment on vibration reduction by periodic variation of conventional controls [C]//Proceedings of the AHS/NASA-Ames Specialists' Meeting on Rotorcraft Dynamics. Washington, DC: NASA, 1974: 261
- [37] RUGH W J, SHAMMA J S. Research on gain scheduling[J]. *Automatica*, 2000, 36(10): 1401. DOI: 10.1016/S0005-1098(00)00058-3
- [38] 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. DOI: 10.4050/JAHS.34.14
- [39] MOLUSIS J A, HAMMOND C E, CLINE J H. A unified approach to the optimal design of adaptive and gain scheduled controllers to achieve minimum helicopter rotor vibration [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1983, 28(2): 9. DOI: 10.4050/JAHS.28.9
- [40] HAMMOND C E. Wind tunnel results showing rotor vibratory loads reduction using higher harmonic blade pitch[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1983, 28(1): 10. DOI: 10.4050/JAHS.28.10
- [41] JACKLIN S A. Comparison of five system identification algorithms for rotorcraft higher harmonic control: NASA/TP-1998-207678 [R]. Washington, DC: NASA, 1998
- [42] PATT D, LIU Li, CHANDRASEKAR J, et al. Higher-harmonic-control algorithm for helicopter vibration reduction revisited[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2005, 28(5): 918. DOI: 10.2514/1.9345
- [43] NYGREN K P, SCHRAGE D P. Fixed-gain versus adaptive higher harmonic control simulation[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1989, 34(3): 51. DOI: 10.4050/JAHS.34.51
- [44] JAIN R K, YEO H, HO J C, et al. An assessment of RCAS performance prediction for conventional and advanced rotor configurations[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2016, 61(4): 1. DOI: 10.4050/JAHS.61.042005
- [45] PATTERSON B W. A linear parameter varying control methodology for reduction of helicopter higher harmonic vibration [D]. Cambridge, MA: Massachusetts Institute of Technology, 2016
- [46] ROTH D. Advanced vibration reduction by IBC technology[C]//Proceedings of the 30th European Rotorcraft Forum. Marseilles, France: [s. n.], 2004
- [47] ORMISTON R A. An investigation of the mechanical airloads problem for evaluating rotor blade structural dynamics analysis [C]//American Helicopter Society 4th Decennial Specialist's Conference on Aeromechanics. San Francisco, CA: American Helicopter Society International, Inc., 2004
- [48] WOOD E R, POWERS R W. Practical design considerations for a flightworthy higher harmonic control system [C]//Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Seattle, WA: American Helicopter Society International, Inc., 1980
- [49] WOOD E R, POWERS R W, CLINE J H, et al. On developing and flight testing a higher harmonic control system[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1985, 30(1): 3. DOI: 10.4050/JAHS.30.1.3
- [50] 李春明, 顾仲权, 杨卫东. 具有在线训练功能的智能旋翼频域神经控制[J]. *振动工程学报*, 2002, 15(1): 15
LI Chunming, GU Zhongquan, YANG Weidong. Neural control method with on-line training in frequency domain for smart rotor [J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2002, 15(1): 15. DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2002.01.003
- [51] 顾仲权, 李春明, 杨卫东. 智能旋翼振动的神经控制研究[J]. *自然科学进展*, 2002, 12(5): 549
- [52] 李春明, 顾仲权, 杨卫东. 智能旋翼的频域神经控制[J]. *航空学报*, 2001, 22(5): 420
LI Chunming, GU Zhongquan, YANG Weidong. Neuro-control method in frequency domain for smart rotor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2001, 22(5): 420. DOI: 10.3321/j.issn:1000-6893.2001.05.017
- [53] 周云, 胡和平, 张仕明. 智能旋翼基于陷波器的振动载荷抑制算法[J]. *航空科学技术*, 2019, 30(2): 14
ZHOU Yun, HU Heping, ZHANG Shiming. Control algorithm of smart rotor for vibratory loads reduction based on Notch filter[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2019, 30(2): 14. DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.02.003
- [54] WERELEY N, HALL S. Linear control issues in the higher harmonic control of helicopter vibrations [C]//Proceedings of the 45th Forum of the American Helicopter Society. Boston, MA: AHS Annual Forum, 1989
- [55] PRECHTL E F. Design and implementation of a piezoelectric servo-flap actuation system for helicopter rotor individual blade control [D]. Cambridge, MA: Massachusetts Institute of Technology, 2000
- [56] STRAUB F K, ANAND V R, LAU B H, et al. Wind tunnel test of the SMART active flap rotor [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2018, 63(1): 1. DOI: 10.4050/JAHS.63.012002
- [57] ANDREWS J, WELSH W, ALTIERI R, et al. Ground and flight testing of a hub mounted vibration suppression system [C]//American Helicopter Society 70th Annual Forum. Montreal, Quebec, Canada: American Helicopter Society International, Inc., 2014: 1
- [58] JACKLIN S A, LAU B H, NGUYEN K Q, et al. Full-scale wind tunnel test of the McDonnell douglas five-bladed advanced bearingless Rotor: Performance, stability, loads, control power, vibration, and HHC data [C]//American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference. San Francisco, CA: American Helicopter Society, 1994
- [59] DIETERICH O, RABOURDIN A, MAURICE J B, et al. Blue pulse: Active rotor control by trailing edge flaps at airbus helicopters [C]//Proceedings of the 41st European Rotorcraft Forum. Munich, Germany: Deutsche Gesellschaft fuer Luft und Raumfahrt, 2015
- [60] BEAUMIER P. Rotorcraft experimental databases: Future needs in the fields of aeromechanics and aeroacoustics [C]//Proceedings of the 7th Asian/Australian Rotorcraft Forum. Jeju Island, Korea: [s. n.], 2018
- [61] RABOURDIN A, MAURICE J B, DIETERICH O, et al. Blue Pulse active rotor control at airbus helicopters-new EC145

- demonstrator & flight test results[C]//Proceedings of the AHS 70th Annual Forum. Montréal, Québec, Canada: American Helicopter Society International, Inc., 2014: 20
- [62] THEDIN R, KINZEL M P, HORN J F, et al. Coupled simulations of atmospheric turbulence-modified ship airwakes and helicopter flight dynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(2): 812. DOI: 10.2514/1.C035158
- [63] CASTELLS C, RICHEZ F, COSTES M. A numerical investigation of the influence of the blade-Vortex interaction on the dynamic stall onset[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2021, 66(3): 1. DOI: 10.4050/JAHS.66.032001
- [64] KLIMCHENKO V, BAEDER J D. CFD/CSD study of interactional aerodynamics of a coaxial compound helicopter in high-speed forward flight[C]//AIAA Scitech 2020 Form. Reston, Virginia: AIAA, 2020: 0304. DOI: 10.2514/6.2020-0304
- [65] FAN F H. Improved continuous-time higher harmonic control using [special characters omitted] methods[D]. Cambridge, MA: Massachusetts Institute of Technology, 2013
- [66] MURA R, LOVERA M. An LPV/ H_∞ framework for the active control of vibrations in helicopters[C]//2014 IEEE Conference on Control Applications (CCA). Juan Les Antibes, France: IEEE, 2014: 427. DOI: 10.1109/CCA.2014.6981383
- [67] MURA R, GHALAMZAN ESFAHANI A M, LOVERA M. Robust harmonic control for helicopter vibration attenuation[C]//2014 American Control Conference. Portland, OR: IEEE, 2014: 3850. DOI: 10.1109/ACC.2014.6859468
- [68] DUC D H, MURA R, PIRODDI L, et al. Robust harmonic control: An application to structural vibration reduction in helicopters[J]. *IFAC-PapersOnLine*, 2015, 48(9): 263. DOI: 10.1016/j.ifacol.2015.08.094
- [69] MURA R. Robust harmonic control for disturbance rejection: Methods and applications[D]. Italy: Polytechnic University of Milan, 2016: 109
- [70] ALOTAIBI J. Efficient implementation and H_∞ on-blade control design of the EC-145 rotor for vibration reduction[D]. Leicester: University of Leicester, 2020. DOI: 10.25392/leicester.data.12696677.v1
- [71] YANG Hao, ALOTAIBI J, MORALES-VIVIESCAS R. Advanced on-blade control for vibration reduction of the EC-145 helicopter: Robust principal components vs H -infinity[C]//AIAA Scitech 2020 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2020: 0945. DOI: 10.2514/6.2020-0945
- [72] HAYAKAWA Y, NAKASHIMA A, YASUDA T, et al. A new adaptive algorithm for periodic noise control and its stability analysis[J]. *IFAC Proceedings Volumes*, 2014, 47(3): 12086. DOI: 10.3182/20140824-6-ZA-1003.00123
- [73] MORALES R M, YANG Hao. Robust analysis of principal components active control via IQCs[C]//2016 IEEE Conference on Control Applications (CCA). Buenos Aires, Argentina: IEEE, 2016: 27. DOI: 10.1109/CCA.2016.7587817
- [74] YANG Hao, MORALES R M. Robust analysis of tonal active control systems with control scaling and estimation uncertainty[C]//2018 UKACC 12th International Conference on Control (CONTROL). Sheffield, UK: IEEE, 2018: 217. DOI: 10.1109/CONTROL.2018.8516799
- [75] YANG Hao, MORALES R M, TURNER M C. Robust analysis for principal component active control systems[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2021, 29(3): 1268. DOI: 10.1109/TCST.2020.3004996
- [76] DIETERICH O, KONSTANZER P, ROTH D, et al. Model based H_∞ control for helicopter vibration reduction-flight tests with active trailing edge flaps[C]//Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum 2007. Kazan, Russia: ERF33, 2007: 1616
- [77] SANG Tong, TANG Hongyao, MA Yi, et al. PANDR: Fast adaptation to new environments from offline experiences via decoupling policy and environment representations[C]//Proceedings of the Thirty-First International Joint Conference on Artificial Intelligence. Vienna, Austria: International Joint Conferences on Artificial Intelligence Organization, 2022: 3416. DOI: 10.24963/ijcai.2022/474
- [78] LI Bo, YANG Zhipeng, CHEN Daqing, et al. Maneuvering target tracking of UAV based on MN-DDPG and transfer learning[J]. *Defence Technology*, 2021, 17(2): 457. DOI: 10.1016/j.dt.2020.11.014
- [79] LI Shufei, ZHENG Pai, FAN Junming, et al. Toward proactive human-robot collaborative assembly: A multimodal transfer-learning-enabled action prediction approach[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2022, 69(8): 8579. DOI: 10.1109/TIE.2021.3105977
- [80] SPENCER M G, SANNER R M, CHOPRA I. Development of neural network controller for smart structure activated rotor blades[C]//Proceedings of the 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1998: 3326. DOI: 10.2514/6.1998-2099
- [81] SPENCER M G, SANNER R M, CHOPRA I. Closed-loop hover test results with a neurocontroller on piezoactuated smart rotor blades[C]//SPIE 7th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials. Proc SPIE 3985, Smart Structures and Materials 2000: Smart Structures and Integrated Systems. Newport Beach, CA: SPIE, 2000, 3985: 38. DOI: 10.1117/12.388840
- [82] JHA R, HE Chengli. Adaptive neurocontrollers for vibration suppression of nonlinear and time varying structures[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2004, 15(9/10): 771. DOI: 10.1177/1045389x04043899
- [83] 汪亚敏. 后缘小翼智能旋翼的仿真与控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011
WANG Yamin. Simulation and control of smart rotor with trailing edge flaps[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011: 37. DOI: 10.7666/d.d166443
- [84] 范明贤. 后缘小翼智能旋翼振动主动控制优化算法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014: 45
FAN Mingxian. Investigation of active vibration control of trailing edge flap smart rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014: 45
- [85] 张华钦. 基于模糊神经网络的旋翼振动高阶谐波控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019
ZHANG Huaqin. Research on high-order harmonic control of rotor vibration based on fuzzy neural network[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. DOI: 10.27239/d.cnki.gnhhu.2019.001093
- [86] SAIJAL K K, GANGULI R, VISWAMURTHY S R. Optimization of helicopter rotor using polynomial and neural network metamodels[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(2): 553. DOI: 10.2514/1.C031156
- [87] KIZHAKKE KOOAKKATTU S. Design optimization of helicopter

- rotor with trailing-edge flaps using genetic algorithm [M]//Advanced Engineering Optimization Through Intelligent Techniques. Singapore: Springer, 2019; 553. DOI: 10.1007/978-981-13-8196-6_48
- [88] MURUGAN M S, GANGULI R, HARURSAMPATH D. Surrogate based design optimisation of composite aerofoil cross-section for helicopter vibration reduction[J]. The Aeronautical Journal, 2012, 116(1181): 709. DOI: 10.1017/s0001924000007181
- [89] CHATTERJEE T, ESSIE N A, GANGULI R, et al. The stochastic aeroelastic response analysis of helicopter rotors using deep and shallow machine learning[J]. Neural Computing and Applications, 2021, 33(23): 16809. DOI: 10.1007/s00521-021-06288-w
- [90] 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: 1
LIU Shiming. Research on vibratory load control of smart rotor with trailing edge flaps[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016: 1
- [91] 林长亮, 夏双满, 张体磊, 等. 刚度可调结构在直升机减振上的应用研究[J]. 振动工程学报, 2019, 32(6): 950
LIN Changliang, XIA Shuangman, ZHANG Tilei, et al. Adjustable stiffness structure application in helicopter vibration reduction[J]. Journal of Vibration Engineering, 2019, 32(6): 950. DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2019.06.003
- [92] KING S P, STAPLE A E. Minimisation of helicopter vibration through active control of structural response[R]. UK: Westland Helicopters Ltd Yeovil, 1987
- [93] KING S P. The minimisation of helicopter vibration through blade design and active control[J]. The Aeronautical Journal, 1988, 92(917): 247. DOI: 10.1017/s0001924000016250
- [94] STAPLE A E. An evaluation of active control of structural response as a means of reducing helicopter vibration[C]//Proceedings of the 15th European Rotorcraft Forum. Amsterdam, Netherlands; [s. n.], 1989: 51.1
- [95] PEARSON J T, GOODALL R M. Adaptive schemes for the active control of helicopter structural response[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1994, 2(2): 61. DOI: 10.1109/87.294330
- [96] 赵灿峰. 直升机结构响应主动控制频域法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010
ZHAO Canfeng. Study on active control of structural responses for helicopter in frequency domain[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. DOI: 10.7666/d.y1806082
- [97] 赵灿峰, 顾仲权. 直升机结构振动频域主动控制的时域仿真[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(20): 6347
ZHAO Canfeng, GU Zhongquan. Time-domain simulation of active control of structural response for helicopter in frequency domain[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(20): 6347. DOI: 10.16182/j.cnki.joss.2009.20.019
- [98] 宋来收. 压电叠层作动器驱动的直升机结构响应自适应控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013
SONG Laishou. Adaptive control of helicopter structural response driven by piezoelectric stack actuators[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013
- [99] 宋来收, 夏品奇. 采用压电叠层作动器的弹性梁振动主动控制实验研究[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 171
SONG Laishou, XIA Pinqi. Experimental investigation on active vibration control of elastic beam by using piezoelectric stack actuator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 171. DOI: 10.7527/S1000-6893.2013.0379
- [100] SONG Laishou, XIA Pinqi. 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. DOI: 10.4050/JAHS.60.032013
- [101] 彭福军, 顾仲权, 马扣根. 结构响应主动控制的时域与频域实现[J]. 南京航空航天大学学报, 1995, 27(2): 249
PENG Fujun, GU Zhongquan, MA Kougen. Implementation of active control of structural response in time domain and frequency domain[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1995, 27(2): 249
- [102] 杨铁军, 顾仲权, 鲁明月. 基于误差通道在线辨识的直升机结构振动主动控制研究[J]. 航空学报, 2004, 25(1): 36
YANG Tiejun, GU Zhongquan, LU Mingyue. Investigation of the active control of helicopter structural vibration with online secondary path modeling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(1): 36. DOI: 10.3321/j.issn:1000-6893.2004.01.007
- [103] 鲁民月, 雷凌云, 顾仲权, 等. 结构振动的自适应反馈预测控制研究[J]. 振动工程学报, 2004, 17(3): 258
LU Minyue, LEI Lingyun, GU Zhongquan, et al. Study on adaptive predictive control for structural vibration[J]. Journal of Vibration Engineering, 2004, 17(3): 258. DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2004.03.002
- [104] 鲁民月, 顾仲权, 杨铁军. 简化的结构振动自适应前馈控制方法研究[J]. 振动与冲击, 2005, 24(1): 89
LU Minyue, GU Zhongquan, YANG Tiejun. Study on simplified adaptive feedforward control for vibration reduction of structures[J]. Journal of Vibration and Shock, 2005, 24(1): 89. DOI: 10.13465/j.cnki.jvs.2005.01.025
- [105] 李明强. 直升机机体动力学相似模型设计与结构响应主动控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008
LI Mingqiang. Dynamic design and active control of structural response of helicopter airframe analogous model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. DOI: 10.7666/d.d076260
- [106] WALCHKO J C, WANG K W, WILLIAM E, et al. Hybrid feedforward-feedback control for active helicopter vibration suppression[C]//Proceedings of the 63rd American Helicopter Society International Annual Forum, Virginia Beach: American Helicopter Society, 2007: 1757
- [107] 陆洋, 顾仲权, 凌爱民, 等. 直升机结构响应主动控制飞行试验[J]. 振动工程学报, 2012, 25(1): 24
LU Yang, GU Zhongquan, LING Aimin, et al. Flight test of active control of structure response for helicopter[J]. Journal of Vibration Engineering, 2012, 25(1): 24. DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2012.01.015
- [108] MA Xunjun, LU Yang, WANG Fengjiao. Experimental investigations on active control of multifrequency helicopter vibrations using discrete model predictive sliding mode control[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(15): 2898. DOI: 10.1177/0954410017710889
- [109] LU Yang, MA Xunjun. Active control of multifrequency helicopter vibrations using discrete model predictive sliding mode control[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(4): 668. DOI: 10.1177/0954410015595252

- [110] LU Yang, FENG Jianbo. A time-domain active vibration control algorithm for helicopter based on a prior error channel identification strategy[J]. *Shock and Vibration*, 2018, 2018: 1. DOI: 10.1155/2018/2870896
- [111] QIN Yifan, LU Yang, MA Jinchao, et al. Active vibration control of helicopter maneuvering flight using feedforward-robust hybrid control based on reference signal reconstruction[J]. *Shock and Vibration*, 2021, 2021(12): 1. DOI: 10.1155/2021/3153531
- [112] MENG De, XIA Pinqi, SONG Laishou. MIMOMH feed-forward adaptive vibration control of helicopter fuselage by using piezoelectric stack actuators[J]. *Journal of Vibration and Control*, 2018, 24(23): 5534. DOI: 10.1177/1077546318757840
- [113] LANG Kai, XIA Pinqi. Hybrid active vibration control of helicopter fuselage driven by piezoelectric stack actuators[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(2): 719. DOI: 10.2514/1.C034965
- [114] LANG Kai, SHANG Lina, XIA Pinqi, et al. An excellent harmonic feedforward-sliding mode output feedback hybrid algorithm for helicopter active vibration control[J]. *Journal of Vibration and Control*, 2022: 107754632210993. DOI: 10.1177/1077546322109930
- [115] 张旭. 用于直升机主减半主动隔振的液弹隔振器设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016
ZHANG Xu. Development of a fluid-elastomer vibration isolator for semi-active helicopter pylon isolation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016
- [116] GAMAR F, RUSDHIANTO EFFENDIE A K, JAZIDIE A. Application of L1 adaptive control for helicopter vibration [C]//2018 10th International Conference on Information Technology and Electrical Engineering (ICITEE). Bali, Indonesia: IEEE, 2018: 1. DOI: 10.1109/ICITEED.2018.8534897
- [117] CHEN Yong, ZHANG Shao, CHANG Jiabin, et al. Development of a multi-axis active seat mount to mitigate helicopter aircrew whole-body vibration exposure[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2019, 30(17): 2544. DOI: 10.1177/1045389X19844027
- [118] 王志伟. 基于神经网络的直升机主减半主动反共振隔振技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019
WANG Zhiwei. Research on helicopter main reduction semi-active anti-resonance vibration isolation technology based on neural network [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. DOI: 10.27239/d.cnki.gnhhu.2019.000353
- [119] 王志伟, 王轲, 邓婷. 直升机主减半主动反共振隔振技术研究[J]. *振动、测试与诊断*, 2020, 40(3): 572
WANG Zhiwei, WANG Ke, DENG Ting. Helicopter main reducer anti-vibration isolation technology [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2020, 40(3): 572. DOI: 10.16450/j.cnki.issn.1004-6801.2020.03.021
- [120] 杨仕鹏. 压电作动器驱动的无人直升机机体振动主动控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019
YANG Shipeng. Active vibration control of unmanned helicopter fuselage driven by piezoelectric actuators [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. DOI: 10.27239/d.cnki.gnhhu.2019.001186
- [121] PAGGI B. EH 101 flight test program current status and future testing [C]//Orbital Debris Conference: Technical Issues and Future Directions. Reston, Virginia: AIAA, 1990: 1296. DOI: 10.2514/6.1990-1296
- [122] GOODMAN R K, MILLOTT T A. Design, development and flight test of the active control system for the Sikorsky S-92 [C]//Proceedings of the American Helicopter Society 56th Annual Forum. Virginia Beach, Virginia: American Helicopter Society, 2000: 764
- [123] VIGNAL B, KRYSINSKI T. Development and qualification of active vibration control system for the Eurocopter EC225/EC725 [C]//Proceedings of the American Helicopter Society 61st Annual Forum. Grapevine, TX: American Helicopter Society, Inc., 2005, 61(1): 96
- [124] FESZTY D, NITZSCHE F, KHOMUTOV K, et al. Design and instrumentation of the SHARCS scaled rotor with three independent control systems [C]//Proceedings of the AHS 64th International Annual Forum. Montreal, Canada: AHS International, 2008: 631
- [125] RIEMENSCHNEIDER J, KEYE S, WIERACH P, et al. Overview of the common DLR/ONERA project active twist blade (ATB) [C]//Proceedings of the 30th European rotorcraft forum. Marseilles, France: Institut für Aeroelastik, 2004
- [126] MASAKI K, HATTORI K, YOSHIMOTO M, et al. Wind tunnel test for BVI noise and vibration reduction using blade active control[J]. 2005
- [127] 周国庆, 卢德军, 杨卫东. 主动扭转智能旋翼模型试验研究[J]. *直升机技术*, 2007(3): 81
ZHOU Guoqing, LU Dejun, YANG Weidong. Wind tunnel testing of active twist smart rotor[J]. *Helicopter Technique*, 2007(3): 81. DOI:10.3969/j.issn.1673-1220.2007.03.020
- [128] 张柱, 杨卫东. 基于双X驱动机构的智能旋翼模型试验[J]. *直升机技术*, 2007(3): 88
ZHANG Zhu, YANG Weidong. Test of smart rotor model based on the double-X actuator[J]. *Helicopter Technique*, 2007(3): 88. DOI: 10.3969/j.issn.1673-1220.2007.03.021
- [129] 张柱. 主动后缘小翼智能旋翼系统分析与试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013
ZHANG Zhu. Analysis and test research of smart rotor system with active trailing-edge flaps [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013
- [130] 张柱, 黄文俊, 杨卫东. 后缘小翼型智能旋翼桨叶模型设计分析与试验研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2011, 43(3): 296
ZHANG Zhu, HUANG Wenjun, YANG Weidong. Design analysis and test of smart rotor blades model with trailing edge flaps[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2011, 43(3): 296. DOI: 10.16356/j.1005-2615.2011.03.007
- [131] 张柱, 杨卫东, 杨大林. 直升机智能旋翼后缘小翼参数研究[J]. *科学技术与工程*, 2014, 14(16): 310
ZHANG Zhu, YANG Weidong, YANG Dalin. A parameter study for trailing edge flaps of helicopter smart rotor [J]. *Science Technology and Engineering*, 2014, 14(16): 310. DOI: 10.3969/j.issn.1671-1815.2014.16.061
- [132] 陆凯华. 后缘小翼旋翼桨叶动载荷分析与驱动机构设计优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016
LU Kaihua. Dynamic loads analysis and driving mechanism optimum design of active trailing edge rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016
- [133] MA Jinchao, LU Yang, SU Taoyong, et al. Experimental research of active vibration and noise control of electrically controlled rotor

- [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(11): 106. DOI: 10.1016/j.cja.2020.10.027
- [134] 周金龙. 双后缘小翼智能旋翼振动控制仿真分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015
ZHOU Jinlong. Simulation and analysis of smart rotor with dual trailing-edge flaps [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015
- [135] 王荣, 夏品奇. 多片后缘小翼对直升机旋翼桨叶动态失速及桨毂振动载荷的控制[J]. 航空学报, 2013, 34(5): 1083
WANG Rong, XIA Pinqi. Control of helicopter rotor blade dynamic stall and hub vibration loads by multiple trailing edge flaps [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(5): 1083. DOI: 10.7527/S1000-6893.2013.0197
- [136] 周桓. 基于双后缘小翼的智能旋翼振动抑制及实现研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020
ZHOU Huan. Research on vibration suppression and realization of smart rotor based on dual trailing-edge flaps [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. DOI: 10.27239/d.cnki.gnhhu.2020.002297
- [137] 孟微, 胡和平, 周云. 直升机旋翼翼型的非正常气动特性计算方法与验证研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(10): 18
MENG Wei, HU Heping, ZHOU Yun. Evaluation of airfoil unsteady aerodynamic characteristics for the helicopter rotor [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(10): 18. DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.10.018
- [138] 高乐, 胡和平, 周云. 基于无轴承模型旋翼性能试验的桨尖选型研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(1): 74
GAO Le, HU Heping, ZHOU Yun. Research on the blade tips selection based on a scale-model of bearingless rotor test [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(1): 74. DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.074
- [139] 周云, 胡和平, 孟微. 共轴刚性旋翼桨尖间距建模与参数影响研究[J]. 动力学与控制学报, 2020, 18(4): 52
ZHOU Yun, HU Heping, MENG Wei. Modeling and parametric study of tip clearance of coaxial rigid rotor [J]. Journal of Dynamics and Control, 2020, 18(4): 52. DOI: 10.6052/1672-6553-2020-081
- [140] 宋彬, 高乐, 胡和平, 等. 后缘襟翼压电作动机构动特性影响因素分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(11): 33
SONG Bin, GAO Le, HU Heping, et al. Analysis of influence factors on vibration characteristics of piezoelectric stack actuators with trailing edge flap [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(11): 33. DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.11.033
- [141] 张仕明, 高乐, 宋彬, 等. 基于集中参数模型的后缘小翼驱动机构分析[J]. 压电与声光, 2018, 40(3): 417
ZHANG Shiming, GAO Le, SONG Bin, et al. Analysis of trailing-edge flap driving mechanism based on lumped parameter model [J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2018, 40(3): 417. DOI: 10.11977/j.issn.1004-2474.2018.03.026
- [142] 魏武雷, 胡和平, 周云, 等. 基于MFC的压电悬臂梁扭转特性分析[J]. 中国科技信息, 2021(7): 19
WEI Wulei, HU Heping, ZHOU Yun, et al. Torsional characteristics analysis of piezoelectric cantilever based on MFC [J]. China Science and Technology Information, 2021(7): 19. DOI: 10.3969/j.issn.1001-8972.2021.07.003
- [143] 周云, 胡和平, 余智豪. 高速升力偏置旋翼桨叶结构形变特性研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(6): 57
ZHOU Yun, HU Heping, YU Zhihao. Research on blade structure deformation characteristics of high-speed lift offset rotor [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(6): 57. DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.06.008
- [144] 王晋军, 伍康. 机翼弹性变形对气动特性影响的实验研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(1): 55
WANG Jinjun, WU Kang. Experimental investigations of the effect of wing elastic deformations on aerodynamics [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(1): 55. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2007.01.010
- [145] 展京霞, 王晋军. 仿雨燕机翼柔性对纵向气动特性的影响[J]. 实验流体力学, 2010, 24(2): 1
ZHAN Jingxia, WANG Jinjun. Study on the effect of the flexibility of common swift's wing on longitudinal aerodynamics [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(2): 1. DOI: 10.3969/j.issn.1672-9897.2010.02.001
- [146] 黎军, 秦燕华, 白涛, 等. 采用智能材料的变弯扭机翼实验研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(5): 505
LI Jun, QIN Yanhua, BAI Tao, et al. Development of a morphing wing with adaptive capability [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(5): 505. DOI: 10.3969/j.issn.0258-1825.2009.05.001
- [147] 郭占社, 付鹏, 王国华, 等. 一种直升机旋翼振动测试方法及实验[J]. 测控技术, 2018, 37(5): 9
GUO Zhanshe, FU Peng, WANG Guohua, et al. A helicopter rotor vibration test method and experiment [J]. Measurement & Control Technology, 2018, 37(5): 9. DOI: 10.19708/j.cjks.2018.05.004
- [148] 张绍杰, 李硕, 严鹏, 等. 直升机切换LPV鲁棒跟踪控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(2): 260
ZHANG Shaojie, LI Shuo, YAN Peng, et al. Switching LPV robust tracking control for helicopters [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(2): 260. DOI: 10.16356/j.1005-2615.2021.02.013
- [149] ZHENG Changdong, JI Tingwei, XIE Fangfang, et al. From active learning to deep reinforcement learning: Intelligent active flow control in suppressing vortex-induced vibration [J]. Physics of Fluids, 2021, 33(6): 063607. DOI: 10.1063/5.0052524
- [150] 郝玉锴, 吴皎, 李向东, 等. 一种机载高安全高可靠数据存储模块的设计[J]. 电光与控制, 2019, 26(1): 109
HAO Yukai, WU Jiao, LI Xiangdong, et al. Design of an airborne data storage module with high security and high reliability [J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(1): 109. DOI: 10.3969/j.issn.1671-637X.2019.01.023
- [151] TAN Jianfeng, SUN Yiming, WANG Haoweng, et al. New approach for aerodynamic and aeroacoustic analysis of actively controlled flaps rotor [J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(6): 2191. DOI: 10.2514/1.C034225
- [152] MOHAMED A, ABDELHADY M, WOOD D H. Using the hinge moment of a trailing edge flap for controlling dynamic stall loads [J]. Experiments in Fluids, 2021, 62(9): 1. DOI: 10.1007/s00348-021-03282-9
- [153] LIU Qingsong, MIAO Weipao, LI Chun, et al. Effects of trailing-edge movable flap on aerodynamic performance and noise characteristics of VAWT [J]. Energy, 2019, 189: 116271. DOI: 10.1016/j.energy.2019.116271