

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.02.006

基于高阶谐波控制的共轴刚性旋翼减振技术研究

魏武雷, 余智豪, 樊枫, 赵金瑞

(中国直升机设计研究所旋翼动力学全国重点实验室, 景德镇 333001)

摘要: 针对共轴直升机高速前飞时振动载荷较大的问题, 本文研究了对共轴双旋翼施加高阶谐波控制(High-order harmonic control, HHC)进行减振主动控制。文中创新性地经典中等变形梁桨叶结构动力学模型、含自由尾迹的旋翼非定常气动模型以及 HHC 主动控制模型深度耦合, 建立了适用于共轴双旋翼的高阶谐波主动控制气弹综合分析模型。以 XH-59A 共轴双旋翼为分析对象, 在模型验证有效的基础上, 开展了上、下旋翼总距高阶谐波控制的幅值、相位等参数对桨毂垂向振动载荷的影响性分析。研究表明: 共轴双旋翼桨毂减振效果随高阶谐波控制幅值增加呈先增大后减小规律, 即在合适的幅值或相位下, 高阶谐波控制能有效抑制桨毂垂向振动载荷; 3 阶和 6 阶谐波均可大幅降低相同阶次的桨毂垂向振动, 最大降幅能达到 90%, 但对其他阶次的桨毂垂向振动影响有限。

关键词: 共轴直升机; 高阶谐波控制; 主动控制; 桨毂载荷; 减振

中图分类号: V212.4

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2026)02-0305-08

Study on Vibration Reduction Technology of Coaxial Rigid Rotor Based on High-Order Harmonic Control

WEI Wulei, YU Zhihao, FAN Feng, ZHAO Jinrui

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Aiming at the issue of large vibration loads during high-speed forward flight of coaxial helicopters, the implementation of high-order harmonic control (HHC) on the coaxial rotors system is considered for active vibration suppression control. In this paper, the classical moderate deflection beam structural dynamics model of rotor blades, the unsteady aerodynamic model of rotor with free wake, and the HHC active control model are innovatively and deeply coupled. A comprehensive aeroelastic analysis model for high-harmonic active control suitable for coaxial dual rotors is established. Based on the validated model, the XH-59A coaxial dual-rotor system is selected as the research object, and a systematic parametric analysis of the effects of HHC parameters, such as amplitude and phase, of collective pitch on the vertical hub vibration loads of the upper and lower rotors is conducted. The study shows that the hub vibration reduction effect of coaxial twin rotors first increases and then decreases with the increase of HHC amplitude. That is, HHC can effectively suppress the vertical vibration load of the hub under appropriate amplitude or phase conditions. Both 3/rev and 6/rev harmonics can significantly reduce the corresponding-order vertical hub vibrations, achieving a maximum reduction of up to 90%, although their influence on vibrations of different orders is limited.

Key words: coaxial helicopter; high-order harmonic control (HHC); active control; hub load; vibration reduction

收稿日期: 2025-11-12; 修订日期: 2026-03-01

通信作者: 余智豪, 男, 高级工程师, E-mail: yuzhihao@nuaa.edu.cn。

引用格式: 魏武雷, 余智豪, 樊枫, 等. 基于高阶谐波控制的共轴刚性旋翼减振技术研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(2): 305-312. WEI Wulei, YU Zhihao, FAN Feng, et al. Study on vibration reduction technology of coaxial rigid rotor based on high-order harmonic control[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(2): 305-312.

受旋翼构型影响,传统直升机在高速前飞过程中,旋翼前行侧桨叶会发生激波,后行侧桨叶产生失速,其巡航速度受到严重限制,最大飞行速度只能达到 300 km/h 左右^[1]。为突破传统单旋翼直升机前飞速度限制,欧洲、美国、俄罗斯等航空强国针对高速直升机进行了深入细致的探索研究,提出并试飞了多种原理可行的构型方案,其中采用前行桨叶概念^[2]的共轴高速直升机被证明是未来最具发展潜能的高速直升机构型之一。以美国西科斯基为代表的国外直升机研究机构,从 20 世纪 70 年代对共轴双旋翼高速直升机进行了大量技术探索,逐步研制出 XH-59A、X-2、S-97 和 SB>1 等多型共轴刚性旋翼技术验证机^[3-4],其中,X-2 高速验证机飞行速度已突破 463 km/h。

虽然共轴刚性双旋翼直升机具有高速前飞的潜力,但与常规旋翼直升机相似,也同样面临非对称性的流场环境,气动干扰下的旋翼非定常气动载荷仍是机体振动的主要来源,其高速飞行时为了避免桨尖出现激波,通常需要降低旋翼转速,这使得大前进比飞行状态的旋翼后行侧出现大面积反流区,从而产生剧烈的周期交变气动载荷;另一方面,为了尽可能地削弱高速前飞时的阻力,共轴双旋翼直升机桨毂结构紧凑,上、下旋翼间距通常较小,这更加剧了双旋翼之间的气动干扰;此外,共轴直升机桨根刚度大,且未配置挥舞与摆振铰,在非定常气动干扰下,桨叶的弯扭变形耦合现象非常严重,致使桨叶和桨毂动载荷大幅度提升,所以,相对于传统单旋翼直升机,共轴双旋翼直升机的振动问题表现得更为突出。XH-59A 飞行试验数据显示在 461.7 km/h 高速前飞状态下,驾驶舱 3 阶垂向振动载荷(3 片桨叶)达到 0.5g,横向振动甚至高达 0.75g^[5-7]。X-2 技术验证机的试飞实测结果也暴露出桨毂 4 阶振动载荷(4 片桨叶)在 444 km/h 飞行状态下急剧增加的问题^[8-9]。以上试验数据均显示桨毂 N_b 阶谐波载荷(N_b 为单旋翼桨叶片数)为桨毂振动载荷主要组成,因此,考虑对共轴双旋翼直升机的桨毂载荷进行减振是非常必要的。

基于高阶谐波控制(High harmonic control, HHC)的旋翼主动控制是一种非常有效的减振方法^[10],该方法通过对自倾不动环施加高阶激励,使旋翼桨叶在 N 阶及其谐波($N-1$)阶和($N+1$)阶下产生变距运动,使得桨叶上诱导附加高阶气动载荷,通过选取合适的谐波激励幅值和相位,即可削弱桨叶原有的交变载荷,减小桨毂中心力和力矩的 N 阶谐波分量,实现从源头完成振动抑制。高阶谐波控制在传统单旋翼直升机中已开展广泛而深入的研究。1975 年,McHugh 等对四桨叶无铰式

旋翼模型施加高阶谐波控制并进行了一系列风洞实验^[11-12],结果显示,在不显著增加叶片应力的情况下可以有效抑制振动桨毂力矩,4 阶桨毂载荷(横向、纵向、垂直力、俯仰和滚转力矩)可以通过 3 个高阶谐波控制输入同时降低。1982 年,Wood 等在 OH-6A 直升机上进行了 HHC 飞行试验^[13-14],测试结果表明,当高阶谐波控制振幅小于 1° 时,4 阶振动可减少高达 90%。而国内对直升机高阶谐波控制的研究尚处于起步阶段,以理论研究为主,相关技术远未达到装机验证水平,针对共轴直升机的高阶谐波控制研究更是鲜有开展,但共轴双旋翼振动载荷大的问题急需解决,因此对基于高阶谐波控制的共轴双旋翼减振技术开展研究具有重要的工程价值。

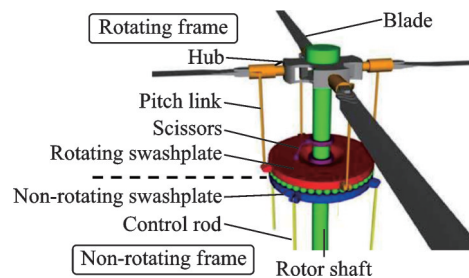


图 1 旋翼高阶谐波控制示意图

Fig.1 Schematic diagram of rotor HHC

针对共轴直升机高速前飞时振动载荷较大的问题,本文考虑对共轴双旋翼施加高阶谐波控制进行减振主动控制研究,创新性地构建了基于 HHC 主动控制并集成自由尾迹的共轴双旋翼气弹耦合分析模型,提升了高速前飞工况下振动载荷计算的精度,突破了共轴直升机上、下双旋翼减振主动控制分析技术。选取 XH-59A 共轴双旋翼为研究对象,分析了共轴双旋翼上、下旋翼总距高阶谐波控制的幅值、相位等参数对桨毂振动载荷的影响特性,并归纳总结了相关的规律性结论。

1 共轴双旋翼气弹耦合分析模型

1.1 共轴刚性双旋翼动力学模型

根据 Hamilton 能量原理,构建共轴双旋翼系统动力学方程为

$$\delta \Pi = \int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (1)$$

式中: δU 为系统应变能变分项; δT 为动能变分项; δW 为外力虚功变分项。

为精准捕捉旋翼桨叶在飞行过程中的复杂振动特性并考虑旋翼大载荷状态下的非线性效应等,基于有限单元法和中等变形梁理论,采用旋翼气弹动力学中应用极广的 Chopra 经典 5 节点 15 自由度

梁单元离散桨叶,如图 2 所示,其中 u, v, w 和 ϕ 分别代表节点位置拉伸、摆振、挥舞和扭转自由度。

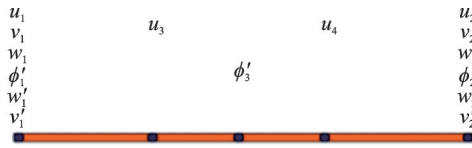


图 2 Chopra 梁单元模型

Fig.2 Chopra beam element model

共轴双旋翼系统动力学方程有限元离散形式为

$$\delta \Pi = \int_{\phi_1}^{\phi_2} \sum_{i=1}^n (\delta U_i - \delta T_i - \delta W_i) d\phi = \int_{\phi_1}^{\phi_2} \sum_{i=1}^n \Delta_i d\phi = 0 \quad (2)$$

式中:下标 i 表示第 i 个梁单元, n 为桨叶梁单元总数。在离散形式下,每个单元的能量方程 Δ_i 可写成

$$\Delta_i = \{\delta q_i\}^T (M_b \ddot{q} + C_b \dot{q} + K_b q - F_b)_i \quad (3)$$

从桨叶有限元单元级别运动方程分别求解每个单元的质量阵 M_b 、阻尼阵 C_b 、刚度阵 K_b 以及外载荷项 F_b , 最后通过局部单元自由度与总体自由度的转换关系,采用有限元总体阵组集方法,将各局部刚度矩阵和质量矩阵转换并组装到全局坐标系中,从而得到双旋翼系统的动力学方程为

$$M_b \ddot{q} + C_b \dot{q} + K_b q = F_b \quad (4)$$

式中: q 为桨叶上 n 个单元节点自由度组集后的广义位移向量; M_b 、 C_b 、 K_b 和 F_b 分别为第 b 片桨叶的广义质量、广义刚度、广义阻尼矩阵和广义力项。

1.2 共轴刚性旋翼气动模型

旋翼桨叶气动力建模采用二阶升力线理论,即 Weissinger-L 升力面理论,该模型(图 3)兼具升力线理论的计算高效性,又能有效计及桨尖损失等气动效应,在旋翼气动建模中广泛应用。

二阶升力线理论将每片桨叶沿展向离散为 N 个微段,各微段附着涡布设于 $1/4$ 弦长处,其附着环量 Γ_j 为常数。桨叶控制点位则置于 $3/4$ 弦线中

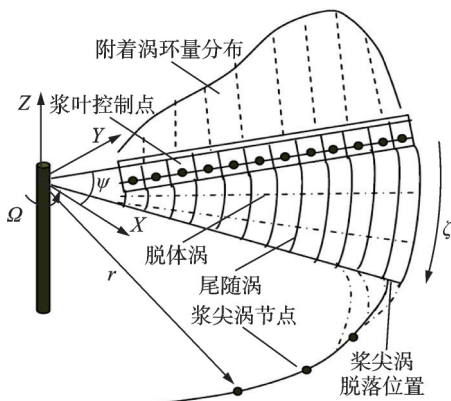


图 3 Weissinger-L 升力面模型

Fig.3 Weissinger-L lifting surface model

点位置,由附着环量的展向变化产生尾随涡系从桨叶后缘脱出,即尾随涡,继而形成旋翼的尾迹。桨叶附着涡与尾随涡对控制点诱导速度为

$$\begin{cases} V_{z\text{bound}} = \sum_{j=1}^{j_{\max}} I_{bi,j} \Gamma_j \\ V_{z\text{inrear}} = \sum_{j=1}^{j_{\max}+1} I_{ni,j} \Gamma_j \end{cases} \quad (5)$$

式中: $I_{bi,j}$ 为附着涡 j 对控制点 i 的影响系数矩阵; $I_{ni,j}$ 为尾随涡 j 对控制点 i 的影响系数矩阵。

求解式(5)可得到桨叶各微段的附着环量,通过建立桨叶气动力分布与环量分布关系,进而可求解桨叶各剖面气动载荷分布以及最终整片桨叶的气动载荷。

为捕捉气动干扰下的高阶气动力,旋翼尾迹采用精度更高兼顾计算效率的自由尾迹模型,模型中首先要构建描述旋翼尾迹在空间移动的控制方程,而后利用各种数值计算方法求解,取旋翼尾迹中任一段涡线为研究对象,单根涡线控制方程可描述为

$$\frac{dr(\phi, \zeta)}{dt} = V(r(\phi, \zeta)) \quad (6)$$

式中: ϕ 为桨叶方位角; ζ 为涡龄角,体现双旋翼干扰; $r(\phi, \zeta)$ 为尾迹节点的位置向量; V 为此控制点的合速度。求解控制方程式(6),即可得到桨尖涡尾迹的几何外形。

1.3 HHC 模型

HHC 主动控制通过对自动倾斜器不动环施加适当振幅和相位的高阶谐波激励,驱动桨叶变距产生反向振动,从而抵消引起桨毂振动的载荷,这种方法可以减少全局振动,因为它减少了直升机的振动源——桨毂载荷。HHC 输入通过改变桨根处的桨距实现,桨叶的几何桨距角 θ 的计算公式为

$$\theta = \theta_0 + \theta_c \cos(\Omega t) + \theta_s \sin(\Omega t) + \sum_{n=2}^k \theta_{\text{HHC}n} \cos(n\psi' - \varphi_n) \quad (7)$$

式中: θ_0 为总距; θ_c 为横向周期变距; θ_s 为纵向周期变距; $\theta_{\text{HHC}n}$ 为某谐波阶数的幅值,涵盖总距、横向周期变距和纵向周期变距谐波分量, n 表示谐波阶数 ($n=2, 3, 4, \dots, k$); ψ' 为旋翼方位角; φ_n 为某谐波阶数的相位; Ω 为旋翼转速。

对于桨叶片数为 N_b 的旋翼,桨毂动载荷由各片桨叶载荷叠加得到,由于桨盘气动环境的不对称性,桨叶上的气动力呈现出周期变化,而桨毂具备滤波特性,仅 $N\Omega$ 、 $(N\pm 1)\Omega$ 阶的桨叶载荷谐波分量可通过桨毂传递到机身,进而形成 $N\Omega$ 阶桨毂载荷 ($N=p \cdot N_b$, $p=1, 2, \dots, n$),以 XH-59A 为例(每幅旋翼 3 片桨叶),其桨毂谐波载荷主要以 3 阶和 6 阶为主。

1.4 模型验证

本文针对 XH-59A 共轴双旋翼开展研究分析,旋翼具体参数如表 1 所示,代入前文建立的共轴刚性旋翼气弹综合分析模型进行初始化计算。首先提取旋翼模型和尾迹的几何形状,如图 4 所示,初步检查建模方法的有效性。进一步计算风洞试验对应状态下,桨叶 0.3R 剖面处的挥舞弯矩谐波载荷,并与 NASA 全尺寸风洞试验数据^[15]进行对比。如图 5 所示,图中计算值与试验值有一定偏差,这是因为计算模型未计入机身影响,且偏差处于可接受范围内,对比验证了该气弹建模方法的有效性。以上两方面验证证明本文建立的 XH-59A 共轴双旋翼气弹耦合分析模型准确性良好,可进一步用于共轴双旋翼的高阶谐波减振主动控制。

表 1 XH-59A 旋翼总体参数
Table 1 Main rotor parameters of XH-59A

参数	数值
旋翼半径/m	5.486 4
桨叶片数/(幅×片)	2×3
桨尖弦长/m	0.286
尖削比	2:1
旋翼实度	0.126 7
桨叶扭转角(非线性)/(°)	-10
预扭角/(°)	3
旋翼间距/m	0.762
额定转速/(rad·s ⁻¹)	36.11
旋转方向	上逆下顺

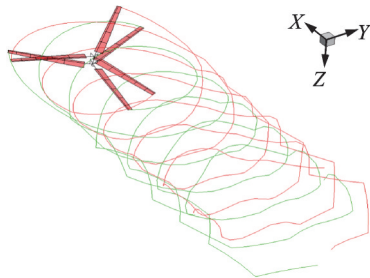


图 4 XH-59A 旋翼和尾迹几何形状

Fig.4 Geometry of XH-59A rotor and wake

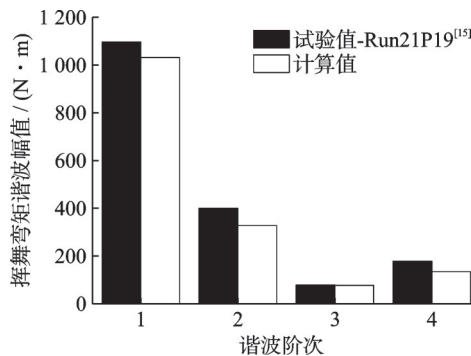


图 5 0.3R 剖面挥舞弯矩谐波载荷

Fig.5 Flapping bending moment harmonic load at 0.3R section

2 HHC对动载荷影响分析

以 XH-59A 共轴双旋翼模型为基础,选取飞行速度为 320 km/h($\mu=0.45$)的大前进比典型工况,设置总拉力 T ,总滚转力矩 M_x 和总俯仰力矩 M_y 这 3 个配平目标量,按照旋翼拉力 $T=4\ 000\ \text{kg}$ 进行配平计算,此状态上、下双旋翼桨毂计算结果如图 6 所示。由于桨毂垂向载荷在总载荷中占比最大,且垂向载荷直接影响直升机的驾乘舒适性,因此本文选取桨毂垂向力载荷 F_z 作为振动研究对象,对桨毂减振开展总距高阶谐波控制参数敏感性分析,后续所有算例分析均以此计算结果为基准,依次探究总距 HHC 的幅值、相位以及谐波阶数对上、下双旋翼桨毂振动载荷的影响。

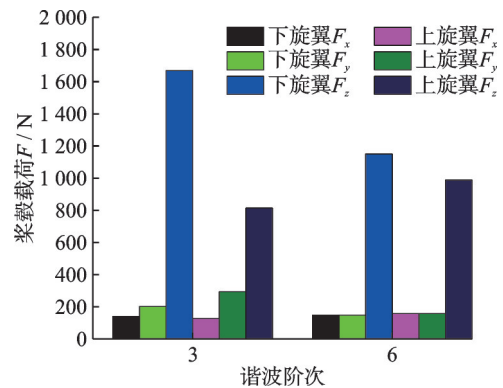


图 6 双旋翼桨毂载荷

Fig.6 Hub loads of coaxial rotors

相对于传统单旋翼构型,共轴双旋翼有两套自动倾斜器操纵系统,既可以分别对上、下旋翼单独施加高阶谐波控制,也可以同时对上、下旋翼施加高阶谐波主动控制。为了验证本文集成的高阶谐波控制模型有效性,在下旋翼 3.68° 总距基础上(上旋翼为 -3.68° ,旋转方向相反),再对下旋翼施加一个幅值为 1° 的 3 阶总距高阶谐波控制激励,输出总距的计算值与理论值对比如图 7 所示,一致性良好,这再次验证了基于高阶谐波主动控制的共轴双旋翼气弹耦合分析模型的有效性。

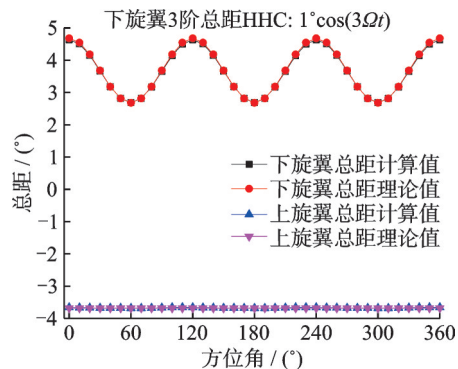


图 7 总距 HHC 输入

Fig.7 Collective pitch HHC input

为验证本文高阶谐波控制模型的减振效果,在初始静态操纵基础上,分别对上、下旋翼施加一个幅值为 1° 的 3 阶总距 HHC 输入,然后对谐波激励初始相位角进行扫相,即可初步判断激励相位对减振效果的影响及减振潜力。如图 8 所示,下旋翼减振最佳相位为 260° 左右,上旋翼减振最佳相位为 90° 左右,由于这是一个任意的输入,不是最佳幅值和相位,不一定会减小桨毂载荷,但可通过载荷变化趋势初步确定减振最佳激励相位。

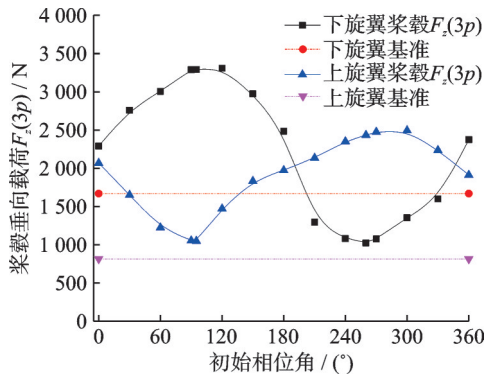


图 8 上、下旋翼 HHC 初始扫相图

Fig.8 Initial phase sweep diagram of HHC for upper and lower rotors

2.1 HHC 幅值对桨毂垂向载荷的影响

根据桨叶桨距角 θ 高阶谐波公式(式(7)),HHC 主动控制需要确定激励的幅值和相位,为了增加 HHC 幅值对减振效果的影响,需初步寻找一个减振效果较好的激励相位以确定 HHC 激励函数。根据前述算例分析,确定该状态下旋翼和上旋翼减振最佳相位分别约为 260° 、 90° ,分别以此为上、下旋翼总距 HHC 的初始相位角,开展总距高阶谐波的幅值对双旋翼桨毂载荷的计算分析。

图 9 和图 10 分别为只对下旋翼或上旋翼施加总距 HHC 时,3 阶总距 HHC 幅值对双旋翼桨毂垂向载荷影响的计算结果。从图 9 可以看出,仅开展下旋翼总距 HHC 时,下旋翼桨毂 3 阶谐波载荷 ($F_z(3p)$) 随激励幅值增大呈明显的先减小后增加趋势,在激励幅值为 0.55° 时,降低最多,最大可减振 84.4%。从图 10 可以看出,仅开展上旋翼总距 HHC 时,上旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 在激励幅值为 0.4° 时,最大可减振 73.5%。但当上、下双旋翼高阶谐波控制幅值超过 1.2° 时,会引起桨毂 $F_z(3p)$ 增大,对减振不利。同时,由于双旋翼变距操纵实际存在耦合,并不互相独立,上旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 受上旋翼总距 HHC 幅值显著影响的同时,也会受到下旋翼 3 阶总距 HHC 幅值的影响,随幅值增加略有增加,下旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 也是如此,即上/下旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 受同向 HHC 幅值影响明显,受对向 HHC 幅值影

响并不显著,不超过 10%。同理,上/下旋翼桨毂 $F_z(6p)$ 也会受到下/上旋翼总距 6 阶 HHC 幅值的影响,但影响并不显著,本文后续不再赘述。

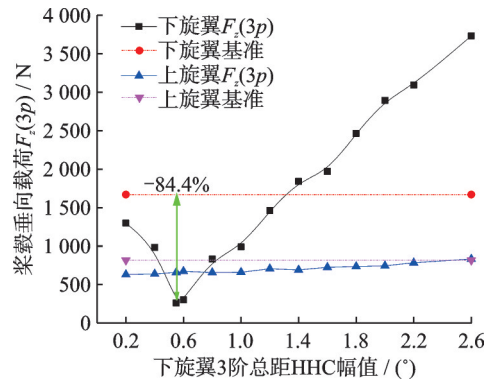


图 9 下旋翼 HHC 幅值对双旋翼 3 阶桨毂谐波载荷影响
Fig.9 Effect of HHC amplitude of lower rotor on 3/rev hub harmonic loads of coaxial rotors

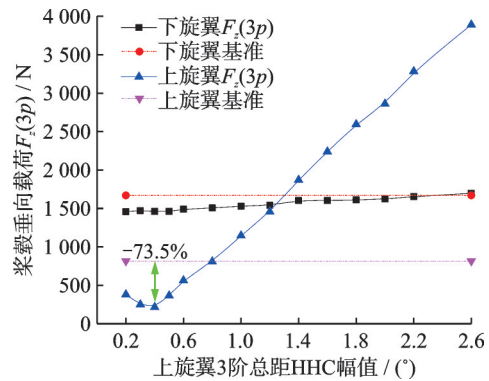


图 10 上旋翼 HHC 幅值对双旋翼 3 阶桨毂谐波载荷影响
Fig.10 Effect of HHC amplitude of upper rotor on 3/rev hub harmonic loads of coaxial rotors

图 11 和图 12 分别为双旋翼同时施加总距 HHC 时(幅值相同),3 阶总距 HHC 幅值对下旋翼和上旋翼桨毂垂向载荷影响的计算结果。由图可知,当上、下双旋翼 HHC 幅值为 0.4° 时,上旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 最大可降低 58.2%,但下旋翼只能降低

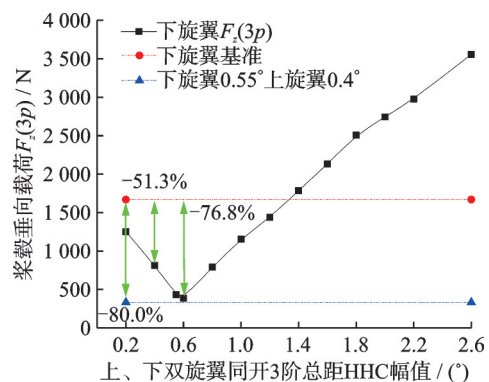


图 11 双旋翼同时施加 HHC 幅值对下旋翼 3 阶桨毂谐波载荷影响
Fig.11 Effect of simultaneously applied HHC amplitude on 3/rev hub harmonic loads of lower rotor for coaxial rotors

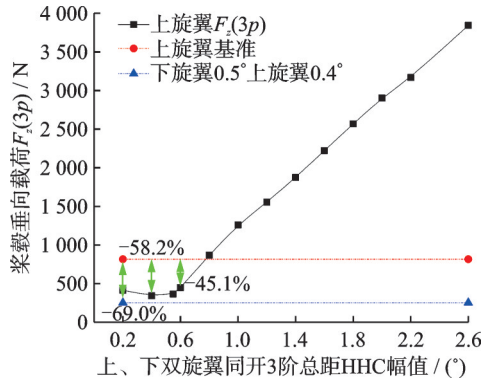


图 12 双旋翼同时施加 HHC 幅值对上旋翼 3 阶桨毂谐波载荷影响

Fig.12 Effect of simultaneously applied HHC amplitude on 3/rev hub harmonic loads of upper rotor for coaxial rotors

51.3%；当上、下双旋翼 HHC 幅值为 0.6° 时，下旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 最大可降低 76.8%，但上旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 只能降低 45.1%。结合前文上/下旋翼单独扫幅结果可知，当上旋翼 HHC 幅值为 0.4°，下旋翼 HHC 幅值为 0.55° 时，上旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 可降低 69.0%，下旋翼可降低 80.0%，上、下旋翼不但可以同时减振且综合减振效果较好，这与文献[4]结论相似，较小的 HHC 幅值即能有效抑制振动载荷。

图 13 给出了对上旋翼施加总距 HHC 时，3 阶 HHC 幅值对双旋翼桨毂侧向载荷 F_x 的影响规律，从图可看出，上旋翼 $F_x(3p)$ 谐波载荷随 HHC 幅值增大呈上升趋势，而下旋翼 $F_x(3p)$ 随激励幅值增大略微减小；但结合图 10 所示的上旋翼 HHC 扫幅对双旋翼桨毂垂向载荷减振效果，在实现上旋翼桨毂垂向载荷最优减振的 HHC 幅值下(0.4°)，上、下双旋翼 $F_x(3p)$ 谐波载荷增加了约 2%， $F_y(3p)$ 载荷变化规律与之类似。鉴于垂向载荷直接影响直升机驾乘舒适性，是 HHC 减振控制的首要目标，由此引起的侧向 $F_x(3p)$ 与 $F_y(3p)$ 谐波载荷的小幅增加对整机振动及乘坐品质的影响可忽略不计。

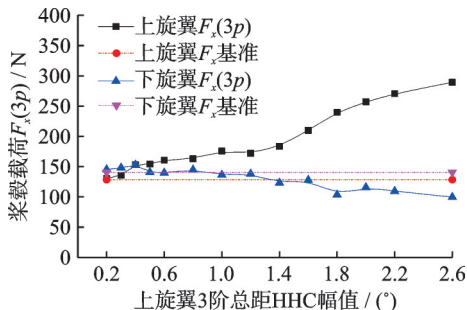


图 13 上旋翼 HHC 幅值对双旋翼 3 阶 F_x 桨毂谐波载荷影响
Fig.13 Effect of HHC amplitude of upper rotor on 3/rev F_x hub harmonic loads of coaxial rotors

2.2 HHC 相位对桨毂垂向载荷的影响

根据上、下双旋翼 HHC 扫幅的结果，分别对上旋翼施加 0.4° 幅值的 3 阶总距 HHC，对下旋翼施加 0.55° 幅值的 3 阶总距 HHC，然后改变初始相位角 φ_3 进行扫相激励控制，图 14 和图 15 分别为只开上旋翼或下旋翼总距 HHC 时，3 阶总距 HHC 相位对双旋翼桨毂垂向载荷影响的计算结果，从中可以看出，双旋翼桨毂垂向载荷均对 HHC 激励相位比较敏感，合适的相位能够有效减小桨毂垂向 3 阶谐波载荷，当下旋翼 HHC 激励相位为 265° 时，下旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 最大可降低 85.5%，当上旋翼 HHC 激励相位为 95° 时，上旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 最大可降低 77%，这与图 8 初始扫相的结论比较接近，可侧面证明分析方法的有效性。但不合适的相位对减振不利，如下旋翼 HHC 激励相位 0~180° 和上旋翼 HHC 激励相位 180~360° 时，会引起桨毂 $F_z(3p)$ 增大。

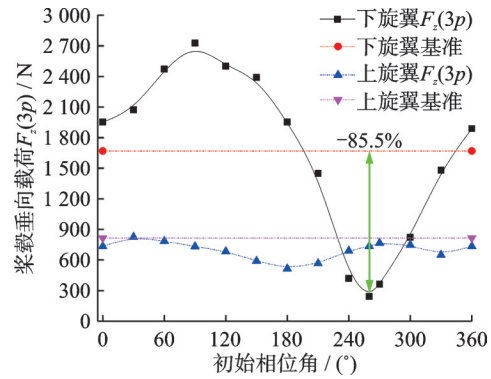


图 14 下旋翼 3 阶谐波激励相位对双旋翼 3 阶桨毂谐波载荷影响

Fig.14 Effect of 3/rev harmonic excitation phase of lower rotor on 3/rev hub harmonic loads of coaxial rotors

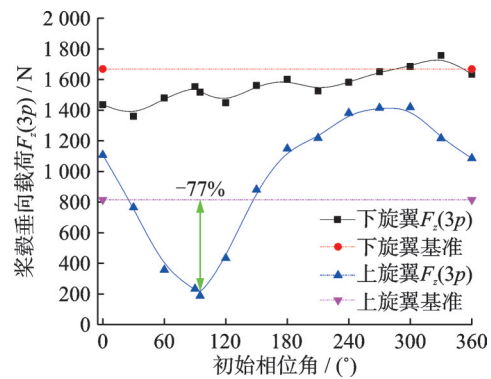


图 15 上旋翼 3 阶谐波激励相位对双旋翼 3 阶桨毂谐波载荷影响

Fig.15 Effect of 3/rev harmonic excitation phase of upper rotor on 3/rev hub harmonic loads of coaxial rotors

2.3 6 阶 HHC 对桨毂垂向载荷的影响

与 3 阶 HHC 对双旋翼桨毂 $F_z(3p)$ 影响效果类似，6 阶桨毂垂向载荷只对 6 阶 HHC 幅值和相位变化比较敏感，受其他阶次谐波激励影响不大。图 16

为只对上旋翼或下旋翼施加大总距 HHC 时,6 阶总距 HHC 幅值对双旋翼桨毂垂向载荷影响的计算结果,从图可以看出,只对上或下旋翼施加大总距 HHC 时,上或下旋翼桨毂 6 阶谐波载荷(桨毂 $F_z(6p)$)随激励幅值增大呈明显的先减小后增加现象,与 3 阶 HHC 减振规律类似。上旋翼 $F_z(6p)$ 在激励幅值为 0.37° 时,降低最多,最大可减振 89.8%;下旋翼 $F_z(6p)$ 在激励幅值为 0.25° 时,最大可减振 85.8%。但当上、下双旋翼 HHC 幅值超过 0.6° 时,会引起桨毂 $F_z(6p)$ 增大,引起振动增加。

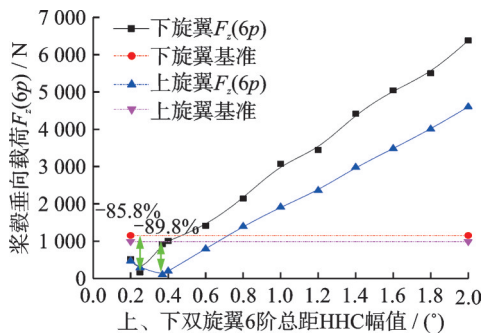


图 16 6 阶 HHC 幅值对双旋翼 6 阶桨毂谐波载荷影响
Fig.16 Effect of 6/rev HHC amplitude on 6/rev hub harmonic loads of coaxial rotors

根据上、下双旋翼 6 阶 HHC 扫幅的结果,分别对上旋翼施加幅值为 0.37° 的 6 阶总距 HHC,对下旋翼施加幅值为 0.25° 的 6 阶总距 HHC,然后改变初始相位角 φ_3 进行扫相激励控制,图 17 为只开上旋翼或下旋翼总距 HHC 时,6 阶总距 HHC 相位对双旋翼桨毂垂向载荷影响的计算结果,从图可以看出,下旋翼 HHC 减振相位区间 $150^\circ \sim 270^\circ$,当激励相位为 210° 时,下旋翼桨毂 $F_z(6p)$ 最大可降低 75.7%,上旋翼 HHC 减振相位区间 $180^\circ \sim 300^\circ$,当激励相位为 245° 时,上旋翼桨毂 $F_z(6p)$ 最大可降低 78.9%。

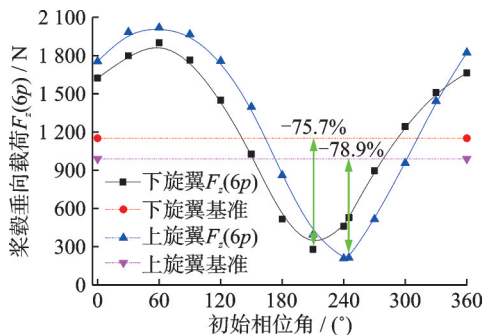


图 17 6 阶 HHC 激励相位对双旋翼 6 阶桨毂谐波载荷影响
Fig.17 Effect of 6/rev HHC excitation phase on 6/rev hub harmonic loads of coaxial rotors

综合前述上、下双旋翼 3 阶和 6 阶扫幅和扫相结果,对共轴双旋翼同时施加 3 阶和 6 阶总距 HHC 复合谐波激励,上、下双旋翼桨毂综合减振效果如图 18 所示。图中结果表明,在合适的幅值和相位

条件下,桨毂垂向谐波载荷可实现同步显著下降。同时,与另一卓有成效的减振主动控制方法—独立桨叶控制(Individual blade control,IBC)相比,如图 19 所示,两者最大减振效果相当,但 HHC 工艺成熟,成本低廉,改装难度小,因此,HHC 对共轴直升机减振的工程应用具有明显的优势。

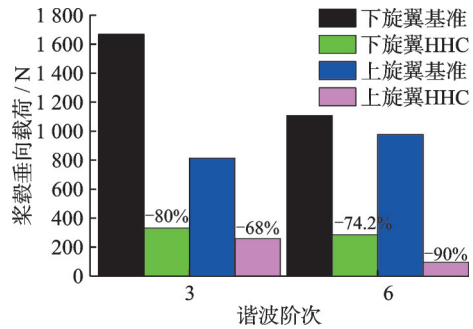


图 18 HHC 对双旋翼桨毂垂向谐波载荷影响
Fig.18 Effect of HHC on vertical hub harmonic loads of coaxial rotors

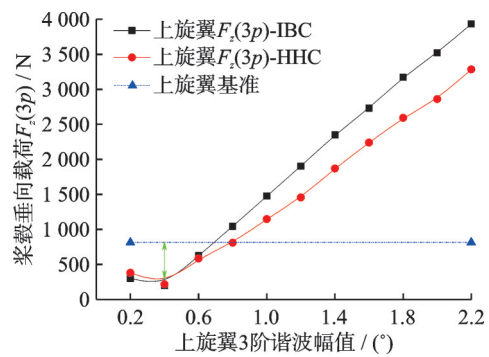


图 19 IBC 和 HHC 减振效果对比
Fig.19 Comparison of vibration reduction effects between IBC and HHC

由于 HHC 作动器将桨距高频输入叠加到用于控制和操纵直升机的常规低频输入上,主飞行操纵系统和 HHC 系统都作用在主旋翼上,因此两个系统之间可能存在不良相互作用的风险。本文监控了施加 HHC 激励引起的双旋翼操纵载荷变化,如图 20 所示,施加 HHC 后,操纵载荷 1 阶到 6 阶谐波量均有所增大,特别是 5 阶操纵载荷增加 20%

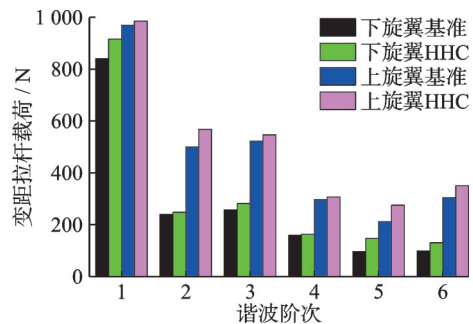


图 20 HHC 对双旋翼变距拉杆谐波载荷影响
Fig.20 Effect of HHC on harmonic loads of pitch link of coaxial rotors

以上,但其在总载荷中占比较小,影响有限,因此,HHC引起的操纵载荷的增加在可接受范围。

3 结 论

本文构建了集成 HHC 主动控制的共轴双旋翼气弹综合分析模型,然后选取 XH-59A 共轴双旋翼为研究对象,开展上、下旋翼总距 HHC 的幅值、相位等参数对双旋翼桨毂垂向振动载荷的影响性分析,得出以下结论:

(1) 通过 HHC 实现减振需要合适的谐波幅值和相位, XH-59A 上旋翼桨毂 $F_z(6p)$ 在 6 阶总距 HHC 激励幅值为 0.37° , 相位为 245° 时, 减振效果最好, 最大可降低 90%, 即较小的 HHC 幅值就能有效抑制振动载荷; 但不合适的幅值或相位, 不仅可能降低减振效果, 还可能引起激振, 不利于减振, 如下旋翼 3 阶 HHC 激励相位 $0\sim 180^\circ$ 或幅值超过 1.2° 时, 会引起桨毂 $F_z(3p)$ 增加。

(2) 3 阶和 6 阶谐波均可大幅降低相同阶次的桨毂垂向振动, 最大降幅可达 90%, 但对其他阶次的桨毂垂向振动影响有限, 如 3 阶谐波对 6 阶桨毂载荷影响有限。

(3) 使用 3 阶和 6 阶复合 HHC 控制, 可同步、有效抑制共轴双旋翼 3 阶和 6 阶桨毂垂向振动载荷, 并且引起旋翼操纵载荷增加幅度不大。

参考文献:

- [1] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.
WU Ximing. Current status, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 173-179.
- [2] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学与技术, 2012(3): 9-14.
DENG Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(3): 9-14.
- [3] BOUWER S, KAISER E, CO B. Design and development of the main rotor gearbox for the Sikorsky Boeing SB>1 DEFIANT JMR technology demonstrator aircraft[C]//Proceedings of the Vertical Flight Society 75th Annual Forum. [S.l.]: [s.n.], 2019.
- [4] MICHAEL R, THOMAS A. Open loop higher harmonic control flight testing on X2® Aircraft[C]//Proceedings of Vertical Flight Society's 81st Annual Forum & Technology Display. USA: Vertical Flight Society, 2025.
- [5] BURGESS R K. The ABC™ rotor a historical perspective[C]//Proceedings of 60th AHS International Annual Forum Vertical Flight Transformation. Baltimore, Maryland: American Helicopter Society, 2004.
- [6] 余智豪, 周云. 含升力偏置的共轴刚性旋翼配平与响应分析[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(32): 13466-13471.
YU Zhihao, ZHOU Yun. Trim and response analysis of coaxial rigid rotor with lift offset[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(32): 13466-13471.
- [7] 余智豪, 张仕明, 宋彬, 等. 旋翼干扰下的共轴刚性旋翼振动载荷影响分析[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(6): 1188-1195.
YU Zhihao, ZHANG Shiming, SONG Bin, et al. Vibration loads analysis of coaxial rigid rotor in rotor interaction[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(6): 1188-1195.
- [8] BLACKWELL R, MILLOTT T. Dynamics design characteristics of the Sikorsky X2 technology™ demonstrator aircraft[C]//Proceedings of the 64th American Helicopter Society International Annual Forum. Montreal: American Helicopter Society, 2008.
- [9] 余智豪, 周云. 共轴刚性旋翼低阶阶载荷特性分析[J]. 动力学与控制学报, 2023, 21(3): 69-76.
YU Zhihao, ZHOU Yun. Analysis of low-order dynamic load characteristics of coaxial rigid rotors[J]. Journal of Dynamics and Control, 2023, 21(3): 69-76.
- [10] 徐海, 王华明, 杨仁国. 独立桨叶高阶谐波变距对旋翼垂向载荷的影响分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 200-204.
XU Hai, WANG Huaming, YANG Renguo. Analysis on effect of individual high harmonic blade pitch on vertical hub load[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 200-204.
- [11] MCHUGH F J, SHAW J. Helicopter vibration reduction with higher harmonic blade pitch[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1978, 23(4): 26-35.
- [12] RENDY P. A high-order, linear time-invariant model for application to higher harmonic control and flight control system interaction[D]. College Park: University of Maryland, 2003.
- [13] 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, 1981, 28(2): 9-18.
- [14] WOOD R E, 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): 3-20.
- [15] FELKER F F. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale, coaxial, hingeless rotor helicopter: NASA TM-83129[R]. [S.l.]: NASA, 1981.