

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.015

旋翼复合材料桨叶弹性剪裁减振研究

余瑾 罗宇 刘勇

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

摘要:通过调整桨叶复合材料大梁的铺层角及其展向分布,提出了 SA349 直升机马赫数相似模型旋翼桨叶的 3 种挥舞弯曲-扭转弹性耦合方案并进行了弹性剪裁分析。在分析中采用 19 自由度弹性耦合中等变形梁单元模型,以 SA349 直升机飞行状态 2 的气动力作为桨叶预定气动载荷,计算并比较了不同耦合方案的桨根与桨毂振动载荷,验证了弹性剪裁在直升机减振设计中的有效性。

关键词:直升机;马赫数缩比模型;减振;复合材料桨叶;弹性剪裁;铺层角

中图分类号: V214.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2015)02-0279-06

Vibration Reduction of Composite Rotors with Tailored Couplings

Yu Jin, Luo Yu, Liu Yong

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

Abstract: Four sets of Mach scale rotors of SA349 helicopter are designed, and four kinds of coupling distribution scheme are obtained by adjusting the ply angle and its distribution of the composite spar of blades. The full-coupled finite element beam model with 19 DOFs is selected as the structure model. The programmed aerodynamic force of the blades is based on SA349 helicopter at flight status 2. The vibratory hub loads of the rotors and blade root vibratory load with different couplings are calculated, and the effectiveness of composite tailored coupling in the helicopter vibration reduction design is validated.

Key words: helicopter; Mach scale rotors; vibration reduction; composite blades; elastic tailoring; ply angle

对于 N_b 片桨叶、转速为 Ω 的旋翼,在旋转坐标系中的振动载荷,通过桨毂传到机身后,形成不旋转坐标系中 $kN_b\Omega$ 的振动载荷(k 为整数),这些旋翼激振力是直升机振动的主要来源^[1-2]。传统减振方法^[3]包括:(1)桨叶动力学修改,如通过调频设计避免有害的共振放大;(2)桨毂动力学修改,如附加桨毂吸振器,隔振器等;(3)机身动力学修改,如附加被动式吸振器、或机体结构响应主动控制装置等;(4)桨叶气动特性修改,如采用高阶谐波控制和单片桨叶控制等。工程实践表明,上述方法都能有效减低直升机振动水平,然而,也带来了一些其他问题,如结构重量和复杂性增加,额外功耗,可靠

性不高,维护困难等。随着先进复合材料的兴起,其凭借轻质量,高强度,良好的疲劳特性,以及可设计性等优势,迅速掀起了飞行器设计制造的新领域。通过复合材料灵活的铺层设计,实现预想的弹性剪裁,为直升机减振设计开辟了新途径^[4]。

Ganguli^[5]等人的研究表明,通过铺层设计可以引入有利的弹性耦合,改变桨叶耦合模态特性,即引入“弹性剪裁”,调整桨叶的动响应和动载荷,能有效地降低旋翼上的振动。Bao^[6]的实验研究表明,通过在桨叶中引入适当的弹性剪裁,黑鹰直升机缩比模型旋翼能有效降低桨毂振动载荷。目前,弹性剪裁方法在直升机旋翼设计中最为成功的

收稿日期:2015-01-15;修订日期:2015-02-15

通信作者:刘勇,男,副教授,E-mail:liuyong@nuaa.edu.cn。

本文已收编于2014年全国直升机年会内部交流论文集。

应用是 BERP IV 桨叶^[7], 该机通过弹性剪裁实现了对挥舞二阶模态的调整, 达到了降低机体振动的目的。

本文基于 SA349 直升机旋翼系统, 设计了 4 副马赫数相似的模型旋翼, 1 副为不耦合基准参考桨叶, 另外 3 副为不同耦合分布的桨叶。采用计入弹性耦合的非线性梁理论, 基于预定气动载荷和模态法计算了小速度状态的旋翼动载荷, 比较了不同弹性耦合方案对减小桨毂振动载荷的影响, 从而验证了弹性剪裁在直升机减振设计中的有效性, 探索了弹性剪裁对振动载荷的影响机理。

1 旋翼桨叶剪裁设计

1.1 SA349 直升机马赫数相似模型旋翼参数

为了研究真实旋翼的振动响应、载荷和基本性能, 保证与真实旋翼的气动相似性, 模型旋翼的设计涉及到两方面的考虑: 首先是气动特性相似, 文中选择跟 SA349 直升机相同的气动外形, 并调整旋翼转速, 使桨尖马赫数相同; 另一方面, 要求动力学特性相似, 在桨叶大梁铺层设计中, 力求耦合刚度最大化的同时, 保证耦合桨叶与不耦合桨叶的主刚度差异最小, 进而保证 4 个方案的桨叶主模态固有频率差别最小化, 以免因为桨叶固有频率的变化引起整片桨叶的动力学响应出现大的改变, 从而掩盖了弹性耦合刚度剪裁设计的效果^[6]。

研究表明, 在桨叶中引入摆振弯曲-扭转耦合对桨毂振动载荷的影响并不明显^[8], 因此文中只关注和分析挥舞弯曲-扭转耦合对桨毂振动载荷的影响, 并将耦合方向定义为: 桨叶向上挥舞时, 翼型前缘向下扭转为正, 向上扭转则定义为负。

4 种方案分别为: 方案 1 为不耦合的基准参考旋翼 (No coupling, NO-coup), 方案 2 为沿桨叶展向均为正耦合的旋翼 (Positive coupling, PO-coup), 方案 3 为沿桨叶展向均为负耦合的旋翼 (Negative coupling, NE-coup), 方案 4 是沿桨叶展向分 3 段耦合的旋翼 (Triple-segmented coupling, TRI-coup), 内段为负耦合, 中段不耦合, 外段正耦合 (见图 1)。其他旋翼相关参数见表 1。

1.2 模型旋翼桨叶结构设计

为方便桨叶铺层设计, 所有桨叶均为沿展向等弦长的矩形设计, 桨叶翼型采用 OA209, 主要承力结构均采用 D 型大梁设计 (见图 2), D 型大梁主要结构包括上壁, 下壁和垂直隔板。

文中建立了该桨叶剖面的参数化模型, 实现截面有限元网格自动剖分, 并利用 VABS 程序进行截

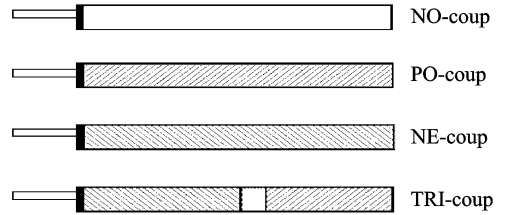


图 1 采用不同耦合方案的桨叶俯视图

Fig. 1 Top view of different composite tailored blade configurations

表 1 模型旋翼相关参数

Tab. 1 Parameters of composite model rotors

参数	数值
旋翼半径/mm	1 000
桨叶片数	3
桨叶长度/mm	780
挥舞铰偏置量/mm	55
摆振铰偏置量/mm	55
变距铰位置(距旋转中心)/mm	108
桨叶翼型	OA209
桨叶弦长/mm	68
设计转速 Ω /(rad · s ⁻¹)	212.4

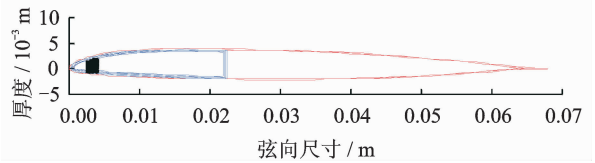


图 2 桨叶剖面弦向结构示意图

Fig. 2 Chordwise structure model of blade section

面特性计算, 得到不同耦合桨叶的主刚度及耦合刚度。该桨叶剖面的挥舞刚度, 扭转刚度及挥舞弯曲-扭转耦合刚度随大梁铺层角度变化趋势见图 3。关于大梁铺层角的定义见文献[9]。因为在不耦合桨叶段中采用的是斜交对称铺层方式, 挥舞弯曲-扭转耦合刚度很小, 可忽略不计。耦合桨叶段, 采用不对称铺层设计, 当铺层角在 0° 和 90° 附近时, 纤维分布与斜交对称铺层方式差别较小, 故耦合刚度数值较小, 主刚度差别亦很小。当不对称铺层的铺层角介于 0° 与 90° 之间时, 因为纤维的不对称分布, 耦合刚度较大, 当桨叶出现挥舞或者扭转其中的一种变形时, 就会引起另一种方式的形变。

计算表明, 铺层角为 20° 左右时, 桨叶具有最大的结构耦合刚度, 然而此时桨叶主刚度差别较大, 导致不同设计方案的桨叶固有频率和动力学特性出现明显差异, 从而掩盖耦合刚度剪裁设计的影

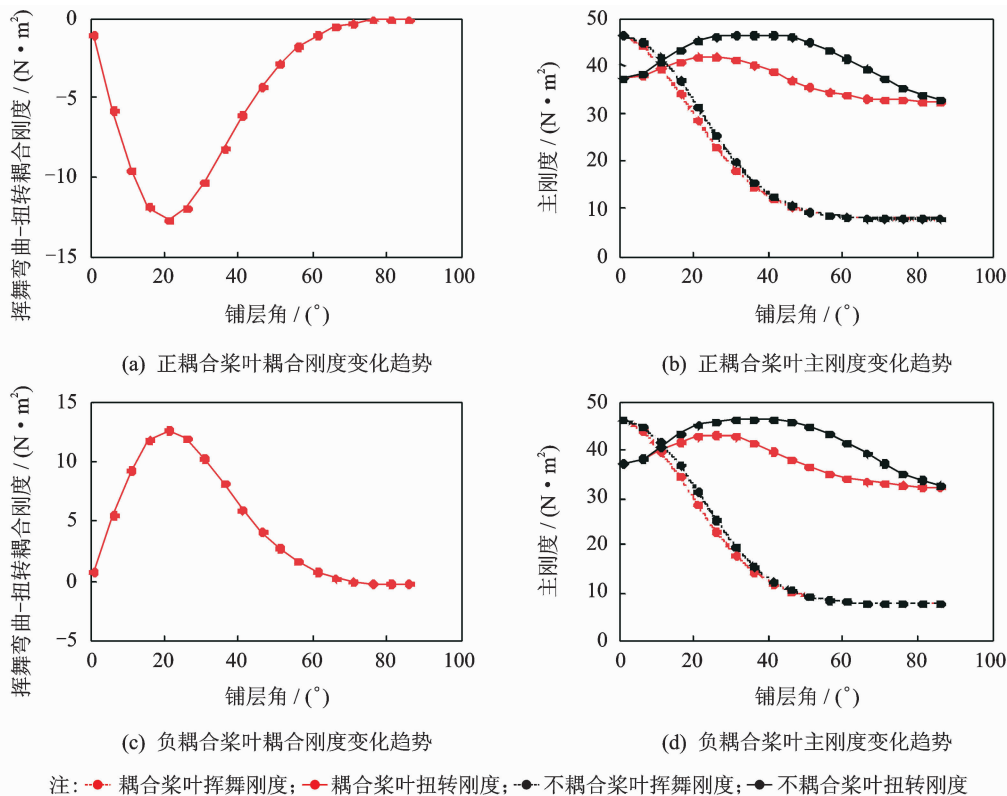


图 3 不同耦合方案中桨叶主刚度和耦合刚度随大梁铺层角的变化趋势

Fig. 3 Coupling stiffness and principal stiffness of composite tailored blade versus ply angle of D-spar

响。参考桨叶主刚度的差异在铺层角为 20°附近单调递增变化,同时兼顾耦合刚度的最大化和各副旋翼之间主刚度差别最小化,本文最终选择的桨叶铺层方案及所选材料信息见表 2。

表 2 复合材料桨叶铺层方案

Tab. 2 Layups of composite blade components

蒙皮	[±45°]编织纤维
不耦合的基准参考桨叶大梁	上壁:[±15°]s;下壁:[∓15°]s
正耦合桨叶大梁	上壁:[15°];下壁:[-15°]
负耦合桨叶大梁	上壁:[-15°];下壁:[15°]
隔板	[±15°]
隔板位置	33%弦向位置(前缘为起点)
所选用复合材料	IM7/8852 石墨/环氧树脂 单向预浸带

2 桨毂振动载荷的计算

2.1 模型旋翼桨叶有限元模型及固有特性计算

采用中等变形梁理论来分析该模型旋翼,每片桨叶离散分为 n 个单元,均采用 19°全耦合梁单元模型^[10],这些自由度包含单元内拉伸,摆振,挥舞,扭转,挥舞变形角,摆振变形角,摆振剪切,挥舞剪切自由度。将位移自由度表示为列向量 q ,转换矩

阵表示为 Φ ,系统的质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵及所 外力向量分别表示为 M, C, K, F ,即得到桨叶 动方程

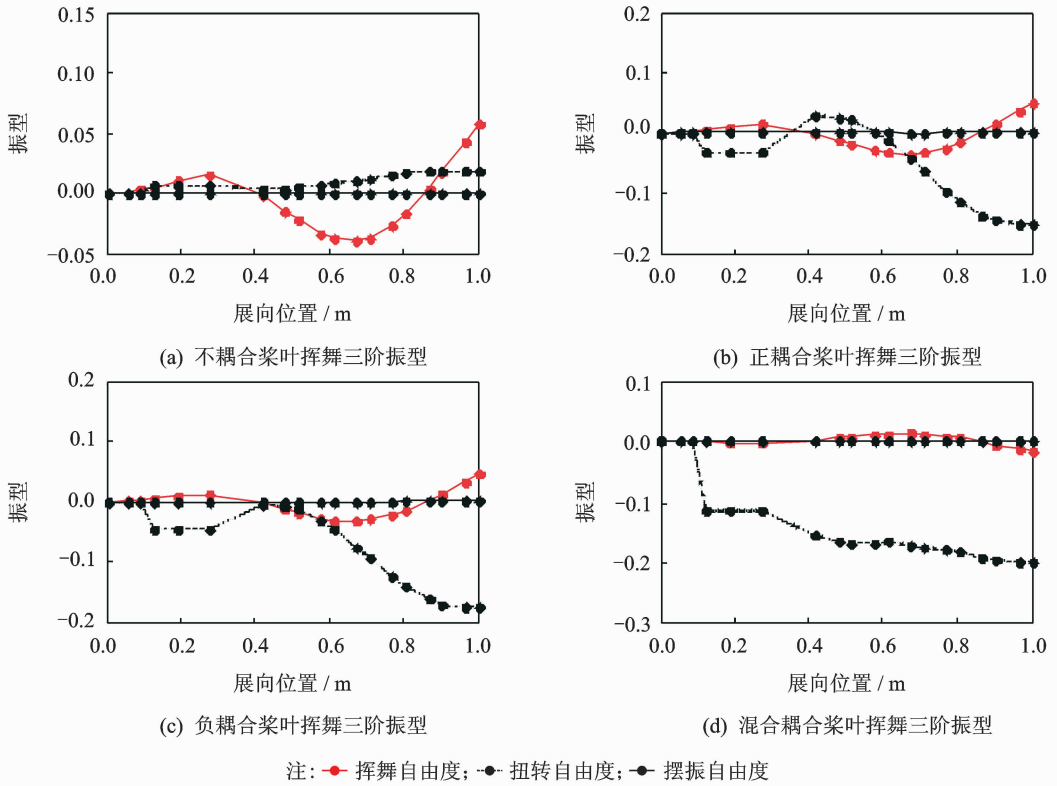
$$M\Phi\ddot{q}(t) + C\Phi\dot{q}(t) + K\Phi q(t) = F(t) \quad (1)$$

利用中等变形梁分析程序^[10],计算的桨叶频率 置如表 3 所示,计算表明,在桨叶中引入挥舞弯曲-扭转耦合,对主模态频率 置的影响很小,能保证弹性耦合对桨叶动响应的影响 分体现出来。不同设计方案中,因为引入了耦合刚度,桨叶出现挥舞变形时,同时会引起一定程度的扭转变形,扭转变形和挥舞变形相 影响,故在挥舞模态中有扭转变形出现。不同耦合设计的桨叶,耦合分布不同,故振型亦各有差别。其中挥舞二阶,挥舞 阶振型变化较为明显,如图 4 所示。

表 3 4 种耦合方案的桨叶对转速归一化频率

Tab. 3 Non-dimensional blade rotating frequencies for all rotor configurations

模态	NO-coup	PO-coup	NE-coup	TRI-coup
摆振一阶	0.341	0.341	0.341	0.341
挥舞一阶	1.056	1.056	1.056	1.056
挥舞二阶	2.335	2.323	2.310	2.310
挥舞 阶	4.522	4.450	4.354	4.398
扭转一阶	4.692	4.662	4.673	4.679



注: ●—挥舞自由度; ●—扭转自由度; ●—摆振自由度

图4 不同耦合方案的桨叶挥舞三阶挥舞振型

Fig. 4 Third flapwise mode shape of composite rotors with different couplings

2.2 桨叶动响应计算

对于上述旋翼动力学有限元方程进行模态解耦,得到第*i*个模态自由度的运动方程为

$$\tilde{\mathbf{M}}_i \ddot{\mathbf{q}}_i + \tilde{\mathbf{C}}_i \dot{\mathbf{q}}_i + \tilde{\mathbf{K}}_i \mathbf{q}_i = \tilde{\mathbf{F}}_i \quad (2)$$

式中: $\tilde{\mathbf{M}}_i$ 、 $\tilde{\mathbf{C}}_i$ 和 $\tilde{\mathbf{K}}_i$ 分别为第*i*个自由度对应的模态质量、阻尼和刚度矩阵; \mathbf{q}_{ik} 为第*k*阶谐波载荷下在第*i*个自由度的响应; $\tilde{\mathbf{F}}_i$ 为桨叶第*i*阶模态对应的力向量,可离散为多阶谐波载荷相叠加的形式

$$\tilde{\mathbf{F}}_i = \sum_{k=0}^{\infty} \tilde{\mathbf{F}}_{ikc} \cos k\Omega t + \sum_{k=0}^{\infty} \tilde{\mathbf{F}}_{iks} \sin k\Omega t \quad (3)$$

式中:下标*c*表示余弦分量,下标*s*表示正弦分量; Ω 为桨叶旋转角速度;*t*为时间。对方程中的主对角阻尼阵作相应变换,最终得

$$\ddot{\mathbf{q}}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{\mathbf{q}}_i + \omega_i^2 \mathbf{q}_i = \tilde{\mathbf{F}}_i / \tilde{\mathbf{M}}_i \quad (4)$$

式中: ζ_i 和 ω_i 分别为第*i*阶模态的阻尼系数及频率。得第*i*阶模态对应的稳态响应 \mathbf{q}_i

$$\mathbf{q}_i = \sum_{k=0}^{\infty} q_{ikc} \cos k\Omega t + \sum_{k=0}^{\infty} q_{iks} \sin k\Omega t = \sum_{k=0}^{\infty} |q_{ik}| \sin(k\Omega t + \gamma_{ik}) \quad (5)$$

式中: $|q_{ik}|$ 表示受第*k*阶谐波载荷作用的第*i*阶模态对应的响应幅值。

$$|q_{ik}| = F_{ik} / M_i (k\Omega)^2 / \{[(\omega_i / k\Omega)^2 - 1]^2 +$$

$$[2\zeta_i (\omega_i / k\Omega)]^2\}^{1/2} \quad (6)$$

式中: $F_{ik} = [F_{iks}^2 + F_{ikc}^2]^{1/2}$, $\gamma_{ik} = \psi_{ik} + \varphi_k$, $\psi_{ik} = \arctan \{ [2\zeta_i (\omega_i / k\Omega)] / [(\omega_i / k\Omega)^2 - 1] \}$. φ_k 为与*k*阶谐波载荷对应的相位角, ψ_{ik} 为*k*阶谐波作用下*i*阶模态的阻尼相位角。将求出的模态响应进行坐标变换即能得到物理坐标系中的响应。

2.3 桨叶动载荷计算

根据上文求出的桨叶动响应,在此基础上采用模态-位移法求解桨叶的挥舞剪力和挥舞弯矩。计算挥舞弯矩及剪力的公式^[10]如下:

挥舞弯矩 T_F

$$T_F(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} T_{F_i}(x) q_i(t) \quad (7)$$

挥舞剪力 S_F

$$S_F(x, t) = - \sum_{i=1}^{\infty} S_{F_i}(x) q_i(t) \quad (8)$$

式中:*x*为沿悬臂梁展向位置;*L*为桨叶长度。为了避免振型函数的二阶和三阶展向导数运算,在此,将使用半解析(积分)法来估算这些系数。特别地,考察当桨叶按照某一固有模态变形时梁上产生的惯性载荷。其中 T_{F_i} 、 S_{F_i} 表示如下

$$T_{F_i}(x) = \omega_i^2 \int_x^L (x_1 - x) m(x_1) \phi_i(x_1) dx_1 -$$

$$\Omega^2 \int_x^L m(x_1) \phi_i(x_1) dx_1 - \phi_i \int_x^L m(x_1) x_1 dx_1$$

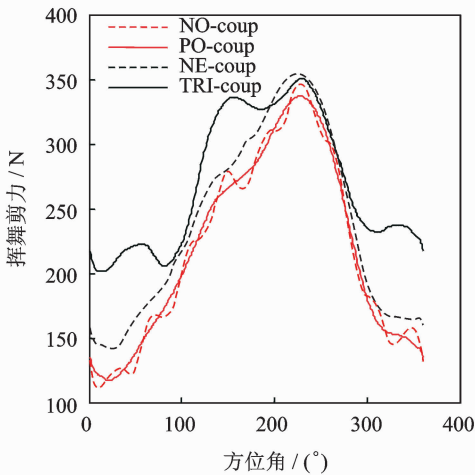
$$S_{F_i}(x) = \omega_i^2 \int_x^L m(x_1) \phi_i(x_1) dx_1 -$$

$$\Omega^2 \phi_i' \int_x^L m(x_1) x_1 dx_1$$

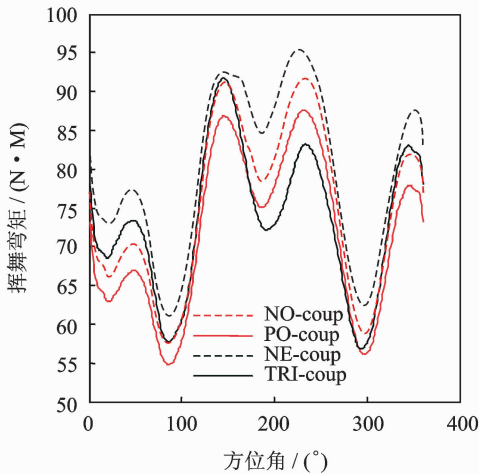
2.4 桨毂动载荷计算

直升机在实际使用过程中,振动问题较为突出的情况主要发生在高速前飞状态和小速度前飞状态。本文着重于气弹剪裁减振的方法研究,因此选定 SA349/2 直升机小速度前飞状态为典型状态进行研究分析,实际设计中,气弹剪裁的设计方案需要对主要飞行状态下的实际情况进行综合分析,加权处理。

根据上文计算动响应及动载荷的分析方法,针对 SA349/2 直升机飞行状态^[10-11]的桨叶气动特征,按照旋翼马赫数相似及拉力缩比作为模型旋翼的预定气动载荷,计算出桨根挥舞面动载荷时域信号(见图 5),然后对其进行频域分析,再根据桨



(a) 桨根挥舞剪力



(b) 桨根挥舞弯矩

图 5 桨根振动载荷时间历程

Fig. 5 Time histories of blade root vibratory loads

根力合成桨毂力的公式^[12],得到桨毂动载荷。文中只计算了桨叶各阶挥舞剪力和挥舞弯矩,对应合成桨毂垂向力,桨毂滚转力矩,桨毂俯仰力矩。模型旋翼采用 3 片桨叶,4 副旋翼的桨毂振动载荷结果如图 6 所示。

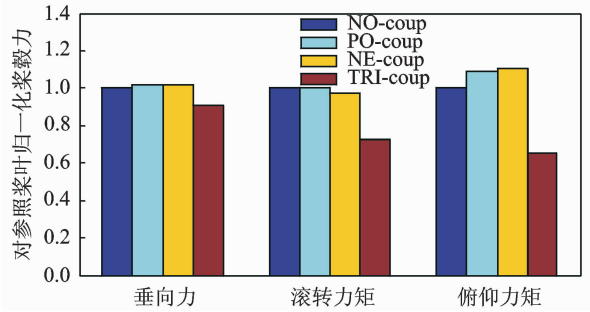


图 6 各副旋翼桨毂的归一化振动载荷

Fig. 6 Generalized vibratory hub loads of each set of rotor

关于桨根动载荷和桨毂动载荷减小的原因,文中从以下几个方面来分析:首先,因为 4 副旋翼的固有频率配置差别很小,故 4 副旋翼桨叶的各阶模态的动力放大因子基本相同;其次,因为各副旋翼桨叶的设计仅有铺层角度不同,质量分布完全相同,而广义剪力反映的是广义质量力与广义离心力的影响,因此 4 副旋翼桨叶的广义剪力分布亦基本相同,上述分析表明,动力放大因子和广义剪力分布均不是振动减小的主要因素;最后再考查广义气动力的影响,广义气动力主要体现的是载荷分布与模态振型的正交性,图 4 表明,桨叶沿展向引入不同的结构耦合,显著改变了桨叶的模态振型,当调整桨叶的模态振型与某阶气动谐波分布正交时,该阶谐波作用下的桨根载荷将为零。故广义气动力的减小是桨根动载荷减小的主要原因。而桨毂动载荷是由桨根动载荷合成,当桨根载荷减小时,桨毂动载荷亦相应减小。

3 结束语

文中的研究表明,通过铺层设计,引入适当的挥舞弯曲-扭转的结构耦合,能有效改变直升机旋翼动力学特性;通过适当的优化调整结构耦合沿桨叶的展向分布,能够显著减小直升机旋翼挥舞面振动引起的桨毂载荷;引入不同耦合后桨根挥舞剪力和桨根挥舞弯矩在一个运行周期内均有显著变化;沿整片桨叶引入同一种耦合时,桨毂力均变化较小,甚至某些桨毂力有所增加,引入混合耦合时,则各桨毂力均有显著减小,因此表明需要对结构耦合

沿展向分布进行适当的调整才能有效减小桨毂振动载荷而不引起额外的质量罚函数和功耗。本文的研究也为后续的弹性剪裁模型桨叶的试验验证研究提供有利的理论研究支持。

参考文献:

- [1] Chopra I. Helicopter dynamics (Printed Note)[M]. City of College Park; Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 2000.
- [2] 张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993.
- [3] Loewy R G. Helicopter vibrations: A technological perspective[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1984, 29(4): 4-30.
- [4] Foye R L. Evolution of the application of composite materials to helicopter[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1981, 26(4): 5-15.
- [5] Ganguli R. Aeroelastic optimization of a helicopter rotor with two-cell composite blades[J]. AIAA Journal, 1996, 34(4): 835-841.
- [6] Bao Jinsong. Development of Mach scale rotors with composite tailored couplings for vibration reduction [D]. City of College Park; Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 2004.
- [7] Moffatt S, Griffiths N. Structural optimization and aeroelastic tailoring of the BERP IV demonstrator blade[C]//American Helicopter Society 65th Annual Forum. Grapevine, Texas; [s. n.], 2009: 165-174.
- [8] Smith E C. Aeroelastic response, loads and stability of a composite rotor in forward flight[J]. AIAA Journal, 1993, 31(7): 1265-1274.
- [9] Yu Wenbin. VABS manual for users[M]. City of College Park; Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 2011.
- [10] 殷启波. 先进几何外形复合材料旋翼桨叶弹性剪裁方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
Yin Qibo. Aero-elastic tailoring method research of the advanced geometry composite rotor blade [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014.
- [11] 曹冬冬. 复合材料旋翼桨叶参数化建模与减振优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
Cao Dongdong. Parametric modeling of composite rotor blades and the rotor dynamics optimized method research [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013.
- [12] Richard L B. 旋翼飞行器结构动力学与气动弹性力学[M]. 2版. 刘勇, 等译. 北京: 航空工业出版社, 2012: 173-175.