

复合材料参数化桨叶的动力学减振 优化设计

陈 琨, 刘 勇, 张呈林, 倪先平

(南京航空航天大学 航空宇航学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为了进行桨叶动力学优化设计, 建立面向工程设计的复合材料多闭室 C 型梁桨叶剖面参数化模型, 实现了桨叶剖面气动外形、内部结构组件、复合材料铺层设计的参数化, 并提出了一种保持 C 型梁纤维面积恒定的参数化设计方法. 采用全局寻优能力较强的多种群遗传算法 (MPGA), 集成参数化设计模型与旋翼有限元气动弹性综合分析模型, 通过桨叶各剖面结构组件的参数优化实现了旋翼动力学减振. 算例给出了“海豚”直升机桨叶剖面特性实测值与参数化桨叶模型计算值的对比, 整体误差不超过 3%, 并用该参数化模型对桨叶进行动力学减振优化, 实现了旋翼加权优化振动载荷系数减小 4.15%, 经过优化后桨叶的配重位置更加分散, 有利于缓解桨叶内部应力/应变突变; 而且部分配重分配到桨尖, 提高了旋翼的自转惯量, 增加了旋翼自转下滑的安全性.

关 键 词: 减振优化; 旋翼气动弹性动力学; 复合材料桨叶; 翼型参数化建模; 多种群遗传算法

中图分类号: V211.47; V214.1

文献标志码: A

Vibration reduction optimization design for parameterized composite blade

CHEN Kun, LIU Yong, ZHANG Cheng-lin, NI Xian-ping

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For blade dynamics optimization design, a parametrization model of composite multi-cell C-type blade section was established for engineering design. The parameterized design of aerodynamic shape of the blade section, the internal structure of components and composite material layer was implemented, and a parameterized method capable of maintaining a constant C-type beam fiber area was presented. Then in combination with the composite blade parameterization model and aero-elastic analysis model, the optimal parameters of blade sections could be obtained to reduce the hub vibration via the optimal process based on multi-population genetic algorithm (MPGA). The “Dolphin” helicopter’s blade profile modeling and performance calculation contrasts were given, with total error less than 3%. With use of the blade parameterization model of blade for rotor dynamic optimization, the results show that the rotor’s weighted optimization vibration load coefficient decreases by 4.15%, and the balance weight of blade is more smooth after optimization, helping to ease the blade internal stress/strain mutation; some balance weight assigned to the blade tip can increase the rotation inertia of the rotor, and improve the safety for autorotative glide.

收稿日期: 2013-04-13

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 陈琨(1984—), 男, 贵州平塘人, 博士生, 主要从事旋翼动力学设计研究.

Key words: vibration reduction optimization; aero-elastic rotor dynamics; composite blade; blade parametrization model; multi-population genetic algorithm (MPGA)

如何降低旋翼及机体的振动载荷是现代直升机动力学设计中的关键问题,现代直升机旋翼主要采用复合材料制造,使得桨叶动力学特性具有更多的可设计性,拓展了直升机减振设计的空间,利用动力学优化技术,通过结构剪裁设计实现减小旋翼的动载荷,并最终减小传递到机体振动水平.这是目前较为有效,且代价较小的方法,也是目前直升机动力学设计研究的重要方向之一.

Bennett 在 1983 年就提出在旋翼设计中使用优化方法^[1],以桨叶刚度特性和质量特性沿展向的分布作为优化变量进行优化,使垂直剪力载荷的系数减小了 60%. 此后的研究者沿用了 Bennett 的思想,即直接以桨叶刚度特性和质量特性的展向分布为优化变量开展研究,如 Friedmann 等的工作^[2],但这只能得到刚度特性和质量特性这些导出参数的优化方案,不能直接获得工程桨叶结构设计参数的优化方案,优化结果不能直接用于结构设计修改. 其原因是复合材料桨叶结构复杂,缺乏有效的参数化建模手段. 1996 年, Ganguli 和 Chopra 建立了简单盒型梁桨叶的参数化模型进行气动弹性剪裁优化^[3]. 2002 年 Paik 等以 variational asymptotical beam sectional analysis (VABS) 软件为基础,建立了 D 型梁桨叶的参数化模型,实现了桨毂振动载荷和疲劳寿命优化^[4]. 在 2007 年英国的实验旋翼项目——British experimental rotor programme (BERP) IV 计划中^[5],以桨叶参数化模型为基础,成功地将复合材料桨叶结构优化设计及气动弹性剪裁技术应用于真实的桨叶的设计生产中. 飞行测试证明,动力学特性在主动响应控制系统关闭的情况下比前一代 BERP III 桨叶有明显的改善. 国内对旋翼气动弹性结构设计优化起步较晚,向锦武等^[6]用模态的方法计算桨根力和桨毂力作为目标函数,设计变量为桨叶质量和刚度的展向分布,给出了降低直升机振动水平的桨叶动力学优化方法. 王红州等^[7]建立了旋翼气动弹性有限元模型,在考虑了旋翼挥-摆-扭耦合的基础上进行减振优化;但是在优化过程中都没有考虑桨叶的结构参数,无法与设计联系. 而在面向设计的问题上,顾元宪、樊光华等建立了考虑桨叶内部结构的设计模型^[8-9],并用于桨叶调频优化设计.

为了在工程设计、综合气动弹性动力学分析和减振优化之间搭建桥梁,本文以典型的直升机旋翼 C 型梁桨叶结构为参照,建立了高仿真度的桨叶参数化模型,并能够在调节设计参数时保持 C 型梁的初始设计纤维面积不变,同时,利用参数模型便于在动力学优化流程中引入了面向设计的工程约束. 在减振优化中采用了基于中等变形梁理论和非定常气动力模型的有限元气动弹性综合分析模型,并提出采用多种群的遗传算法的气动弹性剪裁优化策略,提高对非线性气动弹性问题的全局寻优能力.

1 桨叶参数化模型的建立

旋翼的复合材料桨叶通常由大梁、蒙皮、配重、与内墙形成的腔体和填充泡沫组成. 主要设计部件、部件主要功能及应该实现的设计调节参数列于表 1 中.

表 1 旋翼的复合材料桨叶设计部件参数化列表
Table 1 List of parameterized designed components of composite blade of rotor

设计部件	部件作用	设计参数
配重	质量调节	定位、材料
C 型梁	承力部件、耦合刚度	形状、面积、材料
前缘包铁	保护部件	定位、材料
蒙皮	耦合刚度	铺层、材料
Z 型梁	耦合刚度	定位、铺层、材料
后缘条	摆振刚度	定位、铺层、材料

1.1 保持 C 型梁纤维面积恒定参数化方法

桨叶设计首先需要通过旋翼总体设计方案确定旋翼承载能力,给出主要承力部件的规格. 直升机桨叶大梁是桨叶的主要承力部件,承担了桨叶绝大部分的离心力、桨叶剪力和弯矩,并和后面的部件形成闭室结构承担桨叶扭矩,因此大梁在进行参数化设计时,结构的变化能够使得桨叶刚度特性发生改变,但又不能单单考虑结构形状的变化,其承载能力也应该得到一定的保证. 本文以桨叶工程初步设计时,由强度计算后确定的大梁纤

维面积为基准形成参数化模型,并在需要大梁形状改变时,能够保持其总面积不变。

典型的 C 型梁形状如图 1 所示,桨叶气动外形确定之后 C 型梁的形状可以只通过对边 1,2 的参数化就能够确定。但随意的设计节点变化,C 型梁的面积也会发生变化,这显然不能够满足强度设计要求,本文通过设计节点控制形状和自动节点调整面积补偿实现对 C 型梁的参数化,过程如下:

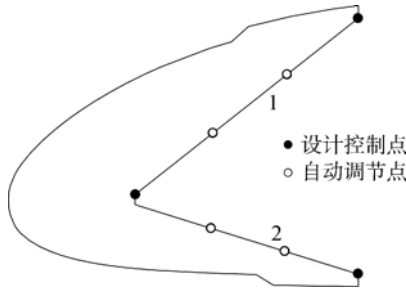


图 1 C 型梁参数化模型

Fig. 1 Parametrization model of C-type beam

1) 布置可用于优化设计的控制点,如图 1 实心点所示。

2) 计算 C 型梁面积 S_1 ,与设计要求的面积 S_0 对比,求出面积差 $\Delta S = S_1 - S_0$ 。

3) 以自动调节点为动点,即图 1 中的空心点,和前后相邻的两个控制点为底边构成三角形,按一定的比例分配面积差,计算出各动点形成的三角形的高。从而获得自动调节点的调节量。

以 ΔS 为正值为例阐述调整过程。若改变了设计控制点使得新 C 型梁的面积比原设计面积大,为了保持面积不变,如图 2 所示,在边 1,2 之间各增加两个自动调节点,以所在边为底边,作垂线,计算出自动调节点沿该垂线到蒙皮的距离分别为 L_1, L_2, L_3, L_4 ,按照距离的远近按比例分配各动点的调节量,即以 B, C 两点为顶点的自动调节三角形面积分别为

$$S_B = \Delta S \cdot L_1 / (L_1 + L_2 + L_3 + L_4) \quad (1)$$

$$S_C = \Delta S \cdot L_2 / (L_1 + L_2 + L_3 + L_4) \quad (2)$$

由式(1)、式(2)获得面积的调节量之后,计算各调节点的移动量,B 点以其前后 A, C 两点为底边,沿底边的垂线方向向蒙皮移动 H_1, H_1 为 $\triangle ABC$ 的高,由于 B 点为顶点的三角形面积 S_B 已知,则 B 点的移动量 H_B 为

$$H_B = H_1 = 2S_B / |\overline{AC}| \quad (3)$$

B 点经过移动至 B' ,这时以 B', D 为底边移动 C 点,这时 B', D, C 已经形成了三角形,可以根

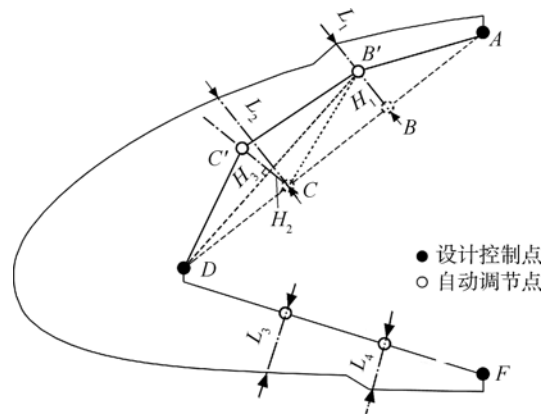


图 2 保持纤维面积的 C 型梁参数化方法

Fig. 2 Parametrization methods for constant fiber area of C-type beam

据下式求得点 C 的调节量 H_C

$$H_C = H_2 + H_3 = 2S_C / |\overline{B'D}| \quad (4)$$

边 \overline{AD} 经过调整后变成了 $\overline{AB'C'D}$,边 2 也用同样的方式进行调节。若 ΔS 为负值,则调节动点按照反方向移动则可。而点 A 和点 F 是沿着翼型内边界移动的,只需要横向坐标即可描述,所以 C 型梁所有的设计变量 V_c 可以归纳为以下 4 个定位变量:

$$V_c = (C_1, C_2, C_{3x}, C_{3y}) \quad (5)$$

通过这种方法,设计者可以通过对 A, D, F 三点进行调整,实现对 C 型梁形状的改变,同时调整前后 C 型梁保持面积不变。

1.2 桨叶剖面结构元件定位设计变量

根据表 1 所列,将需要定位的部件位置信息参数化,所有位置参数以翼型前缘为基准,按弦长作归一化处理。具体各部件定位参数见图 3。

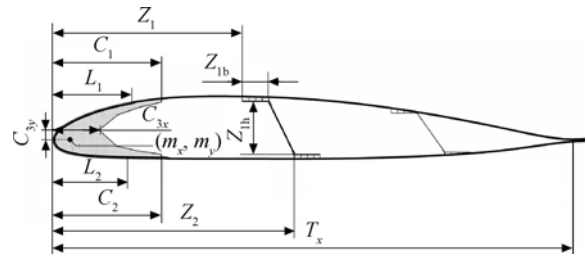


图 3 桨叶各部件定位参数示意图

Fig. 3 Positioning parameters of blade section components

桨叶剖面用于定位的设计参数 V_p 可归纳为

$$V_p = (V_c, L_1, L_2, Z_1, Z_2, Z_{1b}, Z_{2b}, T_x, m_x, m_y) \quad (6)$$

式(6)中括号内的参数中, L 表示与前缘包铁有关

的定位参数; Z 表示与 Z 型梁有关的定位参数, 若 Z 型梁不止一个, 相应的增加同样一组参数即可; T 表示与后缘加强条有关的定位参数; (m_x, m_y) 表示配重中心位置, 下文也按照这个命名规则定义变量.

1.3 复合材料层板部件铺层设计变量

由于桨叶多数复合材料部件是由复合材料按照一定的纤维角度一层一层的铺制而成, 所以参照表 1 中有铺层信息的部件处理, 与铺层相关的参数数组 \mathbf{V}_1 可表示为

$$\mathbf{V}_1 = (v_s, v_z, v_t) \quad (7)$$

其中 v_s, v_z, v_t 分别表示蒙皮、 Z 型梁、后缘加强条的铺层参数, 由于都是层板结构, 这些部件可以有如下统一形式的参数数组:

$$v_x = (n, \alpha_1, \dots, \alpha_n) \quad (8)$$

任意部件的铺层信息数组 v_s, v_z, v_t 都可以用 v_x 数组的形式存储数据, 其中 n 为该部件的铺层层数, $\alpha_1, \dots, \alpha_n$ 为各层的铺层角度.

1.4 材料数据库及部件材料编号

首先需要为在设计中的可用材料建立一个材料数据库(包括金属材料和复合材料), 材料数据库包含材料特性. 特别是复合材料, 需要包含纤维主方向及垂直于主方向的材料特性, 同时还包括单层铺层的厚度. 这样就能够通过为部件所用的材料编号, 然后通过编号查找材料数据库获取该部件的材料信息, 实现部件材料参数数组 \mathbf{V}_m 的参数化

$$\mathbf{V}_m = (M_s, M_c, M_z, M_t, M_m) \quad (9)$$

式中 M_s, M_z, M_t 分别为蒙皮、 Z 型梁、后缘加强条的材料编号, 由于这些部件是层板结构, 每一层都有单独的材料编号, 因此都是以数组形式表达. 而 M_s, M_c, M_m 分别为包铁、 C 型梁和配重材料编号, 这些部件通常都是由一种材料组成, 因此以单变量形式表示即可.

将式(5)、式(7)、式(9)中的各设计变量组合起来, 完成整个桨叶剖面的参数化, 并经过有限元网格剖分采用有限元方法^[10]计算桨叶剖面特性, 为后续动力学分析计算提供剖面特性. 通过上述参数化建模, 就可以利用优化方法, 优化各设计参数, 获得桨叶目标挥舞、摆振和扭转刚度, 为动力学优化提供面向设计的导入参数.

2 旋翼气动弹性动力学建模

根据 Hamilton 原理, 桨叶的运动方程如下:

$$\delta \Pi = \int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta E - \delta W) dt = 0 \quad (10)$$

不考虑机体的情况下, δU 为桨叶的虚应变能, δE 为桨叶的虚动能, δW 为气动力虚功, t_1 为初状态时刻, t_2 为末状态时刻. 为了计入桨叶在飞行中的非线性非定常气动环境(非定常气动力和动态失速)和结构的非线性变形, 并且计入了气动载荷与桨叶弹性变形之间的耦合效应, 桨叶的结构动力学模型采用中等变形梁理论, 气动力计算则采用 Leishman-Beddoes 的二维非定常动态失速模型, 入流采用 Johnson 自由尾迹模型, 按照文献[11]的有限元离散方法, 用 15 自由度梁单元将桨叶离散, 把桨叶虚应变能、虚动能和气动力虚功的具体形式引入式(11), 可以得到矩阵形式的桨叶运动方程

$$\mathbf{M}(\mathbf{q}) \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}(\mathbf{q}) \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}(\mathbf{q}) \mathbf{q} = \mathbf{F}(t, \mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}) \quad (11)$$

式中 $\mathbf{M}, \mathbf{C}, \mathbf{K}, \mathbf{F}$ 分别表示质量、阻尼、刚度矩阵和气动力向量; \mathbf{q} 代表广义自由度向量. 用数值方法求解该方程, 可得到节点自由度响应, 通过力积分法进一步求得桨根力, 最终合成为桨毂载荷.

3 旋翼动力学减振结构优化

3.1 优化问题描述

本文的面对的优化问题是以孤立旋翼的桨毂中心处最小振动载荷为优化目标, 各剖面的设计参数在工程可行域内变化, 同时还要满足旋翼设计约束条件.

求各结构设计参数数组

$$\mathbf{V} = (\mathbf{V}_p + \mathbf{V}_1 + \mathbf{V}_m)$$

$$\min(P(\mathbf{V}))$$

$$\text{s. t. } g_i^l \leq g_i(\mathbf{V}) \leq g_i^u \quad (12)$$

$$\mathbf{V}^l \leq \mathbf{V} \leq \mathbf{V}^u$$

式中 P 为加权优化后振动载荷系数, 是由动力学分析模型计算给出的桨毂六力素合成得到, 下文给出其具体表达式. g_i 表示旋翼设计约束, 上标 l 表示下限, u 表示上限, 对于直升机而言, 出于安全性考虑, 一般有旋翼最小自转惯量的要求, 同时旋翼自重不能超过设计上限, 这些设计约束在优化过程中以罚函数的方式处理; \mathbf{V} 是上一节中桨叶所有部件的结构参数数组集合, 各参数限制范围根据各部件互不干涉原则、工程设计需要和工艺制造等约束来确定, 即是相关的工程约束引入到优化过程.

3.2 优化算法的选择和流程

现代智能优化算法在对复杂工程问题的优化

上比传统优化算法有优势,主要表现在智能算法不针对具体的优化模型,不需要待优化模型的梯度信息,也不用保证优化变量在参数空间内的连续性,并且更容易获得全局优化解。

遗传算法是一种应用广泛的智能算法,最先得由 Michigan 大学的 Holland 教授通过模拟自然界生物的遗传和进化特性,提出的一种过程搜索最优解算法^[12]。但早熟收敛是遗传算法不可忽视的问题,针对传统的标准遗传算法易于早熟等问题,本文设计了一种多种群遗传算法:

1) 一般为了获得较好的优化结果,传统遗传算法通常选择较大的交叉概率(0.7~0.9)和较小的变异概率(0.001~0.05)^[13-14],为增强全局搜索能力部分种群设置较大的交叉和变异概率;部分种群为获得较好的局部搜索,设置较小的交叉和

变异概率。通过不同的种群控制参数实现种群的多样性。

2) 每个种群在独立进化的同时,通过种群间的移民进行联系,实现所有种群的协同进化,各个种群每次进化后的最优解通过选择操作进入精华种群,使精华种群中的最优解是通过多个种群共同进化而获得的。

3) 本文以 Matlab 软件的遗传算法工具箱为基础,构建多种群遗传算法作为优化问题的求解器,采用二进制编码将整型和实型变量形成染色体,进化机制采取轮盘赌选择、单点交叉和位点变异。当精华种群的最优解经过 X 次进化不变或变化小于某个收敛精度时,整个优化过程收敛,输出最优设计参数,形成一系列优化后的剖面参数化模型。整个优化流程图 4 所示。

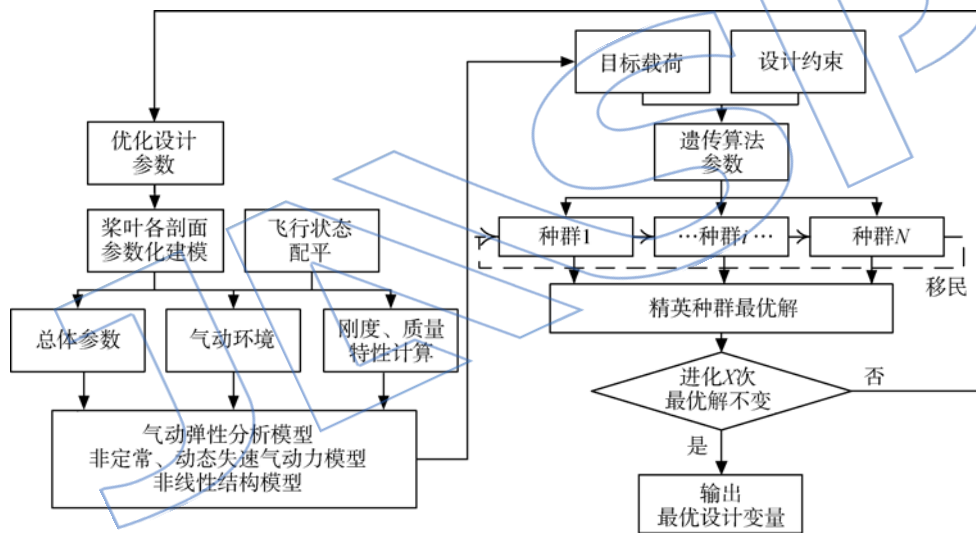


图 4 基于多种群遗传算法的复合材料桨叶动力学减振结构优化设计流程

Fig. 4 Optimization process of composite blade design based on MPGA to reduce vibration

4 算 例

4.1 参数化建模实例及剖面特性计算对比

“海豚”直升机桨叶是典型的 C 型梁结构,由两个 Z 型梁将剖面划分为 3 个腔体,通过本文参数化方法为该桨叶剖面建模,图 5 为该桨叶 0.4R (旋翼半径)处的参数化剖面,并采用有限元方法计算该剖面特性,包括主方向刚度、耦合刚度、重心、线密度惯性主轴等并与文献和实验数据相对比。

表 2 的计算结果说明,通过本文的参数化模型计算的桨叶剖面特性精度能够满足工程需求。



图 5 “海豚”直升机桨叶 0.4R 处的参数化剖面
Fig. 5 Parametrization model of the “Dolphin” helicopter’s blade 0.4R section

4.2 桨叶气动弹性动力学结构参数优化

以“海豚”直升机桨叶特性数据作为基准值,通过气动弹性计算程序得出某飞行状态下的桨毂载荷,通过优化算法,求解能使桨叶降低振动的最优剖面结构参数。

在优化设计过程中需要让各结构设计变量在

可接受的范围内变化,首先要确定参数的变化空间,考虑到工程可实现性,C型梁设计参数在原桨叶基础的±20%范围内变化,Z型梁的位置参数沿展向不变,并为两个Z型梁设置一定的变化空间,保证部件之间互不干涉,桨叶最外段可以减少Z型梁个数,蒙皮铺层和Z型梁铺层各给定两种材料供优化选择,其中蒙皮铺层上限不超过4层,Z型梁铺层不超过10层。

表 2 “海豚”直升机桨叶展向 0.4R 处剖面特性对比

Table 2 Characteristics contrasts of the “Dolphin” helicopter’s blade 0.4R section

计算方法	挥舞刚度/ (N·m ²)	摆振刚度/ (N·m ²)	扭转刚度/ (N·m ²)	拉伸刚度/ 度/10 ⁷ (N·m ²)	线密度/ (kg/m)
本文计算	18167	645400	35558	9.79	6.1
文献[9]	10654	614783	21900		
文献[15]	15926	595152	33520		
法国试验 ^[9]	16927	647520	35250	9.80	6.0

为了获得好的动力学特性,原始桨叶采用了在桨叶中段安置了较大的集中质量.本文在优化之前,将此集中质量去掉,并作为质量余量再次优化,实现在不增加原始桨叶质量的同时重新优化配重位置。

“海豚”直升机为4片桨叶的无铰式旋翼,各片桨叶的振动载荷传递到桨毂上形成桨叶片数的整数倍振动载荷,综合考虑桨毂剪力和弯矩,取影响最显著的4Ω谐波分量的幅值,用加权系数a₁~a₆调整桨毂6个力素幅值的重要程度,将上文所定义的加权优化振动载荷系数(下文简称载荷系数)P具体表达式写为

$$P = \sqrt{a_1 (F_x)^2 + a_2 (F_y)^2 + a_3 (F_z)^2 + a_4 (M_x)^2 + a_5 (M_y)^2 + a_6 (M_z)^2} \quad (13)$$

作为一般研究,本文将加权系数a₁~a₆都设为1,即不对桨毂各力素作侧重优化,并设置了质量约束,使优化后的桨叶质量不超过原始桨叶。

以基准值的最大桨毂载荷对各桨毂力素进行归一化,优化之后的桨毂载荷与原始旋翼的桨毂载荷幅值对比如图6所示。

从图6可以看出,桨叶优化前后,除了x方向的弯矩略有增加以外,其他各方向的桨毂载荷都有减小,桨叶优化前后的各项具体数值见表3。

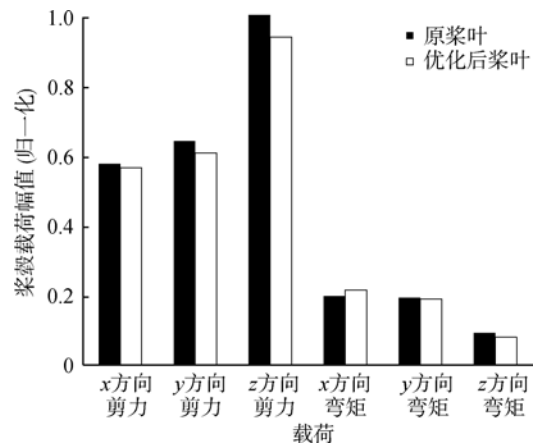


图 6 桨叶优化前后桨毂载荷归一化幅值对比

Fig. 6 Normalization amplitude of hub forces contrasts before and after optimization blade

表 3 桨叶优化前后桨毂力素和桨叶质量对比

Table 3 Hub force factors and blade mass contrasts between before and after optimization blade

参数	基准值	优化值	((优化值-基准值)/基准值)/%
x方向剪力	0.571	0.560	-1.9
y方向剪力	0.636	0.601	-5.5
z方向剪力	1.000	0.932	-6.8
x方向弯矩	0.195	0.213	9.2
y方向弯矩	0.191	0.187	-2.1
z方向弯矩	0.090	0.078	-13.3
载荷系数 P	1.6029	1.5363	-4.15
桨叶总质量	32.44	32.37	-0.22

由表3数据可知,优化算例实现了载荷系数P减小了4.15%,各力素分量幅值只有基值较小的x方向弯矩增加,其余分量都有不同程度的降低,桨叶优化前后的剖面基本刚度质量特性分布如图7~图10所示。

各剖面的刚度的变化完全是在参数化模型的工程约束下获得的,相对于直接优化刚度质量特性,该优化结果更易于工程实现.优化后的配重和初始桨叶一样在中段处集中,说明原始桨叶设计的合理性,但是由于基准桨叶配重较大,而且非常集中,产生了较大的刚度和质量突变,这样的设计很可能导致结构应力/应变的突变,以及较为严重的连接部切应力.经过优化后配重位置更加分散,改善了刚度质量的分布特性,有利于缓解桨叶内部应力/应变突变;而且部分配重分配到桨尖,提高了旋翼的自转惯量,增加了旋翼自转下滑的安

全性.

参数化模型的优化前后,典型剖面优化前后结构变化如图 11 所示.

对比结构和桨叶剖面特性的变化,可以得到结构参数对桨叶刚度大致影响情况.

1) 在 42% 旋翼半径处,桨叶挥舞刚度略有下降,扭转刚度和摆振刚度有所上升.在参数化模型中体现为:C 型梁参数设计点向前收缩,起到减小挥舞刚度的作用,前后两个 Z 型梁增加铺层层数,提高扭转刚度的同时也增加了摆振刚度.

2) 在 67% 旋翼半径处,挥舞刚度增加,摆振

刚度基本不变,扭转刚度下降.在参数化模型中体现为:C 型梁参数设计点展开,可以提高挥舞刚度,前 Z 型梁换了一种剪切刚度较低的材料,使得扭转刚度下降,后 Z 型梁铺层没有变化,摆振刚度保持在原有水平.

3) 在 93% 旋翼半径处,挥舞刚度减小,摆振刚度减小,扭转刚度增加.在参数化模型中体现为 C 型梁参数设计点收缩,降低挥舞刚度,前 Z 型梁采用剪切刚度较高的材料,并增加铺层厚度,扭转刚度增加,而后 Z 型梁取消,后缘条取消,摆振刚度减小.

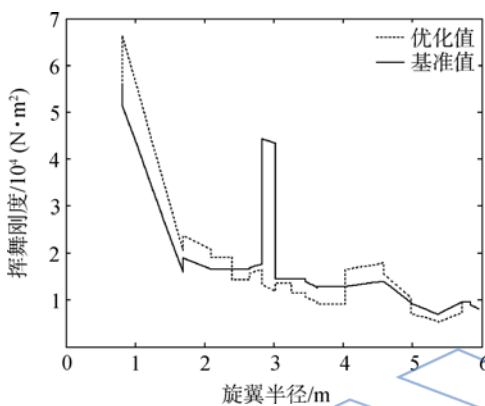


图 7 优化前后桨叶展向挥舞刚度对比

Fig. 7 Blade spanwise flap stiffness contrasts between before and after optimization

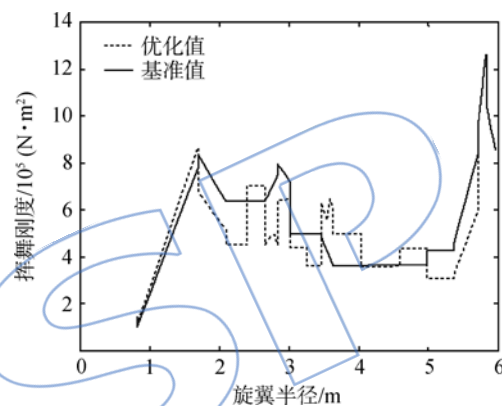


图 8 优化前后桨叶展向摆振刚度对比

Fig. 8 Blade spanwise lag stiffness contrasts between before and after optimization

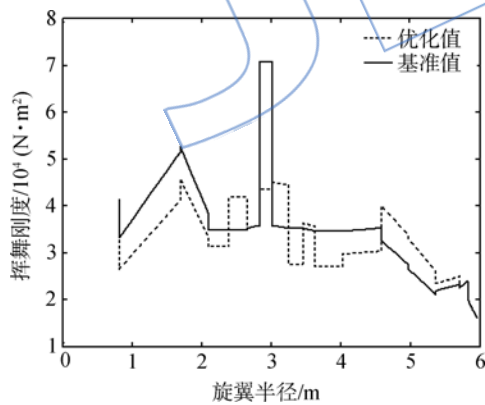


图 9 优化前后桨叶展向扭转刚度对比

Fig. 9 Blade spanwise torsion stiffness contrasts between before and after optimization

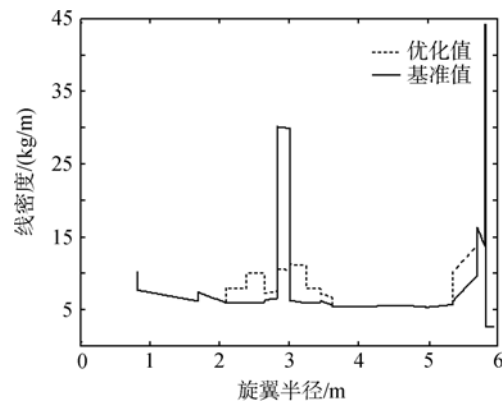


图 10 优化前后桨叶展向线密度对比

Fig. 10 Blade line density distribution contrasts between before and after optimization

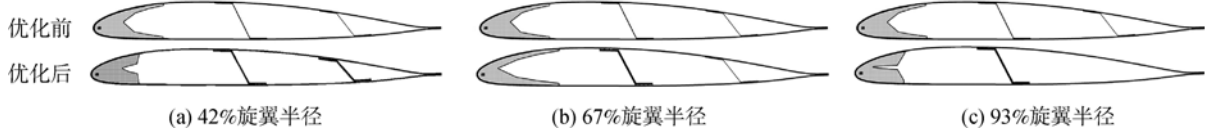


图 11 3 个典型剖面优化前后结构变化示意图

Fig. 11 Three typical blade section structure contrasts before and after optimization

上述结论只是对部件的主要贡献大致分析,而参数化模型的各部件参数对桨叶各刚度的影响存在严重的非线性耦合,仅靠人工分析计算需要花费大量的设计周期,而借助优化工具便可以实现快速而有效的设计。

5 结论

通过建立复合材料桨叶参数化模型,在桨叶气动弹性优化问题中加入桨叶的结构特性约束,使优化问题面对的对象具体化,贴近实际工程设计。通过对“海豚”直升机桨叶的参数化建模和剖面特性的计算,验证了本文的建模方法的可靠性。将此建模方法结合桨叶气动弹性分析计算,实现面向设计的复合材料桨叶气动弹性剪裁优化。

优化算例是在动力学设计上已经很成功的“海豚”直升机桨叶上试探性的研究,设定的工程约束也较为严格,而优化工作还是在原始桨叶的基础上挖掘出了一定的动力学优化空间(载荷系数 P 减小了 4.15%),同时经过优化后桨叶配重位置更加分散,改善了刚度质量的分布特性,缓解了桨叶内部应力/应变突变。如果在桨叶初始设计时就开展优化工作,可以缩短设计周期,提高工作效率的同时获得全局近似最优解,若在工程实际设计中加入更丰富的材料数据库,和更多样结构剪裁设计,有可能实现更大范围的剖面特性变化,以获得更优化的桨叶动力学特性。

参考文献:

- [1] Bennett R L. Application of optimization methods to rotor design problem[J]. *Vertica*, 1983, 7(3): 201-208.
- [2] Friedmann P P, Shantha K P. Optimum design of rotor blades for vibration reduction in forward flight[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1984, 29(4): 70-80.
- [3] Ganguli R, Chopra I. Aeroelastic optimization of a helicopter rotor blades to reduce vibration and dynamic stresses [J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 12(4): 808-854.
- [4] Paik J, Volovoi V, Hodges D. Cross-sectional sizing and optimization of composite blades [C] // 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver, Colorado; AIAA, 2002: 22-25.
- [5] Stuart M, Nicholas G. Structural optimisation and aeroelastic tailoring of the BERP IV demonstrator blade [C] // Proceedings of American Helicopter Society 65th Annual Forum. Texas, US: AIAA, 2009: 27-29.
- [6] 向锦武, 张呈林, 王适存. 低振动旋翼桨叶的动力学优化设计[J]. *航空动力学学报*, 1996, 11(2): 125-128.
XIANG Jinwu, ZHANG Chenglin, WANG Shicun. Dynamic optimization for low vibration rotor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 1996, 11(2): 125-128. (in Chinese)
- [7] 王红州, 刘勇, 张呈林. 无铰变截面盒型梁桨叶气弹动力学多目标优化[J]. *航空动力学学报*, 2009, 24(2): 277-286.
WANG Hongzhou, LIU Yong, ZHANG Chenglin. Multiple objectives optimization of hingeless rotor tapered box-beam blades based on aeroelastic stability [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(2): 277-286. (in Chinese)
- [8] 顾元宪, 刘书田, 关振群, 等. 面向设计的复合材料旋翼桨叶动力优化设计[J]. *航空学报*, 1998, 19(3): 338-341.
GU Yuanxian, LIU Shutian, GUAN Zhenqun, et al. Design-oriented dynamic design optimization of composite rotor blades [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1998, 19(3): 338-341. (in Chinese)
- [9] 樊光华, 侯汝良, 程耿东, 等. 复合材料旋翼桨叶的结构优化与振动控制[J]. *航空学报*, 1991, 12(12): 554-559.
FAN Guanghua, HOU Ruliang, CHENG Gengdong, et al. Structural optimization and vibration control of composite rotor blades [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1991, 12(12): 554-559. (in Chinese)
- [10] Giavotto V, Borri M, Mantegazza P, et al. Anisotropic beam theory and applications [J]. *Computers & Structures*, 1983, 16(4): 403-413.
- [11] Dowell E H, Traybar J, Hodges D H. An experimental-theoretical correlation study of non-linear bending and torsion deformations of a cantilever beam [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1977, 50(4): 533-544.
- [12] Holland J H. *Adaption in natural and artificial systems* [M]. Oxford, England: University of Michigan Press, 1992.
- [13] 郝翔, 李人厚. 适用于复杂函数优化的多种群遗传算法 [J]. *控制与决策*, 1998, 13(3): 263-266.
HAO Xiang, LI Renhou. Multi-population genetic algorithm for complex function optimization [J]. *Control and Decision*, 1998, 13(3): 263-266. (in Chinese)
- [14] 唐世浩, 朱启疆. 遗传算法中初始种群与交叉、变异率对解的影响及其解决方案 [J]. *科技通报*, 2001, 17(3): 1-7.
TANG Shihao, ZHU Qijiang. Effects of the initial population, crossover and mutation rate to the results of genetic algorithms and a possible solution scheme [J]. *Bulletin of Science and Technology*, 2001, 17(3): 1-7. (in Chinese)
- [15] 张亚军, 刘繁俭. BLASEP: 复合材料桨叶剖面特性的快速计算 [C] // 第 25 届全国直升机年会论文集. 江西 景德镇: 南京航空航天大学, 2009: 27-32.