

基于参数化组件定义的复合材料旋翼桨叶结构优化设计

杨建灵¹, 张丽艳^{1,*}, 周少华²

1. 南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016

2. 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001

摘要: 为提高直升机复合材料旋翼桨叶结构设计效率, 依据实际工程应用情况, 提出了一种基于参数化组件定义的复合材料旋翼桨叶结构优化设计方法。以 C 型梁复合材料旋翼桨叶为研究对象, 建立以精确的桨叶组件定义参数为设计变量的剖面优化和整体优化模型, 通过桨叶的剖面优化确定出整体优化的初值, 再由桨叶整体优化实现桨叶结构的最优设计。最后对某型主桨叶进行结构设计实例验证, 结果表明该方法能够有效地实现直升机复合材料旋翼桨叶结构优化设计。

关键词: 直升机; 复合材料; 桨叶; 结构设计; 优化设计

中图分类号: V275+.1; TP391.72

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2013)03-0554-12

桨叶结构设计是直升机设计中的重要内容, 其性能的优劣对直升机有重要影响。为追求直升机低振动、低噪声以及轻重量等目标, 学术及工程界开展了大量的旋翼桨叶结构优化设计研究。根据设计变量不同, 这些研究主要分为两大类: 一类是以桨叶剖面特性值(如质量线密度、挥舞刚度、摆振刚度以及扭转刚度等)为设计变量的研究^[1-5]。例如在 Lim 和 Chopra^[2]开展的考虑旋翼桨叶气弹约束的直升机减振研究中是以桨叶剖面的配重质量、挥舞刚度、摆振刚度及扭转刚度等剖面特性值为设计变量; 在 Walsh 等^[3]提出的多层次分解的集成桨叶空气动力学、结构动力学的旋翼桨叶优化设计方法的上层优化设计中, 是以桨叶的挥舞刚度、摆振刚度以及扭转刚度等剖面特性值为设计变量。另一类则是以桨叶组件结构尺寸参数作为设计变量的研究^[6-11]。例如, 在 Chat-

topadhyay 和 Walsh^[6]开展的桨叶减重研究中是以矩形盒型梁的长度、宽度以及壁厚等尺寸为设计变量, 并施加桨叶固有频率、自转惯量以及离心力约束条件; 在顾元宪等^[10]提出的面向设计的复合材料旋翼桨叶动力优化设计方法中是以桨叶 C 型大梁、Z 型前壁梁和配重条的结构尺寸参数为设计变量; 在 Glaz 等^[11]开展的针对桨叶前飞状态减振的桨叶结构优化设计研究中是以桨叶配重质量、填充物质量以及 3 种盒型梁壁厚为设计变量。虽然上述研究均取得了一定成果, 但这些方法中均需对桨叶组件结构进行简化, 并只对少量参数进行优化, 而对于复合材料桨叶结构而言这些简化与实际结构差别较大。如何在更为精确的真实结构参数的基础上开展复合材料桨叶的结构优化设计, 使优化结果能够直接用于结构设计, 目前还缺乏足够深入的研究。

收稿日期: 2012-03-23; 退修日期: 2012-06-04; 录用日期: 2012-06-12; 网络出版时间: 2012-07-11 17:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120711.1703.002.html

* 通讯作者. Tel.: 025-84892004 E-mail: zhangly@nuaa.edu.cn

引用格式: Yang J L, Zhang L Y, Zhou S H. Composite helicopter rotor blade optimization design based on parametric module definition. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(3): 554-565. 杨建灵, 张丽艳, 周少华. 基于参数化组件定义的复合材料旋翼桨叶结构优化设计. *航空学报*, 2013, 34(3): 554-565.

本文针对上述问题,通过对桨叶结构设计过程的讨论,提出了一种剖面优化和整体优化相结合的基于参数化组件定义的复合材料旋翼桨叶结构优化设计方法。该方法是以目前广泛应用的C型梁复合材料旋翼桨叶结构为研究对象,借助桨叶组件的实际结构参数化定义方法及相应的结构分析方法,建立了以精确的桨叶组件定义参数为设计变量的剖面优化和整体优化模型,通过桨叶的剖面优化确定出整体优化的初值,最终由桨叶整体优化实现桨叶结构的最优设计。

1 问题分析及方法概述

桨叶结构设计是一个迭代寻优的设计过程。如图1所示,桨叶结构设计是在给定桨叶气动外形和总体设计参数的前提下,依次通过制定桨叶各剖面组件设计方案→桨叶剖面特性分析→桨叶整体特性分析与校核流程,再根据整体特性分析与校核的结果来调整桨叶各剖面组件设计方案,从而循环往复地进行上述流程,最终得出满足设计要求的桨叶组件结构设计方案。

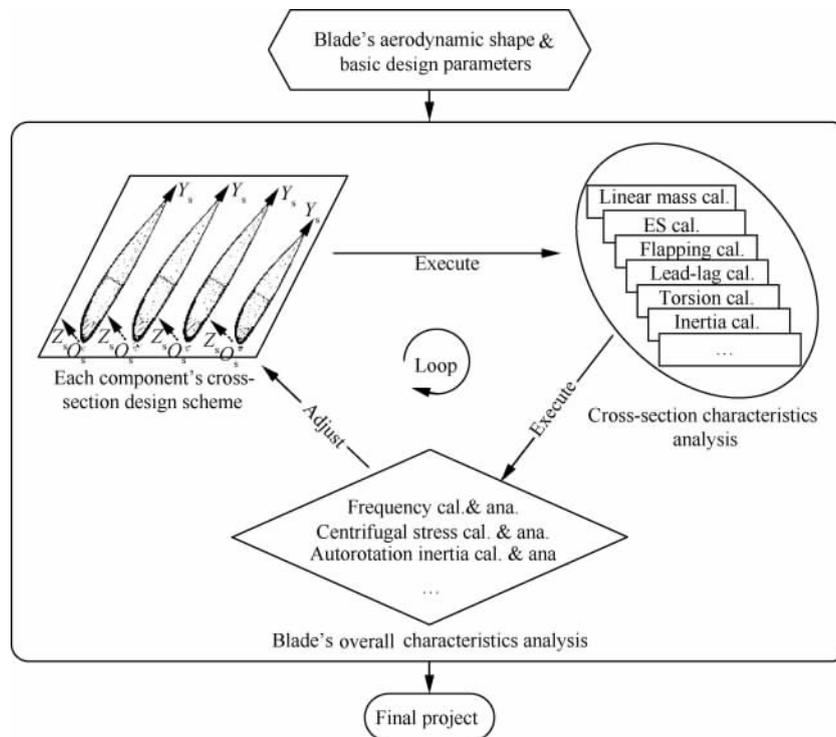


图1 桨叶结构设计流程

Fig. 1 Flowchart of blade structure design

由图1的桨叶结构设计流程可知,桨叶整体特性分析与校核过程体现桨叶结构设计所需要满足的设计要求(如固有频率要求、离心应力要求等),它的基础是桨叶各剖面特性(如剖面线密度、挥舞刚度和扭转刚度等),而桨叶剖面特性由桨叶剖面组件结构所确定,由此可知桨叶剖面特性是衔接桨叶组件结构与桨叶结构设计要求的纽带。根据桨叶剖面特性在结构设计中的中间作用,桨叶结构设计可以表达为如图2所示的一个以桨叶

剖面特性值为中间变量的协同优化模型。

由图2可以看出,该模型由一个系统级优化和多个子级优化构成。系统级优化是以桨叶各剖面特性值为设计变量,建立桨叶剖面特性与桨叶整体特性(如重量、固有频率和转动惯量等)的关系;子级优化则针对桨叶剖面开展,以桨叶组件剖面参数(包括材料构成及几何外形参数等)为设计变量,建立桨叶剖面组件结构与桨叶剖面特性之间的关系。

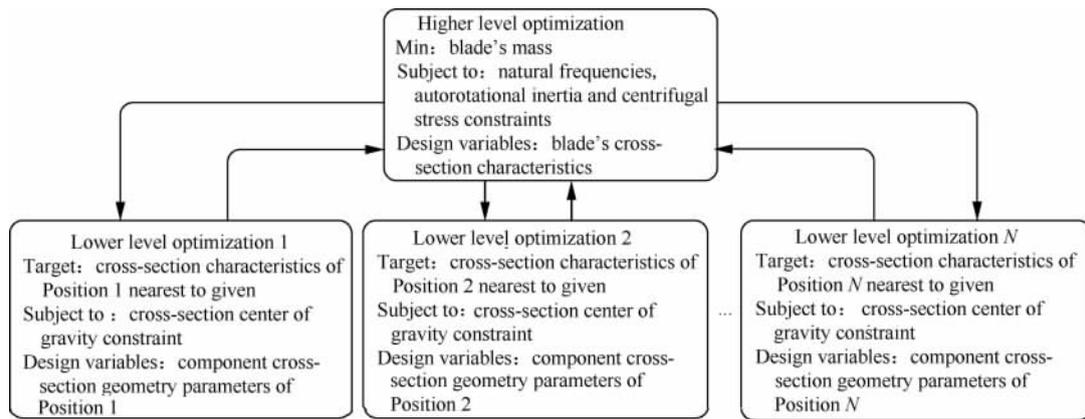


图2 桨叶结构协同优化设计模型的基本框架

Fig. 2 Basic frame of blade structure collaborative optimization design module

上述模型是属于两级优化模型的范畴,而两级优化模型由于诱导域的非凸性和非连通性,并且子级存在多个最优解,使得它是一类难以求解的“非良性结构”的全局优化问题^[12],设计变量众多的优化问题往往得不出解。对于复合材料旋翼桨叶结构而言,若直接以各剖面的各组件结构参数为设计变量,设计变量的数目将非常大,难以用该模型进行求解。

为解决该问题,本文提出一种基于组件参数化定义的桨叶结构优化设计方法,将上文的以桨叶剖面组件参数为子级优化设计变量和桨叶结构剖面特性值为系统级优化设计变量的二级优化问题转变为两个单级优化问题,即以桨叶组件剖面定义参数为设计变量的剖面优化问题和以桨叶组件整体定义参数为设计变量的整体优化问题,并通过将两个单级优化问题进行组合建立起桨叶组件结构整体定义参数与桨叶结构设计要求的关系模型。这种优化策略以实际桨叶结构的设计参数参与优化,同时降低了桨叶结构优化设计问题的复杂程度,从而实现优化问题的有效求解。该方法的设计流程如图3所示。

从图3可见,本文的桨叶结构优化设计方法由3部分构成。第1部分是由设计师根据桨叶气动外形及直升机总体参数,提取出桨叶的特征剖面(各翼型段起始剖面、扭角突变位置剖面以及翼型段插补剖面等),对具有不同翼型的特征剖面进行各组件的类型、选材、布置顺序、结构参数等内容的优化,得出剖面最优的组件结构;第2部分则是借助桨叶组件整体定义方法,将不同翼型特

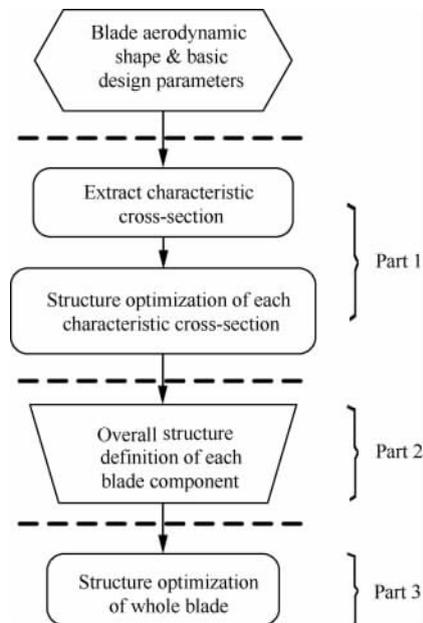


图3 基于参数化组件定义的桨叶结构优化设计流程

Fig. 3 Flowchart of blade structure optimization design based on parametric module definition

征剖面优化得出的剖面结构映射为桨叶各组件的整体描述(包括对桨叶各组件的布置顺序、材料构成、结构类型以及整体几何外形结构参数等内容进行描述),从而实现剖面优化结果向整体优化初值的转换;第3部分则是以第2部分得出的桨叶组件整体描述为基础,通过对各组件整体结构尺寸参数进行优化,得出满足设计要求的最优桨叶组件结构。前两部分的作用是为第3部分进行整体优化提供初值,包括确定出桨叶肋的数目、蒙皮铺层的构成(铺层顺序、类型及材料等)以及各组件

件的整体结构几何参数,其中第 2 部分的参数映射可以有效缩减优化变量,使得后续的整体结构参数优化能够更顺利求解。

在上述流程中需要建立两个优化模型,一个是针对桨叶剖面组件结构的优化设计模型(简称剖面优化模型),另一个是针对桨叶组件整体结构的优化设计模型(简称整体优化模型),两个模型如图 4 所示。

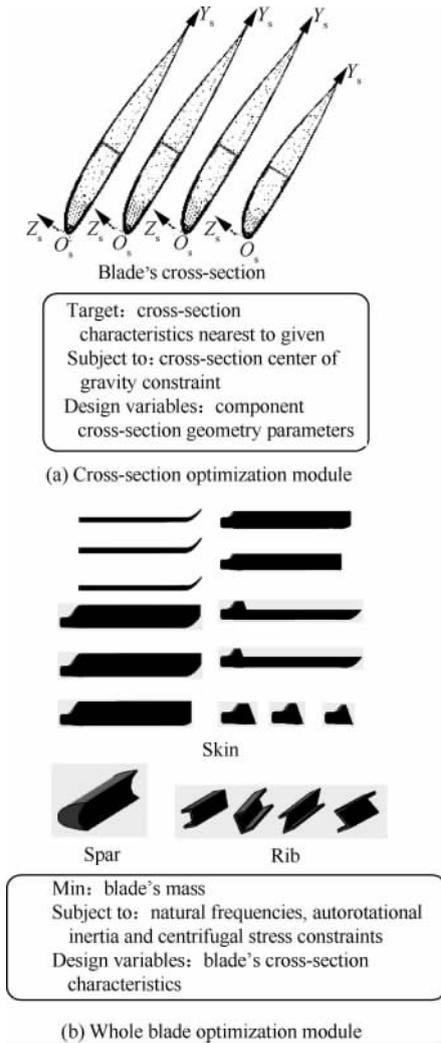


图 4 桨叶结构优化设计模型
Fig 4 Blade structure optimization design model

从图 4 可见,剖面优化是以桨叶组件剖面定义参数(组件类型、材料以及组件剖面尺寸参数等)为设计变量,考虑剖面重心位置约束,以桨叶剖面特性达到设定值为目标。它是根据桨叶剖面特性值的要求确定出桨叶组件结构的过程。而整体优化是以桨叶组件整体定义参数为设计变量,

考虑固有频率、自转惯量以及离心应力等约束,达到桨叶重量最轻等整体特性目标。剖面优化和整体优化的目标可根据设计需要进行修改调整,后文将进一步讨论。简而言之,本文提出的优化策略首先是通过剖面优化得到合理的桨叶结构形式,然后在该结构形式的基础上以剖面参数到整体参数的映射为桥梁,最终实现以各组件实际整体结构设计参数为变量的结构优化。

2 优化设计模型的数学表达式

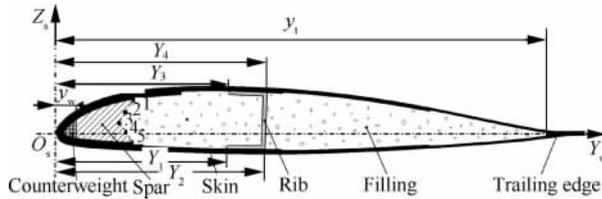
第 1 节中对桨叶优化设计模型进行了讨论,提出了剖面优化和整体优化模型。本节以目前广泛应用的 C 型梁复合材料旋翼桨叶结构为研究对象,给出桨叶结构优化设计模型的数学表达式。

2.1 设计变量的数学表达式

桨叶结构优化设计变量主要包括桨叶组件剖面定义参数和组件整体定义参数。它们通过设定少量参数实现对桨叶组件的剖面和整体描述,这些参数不仅包括组件的几何外形参数,还包括材料性能参数(如弹性模量、体密度以及抗拉刚度等)。材料性能参数对于各向同性材料可以简单地由材料类型 M 来表示,对于各向异性的复合材料则由材料类型 M 和铺层角 A 来表示。关于组件的几何外形参数,本文作者结合前期从复合材料桨叶快速三维几何建模角度提出的桨叶组件整体参数化定义方法^[13],给出了桨叶各组件的剖面定义和整体定义参数的数学表达式,其中剖面定义参数通常是表示各组件剖面特征点在剖面坐标系下的弦向坐标,而整体定义参数则分为两类:一类是以蒙皮为代表,依据蒙皮由多层铺层构成的特点,将蒙皮的整体定义转化为构成它的各层铺层的整体定义;另一类则是除蒙皮外的其他组件,它们的整体定义参数由该组件的各特征剖面定义参数组合构成。下面结合桨叶结构优化设计问题,给出桨叶各组件的剖面定义参数和整体定义参数对应的数学表达式。

如图 5 所示,典型的 C 型梁复合材料旋翼桨叶主要由蒙皮(Skin)、大梁(Spar)、肋(Rib)、配重(Counterweight)、后缘条(Trailing edge)、填充物(Filling)等组件构成(除蒙皮外其他各组件英文首字母作为后续参数标识的下标,蒙皮则用下标

L表示),图中各参数含义如2.1.3节所述。对桨叶各组件剖面定义参数和整体定义参数的数学表达式如下文所述。



征点在剖面坐标系下的 Y 和 Z 方向坐标, i 为中间点的数目; y_F 和 y_E 分别为大梁外侧边界上缘和下缘端点的 Y 方向坐标。

大梁整体定义参数的数学表达式为

$$U_s = [V_s^1 \ V_s^2 \ V_s^3 \ \dots \ V_s^N] \quad (6)$$

式中: N 为桨叶特征剖面的数目。

2.1.3 肋

肋通常有 5 种结构类型: C 型、反 C 型、Z 型、反 Z 型以及 I 型, 可由 4 个弦向参数 $\{Y_1, Y_2, Y_3, Y_4\}$ 来表示, 如图 5 和图 8 所示。

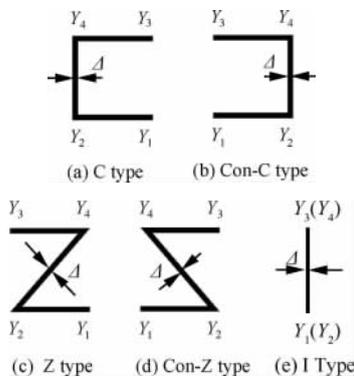


图 8 肋的类型示意图

Fig. 8 Schematic diagram of rib type

归纳上面的结构形式, 可得肋的剖面定义参数的数学表达式为

$$V_r^j = [x \ M_r^j \ \Delta^j \ Y_1^j \ Y_2^j \ Y_3^j \ Y_4^j] \quad (7)$$

式中: j 为肋的序号。

肋的整体定义参数的数学表达式为

$$U_r^j = [V_r^j(1) \ V_r^j(2) \ V_r^j(3) \ \dots \ V_r^j(N)] \quad (8)$$

式中: $V_r^j(N)$ 为第 j 个肋第 N 个剖面的剖面定义参数。

2.1.4 配重

配重根据其剖面外形通常可以分为两种: 前缘配重和圆形配重。如图 9 所示, 前缘配重位于桨叶前缘, 可以由弦向参数 y_w 决定, 因此其剖面定义参数的数学表达式为 $V_w = [x \ M_w \ y_w]$; 圆形配重剖面外形是一个圆, 因此设定其剖面定义参数数学表达式为 $V_c = [x \ M_c \ y_c \ z_c \ r]$, 式中: r 为圆半径; y_c 和 z_c 为圆心坐标。

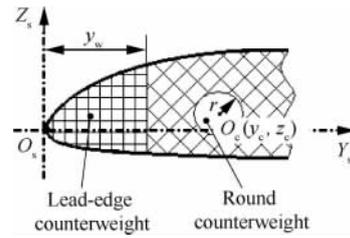


图 9 配重结构示意图

Fig. 9 Schematic diagram of counterweight

因此前缘配重整体定义参数的数学表达式为

$$U_w = [V_w^1 \ V_w^2 \ V_w^3 \ \dots \ V_w^N] \quad (9)$$

圆形配重整体定义参数的数学表达式为

$$U_c = [V_c^1 \ V_c^2 \ V_c^3 \ \dots \ V_c^N] \quad (10)$$

2.1.5 后缘条

后缘条位于桨叶后缘, 从图 5 中可见它由一个特征参数 y_t 确定, 因此其剖面定义参数的数学表达式为

$$V_t = [x \ M_t \ y_t] \quad (11)$$

其整体定义参数的数学表达式为

$$U_t = [V_t^1 \ V_t^2 \ V_t^3 \ \dots \ V_t^N] \quad (12)$$

2.1.6 填充物

在以上组件尺寸确定之后, 剩余空间则以填充物进行填充。因此, 填充物不需要定义结构尺寸参数, 只需对材料进行定义。本文设桨叶的填充物由同一种材料构成, 因此填充物剖面定义参数 V_f 与整体定义参数 U_f 相等, 它们的数学表达式为 $V_f = U_f = [M_f]$ 。

综上所述, 桨叶组件剖面定义参数的数学表达式为

$$V = [V_L \ V_s \ V_r \ V_w \ V_c \ V_t \ V_f] \quad (13)$$

整体定义参数的数学表达式为

$$U = [U_L \ U_s \ U_r \ U_w \ U_c \ U_t \ U_f] \quad (14)$$

2.2 约束条件的数学表达式

本文提出的桨叶结构优化设计模型中, 整体优化约束主要考虑桨叶固有频率约束、自转惯量约束、离心应力约束以及剖面重心位置约束; 剖面优化主要考虑剖面重心位置约束。

2.2.1 固有频率约束

固有频率约束是重要的桨叶结构设计约束,

它主要是保证飞行时旋翼在工作转速范围内固有频率和激振力频率之间有一定的距离,以避免共振。根据设计规范^[14],桨叶固有频率设计要求如下:

- 1) 与 $k\Omega$ 的激振力至少相距 0.5Ω (k 为桨叶片数, Ω 为旋翼额定工作转速)。
- 2) 与 $2k\Omega$ 和 $3k\Omega$ 的激振力至少相隔 0.1Ω 。
- 3) 与 $1\Omega, 2\Omega, 3\Omega$ 和 4Ω 的激振力至少相差 0.25Ω 。
- 4) 扭转固有频率与挥舞弯曲固有频率之间至少相差 0.25Ω 。

此外再根据桨叶的实验数据及设计经验,可以给出桨叶各阶固有频率的上下限范围。工程中主要考虑前 7 阶桨叶固有频率,因此可以给出桨叶固有频率约束的数学表达式为

$$\begin{cases} g_k(\mathbf{U}) = (f_k/f_{kU}) - 1 \leq 0 \\ g_{k+7}(\mathbf{U}) = 1 - (f_k/f_{kL}) \leq 0 \end{cases} \quad (k=1,2,\dots,7) \quad (15)$$

式中: f_k 为 k 阶固有频率; f_{kU} 和 f_{kL} 分别为 k 阶固有频率的上限(Upper)和下限(Lower)。

2.2.2 自转惯量约束

自转惯量约束主要是考虑旋翼桨叶能够为直升机自转下滑状态提供足够的能量,即桨叶提供的自转惯量 A_1 必须大于一定值。因此自转惯量约束的数学表达式为

$$g_{15}(\mathbf{U}) = 1 - (A_1/\alpha) \leq 0 \quad (16)$$

式中: α 为桨叶所必需的最小自转惯量值; A_1 为自转惯量,其计算公式为

$$A_1 = \sum_{p=1}^N W_p l_p^2 \quad (17)$$

式中: p 为剖面序号; W_p 和 l_p 分别为桨叶第 p 段的重量和第 p 段重心距旋转中心的展向距离。

2.2.3 离心应力约束

离心应力约束主要是为了使桨叶结构满足强度要求,由于大梁是离心力最主要的承担者,因此离心应力约束可以表述为桨叶大梁由离心力所造成的应力不超过大梁材料的最大许用应力值 σ_{\max} ,其表达式为

$$g_{15+q}(\mathbf{U}) = 1 - \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_q F} \leq 0 \quad (18)$$

式中: q 为桨叶剖面序号; F 为安全因子; σ_q 为离

心应力,其计算公式为

$$\sigma_q = \frac{\sum_{p=q}^N W_p \Omega^2 l_p}{S_q} \quad (q=1,2,\dots,N) \quad (19)$$

式中: S_q 为第 q 个剖面大梁的面积。

2.2.4 剖面重心位置约束

桨叶剖面重心位置是结构设计的重要参数,它直接影响桨叶的颤振和稳定性,实际工程应用中通常要求桨叶剖面有效重心控制在 25% 弦长之前^[14],即

$$h(\mathbf{V}_p) = Y_B - 0.25C_p \leq 0 \quad (p=1,2,\dots,N) \quad (20)$$

式中: Y_B 为桨叶剖面有效重心的 Y 方向坐标; C_p 为第 p 个剖面桨叶的弦长。

2.3 优化目标的数学表达式

对于桨叶剖面优化,其设计目标的设定分为两种情况。一种情况是已知参考样机的剖面特性,其设计目标为:由桨叶各组件剖面定义参数计算得出的特性值达到给定的参考样机的剖面特性值,其数学表达式为

$$\min(\Phi(\mathbf{V}_p) - \Phi_p) \quad (21)$$

式中: \mathbf{V}_p 为桨叶第 p 个剖面的结构定义参数; Φ_p 为桨叶第 p 个剖面的结构特性,包含桨叶弦长 C 、扭角 θ 、剖面面积 S 、剖面线密度 ρ 、抗拉刚度 E_S 、有效重心在剖面坐标系下的坐标 (Y_B, Z_B) 、剖面分别在扭转和摆振运动状态绕 X 轴的质量转动惯量 I_P 和 I_{PP} 、桨叶的挥舞刚度 E_B 、摆振刚度 E_T 以及扭转刚度 Γ 等,其中桨叶弦长 C 、扭角 θ 和剖面面积 S 由桨叶几何外形所确定,与组件剖面定义参数无关,剩余的特性参数则与桨叶组件剖面定义参数有关。因此桨叶的剖面特性可以表示为

$$\Phi = [C \ \theta \ S \ \rho \ E_S \ Y_B \ Z_B \ I_P \ I_{PP} \ E_B \ E_T \ \Gamma] \quad (22)$$

另一种情况是没有给定的参考样机剖面特性数据,其设计目标为:剖面质量线密度、挥舞刚度和摆振刚度最小化,抗拉刚度和扭转刚度最大化,数学表达式为

$$\min(\rho, E_B, E_T) \ \& \ \max(E_S, \Gamma) \quad (23)$$

对于桨叶整体优化,其设计目标设定为桨叶重量最轻,因此其数学表达式为

$$\min(W(\mathbf{U})) \quad (24)$$

式中: W 为桨叶重量,其计算公式为

$$W = \sum_{p=1}^{N+1} \rho_p L_p \quad (25)$$

式中: ρ_p 为桨叶第 p 段剖面区间质量线密度; L_p 为桨叶第 p 个剖面段区间长度; N 个剖面则具有 $N+1$ 个剖面区间段。

综上所述,可以得出如下的桨叶结构优化设计模型的数学表达式:

剖面优化

目标 $\min(\Phi(\mathbf{V}_p) - \Phi_p)$ 或 $\min(\rho, E_B, E_T) \& \max(E_S, \Gamma)$

约束 $h(\mathbf{V}_p) \leq 0 (p = 1, 2, \dots, N)$

$g_\alpha(\mathbf{U}) \leq 0 (\alpha = 1, 2, \dots, 15 + N)$

变量

$$\mathbf{V} = [\mathbf{V}_L \ \mathbf{V}_s \ \mathbf{V}_r \ \mathbf{V}_w \ \mathbf{V}_c \ \mathbf{V}_t \ \mathbf{V}_f]$$

整体优化

目标 $\min(W(\mathbf{U}))$

约束 $g_\alpha(\mathbf{U}) \leq 0 (\alpha = 1, 2, \dots, 15 + N)$

变量

$$\mathbf{U} = [\mathbf{U}_L \ \mathbf{U}_s \ \mathbf{U}_r \ \mathbf{U}_w \ \mathbf{U}_c \ \mathbf{U}_t \ \mathbf{U}_f]$$

需要指出的是,还可以根据不同情况调整剖面优化和整体优化的目标。例如对于剖面优化可以单独设定抗拉刚度最大、扭转刚度最大、挥舞刚度最小以及摆振刚度最小等目标,对于整体优化可以设定桨根垂直剪力最小、模态修型参数最小以及桨毂剪力峰值最小等目标,此外还可以将约束条件改为目标,如以给定的桨叶各阶固有频率为设计目标。

3 优化设计的实现

将本文方法在多学科优化设计软件 iSight 中实现,建立了相应的剖面优化模型和整体优化模型(如图 10 所示),其中桨叶结构剖面特性分析使用作者前期开发的桨叶结构特性计算工具——BCSA^[15],桨叶动特性分析则使用桨叶结构动力学分析工具——ROST^[16]。

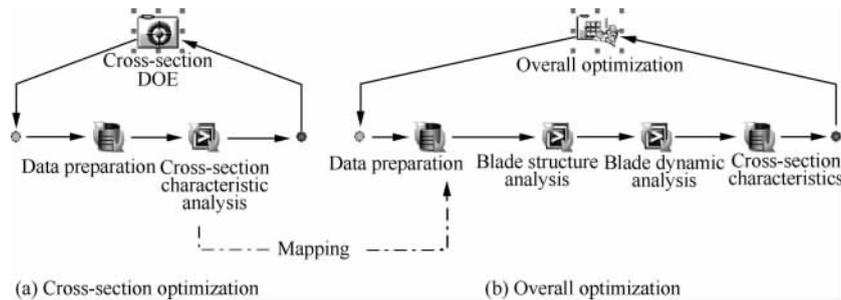


图 10 桨叶结构优化模型在 iSight 中的实现

Fig. 10 Blade structure optimization model in iSight software

应用优化设计软件实现桨叶结构优化过程中,需要根据实际情况对一些参变量进行一定的范围设定及步长设定。本文的主要设定如下:

1) 各结构几何外形参数依据弦长 C 及工艺性考虑,通过设定步长 δ 进行尺寸参数的调整:

$$\delta = \begin{cases} 0.5 \text{ mm} & 0 \text{ mm} < C \leq 100 \text{ mm} \\ 1 \text{ mm} & 100 \text{ mm} < C \leq 500 \text{ mm} \\ 5 \text{ mm} & 500 \text{ mm} < C \end{cases}$$

- 2) 蒙皮铺层数目 $N \leq 20$ 。
- 3) 铺层的铺放角度 $A \in \{0^\circ, 45^\circ\}$ 。
- 4) 大梁剖面中间点数目 $i \leq 3$, 上下缘端点

Y 方向坐标 $y_i \in [0.1C, 0.6C]$ 。

5) 肋的数目 $j \leq 2$, 其数值 0、1、2 分别对应桨叶单扭转盒、双扭转盒以及三扭转盒结构,其弦向几何位置参数 $Y_1, Y_2, Y_3, Y_4 \in [y_i, y_i]$ 。

6) 前缘配重的剖面几何位置参数 $y_w \in [0, 0.15C]$ 。

7) 圆形配重中心 Y 方向坐标 $y_c \in [0.1C, 0.4C]$, 半径 $r \leq 10 \text{ mm}$ 。

8) 后缘条剖面位置参数 $y_t \in [0.80C, 0.99C]$ 。

4 桨叶结构优化设计实验

对某型直升机的主桨进行结构优化设计实

验,该桨叶外形如图 11 所示,其桨尖末梢到旋转中心长度为 8 180 mm,由 3 个翼型段构成,段 1 和段 3 具有相同的剖面翼型 SC1095,段 2 的翼型为 SC1094R8。由于在各翼型段区间内,桨叶几何外形参数除扭角外其他都相同,而该桨叶由两种翼型构成,因此在实验中分别选取两个不同的桨叶剖面进行剖面优化。此外,依据该桨叶气动外形及扭角分布,构建出 22 个特征剖面。

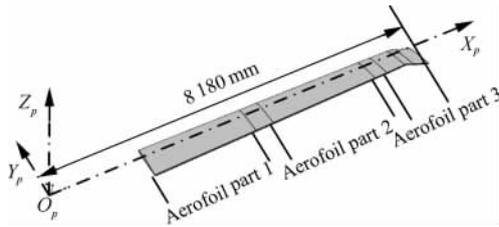


图 11 实验桨叶外形结构

Fig. 11 Geometry structure of experiment blade

选取 2 390 mm 和 4 930 mm 两处桨叶特征剖面进行剖面优化,由于该桨叶没有给定的参考样机数据,因此剖面优化的设计目标设定为剖面质量线密度、挥舞刚度和摆振刚度最小化,抗拉刚度和扭转刚度最大化。应用第 3 节 iSight 中建立的剖面优化模型进行实验,设计变量有蒙皮铺层数目、各铺层剖面定义参数、大梁剖面定义参数、肋的数目、各肋剖面定义参数和后缘条剖面定义参数,共 67 个设计变量,其中设定蒙皮铺层数目不超过 15,肋的数目不超过 2,采用 iSight 提供的 AMGA 方法,耗时近 6 h,迭代 1 003 次,完成一个特征剖面优化,经过运算最终得出两剖面最优的桨叶各组件剖面定义参数、桨叶剖面外形(如图 12 所示)以及结构剖面特性数据(如表 1 所示)。

由优化得出的各组件特征剖面结构参数映射得到桨叶组件整体定义参数,如表 2 所示。

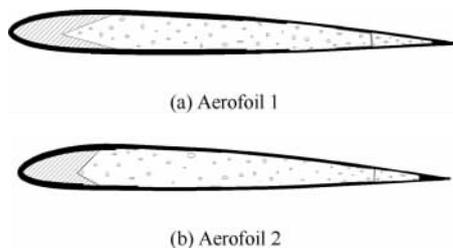


图 12 特征剖面几何外形

Fig. 12 Characteristic cross-section geometry shape

表 1 特征剖面桨叶剖面特性

Table 1 Cross-section characteristics of typical blade profile

Serial number	Spanwise position/mm	Chord/mm	Twist/(°)
1	2 390	526.44	7.700 6
2	4 930	528.91	2.121 8
Serial number	Area/mm ²	Linear mass/(kg · m ⁻¹)	Tension rigidity/(10 ⁷ N · m ²)
1	18 707	8.598 3	1.402 5
2	18 853	12.914 0	1.396 1
Serial number	Flapping stiffness/(N · m ²)	Lead-lag stiffness/(10 ⁶ N · m ²)	Torsion stiffness/(10 ⁵ N · m ²)
1	70 138	2.620 7	6.110 9
2	61 935	2.891 8	5.838 7

在表 2 中,具有灰色背景的参数是进行整体优化的设计变量。需要强调的是,由于大梁、肋及后缘条对应的剖面 1~剖面 6、剖面 7~剖面 16 以及剖面 17~剖面 22 除剖面位置外的其他组件整体定义参数都相同,因此在表中将上述剖面进行合并处理,但在优化过程中,这些参数都是作为独立的设计变量。而对于配重,由于它是在不满足频率及弦向重心要求的情况下额外增加的组件,在设计初始并不考虑它的结构尺寸,因此在上述的组件整体定义方案中没有对配重的定义。最终实例中参与整体优化的设计变量共为 239 个,它由 19 个蒙皮优化设计变量和 220(22 个特征剖面,各剖面共 10 个其他组件优化设计变量,22×10=220)个其他组件优化设计变量构成。假设对该实例采用第 1 节提及的两级优化模型,参与优化的设计变量则需要 1 874 个,其中蒙皮优化设计变量 1 650(22 个特征剖面,每个剖面考虑最多 15 层铺层,各铺层 5 个定义参数,22×15×5=1 650)个,其他组件优化设计变量在上述 220 个以外还需考虑 4 个材料类型参数。由此可见应用本文方法大大减少了设计变量的数目。

以上述设计方案作为整体优化的初值,采用基于响应面的代理模型方法进行桨叶结构整体优化设计,经过 226 次循环计算,耗时近 60 h,得出设计结构重量由 95.25 kg 降低到 74.80 kg,减重 21.5%,设计约束及优化结果如表 3 所示。

表 2 实例桨叶组件整体定义参数表

Table 2 Global definition parameters of the experiment blade's components

Component		Whole definition parameter of components											
	Ply number	M	A/ (°)	Δ/ mm	T	X ₁ / mm	X ₂ / mm	X ₃ / mm	X ₄ / mm	Y ₁ ^p / mm	Y ₂ ^p / mm	Y ₃ ^p / mm	Y ₄ ^p / mm
Skin	1	1		0.60	9	800	7 630			120	80		
	2	3		0.13	9	800	7 630			120	80		
	3	5	45	0.62	9	800	7 630			120	80		
	4	4		0.71	0								
	5	4	45	0.71	0								
	6	5		0.62	2					-335			
	7	4	45	0.71	2					-212			
	8	4		0.71	2					-125			
	9	4	45	0.71	2					-80			
	10	4		0.71	2					87			
	11	5	45	0.62	2					87			
	12	5		0.93	2					55			
Spar	Serial number	x/mm	M _s	y _F / mm	y ₁ / mm	z ₁ / mm	y _E / mm						
	1-6	1 550-3 630	6	64	45	0	64						
	7-16	4 030-6 630	6	78	71	0	78						
	17-22	6 980-7 830	6	64	45	0	64						
Rib	Serial number	x/mm	M _r	Δ/ mm	Y ₁ / mm	Y ₂ / mm	Y ₃ / mm	Y ₄ / mm					
	1-6	1 550-3 630	6	0.71	381	421	381	421					
	7-16	4 030-6 630	6	0.71	357	397	357	397					
	17-22	6 980-7 830	6	0.71	381	421	381	421					
Trail edge	Serial number	x/mm	M _t	y _t / mm									
	1-6	1 550-3 630	6	488									
	7-16	4 030-6 630	6	492									
	17-22	6 980-7 830	6	488									
Filling	M _f												
	7												

表 3 算例约束条件及优化结果

Table 3 Optimization result and constraint conditions of example

Parameter	Scope	Result
Mass/kg	≤95.25	74.80
The mass moment of inertia of rotor in the rotational plane/(kg·m ²)	≥17 000	18 364.2
First chord frequency ω ₁ (1)/rev	0.25-0.75	0.365
First flap frequency ω _f (1)/rev	1.03-1.75	1.046
Second flap frequency ω _f (2)/rev	2.25-2.80	2.729
Third flap frequency ω _f (3)/rev	5.25-5.75	5.701
First torsion frequency ω _t (1)/rev	4.10-4.75	4.196

5 结论

从以往桨叶结构优化设计对桨叶组件结构过于简化的问题出发,提出了一种基于参数化组件定义的复合材料旋翼桨叶结构优化设计方法。该方法以目前工程广泛应用的 C 型梁复合材料旋翼桨叶为研究对象,给出了反映桨叶各组件真实结构的精确剖面定义和整体定义参数的数学表达式,建立了剖面优化和整体优化模型,通过参数映射的方式实现由剖面定义参数向整体定义参数、

剖面优化结果向整体优化初值的转换。该方法能够与实际桨叶结构设计过程紧密衔接,并以某型主桨叶结构设计为例,应用本文方法能将原有需数月之久的设计过程在数日内完成,同时使得桨叶重量减轻 21.5%,实验表明本文方法能够有效地开展复合材料旋翼桨叶结构优化设计。该方法同样适用于其他构型的复合材料旋翼桨叶结构设计。

参 考 文 献

- [1] Peters D A, Rossow W P, Korn A, et al. Design of helicopter rotor blades for optimum dynamic characteristics. *Journal of Computers and Mathematics with Applications*, 1986, 12(1): 85-109.
- [2] Lim J, Chopra I. Aeroelastic optimization of a helicopter rotor. *Proceedings of 44th Annual Forum of the American Helicopter Society*, 1988: 545-558.
- [3] Walsh J L, Young K C, Pritchard J I, et al. Integrated aerodynamic dynamic structural optimization of helicopter rotor blades using multilevel decomposition. *NASA Technical Paper 3465*, 1995.
- [4] Tarzanin F, Young D K. Boeing rotorcraft experience with rotor design and optimization. *AIAA-1998-4733*, 1998.
- [5] Guo J X, Xiang J W. Composite rotor blade design optimization for vibration reduction with aeroelastic constraints. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2004, 17(3): 152-158.
- [6] Chattopadhyay A, Walsh J L. Application of optimization methods to helicopter rotor blade design. *Structural Optimization*, 1990(2): 11-22.
- [7] Fang G H, Hou R L, Chen G D, et al. Structural optimization and vibration control of composite rotor blades. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1991, 12(12): 554-559. (in Chinese)
樊光华, 侯汝良, 陈耿东, 等. 复合材料旋翼桨叶的结构优化与振动控制. *航空学报*, 1991, 12(12): 554-559.
- [8] Pritchard J I, Adelman H M, Walsh J L, et al. Optimizing tuning masses for helicopter rotor blade vibration reduction and comparison with test data. *Journal of Aircraft*, 1993, 30(6): 906-910.
- [9] Venkatesan C, Friedmann P P, Yuan K A. A new sensitivity analysis for structural optimization of composite rotor blade. *Mathematical and Computer Modeling, Special Issue on Rotorcraft Modeling: Part 1*, 1994, 19(3-4): 1-25.
- [10] Gu Y X, Liu S T, Guan Z Q, et al. Design-oriented dynamic design optimization of composite rotor blades. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1998, 19(3): 338-341. (in Chinese)
- 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. *航空学报*, 1998, 19(3): 338-341.
- [11] Glaz B, Friedmann P P, Liu L. Surrogate based optimization of helicopter rotor blades for vibration reduction in forward flight. *Industrial Application*, 2008, 35(4): 341-363.
- [12] Xiang L. Advances in theory and algorithms of hierarchical optimal problem. *Control and Decision*, 2001, 16(6): 854-863. (in Chinese)
向丽. 递阶优化问题理论及其算法研究与进展. *控制与决策*, 2001, 16(6): 854-863.
- [13] Yang J L, Zhang L Y, Fang Y H, et al. Structure design for composite rotor blade based on parametric module definition. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 41(5): 595-600. (in Chinese)
杨建灵, 张丽艳, 方永红, 等. 基于参数化描述的复合材料桨叶结构设计. *南京航空航天大学学报*, 2009, 41(5): 595-600.
- [14] Lu L X, Wang X Z, Wang Y B, et al. Helicopter structure and design. Beijing: Aviation Industry Press, 2009. (in Chinese)
路录祥, 王新洲, 王遇波, 等. 直升机结构与制造. 北京: 航空工业出版社. 2009.
- [15] Yang J L, Zhang L Y, Zhou S H, et al. Cross-section torsion stiffness calculation of composite rotor blade based on accurate parametric definition. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(5): 1087-1095. (in Chinese)
杨建灵, 张丽艳, 周少华, 等. 基于精确参数化定义的复合材料桨叶剖面扭转刚度计算. *航空动力学报*, 2012, 27(5): 1087-1095.
- [16] Yang W D, Deng J H. Aeroelastic stability analysis of helicopter rotor blade with swept tips. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2003, 35(3): 248-252. (in Chinese)
杨卫东, 邓景辉. 直升机后掠桨尖旋翼气弹稳定性研究. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35(3): 248-252.

作者简介:

杨建灵 男, 博士研究生. 主要研究方向: 数字化设计制造技术、设计过程集成与优化。

Tel: 025-84892570

E-mail: ririyejl@163.com

张丽艳 女, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 基于数字图像的快速柔性三维测量、产品逆向建模与复杂曲面产品质量检测、高效数控加工与仿真、数字化制造技术、设计过程集成与优化。

Tel: 025-84892004

E-mail: zhangly@nuaa.edu.cn

Composite Helicopter Rotor Blade Optimization Design Based on Parametric Module Definition

YANG Jianling¹, ZHANG Liyan^{1, *}, ZHOU Shaohua²

1. *College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*

2. *Chinese Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China*

Abstract: A composite rotor blade structure optimization design approach based on parametric module definition is presented to improve design efficiency for engineering application. By taking a C-spar composite rotor blade as the research object, both the profile and the overall structure optimization models are built based on parametric module definition. By using the results of the profile optimization, the initial values of the overall structure optimization model are obtained. Then, the overall structure optimization is implemented to obtain the best blade structure. A case study is performed. The results demonstrate that the proposed method can complete the structure design of composite rotor blades efficiently.

Key words: helicopter; composite material; blade; structure design; optimization design