

文章编号: 1000-8055(2012)05-1087-09

基于精确参数化定义的复合材料桨叶剖面 扭转刚度计算

杨建灵¹, 张丽艳¹, 周少华², 方永红², 黄文俊²

(1. 南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 在系统地对桨叶结构设计流程、结构分析计算方法进行研究的基础上, 通过对桨叶组件参数化定义及桨叶铺层三维几何建模方法的扩展, 自动获得各桨叶剖面相关组件的几何和材料信息, 并基于闭口薄壁梁理论, 给出了复合材料桨叶剖面扭转刚度的高效计算方法。该方法一方面充分考虑了复合材料蒙皮铺层的复杂结构以及梁、肋等组件的细节几何模型, 避免了三维几何模型简化误差; 另一方面, 提出了铺层块、等效厚度以及长厚比概念, 并采用解析表达, 将模型几何解构完全集成于桨叶设计过程自动完成, 十分便于工程应用。实例验证表明: 提出的方法能够快速、可靠地完成桨叶剖面扭转刚度计算, 显著提高设计分析效率。

关 键 词: 复合材料; 旋翼; 桨叶; 参数化设计; 结构分析

中图分类号: TP391.72

文献标志码: A

Cross-section torsion stiffness calculation of composite rotor blade based on accurate parametric definition

YANG Jian-ling¹, ZHANG Li-yan¹, ZHOU Shao-hua²,
FANG Yong-hong², HUANG Wen-jun²(1. College of Mechanical and Electrical Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;2. Chinese Helicopter Research and Development Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: A new method was proposed to improve the calculation of the composite rotor's torsion stiffness. First, the flow of the blade's structure design and analysis were studied. Then, all the material and geometry profile information of the blade construction were obtained by expanding the methods of blade parametric module definition and blade geometric modeling. Finally, the efficient calculation equations for cross-section torsion stiffness of composite rotor blade were derived based on the thin-box beam theory. One of the advantages of the proposed method lies in that the precision loss of model simplification is eliminate by taking the blade's refined geometric model. On the other side, by importing the ply block, equivalent thickness and slenderness ratio conception, and due to the analytical form of the calculation and the automatic geometric extraction, this method is quite suitable for practical use. Experimental results demonstrate that the method can complete the blade structure design and analysis efficiently.

收稿日期: 2011-06-21; **网络出版地址:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1087_019.html

作者简介: 杨建灵(1985—), 男, 江西吉安人, 博士生, 主要从事设计过程集成与优化、逆向工程与数字化设计制造技术。

E-mail: ririyeyjl@163.com

Key words: composite material; rotor; blade; parametric design; structure analysis

直升机桨叶的结构分析是根据桨叶结构设计确定的参数及外形,计算出桨叶的质量、质心、静矩、惯性矩、剖面刚度和质量分布等结构特性,从而设计出满足技战术要求和直升机总体设计要求的桨叶结构的过程^[1].剖面扭转刚度计算是桨叶结构分析中的重要内容,相比其他结构特性参数而言也具有更高的分析难度.

桨叶结构分析的基础是梁理论,最经典的是 Euler-Bernoulli 梁理论,该理论假定变形前的横剖面在变形后仍保持为平面,不考虑剖面剪切变形造成的影响;Timoshenko 理论在 Euler-Bernoulli 梁理论的基础上引入了剖面上的剪切变形影响,对于变形后的横剖面并不要求与弹性轴垂直^[2];Bauchau^[3]利用特征函数对 Euler-Bernoulli 梁的圣维南解进行修正,提出了一种更加符合实际的梁理论;Giavotto 等^[4]建立了适用于平面内和面外翘曲的各向异性梁理论;Hodges 等^[5]考虑梁的大变形问题,提出了 VABS(variational asymptotic beam section analysis)方法.此外还有一些其它的梁理论^[6-7].

基于上述理论及方法,学术界开展了大量桨叶结构分析研究,这些研究按照桨叶分析模型建立的方式不同可以归为两大类:解析法和有限元法.解析法主要是通过解析近似或数值简化的方式计算得到桨叶结构特性,这类方法通常用简单的桨叶剖面外形来替代真实的复杂桨叶外形或利用低阶的多项式对变形函数进行降阶处理.比较有代表性的工作有:Mansfield 等提出的圆管模型^[8]以及在该模型基础上进一步发展出的双闭腔结构^[9];另外还有 Chandra 等提出的工字形^[10]和矩形^[11]分析模型等.这类方法计算效率高、实施简单方便,往往被工程应用所采纳,但是由于其对几何模型的简化及近似处理导致分析模型与真实的直升机复合材料桨叶相比显得过于简单、计算结果不够精确.有限元法则是将桨叶或桨叶剖面离散为若干个有限大小的单元集合,通过对这些单元进行计算求解得出桨叶的相关特性.比较有代表性的工作有:Worndle^[12]提出了基于二维有限元分析确定剪切中心以及变形函数的方法;Banchau 等^[13]利用有限元法估计了桨叶的动态和静态行为;Kosmatka^[14]推导出了二维有限元分析模型用于确定各向异性梁自由扭转的圣维南解;向锦武等^[15]综合考虑直升机旋翼桨叶梁的变

形特点以及梁剖面内外翘曲对剖面刚度的影响,编制了计算各向异性材料桨叶剖面刚度的有限元软件;最近,Chakravarty^[16]开发了一个复合材料桨叶剖面设计和分析软件,该软件通过桨叶二维剖面定义工具实现桨叶外形定义到有限元网格的生成.这类方法具有较高的灵活性和广泛适用性,能够通过建立细致的有限元模型达到提高计算精度的目的,然而在提高精度的同时往往导致耗时过长,而且对要分析的各个二维剖面逐个进行定义也比较复杂和繁琐,不利于工程应用的开展.

本文以桨叶结构特性中最为复杂的剖面扭转刚度为研究对象,在对桨叶组件进行直接三维参数化定义的基础上,自动获得各桨叶剖面相关组件的几何和材料信息,并基于闭口薄壁梁理论,给出了复合材料桨叶剖面扭转刚度的高效计算方法.该方法一方面充分考虑了复合材料蒙皮铺层的复杂结构以及梁、肋等组件的细节几何模型,避免了三维几何模型简化误差;另一方面,提出了铺层块、等效厚度以及长厚比概念,并采用解析表达,将模型的三维建模和剖面几何解构完全集成于桨叶设计过程自动完成,十分便于工程应用.

1 桨叶结构剖析

直升机复合材料桨叶是一种细长的复杂结构,通常由蒙皮、大梁、肋、后缘条、配重以及填充物等多种组件构成,其典型剖面如图 1 所示.其中蒙皮是由多个铺层按桨叶剖面由外到内的顺序铺叠而成,它主要承担并传递桨叶所受的扭矩以及挥舞、摆振弯矩,对桨叶剖面特性有重大影响,并且能与肋构成单闭腔或多闭腔抗扭盒形结构,提供桨叶扭转刚度;大梁主要承受桨叶的离心力与挥舞和摆振弯矩,并传递给旋翼毂,它是提供桨叶拉伸和弯曲刚度的主要构件,并为桨叶的扭转刚度做出一定贡献;配重通常是起到调整桨叶动力学特性和调整弦向重心的作用;后缘条能够有

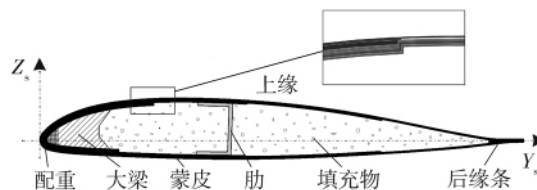


图 1 典型复合材料桨叶剖面图

Fig. 1 Typical structure of composite blade cross-section

效地调整桨叶剖面摆振弯曲刚度;填充物对蒙皮起支撑作用.由此可以看出复合材料桨叶结构复杂,各组件对桨叶特性都产生较大的影响,因此如何精确地获得各组件的几何外形信息对桨叶结构分析计算十分重要.

复合材料桨叶结构设计的主要内容是在空气动力学设计确定的桨叶外形条件下,按桨叶总体设计要求及准则进行选材、结构布局与构型设计,确定桨叶的整体结构尺寸参数和各组件的结构参数.桨叶结构分析包含桨叶剖面特性分析和整体结构参数分析.通过桨叶的结构特性分析、动力学特性及其他学科分析,确保设计出的桨叶结构满足刚度、强度、动力学和疲劳寿命等方面的要求.由图2所示的设计流程可知,在桨叶结构设计反复修改完善的过程中,包括剖面扭转刚度在内的结构特性分析往往要重复多次进行,而且其计算结果又是桨叶动力学分析的基础,因此桨叶结构分析的精度和效率对桨叶设计至关重要.

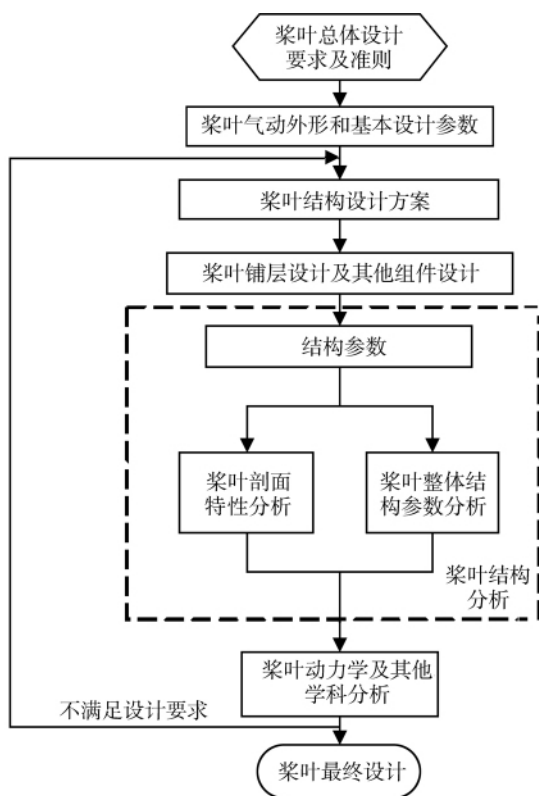


图2 复合材料桨叶结构设计流程

Fig. 2 Flowchart of composite blade structure design

桨叶剖面扭转刚度计算是桨叶结构分析中最复杂的内容,也是复合材料桨叶结构分析研究的重点.其它结构特性参数的计算相对简单,且在不同假设及梁理论的情况下具有基本一致的计算公式.因此,开展高效率、高精度的桨叶剖面

扭转刚度计算研究是提高桨叶结构分析精度与效率的关键.

2 桨叶剖面扭转刚度计算

桨叶剖面扭转刚度主要由蒙皮(或蒙皮与肋)构成的扭转盒和大梁提供.在工程应用中,桨叶剖面扭转刚度近似等于扭转盒剖面扭转刚度 Γ 与大梁剖面扭转刚度 Γ_{spar} 的叠加,不考虑大梁与扭转盒变形协调.

$$\Gamma_{tot} = \Gamma + \Gamma_{spar} \quad (1)$$

2.1 扭转盒剖面扭转刚度计算

桨叶扭转盒是由蒙皮(或蒙皮与肋)构成的封闭单腔或多腔薄壁复合材料结构.由于桨叶多采用共固化模压成形,制造工艺难度较大,且扭转盒之间肋的质量保证较为困难,因此通常扭转盒数目不超过3个.所以本文重点研究单扭转盒、双扭转盒以及三扭转盒三种情况下的扭转刚度.

图3分别给出了单扭转盒、双扭转盒以及三扭转盒的剪流分布示意,其中 q 表示桨叶剖面的剪流, t 为壁厚, s 表示弧长, r 表示单元面到扭转中心 O 的距离.

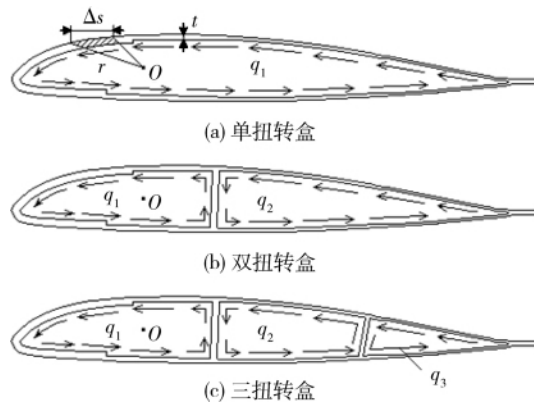


图3 扭转盒结构及剪流分布示意图

Fig. 3 Shear flow distribution and structure of torsion box

根据扭矩的定义可得桨叶扭转盒剖面转矩

$$M = \sum_{i=1}^n \oint r_i q_i ds = \sum_{i=1}^n 2\Omega_i q_i \quad (2)$$

式中 Ω 为扭转盒所围的面积, i 表示扭转盒的序号, n 表示扭转盒的个数.

扭矩 M 与剖面扭转刚度 Γ 具有关系式

$$M = \Gamma \theta \quad (3)$$

式中 θ 为扭矩产生的剖面扭转角.

由应力-应变关系^[17]可以推导出剖面各扭转盒扭转角 θ_i 与剪流 q_i 之间的关系式

$$\theta_i = \frac{1}{2\Omega_i} \left[q_i \oint_{s_i} \frac{ds}{G_i(s)t_i(s)} - \sum_{j=1}^m q_j \int_{s_{ij}} \frac{ds}{G_{ij}(s)t_{ij}(s)} \right] \quad (4)$$

式中 G 为材料的剪切模量, m 表示与扭转盒 i 相邻的扭转盒的数目, j 表示与扭转盒 i 相邻的扭转盒的序号, 下标 ij 表示扭转盒 i 与其相邻扭转盒 j 之间的公共区域(即相邻扭转盒之间的肋)。

由于各扭转盒的扭转角 θ_i 相等并且等于整个剖面的扭转角 θ , 因此, 桨叶剖面扭转刚度可根据剖面扭转盒的数目并依据式(2)~式(4)联立方程组获得。然而对于具有复杂铺层的复合材料桨叶而言, 上述公式中剪切模量 G 和壁厚 t 都是弧长 s 的函数, 关于 $G(s)t(s)$ 对弧长的积分计算较为困难。为此, 本文根据上述积分项的物理意义, 引入铺层块、等效厚度以及长厚比 α 的概念, 得出桨叶剖面刚度计算公式。

桨叶蒙皮和肋是由多种材料和不同结构形式的铺层构成的, 对于某一剖面, 蒙皮和肋可以看作是由具有相同几何构造(即具有相同的铺层数目、铺层顺序及铺层类型)的若干铺层块构成。铺层块将整个蒙皮和肋剖面沿弧长分为若干段。每一个铺层块可以当作由一种材料构成的结构, 因此可以令其厚度与其剪切模量的乘积等于构成铺层块的各蒙皮的厚度与剪切模量乘积的叠加, 即

$$G_i(s)t_i(s) = \sum_{k=1}^v \sum_{p=1}^u G_p^{(k)} \cdot t_p^{(k)} \quad (5)$$

其中 k 表示组成扭转盒 i 的铺层块的序号, p 表示组成该铺层块的铺层序号, $G_p^{(k)}$ 与 $t_p^{(k)}$ 分别为该铺层块第 p 层铺层的厚度和材料剪切模量, v 表示构成扭转盒 i 的铺层块的数目, u 表示构成铺层块 k 的铺层的数目。

由于构成铺层块各铺层材料及其厚度是确定的, $\sum_{p=1}^u G_p^{(k)} \cdot t_p^{(k)}$ 是一个常量, 因此定义第 i 个扭转盒的第 k 个铺层块的等效厚度 $\delta_k^{(i)}$ 为

$$\delta_k^{(i)} = \sum_{p=1}^u G_p^{(k)} \cdot t_p^{(k)} \quad (6)$$

因此有

$$\begin{cases} \oint_{s_i} \frac{ds}{G_i(s)t_i(s)} = \sum_{k=1}^v \frac{s_k}{\delta_k^{(i)}} \\ \int_{s_{ij}} \frac{ds}{G_{ij}(s)t_{ij}(s)} = \sum_{k=1}^w \frac{s_k}{\delta_k^{(ij)}} \end{cases} \quad (7)$$

式中 w 表示肋纵向区域的铺层块的数目。

为便于计算, 进一步引入第 i 个扭转盒的第 k 个铺层块的长厚比 $\alpha_k^{(i)}$, 即该铺层块弧段长度 $s_k^{(i)}$

与其等效厚度 $\delta_k^{(i)}$ 的比值

$$\alpha_k^{(i)} = \frac{s_k^{(i)}}{\delta_k^{(i)}} \quad (8)$$

令 α_i 为构成扭转盒 i 的蒙皮的所有铺层块长厚比之和, α_l^r 为剖面第 l 个肋纵向区域的所有铺层块长厚比之和, 则公式(7)可以转化为

$$\begin{cases} \oint_{s_i} \frac{ds}{G_i(s)t_i(s)} = \alpha_i + \sum_{l=1}^m \alpha_l^r \\ \int_{s_{ij}} \frac{ds}{G_{ij}(s)t_{ij}(s)} = \alpha_l^r \end{cases} \quad (9)$$

为进一步说明和便于应用, 本文下面以双扭转盒结构形式为例, 推导桨叶剖面扭转刚度的具体计算公式。单扭转盒和三扭转盒结构的推导过程基本类似, 本文随后直接给出推导结果。

图4为双扭转盒结构及剪流分布示意图, 扭转盒1在剪流 q_1 和 q_2 的作用下产生了扭角 θ_1 , 同样扭转盒2在 q_1 和 q_2 作用下产生了扭角 θ_2 。由式(4)和式(9)可以得出

$$\begin{cases} \theta_1 = \frac{1}{2\Omega_1} [q_1(\alpha_1 + \alpha_1^r) - q_2\alpha_1^r] \\ \theta_2 = \frac{1}{2\Omega_2} [q_2(\alpha_2 + \alpha_1^r) - q_1\alpha_1^r] \end{cases} \quad (10)$$

而 $\theta_1 = \theta_2 = \theta$, 因此由方程组(10)可以得出 q_1 和 q_2 之间的关系式(11), 以及 θ 与 q_2 之间的表达式(12)

$$q_1 = \frac{(\alpha_2 + \alpha_1^r)\Omega_1 + \alpha_1^r\Omega_2}{(\alpha_1 + \alpha_1^r)\Omega_2 + \alpha_1^r\Omega_1} \cdot q_2 \quad (11)$$

$$\theta = \frac{q_2}{2} \cdot \frac{\alpha_1\alpha_2 + \alpha_1\alpha_1^r + \alpha_2\alpha_1^r}{(\alpha_1 + \alpha_1^r)\Omega_2 + \alpha_1^r\Omega_1} \quad (12)$$

而根据式(2)和式(11), 此时桨叶剖面的转矩为

$$\begin{aligned} M &= 2\Omega_1 q_1 + 2\Omega_2 q_2 = \\ &2q_2 \cdot \frac{\Omega_2^2\alpha_1 + \Omega_1^2\alpha_2 + (\Omega_1 + \Omega_2)^2\alpha_1^r}{(\alpha_1 + \alpha_1^r)\Omega_2 + \alpha_1^r\Omega_1} \end{aligned} \quad (13)$$

因此, 将式(12)和式(13)代入式(3), 即可得双扭转盒的剖面扭转刚度计算公式

$$\Gamma = \frac{4[\Omega_2^2\alpha_1 + \Omega_1^2\alpha_2 + (\Omega_1 + \Omega_2)^2\alpha_1^r]}{\alpha_1\alpha_2 + \alpha_1\alpha_1^r + \alpha_2\alpha_1^r} \quad (14)$$

同理可得出单扭转盒与三扭转盒结构的桨叶剖面扭转刚度计算式(15)和式(16)。

单扭转盒

$$\Gamma = \frac{4\Omega_1^2}{\alpha_1} \quad (15)$$

对于三扭转盒, 令

$$C_{n1} = \Omega_1\alpha_1^r(\alpha_3 + \alpha_2^r)$$

$$\begin{aligned}
C_{n2} &= \Omega_2 (\alpha_1 + \alpha_1^r) (\alpha_3 + \alpha_2^r) \\
C_{n3} &= \Omega_3 \alpha_2^r (\alpha_1 + \alpha_1^r) \\
C_{d1} &= \Omega_1 [(\alpha_3 + \alpha_2^r) (\alpha_2 + \alpha_1^r) + \alpha_3 \alpha_2^r] \\
C_{d2} &= \Omega_2 \alpha_1^r (\alpha_3 + \alpha_2^r) \\
C_{d3} &= \Omega_3 \alpha_1^r \alpha_2^r \\
C_{a1} &= \frac{C_{n1} + C_{n2} + C_{n3}}{C_{d1} + C_{d2} + C_{d3}} \\
C_{a2} &= \Omega_3 \frac{\frac{\alpha_1 + \alpha_1^r}{\Omega_1} + C_{a1} \left(\frac{\alpha_2^r}{\Omega_3} - \frac{\alpha_1^r}{\Omega_1} \right)}{\alpha_3 + \alpha_2^r}
\end{aligned}$$

则三扭转盒结构的桨叶剖面扭转刚度

$$\Gamma = \frac{4\Omega_1 (\Omega_1 + C_{a1}\Omega_2 + C_{a2}\Omega_3)}{\alpha_1 + \alpha_1^r (1 - C_{a1})} \quad (16)$$

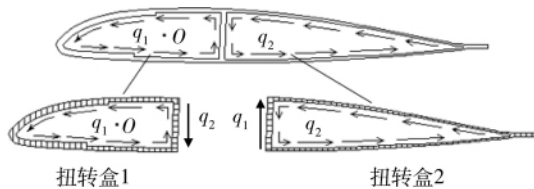


图4 双扭转盒结构及剪流分布示意图

Fig. 4 Shear flow distribution and structure of double torsion box

2.2 大梁剖面扭转刚度计算

桨叶大梁通常可以看作实心梁,因此可以套用实心梁的剖面扭转刚度计算公式^[17],得出大梁剖面的扭转刚度

$$\Gamma_{\text{spar}} = \frac{G \cdot S^4}{4\pi^2 I} \quad (17)$$

式中 S 为大梁的剖面面积, I 为大梁的转动惯量, G 为大梁材料的剪切模量。

3 程序设计与实现

如图5所示,本文基于精确参数化定义的复合材料桨叶剖面扭转刚度计算方法的实现过程主要由桨叶组件整体参数化定义、组件自动化三维建模、剖面信息自动获取和剖面扭转刚度计算等几个部分内容构成。桨叶组件整体定义是通过参数化设计思想对桨叶各组件进行完备且无冗余,同时又符合设计人员表达习惯的三维参数化描述;组件建模及剖面信息获取则是由桨叶各组件的整体定义信息借助三维几何造型软件构造出桨叶各组件外形,并自动提取出分析剖面位置以及扭转刚度计算所需的剖面几何信息(如铺层块的具体构成等)和材料信息;剖面扭转刚度计算部分则由获得的桨叶剖面信息,通过上文推导的剖面

扭转刚度计算公式得出剖面的扭转刚度。

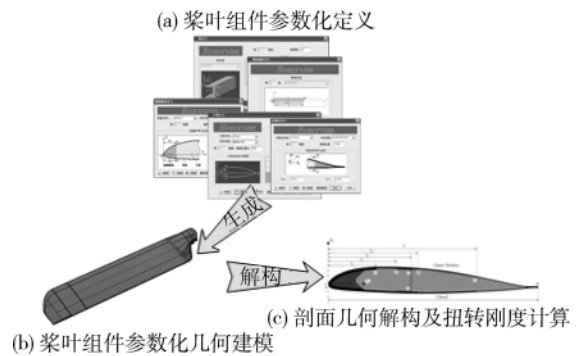


图5 基于精确参数化定义的复合材料桨叶剖面扭转刚度计算流程

Fig. 5 Flowchart of cross-section torsion stiffness calculation of composite rotor blade based on parametric definition

3.1 组件整体定义及自动化三维建模

如前文所述,现有的桨叶结构分析方法是通过定义桨叶各个二维剖面几何及材料构成来计算桨叶结构特性参数。然而由于复合材料桨叶结构形式复杂,各组件剖面形式又多种多样,因而剖面定义的方式繁琐、复杂、不直观、不便于修改,严重制约了桨叶设计效率的提高。针对复杂桨叶的便捷高效数字化定义和复合材料桨叶自动化三维建模等问题,本文作者前期已开展了一定的研究^[18-20],通过对桨叶各组件进行总结和归纳划分出10种蒙皮铺层类型、四种肋铺层类型以及两种前缘配重类型,提炼出铺层类型、铺层材料名称、铺层角度、铺层厚度以及铺层展向参数(X_1, X_2, X_3, X_4)和弦向参数($\Delta Y_1, \Delta Y_2, \Delta Y_3, \Delta Y_4$)等组件定义参数,并开发出了智能向导来快速、准确地完成复合材料桨叶各组件三维定义参数的设定,取代了对大量二维剖面的繁琐定义,并在复合材料铺层三维参数化定义和桨叶理论外形的基础上,根据上一铺层内表面通过曲面偏置自动构建当前铺层曲面和铺层内表面,从而实现了桨叶各复合材料铺层的自动化三维几何建模。本文的桨叶剖面扭转刚度分析方法首先根据文献^[18]的方法对桨叶各组件进行整体三维参数化定义,然后在文献^[19]的桨叶蒙皮铺层自动化三维几何建模研究的基础上,根据组件之间的邻接面约束关系进一步实现了大梁、肋、前缘配重以及后缘条等组件的三维几何外形的自动构建,其基本思路和方法与根据整体参数化定义进行蒙皮铺层三维几何模型的自动构建方法相似,在此不做展开。

根据自动构建的三维桨叶几何模型,本文在

下一节将着重讨论如何针对桨叶剖面扭转刚度分析这一具体问题,确定需要分析的特征剖面位置,并自动对各剖面进行几何解构。

3.2 剖面几何解构及扭转刚度计算

本文开发的剖面扭转刚度分析软件在桨叶各组件三维几何外形自动构建完成之后,首先依据各组件参数化定义信息中的展向特征位置(例如组件的起始位置、拐点位置、终点位置等),自动确定需要分析的剖面展向位置序列,并截取各剖面的几何外形。然后分析软件自动对剖面几何进行解构,得出各剖面扭转盒的构成、各铺层块构成以及提取相应材料特性,进而进行剖面扭转刚度计算。

由第 2 节推导出的桨叶剖面扭转刚度计算公式可以看出,组成桨叶的各种材料的厚度和剪切模量、桨叶扭转盒的构成和面积以及各扭转盒的长厚比是进行桨叶剖面扭转刚度计算必不可少的基础参数。由于材料的厚度可以从截取的剖面信息中提取,而剪切模量是材料固有特性,因此确定扭转盒的构成以及各铺层的边界点(铺层在当前剖面上缘及下缘的起点与终点)、构成各扭转盒的铺层块、计算各扭转盒的面积及长厚比是剖面扭转刚度计算的关键。下面以某个桨叶剖面外形为例具体说明剖面扭转刚度计算的基本数据结构和算法流程。

第一步,根据截取的剖面外形信息,获得桨叶剖面上缘所有铺层起始点在剖面坐标系 Y_s 方向的坐标(由于各铺层剖面边界点在剖面坐标系 Y_s 方向的坐标是进行铺层块划分最简单有效的依据,而桨叶剖面是一个封闭结构,剖面坐标系 Y_s 方向坐标值往往会对应桨叶剖面上的两个点,因此对上缘和下缘进行分别考虑),对所有坐标值进行去重并按由小到大排序,得出上缘特征点坐标序列 v_upper ,由序列中依次相邻的两坐标就能够确定出一个铺层块,并把这相邻的两坐标值作为该铺层块的起始点位置,由铺层块起始点位置将剖面翼型上缘曲线裁剪出铺层块对应的弧段,计算出弧长 s ,并将弧长 s 赋给上缘铺层块信息结构体 u_skin 的弧长数据 m_s 。图 6 所示为某桨叶的剖面外形轮廓,点 O_s, A, B, C, D, E 和 F 就是该剖面的上缘特征点, $\{0, L_1, L_2, L_3, L_4, L_5, L\}$ 则是上缘特征点坐标序列。

第二步,判断上缘某铺层块的弧段区间是否包含于某一铺层的剖面起止点区间内,如果包含则将该铺层的序号、角度以及厚度等数据存入该铺层块信息结构体 u_skin 的铺层信息结构体 v_layer

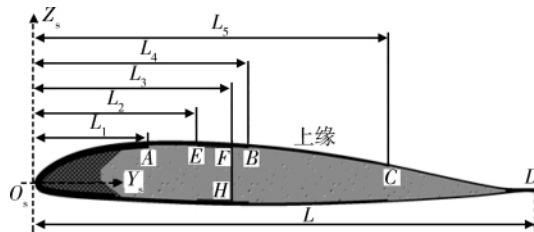


图 6 某桨叶剖面外形轮廓

Fig. 6 Cross-section profile of a blade

layer 中,这样就获得了上缘各铺层块的弧长和包含的铺层信息。同理,可以得到下缘特征点坐标序列 v_down 、下缘各铺层块信息 d_skin ,及其弧长数据 m_s 和铺层的构成信息 v_layer 。

第三步,根据肋外形及定义信息,将上下缘铺层块信息分解成各扭转盒的铺层块信息并获得各个肋纵向区域的长度、厚度以及材料特性。图 6 所示的桨叶存在一个肋,特征点 F 对应的剖面 Y_s 方向坐标为 L_3 ,由 L_3 将上缘各铺层块信息 u_skin 分割出两扭转盒铺层块信息,同理下缘也是如此;此外,点 F 和点 H 为肋纵向区域的端点,通过在肋的剖面外形中得出两端点坐标,从而计算出肋侧壁的长度,肋的厚度及材料信息则从截取的剖面信息中获得。此外肋纵向区域的两端点将整个桨叶剖面外形分割成两部分,借助三维造型软件的开放接口函数,分别计算出各扭转盒的面积、剖面大梁的面积和转动惯量,扭转刚度计算的基本数据结构如图 7 所示。

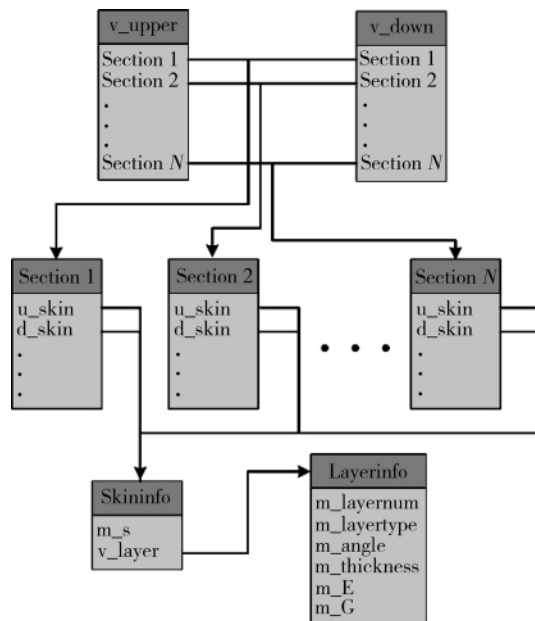


图 7 扭转刚度计算基本数据结构图

Fig. 7 Basic data structure chart for torsion stiffness calculate

通过前面各步自动解构出各扭转盒及其铺层块信息,并获得各铺层材料的剪切模量后,算法即利用前文推导的公式得出各扭转盒蒙皮及肋的长厚比,再结合各扭转盒的面积、剖面大梁的面积、材料剪切模量及转动惯量,应用第 2 节推导的公式,最终计算得出桨叶整个剖面的扭转刚度。

4 实例分析与验证

本文方法已在 CATIA 软件上利用 CAA 二次开发平台实现,应用某真实直升机尾桨进行验证,该尾桨由蒙皮、大梁、两根肋、填充物以及后缘条构成,在不同剖面具有单闭室、双闭室以及三闭室 3 种扭转盒类型,因此能够验证本文推导的 3 种扭转盒扭转刚度计算公式。其中蒙皮组成如图 8 所示,由 13 个铺层构成,各铺层信息如表 1 所示。

由桨叶各组件定义信息,构造出桨叶各组件外形,确定了分析剖面的位置,则可以解构出某一指定剖面的材料及几何信息。例如表 2 就是该桨叶在某一展向剖面位置处解构的扭转盒蒙皮铺层信息。

由表 2 可以得出该剖面为双扭转盒类型,并

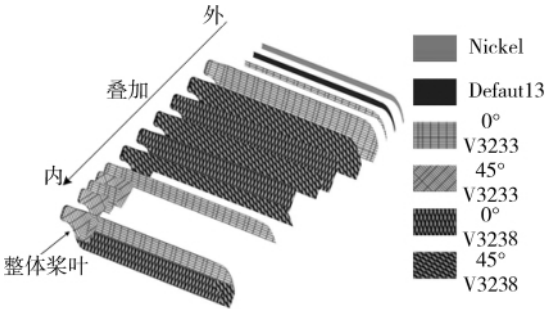


图 8 某型直升机尾桨蒙皮组成示意图

Fig. 8 Construction of a tail rotor skin

获得各扭转盒以及肋的数目、面积、包含的铺层块(segment)的数目、各铺层块的弧长、各铺层块包含的铺层数目及材料信息,其中铺层材料信息为一个二元组,二元数分别表示材料厚度及材料序号名。

根据自动解构的剖面信息,应用本文方法得出桨叶各剖面的扭转刚度。由于没有开展实物验证的条件,未能获得实际桨叶的扭转刚度,因此为验证本文方法的有效性,将获得的剖面扭转刚度特性分布曲线与目前工程中实际应用的桨叶结构分析软件——CPAO 的计算结果进行分析比对,如图 9 所示。

表 1 某型直升机尾桨叶蒙皮铺层整体参数化描述表
Table 1 Parametric definition table of a tail rotor skin

Number	Type	Angle/ (°)	Material name	Thickness/ mm	X ₁ / mm	X ₂ / mm	X ₃ / mm	X ₄ / mm	ΔY ₁ / mm	ΔY ₂ / mm	ΔY ₃ / mm	ΔY ₄ / mm
1	10		Nickel	0.6	250	1490	1690		61	42	30	22
2	10		Default13	0.13	250	1490	1690		61	42	30	22
3	10	0	V3233	0.93	250	1490	1690		61	42	30	22
4	0	0	V3233	0.31								
5	0	45	C3238	0.355								
6	1	0	C3238	0.355	1590	1590						
7	3	45	C3238	0.355	1590	1590	130		−128			
8	3	0	C3238	0.355	1490	1490	130		−128			
9	6	45	C3238	0.355	286	250	145		−50	−148		
10	6	0	V3233	0.31	246	214	138		−50	−138		
11	3	45	V3233	0.31	330	250	145		−148			
12	3	0	V3233	0.31	290	214	138		−138			
13	3	45	V3233	0.31	250	178	130		−128			

表 2 某剖面扭转盒铺层解构信息

Table 2 Cross-section torsion box layer extract information

Name	Area/ mm ²	Segment No.	Arc/ mm	Layer Num	Layer Material Information
Box1	1537.18	1	52.5317	7	{(0.6,1),(0.13,2),(0.93,3),(0.31,3),(0.355,6), (0.355,6),(0.31,3)}
		2	20.366	4	{(0.31,3),(0.355,6),(0.355,6),(0.31,3)}
		3	56.2835	2	{(0.31,3),(0.355,6)}
		4	28.0557	3	{(0.31,3),(0.355,6),(0.62,4)}
		5	36.2167	7	{(0.6,1),(0.13,2),(0.93,3),(0.31,3),(0.355,6), (0.355,6),(0.31,3)}
		6	31.0967	4	{(0.31,3),(0.355,6),(0.355,6),(0.31,3)}
		7	56.4512	2	{(0.31,3),(0.355,6)}
		8	28.1507	3	{(0.31,3),(0.355,6),(0.62,4)}
Box2	497.615	1	82.1043	2	{(0.31,3),(0.355,6)}
		2	74.6275	2	{(0.31,3),(0.355,6)}
Rib	12.4952	1	20.15	1	{(0.62,4)}

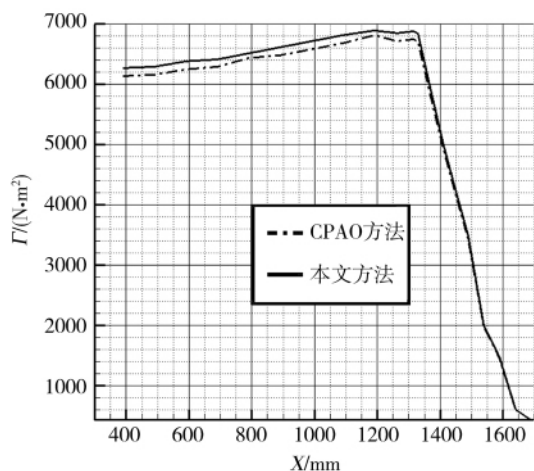


图 9 两种方法桨叶剖面扭转刚度分布对比图

Fig. 9 Cross-section torsion stiffness distribution comparison of the two methods

图 9 中, 横向表示桨叶展向位置值, 纵向表示桨叶的剖面扭转刚度特性值, 由两组曲线对比可以看出, 本文方法计算的结果与 CPAO 软件计算的结果比较吻合, 两者之间的偏差较小, 最大误差为 2.1%。此外, 本文工作同目前实际工程应用相比, 提高了桨叶模型建模和剖面扭转刚度数据准备工作的效率, 本文方法可以无缝嵌入于整个桨叶设计流程, 在整个设计过程中, 只在数据准备时需要软件的交互操作, 而这些交互操作是以

智能向导的方式进行, 使用非常简单、方便, 通过半小时就能自动完成桨叶各组件外形三维建模及桨叶各剖面扭转刚度计算的全部过程; 而在实际工程应用中, CPAO 软件主要是进行桨叶结构分析, 与桨叶模型建模过程是相互独立的, 而 CPAO 软件进行剖面扭转刚度计算的数据准备工作是由工程设计人员依据设计方案、桨叶数模及其设计思想, 通过手动编制二维剖面描述文件来完成的, 通常该过程花费的时间约为 3~4 h。因此, 一次桨叶结构设计过程, 本文方法就能提高 2~3 h, 而桨叶结构设计是一个迭代寻优的过程, 因此本文方法在计算效率的优越性就显得更为突出。

5 结 论

本文提出的基于精确参数化定义的复合材料桨叶剖面扭转刚度计算方法, 充分考虑了复合材料蒙皮铺层的复杂结构以及梁、肋等组件的细节几何模型, 同时计算方法采用解析表达, 并由提出的铺层块、等效厚度以及长厚比概念, 将复杂的积分运算转化为简单的数值叠加运算, 且组件的参数化描述、桨叶三维几何建模、二维剖面几何解构、剖面刚度计算完全集成于桨叶设计过程自动完成。工程应用验证表明本文提出的方法和开发的软件能够准确、高效地实现直升机复合材料桨

叶剖面扭转刚度计算. 下一步将在本文工作的基础上实现其他桨叶结构特性参数的计算,并进一步开展桨叶结构优化的研究.

参考文献:

- [1] 路录祥. 直升机结构与设[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- [2] Fung Y C. An introduction to the theory of aeroelasticity [M]. New York: Dover Publi Inc. ,1993.
- [3] Bauchau O A. A beam theory for anisotropic materials[J]. Journal of Applied Mechanics, 1985, 52(2): 416-422.
- [4] Giavotto V, Borri M, Mantegazza P, et al. Anisotropic beam theory and applications[J]. Computer Structures, 1983, 16(1-4): 403-413.
- [5] Hodges D H, Atilgan A R, Cesnik C E S, et al. On a simplified strain energy function for geometrically nonlinear behavior of anisotropic beams[J]. Composites Engineering, 1992, 2(5-7): 513-526.
- [6] Johnson E R, Vasiliev V V, Vasiliev D V. Anisotropic thin-walled beams with closed cross-sectional contours [J]. AIAA Journal, 2001, 39(12): 2389-2393.
- [7] Vlasov V Z. Thin-walled elastic beams[M]. Washington D C: National Science Foundation, 1961.
- [8] Mansfield E H, Sobey A J. The fiber composite helicopter blade, Part 1: stiffness properties Part 2: prospects for aeroelastic tailoring[J]. Aeronautical Quarterly, 1979, 30(2): 413-449.
- [9] Mansfield E H. The stiffness of a two-cell anisotropic tube [J]. Aeronautical Quarterly, 1981, 32(4): 338-353.
- [10] Chandra R, Chopra I. Experimental and theoretical analysis of composite I-beams with elastic couplings [J]. AIAA Journal, 1991, 29(12): 2197-2206.
- [11] Chandra R, Stemple A D, Chopra I. Thin-walled composite beams under bending, torsional and extensional loads[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(7): 619-626.
- [12] Worndle R. Calculation of the cross section properties and the shear stresses of composite rotor blades[J]. Vertica, 1982, 6(2): 111-129.
- [13] Bauchau O A, Hong C H. Finite element approach to rotor blade modeling[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1987, 32(1): 60-67.
- [14] Kosmatka J B. Structural dynamic modeling of advanced composite propellers by the finite element method[D]. Los Angeles: University of California, 1986.
- [15] 向锦武, 张晓谷, 赵翔. 直升机旋翼桨叶截面刚度的有限元计算[J]. 航空动力学报, 1998, 13(2): 206-208. XIANG Jinwu, ZHANG Xiaogu, ZHAO Xiang. A calculation of cross-sectional stiffness of composite helicopter blade[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 206-224. (in Chinese)
- [16] Chakravarty U K. Section builder: an innovative finite element tool for analysis and design of composite rotor blade cross-sections[J]. Composite Structures, 2010, 92(2): 284-294.
- [17] Oden J T. Mechanics of elastic structures[M]. New York: McGraw-Hill Inc. , 1967: 47-55.
- [18] 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[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(5): 595-600. YANG Jianling, ZHANG Liyan, FANG Yonghong, et al. Structure design for composite rotor blade based on parametric module definition[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(5): 595-600. (in Chinese)
- [19] 杨建灵, 张丽艳, 周少华, 等. 直升机复合材料桨叶铺层三维几何建模方法[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 199-205. YANG Jianling, ZHANG Liyan, ZHOU Shaohua, et al. Geometric modeling of composite helicopter rotor blade plies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 199-205. (in Chinese)
- [20] YANG Jianling, ZHANG Liyan. Rotor SIM: a coupled multidisciplinary simulation integration framework for helicopter rotor blade design[C] // Proceeding of 2009 WRI World Congress on Software Engineering. Xiamen: WCSE, 2009: 456-460.