

一种高空飞艇螺旋桨结构多目标优化设计方法

程俊杰,王海峰,尚玲玲,喻天翔
(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘 要: 为了远离旋转激振力的影响避免桨叶共振,需要提高桨叶的弯曲频率,这不可避免的会增加质量。为了解决低质量与高频率之间的矛盾,提出了一种螺旋桨两目标优化方法。以桨叶最小质量和最大弯曲频率作为两个优化目标,以复合材料的铺层角度、铺层厚度和铺层区域作为设计变量,以最大应变、桨尖最大位移和桨叶 50%、75% 和 85% 剖面处的扭转角作为约束,使用非支配排序遗传算法(NSGA-Ⅱ)对螺旋桨进行优化设计,得到了关于质量和频率的 Pareto 解集。转速为 520 r/min 的两叶桨的转频为 8.76 Hz,穿越频率为 17.33 Hz,根据频率在 Pareto 解集上选取远离这两个点的方案。通过制造与测试,得到的实物桨叶频率为 12.29 Hz,距离两个共振点都较远,有效的避免了桨叶共振。

关 键 词: 高空飞艇;螺旋桨;复合材料;弯曲频率;桨叶共振;多目标优化;Pareto 解集

中图分类号: V228; V214.8 **文献标志码:** A

Multi-objective optimization design method for propeller structure of a high-altitude airship

CHENG Junjie, WANG Haifeng, SHANG Lingling, YU Tianxiang
(School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To avoid the resonance of blade caused by rotating exciting force, it is necessary to increase the bending frequency of blade, but this will inevitably increase mass. In order to solve contradiction between low mass and high frequency, a two-objective optimization method of propeller was proposed. The minimum mass and maximum bending frequency were taken as two optimization objectives. The laying angle, thickness and region of the composite were taken as design variables. The maximum strain, maximum tip displacement and torsion angle at the 50%, 75% and 85% section of the blade were taken as constraints. The non-dominated sorting genetic algorithm Ⅱ (NSGA-Ⅱ) algorithm was used to optimize the propeller, and the Pareto solution of mass and frequency was obtained. The rotation frequency of the two blades at 520r/min was 8.76 Hz and the crossing frequency was 17.33 Hz. The scheme far away from these two points was selected on the Pareto solution set according to the frequency. Through manufacturing and testing, the frequency of the real blade was 12.29 Hz, which was far away from the two resonance points, but can effectively avoid the blade resonance.

收稿日期:2020-07-15
基金项目:国家自然科学基金(51675428)
作者简介:程俊杰(1995—),男,硕士生,主要从事飞行器结构设计。
通信作者:王海峰(1971—),男,副教授,博士,主要从事飞行器设计与制造、飞艇推进系统设计。E-mail:haifengwang1@163.com
引用格式:程俊杰,王海峰,尚玲玲,等.一种高空飞艇螺旋桨结构多目标优化设计方法[J].航空动力学报,2021,36(3):584-591.
CHENG Junjie, WANG Haifeng, SHANG Lingling, et al. Multi-objective optimization design method for propeller structure of a high-altitude airship[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 584-591.

Key words: high-altitude airship; propeller; composite; bending frequency; blade resonance; multi-objective optimization; Pareto solution set

高空螺旋桨的主要工作特点是,飞行速度低,大气密度低。为了提高螺旋桨的气动效率,由动量理论可知需要使用大桨径的螺旋桨^[1]。但细长的桨叶降低了挥舞方向的刚度,在结构质量要求严苛的情况下,提高桨叶弯曲频率十分困难,且旋转机械易发生共振,需要特别重视弯曲频率设计。因此提出了该类螺旋桨的结构设计核心关键是质量和弯曲频率之间的合理权衡。同时桨叶采用比强度高、比刚度大和可裁剪设计性强的复合材料可以最大限度的降低螺旋桨结构质量^[2-4]。

孟俊辉等^[5]以桨尖位移和扭转角的加权(桨尖位移占 30%,扭转角占 70%)最小作为优化目标,以铺层厚度和铺层顺序作为设计变量,以质量和强度作为约束,使用遗传算法(GA)对高空飞艇复合材料螺旋桨进行了优化。王林等^[6]以最小化质量作为优化目标,以桨叶的区域和区域厚度作为设计变量,以最大应力、最大形变、频率、屈曲和层压板的连续性作为约束,使用 GA 算法对复合材料风力机叶片进行了结构优化。安伟刚等^[7]提出了削层结构铺层的同级优化模式,以复合材料铺层角度、铺层厚度和铺层长度作为设计变量,以最小化质量为目标,使用 GA 算法对机翼进行了优化设计。张碧辉等^[8]以最小化质量和最大化扭转刚度作为两个优化目标,以复合材料铺层数量与铺层角度作为设计变量,以桨叶刚度和强度作为约束,使用带精英策略的非支配排序遗传算法(NSGA-II),完成了复合材料螺旋桨的铺层优化。金达锋等^[9]针对碳纤维增强复合材料层合板,提出削层结构铺层分级优化模式。通过将结构分解为若干子铺层并对各子铺层的位置、尺寸、铺层数以及铺层顺序进行优化,得到了满足强度和可制造性要求且质量最小的结构设计方案。陈琨等^[10]以桨叶的部件(配重、梁、前缘包铁、蒙皮和后缘条)作为设计变量,使用多种群遗传算法(MPGA)对复合材料旋翼进行了优化,降低了直升机旋翼及机体的振动载荷。

由于螺旋桨的受力特点为根部大尖部小,按照受力大的区域需要材料多的原则,优化后的桨叶铺层应该是根部厚尖部薄的削层结构。因此,本文在削层结构概念的基础上,提出了一种复合材料螺旋桨质量与频率的两目标优化方法,并得到关于质量和频率的 Pareto 解集。根据 1 阶弯曲频率实际需求,在 Pareto 解集上选取满足要求

的桨叶方案,最后与试验数据进行对比分析。

1 有限元分析

1.1 桨叶模型

螺旋桨结构形式好坏直接影响到整个螺旋桨的结构性能。本文研究的直径为 6.8 m 螺旋桨(两叶桨)使用“蒙皮-梁”的结构形式,梁为“几”字型,如图 1。其中贯穿桨根到桨尖的梁可以提高桨叶挥舞方向的刚度,也即可以提高桨叶的第 1 阶固有频率。蒙皮与梁组成的盒段可以抵抗桨叶受力后的扭转和弯曲变形,进而可以减小桨叶因变形而导致的气动效率降低。

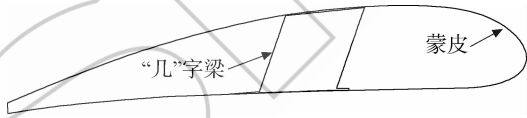


图 1 桨叶剖面图
Fig. 1 Cross section of blade

为了实现削层结构概念的桨叶优化,现将桨叶从桨毂到桨尖划分成 20 个区域,整个梁为 1 个单独区域,共 21 个区域,如图 2,图中 r_i 为第 i 个铺层的铺层区域。

1.2 有限元模型

1.2.1 网格划分与复材建模

蒙皮的外表面采用编织物进行铺设可以保持外表面光滑连续且具有较好的抗疲劳特性^[11]。本文编织物只存在于蒙皮表面(内外表面各一层),不参与优化。单向带在某一个方向具有高模量,合理的裁剪、铺设可以有效提高螺旋桨性能。考虑上述两个原因,本文使用单向带(T700)和编织物(T300)的组合形式来设计螺旋桨,单向带和编织物材料的力学性能见表 1。

使用 HyperMesh 对单片桨叶进行网格划分,为了提高计算效率与精度,主要采用四边形网格,在圆孔周围允许出现少量三角形网格。整个模型中 CTRIA 3 单元(三角形单元)有 61 个, CQUAD 4 单元(四边形单元)有 17443 个。使用 PCOMPP 类型(HyperMesh 中的一种复合材料建模属性)的复合材料铺层定义形式进行复材建模,它的建模方式和复合材料的加工过程是对应的,每一层都有指定的形状、厚度、材料和角度,整个结构由

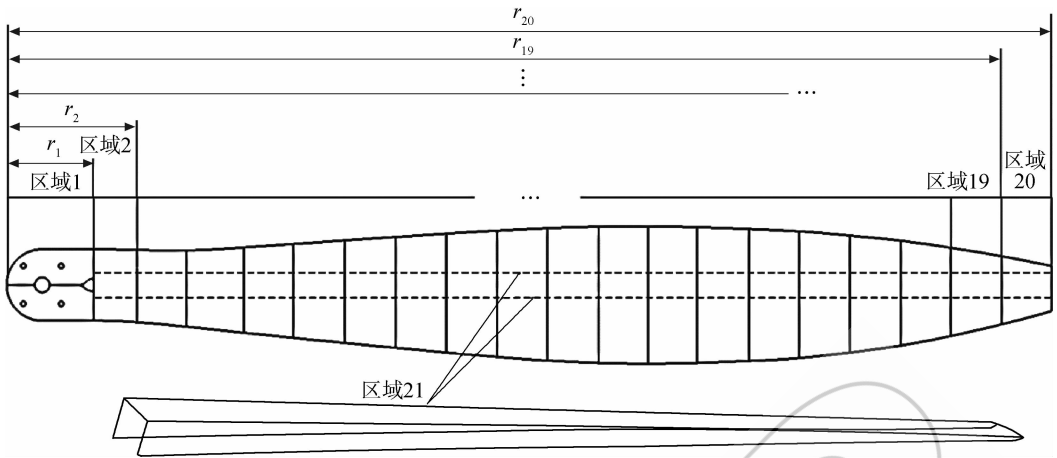


图 2 桨叶外形和区域划分示意图
Fig. 2 Blade shape and region division diagram

表 1 复合材料属性

Table 1 Composite material properties

参数	T700	T300
纵向弹性模量 E_1 /GPa	120	70
横向弹性模量 E_2 /GPa	7.3	70
切变模量 G_{12} /GPa	4.7	4.1
泊松比 μ	0.316	0.062
密度 ρ /(kg/m ³)	1580	1650
单层厚度 t /mm	0.12	0.2

这些铺层按照设计的顺序依次黏接而成。

1.2.2 载荷与约束

桨叶受到的外力有离心力、重力和气动力。选取螺旋桨最大飞行工况做为设计工况对桨叶进行铺层优化,最大飞行工况为:飞行高度为 20 km、来流风速为 10 m/s、转速为 520 r/min。沿着一 y 方向对桨叶施加重力,绕 x 轴对桨叶施加角速度为 8.67 r/s 的离心力,但对于气动力的施加需要额外处理。气动力需要事先通过 CFD 计算得出,由于气动计算网格与结构计算时的网格不同,因此需要将气动网格上的力插值到结构网格上,本文采用多点挑方法^[12-13]进行气动力加载。多点挑方法的基本思想是离气动节点近的结构多分配一些载荷,反之少分配一些。CFD 计算的气动力与多点挑插值到结构网格上的气动力数据对比见表 2,压力云图对比见图 3,表中 F_x 、 F_y 、 F_z 分别为 x 、 y 、 z 三个方向的合力, M_x 、 M_y 、 M_z 分别为 x 、 y 、 z 三个方向的合力矩。由表 2 中数据可知,气动网格向结构网格加

载时有一些误差,但误差是可以接受的。
桨叶的边界约束属于悬臂约束^[14],桨叶的桨毂区域由螺栓和法兰盘约束,螺栓限制了桨毂在 y 、 z 方向的移动,法兰限制了桨毂平面在 x 方向的移动。故在有限元模型中约束螺栓孔在 y 、 z 方向上的平动,约束桨毂平面在 x 向上的平动,如图 4。

表 2 气动网格上的力与结构网格上的力对比

Table 2 Comparison of forces on aerodynamic grids and structural grids

力与力矩	气动网格	结构网格	误差绝对值
F_x /N	-876.2	-868.1	8.1
F_y /N	-161.3	-158.1	3.2
F_z /N	12.9	13.8	0.9
M_x /(N·m)	352.6	337.3	15.3
M_y /(N·m)	-2 071	-2 050	21
M_z /(N·m)	22.1	20.2	1.9

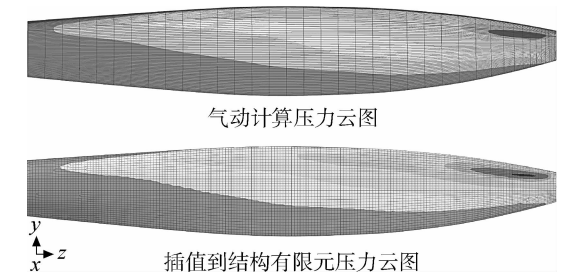


图 3 压力云图对比

Fig. 3 Pressure distribution comparison

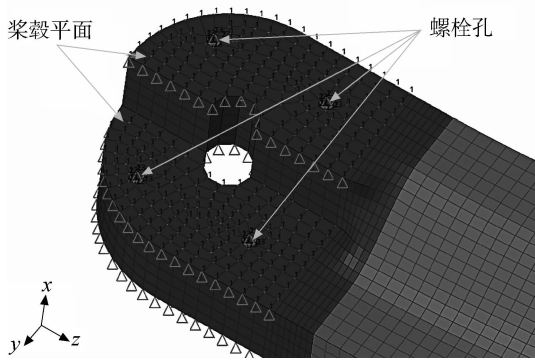


图4 桨叶的边界约束

Fig. 4 Boundary constraint of blade

2 复合材料铺层优化

对于蒙皮,首先给定一个初始铺层,每个初始铺层都有一套属于自己的设计变量(铺层厚度、铺层角度和铺层区域)。实际加工中复合材料厚度是一个离散的值,是单向带厚度的整数倍,因此铺层厚度变量是一个离散变量。航空领域一般使用 0° 、 $\pm 45^\circ$ 和 90° 这4种铺层角度,且同一铺向角的层数不宜过多。为了保证优化后的桨叶成削层结构,铺层区域(图2所示的20个区域,梁除外)这个变量的选取是有限制的,铺层区域需要从桨毂开始连续向桨尖不间断选取,这样选取的铺层区域既保证了削层结构也确保了纤维连续。对于梁,同样给定一个初始铺层,但梁是贯穿整个螺旋桨,因此只优化铺层厚度和铺层角度。

2.1 数学模型

针对本文模型,给定初始铺层(蒙皮19层、梁1层),以铺层厚度、铺层角度和铺层区域作为设计变量(梁只考虑铺层厚度和铺层角度),以复合材料的最大应变、桨尖最大位移和螺旋桨50%、75%和85%剖面处的扭转角作为约束,以最小化质量和最大化1阶固有频率作为两个优化目标,对桨叶进行优化,数学模型如下:

$$\begin{aligned}
 & \min \quad M(t_1, \dots, t_{19}, t_b, r_1, \dots, r_{19}) \\
 & \max \quad F(t_1, \dots, t_{19}, t_b, \theta_1, \dots, \theta_{19}, \theta_b, r_1, \dots, r_{19}) \\
 & \text{s. t.} \quad \epsilon \leq [\epsilon]_{\max} = 0.003 \\
 & \quad \gamma_{50\%} \leq 0.5^\circ, \quad \gamma_{75\%} \leq 0.5^\circ, \quad \gamma_{85\%} \leq 0.5^\circ \\
 & \quad D \leq 40 \text{ mm} \\
 & \quad t_i \in [0, 0.12, 0.24, 0.36, 0.48] \\
 & \quad \theta_i \in [0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 90^\circ] \\
 & \quad r_i \in [1, 2, 3, \dots, 20] \\
 & \quad i = 1, 2, 3, \dots, 19
 \end{aligned}$$

$$t_b \in [0, 0.12, 0.24, 0.36, 0.48]$$

$$\theta_b \in [0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 90^\circ]$$

其中 M 为单片桨叶质量, F 为单片桨叶第1阶固有频率。 ϵ 为桨叶最大应变,考虑到复合材料的分散性较大,取3倍安全系数,许用应变 $[\epsilon]_{\max}$ 取0.003。扭转角过大会降低螺旋桨性能,因此要对它进行约束, $\gamma_{50\%}$ 、 $\gamma_{75\%}$ 、 $\gamma_{85\%}$ 为桨叶50%、75%和85%剖面扭转角,桨叶扭转角不应超过 0.5° 。 D 为桨尖最大位移(单位:mm)。 t_i 为第 i 个铺层的厚度(单位:mm),0.12代表这层有1层单向带,0.24代表这层有2层单向带,以此类推。 t_b 为梁的厚度。 θ_i 为第 i 个铺层的角度(单位: $^\circ$)。 θ_b 为梁的铺层角度。 r_i 为第 i 个铺层的铺层区域,例如 r_{19} 表示从桨毂开始的前19个连续区域组合,参见图2。

蒙皮的初始铺层为19层,梁的初始铺层设置1层。由数学模型可知有20个铺层厚度变量,20个铺层角度变量和19个铺层区域变量(梁没有铺层区域变量),共59个设计变量。但是为了防止拉弯、拉剪耦合引起层合板翘曲,铺层应中心对称^[15-16]。因此,铺层厚度变量变为11个,铺层角度变量变为11个,铺层区域变量变为10个,将总设计变量减少为32个。

2.2 优化算法

NSGA-II算法是Deb等^[17]对NSGA算法进行改进而提出的多目标优化算法。首先将解集中的所有不能被任何其他解支配的解集挑出来记为第一层 Z_1 ,然后将这些解从解集中排除,考虑剩下所有解中所有不能被任何其它的解支配的解集挑出来记为第二层 Z_2 ,以此类推。NSGA-II算法在判断所取得解的分布好坏时引入了拥挤度的概念。因为在同一层非支配个体集合中,为了保证解的个体能均匀分布在Pareto前沿,就需要使同一层中的非支配个体具有多样性,否则,个体都在某一处“聚集”,将无法得到Pareto最优解集。

NSGA-II优化过程如下:

1) 创建一个初始父代种群 P_t (规模 N)使用交叉和变异操作产生子代种群 Q_t (规模 N)。

2) 对 P_t 和 Q_t 组成的整体 R_t (规模 $2N$)进行非支配排序,构造所有不同等级的非支配解集 $Z_1, Z_2, Z_3, \dots$ 。

3) 对分好等级的非支配解集进行拥挤距离排序,根据适应度高低得到前 N 个解,构成下一次迭代的父代种群 P_{t+1} 。

4) 重复上述 3 个步骤,直到达到迭代步数。

2.3 优化流程

本文基于上述数学模型和 NSGA-II 优化算法完成了复合材料螺旋桨的两目标优化,流程图见图 5,主要优化过程如下:

1) 对复合材料螺旋桨进行建模,施加载荷(气动力、离心力和重力)与约束,其中桨叶气动力提前通过 CFD 计算,再通过多点挑方法将气动网格上的压力插值到结构网格上。

2) 根据数学模型中的变量,对复合材料桨叶有限元模型进行参数化。

3) 使用 NSGA-II 优化算法和参数化的有限元模型驱动结构求解器进行解算。判断扭转角、桨尖最大位移和应变是否满足要求,并对质量和频率进行评估,更新种群,不断循环直到达到预设的迭代步。

4) 输出 Pareto 解集。

5) 在 Pareto 解集上,根据工程需求选择合适的样本点。

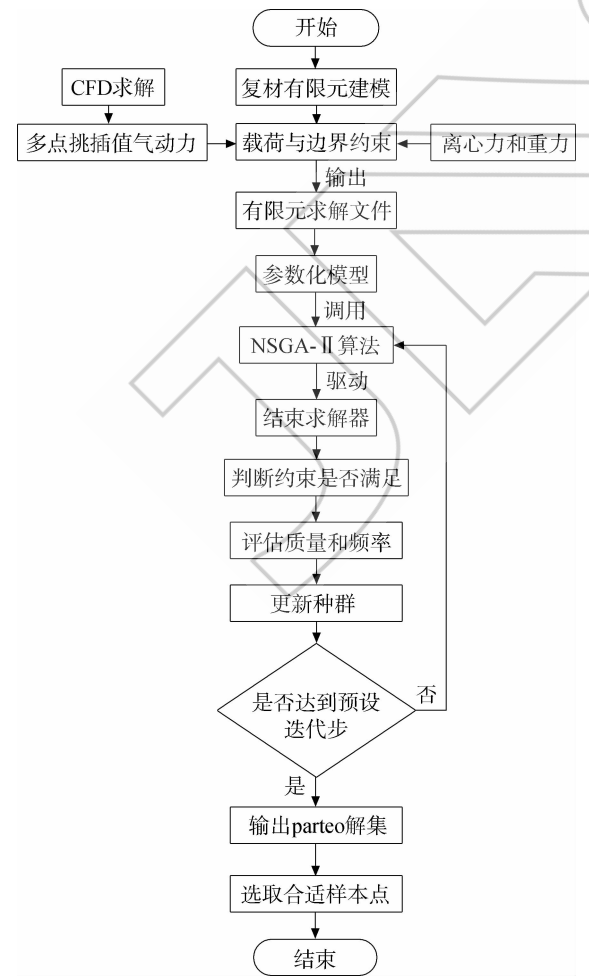


图 5 桨叶优化流程图

Fig. 5 Flow chart of blade optimization

2.4 优化结果

优化的种群规模为 20,代数为 90,总迭代步为 1800,图 6 和图 7 分别为质量和频率的迭代历程。图 8 为 Pareto 解集,横坐标为单片桨叶质量,纵坐标为频率的倒数,共包含 67 个样本点。图 9~图 11 为 Pareto 解集样本点的约束满足情况。图中 f 为桨叶频率,单位 Hz; m 为桨叶质量,单位 kg; γ 为桨叶剖面的扭转角,单位为 $^{\circ}$; ϵ 为应变; d 为桨尖

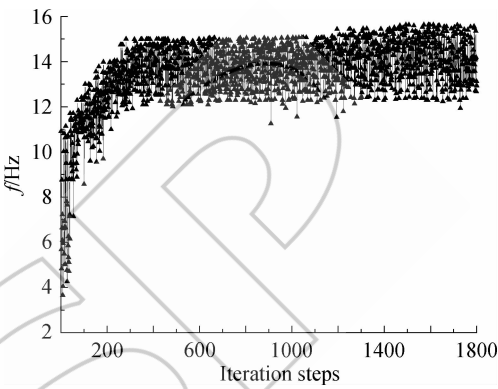


图 6 频率迭代历程

Fig. 6 Frequency iteration history

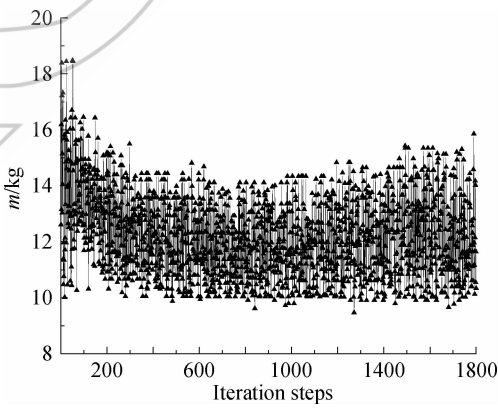


图 7 质量迭代历程

Fig. 7 Mass iteration history

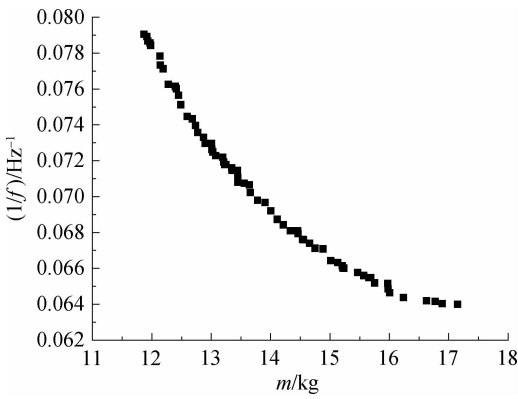


图 8 质量和频率的 Pareto 解集

Fig. 8 Pareto solution set of mass and frequency

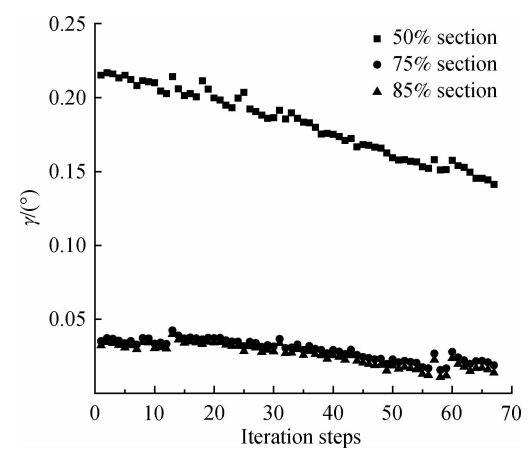


图 9 Pareto 解集上的扭转角

Fig. 9 Torsion angle on Pareto solution set

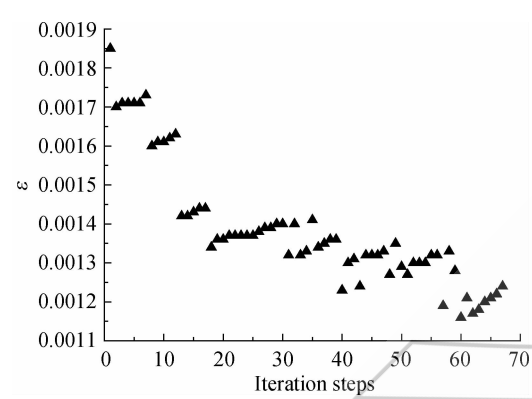


图 10 Pareto 解集上应变

Fig. 10 Strain on Pareto solution set

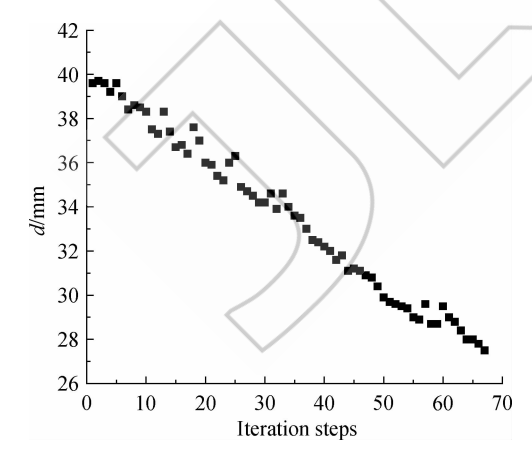


图 11 Pareto 解集上的桨尖位移

Fig. 11 Tip displacement on Pareto solution set

位移,单位 mm。

计算得到的 Pareto 解集具有较好的多样性,且 3 个剖面的扭转角、桨尖最大位移和应变均满足约束。桨叶最小质量为 11.87 kg 时对应的频率为 12.65 Hz,最大质量为 17.14 kg 时对应的频率为 15.63 Hz。理论上 Pareto 前沿上的解都可

以使用,但是实际选取的时候需要结合工程需求。对于旋转机械,为了避免桨叶共振,一般建议桨叶的固有频率与转频(f_r)、桨叶穿越频率(nf_r , n 为叶片数)保持 $\pm 12\%$ 的距离^[18]。其中重点关注桨叶 1 阶固有频率,因为桨叶 2 阶及以上频率一般距离 f_r 和 $2f_r$ 较远(若转频和穿越频率与桨叶 2 阶及以上频率接近,也需要避开)。

本文螺旋桨工作转速为 520 r/min,对应的桨叶转频为 8.67 Hz,穿越频率为 17.33 Hz。考虑 12% 的安全裕度,则可供选择的桨叶安全频率区间为(9.71, 15.25),同时 Pareto 解集上可选的频率区间为[12.65, 15.63](区间内可用的样本点),取交集后可选的频率区间为[12.65, 15.25)。由于有限元计算时并未考虑桨叶底漆、面漆和胶层的影响,因此计算的频率较“激进”,同时加工工艺也会对桨叶频率有所影响。因此为了避免由于这些因素导致实际加工出的桨叶频率下降到共振点附近,偏保守起见应该选择频率大的样本点,也即频率靠近 15.25 Hz 的样本。Pareto 解集上频率 15.20 Hz、质量为 15.57 kg 的样本点即为所选设计方案。表 3 为设计方案的铺层信息。图 12 为桨叶的应变云图,最大应变为 0.001 22,小于需用应变。图 13 为桨叶上下蒙皮和梁的应力云图,最大应力 158.1 MPa。图 14 为桨叶 1 阶挥舞振型,1 阶频率为 15.2 Hz。图 15 为桨叶的位移云图,桨尖最大位移为 27.49 mm,小于 40 mm。

表 3 设计方案的铺层信息

Table 3 Ply information of design scheme

铺层区域	角度/(°)	厚度/mm	层数	备注
1~20	45	0.2	1	最外层
1~5	0	0.48	4	
1~6	45	0.12	1	
1~6	-45	0.12	1	
1~20	0	0.24	2	
1~12	0	0.60	5	
1~10	45	0.12	1	
1~10	-45	0.12	1	
1~20	0	0.12	1	
1~11	0	0.48	4	
1~20	45	0.12	1	中间层
1~11	0	0.48	4	
1~20	0	0.12	1	

续表

铺层区域	角度/(°)	厚度/mm	层数	备注
1~10	-45	0.12	1	
1~10	45	0.12	1	
1~12	0	0.60	5	
1~20	0	0.24	2	
1~6	-45	0.12	1	
1~6	45	0.12	1	
1~5	0	0.48	4	
1~20	45	0.2	1	最内层
21	0	0.48	4	梁

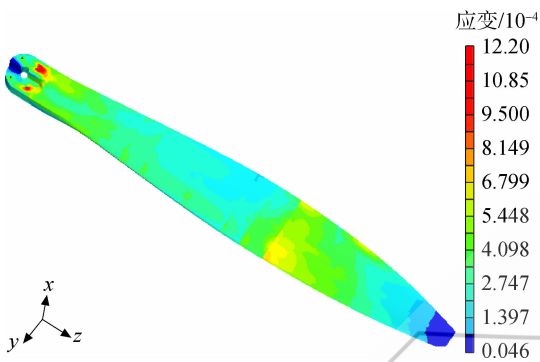


图 12 设计方案应变云图

Fig. 12 Strain distribution of design scheme

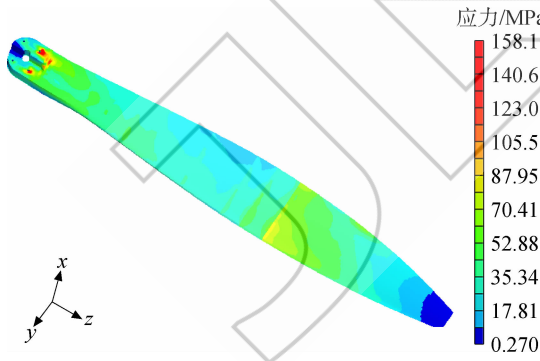


图 13 设计方案应力云图

Fig. 13 Stress distribution of design scheme

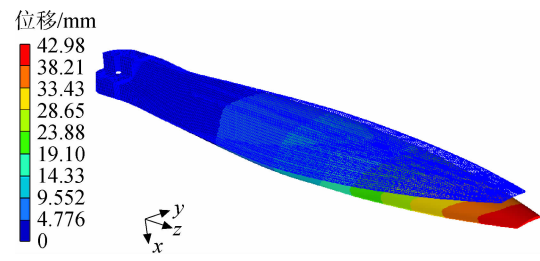


图 14 设计方案 1 阶挥舞振型

Fig. 14 First-order flap mode of design scheme

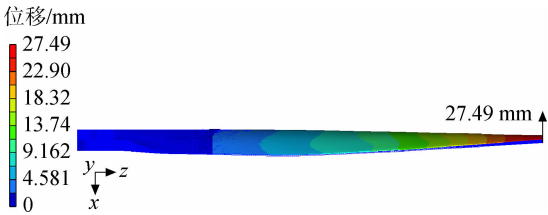


图 15 桨尖位移云图

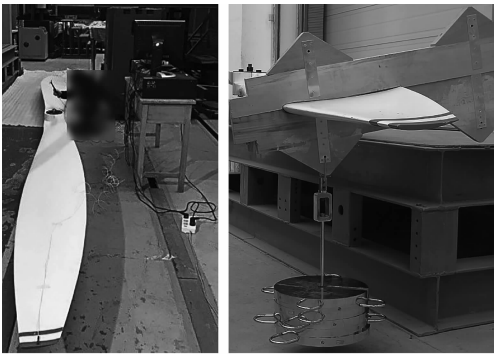
Fig. 15 Displacement distribution of blade tip

2.5 优化方案与试验对比

使用表 3 中的铺层对桨叶进行生产加工,并对桨叶的固有频率、质量和桨尖最大位移进行测量。图 16(a)为使用德国西门子 LMS 模态测试系统(复杂模态测试系统)进行固有频率测量,1 阶固有频率测量值为 12.29 Hz。图 16(b)为桨尖最大位移测量,在 75%剖面处挂载与气动力等效载荷的砝码,桨尖最大位移测量值为 25.3 mm。桨叶质量为 18.23 kg。

表 4 为桨叶测量数据和计算数据的对比,质量相差 15%(2.75 kg),因为数值仿真并未考虑底漆、面漆、胶层和桨毂预埋物的质量,这些“额外”质量大约为 3 kg。

频率降低了 2.91 Hz,这是因为叶片质量增加了,但刚度未增加,导致了频率下降,但依然位于安全区间(9.71,15.25)之内。桨尖位移误差较



(a) 固有频率测试 (b) 桨尖位移测量

图 16 固有频率测试和桨尖位移测量

Fig. 16 Natural frequency test and tip displacement measurement

表 4 桨叶测试数据与计算数据对比

Table 4 Comparison of blade test data and calculation data

参数	计算值	实验值	相对误差	相对误差百分比/%
质量/kg	15.57	18.32	2.75	15
频率/Hz	15.20	12.29	2.91	19.1
桨尖位移/mm	27.49	25.30	2.19	7.9

小,为 7.9%,这是因为增加的“额外”质量,对螺旋桨刚度的影响并不大。抛去“额外”质量的影响,计算值和测试值基本吻合。

3 结 论

本文为了解决细长体螺旋桨需要高挥舞固有频率和低质量之间的矛盾,基于削层结构理念,提出了一种以复合材料的铺层角度、铺层厚度和铺层区域作为设计变量,以复合材料的最大应变、桨尖最大位移和螺旋桨扭转角作为约束,以最小化质量和最大化 1 阶固有频率作为两个优化目标的螺旋桨结构优化方法,使用 NSGA-II 优化算法对细长体复合材料螺旋桨进行了两目标优化,得到了关于质量和频率的 Pareto 解集。

结合螺旋桨的实际运行工况,在 Pareto 解集上选择了避开共振点的样本方案,并通过与试验测试数据对比,确定方了方法的有效性。

参考文献:

[1] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.

[2] 沈真,张晓晶. 复合材料飞机结构强度设计与验证概论[M]. 上海:上海交通大学出版社,2011.

[3] 胡殿印,彭苗桥,王荣桥. 树脂基复合材料风扇叶片的优化设计[J]. 航空动力学报,2012,27(7):1630-1637.

HU Dianyin, PENG Miaojiao, WANG Rongqiao. Optimization design of resin-based composite fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1630-1637. (in Chinese)

[4] 宁莉,杨绍昌,冷悦,等. 先进复合材料在飞机上的应用及其制造技术发展概述[J]. 玻璃钢/复合材料, 2020(5):123-128.

NING Li, YANG Shaochang, LENG Yue, et al. Overview of the application of advanced composite materials on aircraft and the development of its manufacturing technology [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2020(5): 123-128. (in Chinese)

[5] MENG Junhui, HU Jie, XIAO Houdi, et al. Hierarchical optimization of the composite blade of a stratospheric airship propeller based on genetic algorithm[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2017, 56(6):1341-1352.

[6] WANG Lin, ATHANASIOS K, TAKAFUMI N, et al. Structural optimisation of vertical-axis wind turbine composite blades based on finite element analysis and genetic algorithm[J]. Composite Structures, 2016, 153:123-138.

[7] AN Weigang, CHEN Dianyue, JIN Peng. A single-level composite structure optimization method based on a blending tapered model[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(4):943-947.

[8] 张碧辉,李喜乐,周波. 复合材料螺旋桨结构多目标优化设

计[J]. 航空工程进展, 2018, 9(1):77-83.

ZHANG Bihui, LI Xile, ZHOU Bo. Mult-objective optimization of composite material propeller structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(1):77-83. (in Chinese)

[9] 金达锋,刘哲,范志瑞. 基于遗传算法的复合材料层合板削层结构铺层优化[J]. 复合材料学报, 2015, 32(1):236-242.

JIN Dafeng, LIU Zhe, FAN Zhirui. Ply optimization of composite laminate with ply drop based on genetic algorithm[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(1): 236-242. (in Chinese)

[10] 陈琨,刘勇,张呈林,等. 复合材料参数化桨叶的动力学减振优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8):1953-1960.

CHEN Kun, LIU Yong, ZHANG Chenglin, et al. Vibration reduction optimization design for parameterized composite blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8):1953-1960. (in Chinese)

[11] 韩庆,王广博,钟小平,等. 基于遗传算法的复合材料泡沫夹层板铺层优化设计[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2):183-185.

HAN Qing, WANG Guangbo, ZHONG Xiaoping, et al. Ply optimization design of foam sandwich composite panel based on genetic algorithm[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(2):183-185. (in Chinese)

[12] 安伟刚,梁生云,陈殿宇. 一种局部形式的插值方在流固耦合分析中的应用[J]. 航空学报, 2013, 34(3):541-546.

AN Weigang, LIANG Shengyun, CHEN Dianyue. Local dynamic data exchange in fluid structure interaction anlysis [J]. Acta Aeronautica et Astronartica Sinica, 2013, 4(3): 541-546. (in Chinese)

[13] 周天孝,叶天麒,李铁柏. 航空结构有限元分析指南[M]. 北京:航空工业出版社,1996.

[14] 薛鹏程,李晖,常永乐,等. 悬臂边界下纤维增强复合薄板固有频率计算及验证[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7):1754-1760.

XUE Pengcheng, LI Hui, CHANG Yongle, et al. Natural frequency calculation and validation of fiber reinforced composite thin plate under cantilever boundary[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7):1754-1760. (in Chinese)

[15] 朱启晨,陈勇,肖贾光毅. 复合材料风扇叶片铺层设计方法研究[J]. 航空发动机, 2018, 44(3):49-54.

ZHU Qichen, CHEN Yong, XIAO Jianguangyi. Study on laminate design method of composite fan blade[J]. Aero-engine, 2018, 44(3):49-54. (in Chinese)

[16] IRISARRI F X, LASSEIGNE A, LEROY F H, et al. Optimal design of laminated composite structures with ply drops using stacking sequence tables[J]. Composite Structures, 2014, 107:559-569.

[17] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

[18] DET N V. Guidelines for design of wind turbines[M]. Copenhagen, Denmark: Jydsk Centraltrykkeri, 2002.