

文章编号:1674-8190(2018)01-099-08

重载四旋翼无人机结构优化设计与强度计算

刘峰¹, 喻辉², 高鸿渐¹, 代海亮¹, 马佳¹

(1. 中国民用航空飞行学院 航空工程学院, 广汉 618307)

(2. 中国民用航空局第二研究所 通用航空研究所, 成都 610041)

摘要: 多旋翼无人机结构设计是无人机研制的重要环节, 结构优化设计方法是保证无人机安全飞行、提高无人机性能的关键。根据重载四旋翼无人机性能要求, 设计一款最大有效载荷 10 kg、可折叠、质量轻、强度高的四旋翼无人机。建立无人机结构有限元模型, 基于实际工况对机臂及中心板进行静力及屈曲分析; 对机臂及中心板的铺层方案进行优化, 校核结构强度、刚度和稳定性; 并搭建无人机静力测试平台, 完成重载四旋翼无人机结构静力加载试验。结果表明: 相对结构初始铺层方案, 机臂减重 43%, 中心板减重 35%, 全机结构累计减重 560 g; 试验测点的应变值与分析值相对误差小于 15%, 验证了无人机有限元模型和优化设计方案的可靠性。

关键词: 四旋翼; 无人机; 结构设计; 复合材料; 优化

中图分类号: TB121

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.01.013

Design Optimization and Strength Analysis of a Heavy-duty Quadrotor UAV

Liu Feng¹, Yu Hui², Gao Hongjian¹, Dai Hailiang¹, Ma Jia¹

(1. Aviation Engineering Institute, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

(2. General Aviation Research Department, The Second Research Institute of CAAC, Chengdu 610041, China)

Abstract: The structure design of the unmanned air vehicle(UAV) with multiple rotors is an important process for UAV development. The structure optimization design method is the key for flight safety and performance. A heavy-duty quad-rotor UAV is designed according to the performance requirements that is foldable, light weight, high strength and 10 kg's effective payload. The finite element model of the quad-rotor structure is established. Static and buckling analysis of the UAV arm and central plate are carried out based on the actual loading cases. The layer structures of the arm and central plate are optimized. The strength, stiffness and stability of the UAV are verified. An UAV static test platform is built, and the structure static loading test is completed. Results show that compared with the initial layout of the layer structures, the weight of the arms drops by 43%, and the weight of the central plate drops by 35%. The weight of the UAV structure drops by 560 grams. The lowest weight requirement is achieved. The strain relative error between the test value and the analysis value is less than 15%. The reliability of the UAV finite element model and the optimized layer structures are verified.

Key words: quadrotor; UAV; structure design; composite material; optimization

0 引言

现代化工、桥梁及电力建设等领域会涉及特殊环境作业问题, 由于地理环境恶劣、工作环境危险, 此类作业通常比较棘手^[1-3]。四旋翼无人机的出现能够有效解决此类问题。但普通四旋翼无人机有效载荷低、续航时间短, 无法满足作业需求。重载四旋翼无人机可为特殊环境作业提供全新平台, 四

收稿日期: 2017-08-31; 修回日期: 2017-11-13

基金项目: 国家级大学生创新创业训练项目(201510624033)

中国民用航空飞行学院成果转化与创新基金

(CJ2013-02)

中国民用航空飞行学院研究生创新项目(X2015-13)

通信作者: 高鸿渐, 1149730751@qq.com

旋翼无人机方便携带作业设备,长航时可有效提高作业效率。另外,在农业植保、地质勘测、快递运送、抢险救灾、刑事侦查及反恐等领域,重载四旋翼无人机均具有重要的应用价值^[4-8]。

目前,国内外对四旋翼无人机的研究主要集中在飞控算法领域。关于四旋翼无人机结构优化设计与强度计算领域的相关研究相对较少。V. Hrishikeshavan 等^[9]简单地进行了四旋翼飞行器的结构设计和飞行性能分析;王伟等^[10]完成了四旋翼无人机机体结构的选型和尺寸设计;田伟军等^[11]设计四旋翼无人机结构时考虑了无人机的振动特性。现大部分多旋翼无人机的结构设计主要依赖于使用经验,没有严格地进行结构应力分析和优化,甚至没有进行试验验证。有的工业级多旋翼无人机直接采用了碳纤维原丝缠绕成型的碳管,沿机臂方向纤维百分比几乎为0,在圆形安装夹头压力作用下作机动飞行时极易发生断裂,为无人机飞行安全和地面人员物资安全埋下了重大隐患。

本文根据重载四旋翼无人机设计要求,进行重载四旋翼无人机的结构设计,建立该无人机的有限元模型,完成对该无人机结构强度、刚度及稳定性的校核,对碳纤维复合材料中心板及矩形碳纤维机臂的铺层进行优化,并搭建无人机静力测试平台,完成重载四旋翼无人机结构静力加载试验。

1 总体设计与结构设计

1.1 总体设计

本文设计的重载四旋翼无人机是一架可搭载外部任务设备的、可完成特殊飞行任务的功能性四旋翼无人机,其总体设计流程如图1所示。

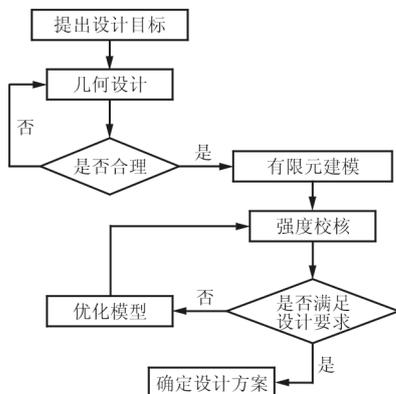


图1 总体设计流程图

Fig. 1 Overall design flow chart

重载四旋翼无人机总体性能参数如下:最大起飞重量为24 kg,最大有效载荷为10 kg,轴距为1 600 mm,空载续航为30 min,满载续航为15 min,结构强度安全系数为2.0,结构稳定性安全系数为2.0。

1.2 结构设计

重载四旋翼无人机结构主要分为中心板、机臂及起落架三部分。进行结构设计时需要考虑结构布局与控制系统、动力系统及通讯系统之间的相互协调,良好的布局设计可有效提高无人机的空间利用率及日常维护的便捷性^[12]。

重载四旋翼无人机结构设计图如图2所示。机身整体布局采用具有良好飞行稳定性和机动性的X构型^[13]。中心板为长宽均为340 mm的正方形。为了降低结构重量,在非主受力部位开有减重孔。机臂采用矩形截面管,电机可通过螺栓直接与机臂连接,既简化了结构又提高了可靠性,机臂尺寸为长600 mm、宽35 mm、高45 mm。机臂通过金属折叠头与中心板相连,折叠头可实现机臂的自由展开及收拢,减小了无人机在携行状态下的体积。起落架采用T型固定式起落架,构型简单且牢固可靠。



图2 重载四旋翼无人机设计图

Fig. 2 Structure design of heavy-duty quadrotor

2 机臂有限元分析及优化

2.1 机臂有限元模型

将设计的机臂几何模型导入有限元软件中建立机臂有限元模型。机臂为矩形管材,外形均匀规则,属于薄壳结构。选用四边形四节点单元(Quad4)二维单元对机臂模型进行网格划分。

本文选用T-3003K/934双向平纹碳纤维布复合材料对重载四旋翼无人机关键结构(机臂及中心

板)进行结构优化设计与强度计算。碳纤维复合材料的力学性能参数如表 1 所示。

表 1 碳纤维复合材料性能参数
Table1 Mechanical parameters of carbon fiber reinforced polymer

参数	数值	参数	数值
E_{1t}/MPa	2 400	E_{2t}/MPa	62 400
X_{1t}/MPa	628	X_{2t}/MPa	607
X_{1c}/MPa	655	X_{2c}/MPa	621
G_{12}/MPa	3 400	S/MPa	82
μ_{12}	0.33	$\rho/(\text{g} \cdot \text{cm}^{-3})$	1.43

重载四旋翼无人机在飞行过程中,机臂根部受金属折叠头的约束作用,端部受螺旋桨产生的垂直向上的拉力作用及电机旋转的扭矩作用。由于电机的扭矩对结构影响较小,本文分析过程只考虑螺旋桨拉力对结构产生的影响。对机臂模型在折叠头安装孔位处施加 x 、 y 、 z 三个方向位移约束,电机安装孔处施加螺旋桨的最大拉力载荷(150 N),如图 3 所示。

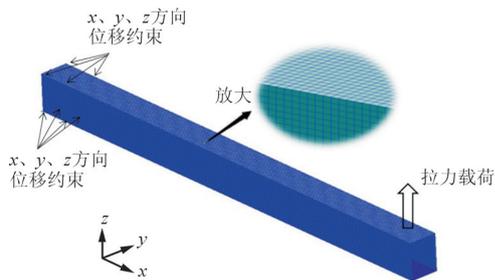


图 3 机臂有限元模型

Fig. 3 Finite element model of the arm

定义机臂铺层的 0° 方向为机臂坐标轴的 x 方向, 90° 方向为坐标轴的 y 方向。给定机臂初始铺层方案为 $[0^\circ]_7$, 机臂铺层方案示意图如图 4 所示。

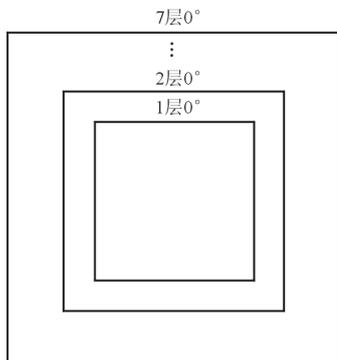


图 4 机臂铺层方案

Fig. 4 Arm lay-up construction

2.2 机臂静强度校核

采用最大应力失效准则作为结构失效判据:任何应力状态下,当结构任一应力分量达到许用值,即认为结构失效^[14]。通常,航空复合材料构件的安全系数取为 2.0^[15]。因此,本文许用应力取为材料破坏应力的二分之一。

可根据下式计算结构强度 F 及失稳临界载荷 F_{per} :

$$F = \frac{[\sigma]}{\sigma_{\max}} f \quad (1)$$

$$F_{per} = |\lambda_i| \cdot F_{P0} \quad (2)$$

式中: $[\sigma]$ 为许用应力; σ_{\max} 为结构当前最大应力; f 为当前载荷值; λ_i 为第 i 阶屈曲系数,且 $|\lambda_i| \leq |\lambda_m|$, 其中 λ_m 为任意阶屈曲系数; F_{P0} 为当前载荷值。

机臂正应力极值点位于机臂铺层的第七层,即最外层。机臂第 07 铺层 0° 方向正应力云图如图 5 所示。

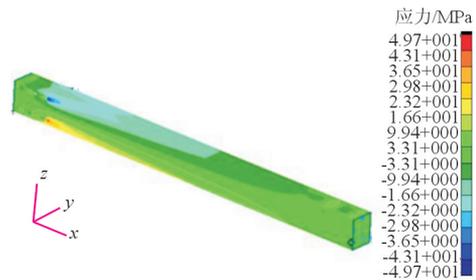


图 5 机臂第 07 铺层 0° 方向正应力云图

Fig. 5 Normal stress fringe in the zero degree direction of the No. 07 lay-up of the arm

从图 5 可以看出:由于折叠头与电机安装孔处的位移约束及螺旋桨拉力载荷作用,使得安装孔处出现应力集中现象。

对机臂进行屈曲分析,计算机臂前十阶的屈曲模态。机臂一阶屈曲模态图如图 6 所示。

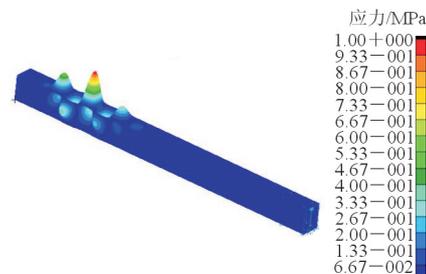


图 6 机臂一阶屈曲模态图

Fig. 6 First order buckling fringe of the arm

从图6可以看出:当机臂铺层方案为 $[0^\circ]_7$ 时,机臂一阶模态失稳部位出现于机臂根部位置。

当前拉力载荷作用下,机臂最大位移量为2.09 mm,机臂结构强度为948 N,强度系数6.32,机臂失稳临界载荷为3 552 N,稳定性系数23.68。

2.3 机臂结构铺层优化

机臂 $[0^\circ]_7$ 铺层方案下,机臂的结构强度及稳定性均高于设计强度及稳定性系数2.0的要求,出现强度及稳定性过剩情况。强度及稳定性过剩必然导致结构材料冗余,自重增加,效率降低。因此,必须对机臂铺层进行优化,使机臂既能满足设计的强度及稳定性要求,又具有相对最低的结构重量。

机臂均采用碳纤维双向平纹布 0° 铺层方式,因此只需对铺层数量进行优化。对 $[0^\circ]_3$ 、 $[0^\circ]_4$ 、 $[0^\circ]_5$ 、 $[0^\circ]_6$ 四种铺层方案分别进行计算,根据计算结果确定机臂最优铺层方案。

将各铺层方案分析结果进行处理,根据式(1)和式(2)分别计算各铺层方案下的机臂结构强度及失稳临界载荷。机臂优化设计与分析结果如表2所示。

表2 机臂优化设计与分析结果

Table 2 Arm optimization and analysis results

铺层方案	位移/mm	质量/g	强度/N	强度系数	失稳临界载荷/N	稳定性系数
$[0^\circ]_3$	5.39	93	406	2.71	284	1.89
$[0^\circ]_4$	3.84	124	543	3.62	669	4.46
$[0^\circ]_5$	2.99	155	678	4.52	1 305	8.70
$[0^\circ]_6$	2.46	186	812	5.41	2 247	14.98
$[0^\circ]_7$	2.09	217	948	6.32	3 552	23.68

从表2可以看出:既满足设计的强度及稳定性要求,又具有相对最低结构重量的最优机臂铺层方案为 $[0^\circ]_4$ 铺层方案。此铺层方案下单根机臂理论重量124 g,相比初始 $[0^\circ]_7$ 铺层方案减重约90 g,减重达43%,整机可减重约360 g。

3 中心板有限元分析及优化

中心板是重载四旋翼无人机的重要组成部分,也是主受力结构,因此须对中心板结构进行优化和强度、稳定性校核。

3.1 中心板有限元模型

设计的中心板几何模型中,安装位及非主受力部位开有部分安装孔和减重孔,孔的存在会增加有限元网格划分难度,降低网格划分质量,影响分析效率及精度。因此需要对结构模型进行简化:将全部的安装孔进行填充,消除小孔特征;合并每四分之一区域的减重小孔,形成一个整体减重孔。中心板几何模型简化图如图7所示。由于简化模型相对真实结构被弱化,因此这种简化方式是偏安全的。

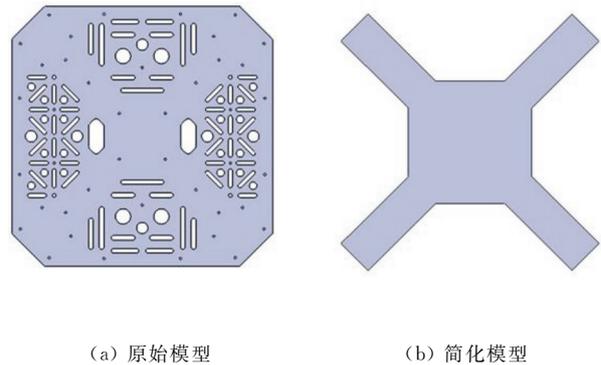


图7 中心板几何模型简化

Fig. 7 Structure simplification of central plate

采用四边形四节点单元(Quad4)对中心板进行网格划分,边界过渡区域则采用三角形三节点单元(Tria3)。上、下中心板之间的铝合金刚性支柱采用多点约束MPC进行模拟^[16]。

悬停状态是四旋翼无人机最常用、最典型的飞行状态,因此本文对无人机处于最大起飞重量下的悬停状态进行分析计算。此时,中心板所受外部载荷均通过机臂传递,为了更加真实地模拟螺旋桨拉力载荷的传递与作用,将机臂以多点约束形式固定于中心板对应安装孔位。中心板边界条件如图8所示,中心板施加的总载荷为最大起飞重量的等值载荷(240 N)。

定义中心板铺层 0° 方向为模型坐标 x 轴方向, 90° 方向为 y 轴方向。参考复合材料一般铺层设计方法,给定上、下中心板初始铺层方案均为 $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ]_5$,如图9所示。机臂铺层按照已确定的最优方案 $[0^\circ]_4$ 进行铺层。

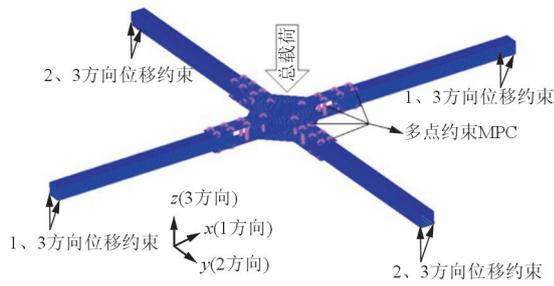


图 8 中心板边界条件

Fig. 8 Boundary conditions of central plate

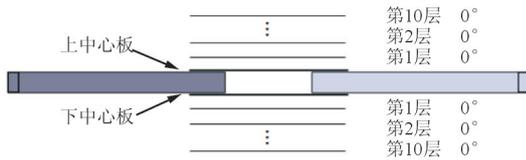


图 9 中心板铺层顺序

Fig. 9 Central plate lay-up construction

3.2 中心板静强度校核

上、下中心板应力极值均位于第 10 铺层,即最外层。中心板第 10 铺层 x 方向正应力云图如图 10 所示。

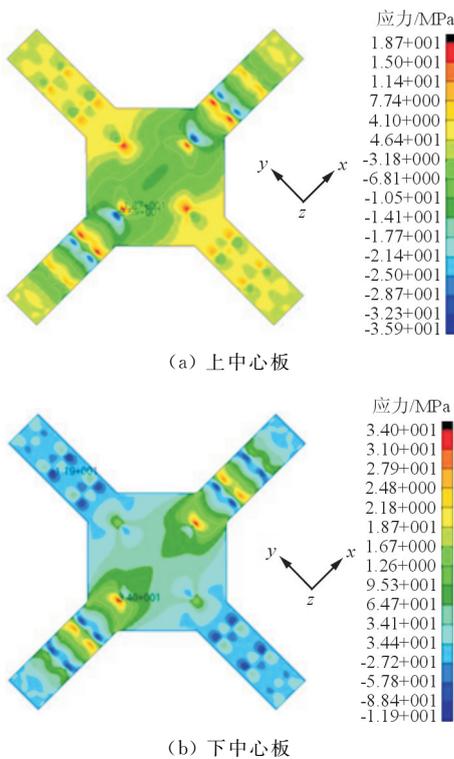


图 10 中心板第 10 铺层 x 方向正应力云图

Fig. 10 Normal stress fringe of the No. 10 lay-up of central plate in the x axis

从图 10 可以看出:中心板正应力极值点均位于最内侧支柱处,正应力分布均沿纤维主方向(x 轴方向)呈对称分布,应力云图符合结构力学特征。对组合模型进行屈曲分析,结果表明中心板一阶屈曲系数为 $\lambda_1 = 12.29$ 。

对机臂与中心板的有限元组合模型进行计算,计算结果表明:当前载荷作用下,中心板最大位移量为 0.48 mm,上中心板结构强度为 2 042 N,强度系数 8.51,下中心板结构强度为 2 148 N,强度系数 8.95,中心板失稳临界载荷为 2 949 N,稳定性系数 23.68。

3.3 中心板铺层优化

在当前中心板铺层方案下,中心板结构强度及稳定性均远高于设计指标,出现强度及稳定性过剩,因此需要对中心板铺层方案进行优化。由于复合材料具有优良的可设计性,可以通过改变中心板铺层数量及铺层角度对铺层方案进行优化^[17-18]。根据复合材料优化设计的要求,对中心板在 9 至 5 层的不同铺层数量及铺层角度进行组合,如表 3 所示。

表 3 可选中心板铺层方案

Table 3 Optional central plate laminate scheme

组别	层数	各角度铺层数			铺层顺序
		0°	±45°	90°	
a ₁	9	4	2	3	[0°/90°/45°/0°/90°] _s
a ₂	9	4	3	2	[0°/0°/45°/90°/45°] _s
a ₃	9	3	4	2	[0°/45°/90°/45°/0°] _s
b ₁	8	4	2	2	[0°/0°/45°/90°] _s
b ₂	8	2	4	2	[0°/45°/90°/45°] _s
c ₁	7	3	2	2	[0°/90°/45°/0°] _s
c ₂	7	2	3	2	[0°/45°/90°/45°] _s
d ₁	6	2	2	2	[0°/45°/90°] _s
e ₁	5	2	2	1	[0°/45°/90°] _s

上中心板强度低于下中心板强度,因此优化设计过程中使上中心板铺层数量多于下中心板。按照表 3 所述铺层方案,上、下中心板的铺层方案共有 31 种组合方式,按照总铺层数量由大到小排列如表 4 所示。

对 31 种组合方案分别进行静强度分析及屈曲分析,计算各组合方案中心板的强度、刚度及稳定

性。各方案强度曲线如图 11 所示。

表 4 中心板组合方案

Table 4 Combination scheme of central plate

组别	中心板组合方式	组别	中心板组合方式	组别	中心板组合方式
1	a ₁ b ₂	12	a ₃ c ₁	23	a ₂ e ₁
2	a ₂ b ₂	13	b ₁ c ₂	24	a ₃ e ₁
3	a ₃ b ₂	14	b ₂ c ₂	25	c ₁ d ₁
4	a ₁ b ₁	15	b ₁ c ₁	26	c ₂ d ₁
5	a ₂ b ₁	16	b ₂ c ₁	27	b ₁ e ₁
6	a ₃ b ₁	17	a ₁ d ₁	28	b ₂ e ₁
7	a ₁ c ₂	18	a ₂ d ₁	29	c ₁ e ₁
8	a ₂ c ₂	19	a ₃ d ₁	30	c ₂ e ₁
9	a ₃ c ₂	20	b ₁ d ₁	31	d ₁ e ₁
10	a ₁ c ₁	21	b ₂ d ₁		
11	a ₂ c ₁	22	a ₁ e ₁		

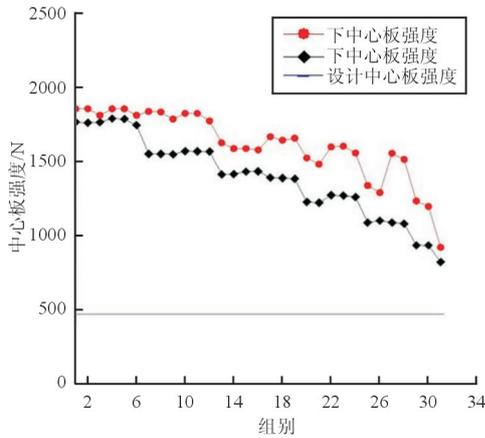


图 11 各组合中心板结构强度曲线

Fig. 11 Strength curve of central plate

从图 11 可以看出:由于碳纤维复合材料具有优异的抗拉压性能,使得各铺层组合方案中心板的结构强度均远高于设计要求。

单从强度曲线无法确定中心板最优铺层方案,各组合方案中心板失稳临界载荷曲线如图 12 所示。可以看出:随着总铺层数量的降低,中心板稳定性逐渐下降;满足设计指标且最靠近设计稳定性要求的组合共有 7 组,分别为第 17、18、19、20、21、25、26 组,第 17、18、19 组总铺层数量均为 15 层,第 20、21 组均为 14 层,第 25、26 组均为 13 层。由此可知,第 25、26 组是满足设计强度及稳定性要求

且具有最低结构重量的组合。

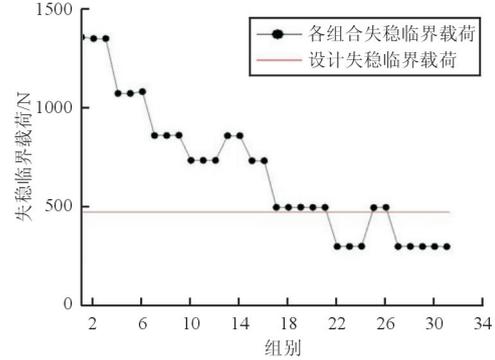


图 12 各组合临界失稳载荷曲线

Fig. 12 Critical buckling load curve of each group

第 25 组 c₁d₁ 铺层组合中心板结构强度为 1 090 N,失稳临界载荷为 501 N;第 26 组 c₂d₁ 铺层组合中心板结构强度为 1 120 N,强度系数为 4.67,失稳临界载荷为 515 N,稳定性系数为 2.14。由此可知,第 26 组 c₂d₁ 铺层组合中心板性能略高于第 25 组 c₁d₁ 铺层组合。因此,确定中心板最优铺层方案为第 26 组 c₂d₁ 铺层组合,即上中心板铺层方案为 [0°/45°/90°/45°]_s,下中心板铺层方案为 [0°/45°/90°]_s。计算可得,c₂d₁ 组合中心板理论重量为 377 g,相比初始铺层方案减重约 200 g,减重量达 35%。

4 静力试验与误差分析

对重载四旋翼无人机结构进行静力试验,并根据静力试验实际工况对有限元模型进行修正,通过测试值与分析值的对比,验证无人机有限元模型的可靠性。

4.1 结构静力试验

按照前述确定的最优铺层方案制作无人机中心板及机臂结构,并对各结构部件进行装配。在上中心板机臂延伸处沿机臂轴向两个测点(测点 1 和测点 2)粘贴应变片。四根机臂末端做简支约束,中心板加载区域为 4 cm × 4 cm 的中心正方形区域。静力试验采用三级加载形式,初始载荷为 50 N,每级载荷增量为 50 N,每级加载后记录测点应变值。测点 1、测点 2 在分级加载下的测试应变值如表 5 所示。

表 5 实测应变值

Table 5 Measured strain value

载荷/N	测点	实测应变值/ $\mu\epsilon$			应变均值/ $\mu\epsilon$
		1次采样	2次采样	3次采样	
50	测点 1	17	17	18	17.3
	测点 2	17	18	18	17.7
100	测点 1	36	37	37	36.7
	测点 2	38	39	38	38.3
150	测点 1	54	55	55	54.7
	测点 2	56	57	58	57.0

4.2 误差分析

为了对比应变测试值与分析值的误差,按照无人机结构实际形态进行有限元建模。计算测点 1、测点 2 位置处的应变值,其中模型边界条件按照测试条件施加。各测点实测值与仿真值相对误差如表 6 所示。

表 6 实测值与仿真值相对误差

Table 6 Relative error between measured value and analysis value

载荷/N	测点	应变值		相对误差/%
		实测值/ $\mu\epsilon$	仿真值/ $\mu\epsilon$	
50	测点 1	17.3	21.0	21.4
	测点 2	17.7	21.8	23.2
100	测点 1	36.7	42.0	14.4
	测点 2	38.3	43.5	13.6
150	测点 1	54.2	62.9	14.9
	测点 2	57.0	65.2	14.4

从表 6 可以看出:初始载荷下由于无人机结构本身存在一定间隙等因素,使得实测值与仿真值相对误差大于 20%;在第一级、第二级加载下,实验数据较为可靠,相对误差均在 15%以内。

由于复合材料结构本身的复杂性及制作工艺的分散性,实测值与仿真值相对误差在 15%以内是符合工程实践要求的。因此,本文建立的四旋翼无人机有限元分析模型和结构优化方案是可靠的。

5 结 论

(1) 机臂最优铺层方案为 $[0^\circ]_4$,上中心板最优铺层方案为 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/45^\circ]_s$,下中心板最优铺层方案为 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ]_s$ 。

(2) 最优铺层方案下,无人机结构强度系数为 3.62,稳定性系数为 2.14,均满足设计强度及稳定性系数高于 2.0 的要求。

(3) 当重载四旋翼无人机采用最优铺层方案时,机臂减重量达 43%,中心板减重量达 35%,整机累计减重约 560 g。有限元结构分析对无人机结构减重具有重要工程价值。

(4) 无人机结构应力集中区域主要位于中心板刚性支柱处、机臂与中心板的连接处及电机安装孔区域。

(5) 为了满足结构稳定性要求,受双向压缩状态的上中心板强度系数高于下中心板。

(6) 结构静力测试实验值与仿真值相对误差在 15%以内,本文的无人机有限元模型和结构优化设计方案是可靠的。

参考文献

- [1] 王峰, 吴江, 周国庆, 等. 多旋翼飞行器发展概况研究[J]. 科技视界, 2015(13): 6-7.
Wang Feng, Wu Jiang, Zhou Guoqing, et al. The research of multi-rotor UAV development[J]. Science & Technology Vision, 2015(13): 6-7. (in Chinese)
- [2] 何漠. 小型旋翼类无人机飞行控制系统设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
He Mo. Flight control system design for miniature rotorcraft UAV[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [3] Mahoney R, Kumar V, Corke P. Multirotor aerial vehicles: modeling, estimation, and control of quadrotor[J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2012(19): 20-32.
- [4] 张伟, 余晓伟, 余泳昌. 电动多旋翼飞行器的特点及其在农业中的应用[J]. 现代农业科技, 2014(13): 215-218.
Zhang Wei, Yu Xiaowei, Yu Yongchang. Characteristics of electric multi rotor aircraft and its application in agriculture [J]. Modern Agricultural Science and Technology, 2014(13): 215-218. (in Chinese)
- [5] 顾文杰, 贺勇, 王成波, 等. 六旋翼农药喷洒无人机的结构设计[J]. 安徽农业科学, 2015, 43(31): 335-337.
Gu Wenjie, He Yong, Wang Chengbo, et al. Structural design of six-rotor UAV for pesticide spraying[J]. Journal of Anhui Agricultural Sciences, 2015, 43(31): 335-337. (in Chinese)
- [6] Michael N, Mellinger D, Lindsey Q, et al. The grasp multiple micro UAV testbed[J]. Robotics & Automation Magazine, 2010, 17(3): 56-65.
- [7] Lim H, Park J, Lee D, et al. Build your own quadrotor:

- open-source projects on unmanned aerial vehicles[J]. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2012(19): 33-45.
- [8] Grzonka S, Grisetti G, Burgard W. A fully autonomous indoor quadrotor[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2012, 28(1): 90-100.
- [9] Hrishikeshavan V, Black J, Chopra I. Design and performance of a quad-shrouded rotor micro vehicle[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(3): 779-791.
- [10] 王伟, 马浩, 徐金琦, 等. 多旋翼无人机标准化机体设计方法研究[J]. 机械设计与制造, 2014(5): 147-150.
Wang Wei, Ma Hao, Xu Jinqi, et al. Research on standardized design method of airframe for multi-rotor UAV[J]. Machinery Design & Manufacture, 2014(5): 147-150. (in Chinese)
- [11] 田卫军, 李郁, 何扣芳, 等. 四轴旋翼飞行器结构设计与模态分析[J]. 制造业自动化, 2014, 36(2): 37-39.
Tian Weijun, Li Yu, He Koufang, et al. Structure design and modal analysis of the quadrotor helicopter flight[J]. Manufacturing Automation, 2014, 36(2): 37-39. (in Chinese)
- [12] 刘峰, 高鸿渐, 喻辉, 等. 基于有限元的四旋翼无人机碳纤维结构优化设计与固有模态分析[J]. 玻璃钢复合材料, 2017(4): 17-23.
Liu feng, Gao Hongjian, Yu Hui, et al. The optimization design of quadrotor UAV carbon fiber structure and natural vibration analysis based on finite element method[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2017(4): 17-23. (in Chinese)
- [13] 方璇, 钟柏成. 四旋翼飞行器的研究与应用[J]. 上海工程技术大学学报, 2015, 29(2): 113-118.
Fang Xuan, Zhong Bocheng. Research and application of four-rotor aircraft[J]. Journal of Shanghai University of Engineering Science, 2015, 29(2): 113-118. (in Chinese)
- [14] 沈观林, 胡更开, 刘彬. 复合材料力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2013.
- Shen Guanlin, Hu Gengkai, Liu Bin. Mechanics of composite materials [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013. (in Chinese)
- [15] 李威, 郭权锋. 碳纤维复合材料在航天航空领域的应用[J]. 中国光学, 2011, 4(3): 202-212.
Li Wei, Guo Quanfeng. Application of carbon fiber composites to cosmonautic fields[J]. Chinese Journal of Optics, 2011, 4(3): 202-212. (in Chinese)
- [16] Ali A, Ting Weiyao, Aziz N A, et al. Simulation and experimental work of single lap bolted joint tested in bending[J]. Suranaree Journal of Science and Technology, 2007, 14(4): 331-345.
- [17] Olhoff N, Lund E. Finite element based engineering design sensitivity analysis and optimization[J]. Solid Mechanics and Its Applications, 1995, 25: 1-45.
- [18] 修英姝, 崔德刚. 复合材料层合板稳定性的铺层优化设计[J]. 工程力学, 2005, 22(6): 212-216.
Xiu Yingshu, Cui Degang. Ply optimization design for stability of composite laminates [J]. Engineer Mechanics, 2005, 22(6): 212-216. (in Chinese)

作者简介:

刘 峰(1977—),男,博士,教授。主要研究方向:复合材料结构设计与维修、结构有限元分析。

喻 辉(1991—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:通用航空器作业设备研发及测试。

高鸿渐(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:复合材料结构设计。

代海亮(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:民用航空器维修理论与技术。

马 佳(1988—),男,硕士,研究实习员。主要研究方向:民用航空器维修理论与技术。

(编辑:赵毓梅)