

文章编号 1004-924X(2014)12-3272-08

应用遗传算法优化设计机翼复合材料 蜂窝夹层结构蒙皮

丁 玲^{1,2}, 孙 辉¹, 贾宏光^{1*}, 杨洪波¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033; 2. 中国科学院大学, 北京 100039)

摘要:为提高无人机复合材料机翼蒙皮的强度,应用遗传算法优化设计了蜂窝夹层结构蒙皮的铺层。针对复合材料结构优化变量离散化的特点,设计了应用整数编码策略的遗传算法,并根据 Tsai-Wu 准则提出了适应度函数,参考复合材料的铺层原则给出了约束条件。然后,通过优化设计得到了最佳的蒙皮复合材料结构铺层方案。最后,通过有限元分析及静力试验验证了复合材料蜂窝夹层结构蒙皮设计的合理性。试验结果表明:左、右机翼翼梢的最大变形分别为 116.02 mm 和 105.36 mm,小于性能要求的 180 mm。探伤测试显示机翼复合材料结构没有出现损坏,满足机翼结构的工程指标要求。此机翼结构的无人机已成功完成了首飞试验,验证了设计结果的可信及工程可用性。

关键词:机翼蒙皮;复合材料;蜂窝夹层;铺层顺序优化;遗传算法;蔡-吴准则

中图分类号:V224;V257 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20142212.3272

Optimization design of composite wing skin with honeycomb sandwich by genetic algorithm

DING Ling^{1,2}, SUN Hui¹, JIA Hong-guang^{1*}, YANG Hong-bo¹

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*

** Corresponding author, E-mail: jiahg@ciomp.ac.cn*

Abstract: To improve the strength of composite wing skin of a Unmanned Aerial Vehicle(UAV), the stacking sequence of honeycomb sandwich structure wing skin was designed optimally by a genetic algorithm. According to the design variables' discrete characteristics of the composite, the genetic algorithm based on an integral code strategy was presented. In consideration of the Tsai-Wu criterion, the fitness function was proposed and the constrain conditions were given by the stacking sequence principle of composite laminate layout. Then, the optimized stacking sequence scheme for skin composite structure was obtained by optimization design. Finally, the rationality of the composite laminate layout was verified by finite element analysis and static experiments. The experimental results show that the maximum deformations of the left and right wing tips are 116.02 mm and 105.36 mm, respectively.

收稿日期:2013-11-15;修订日期:2014-01-27.

基金项目:中国科学院三期知识创新工程资助项目(No. YYYJ-1122)

ly, which meet the requirements that the best deformation is less than 180 mm. Ultrasonic inspection was performed and no damage is detected, which means that the wing structure meets the demands of engineering applications. An UAV with the composite wing skin was flown out successfully, and it verifies the feasibility of proposed design.

Key words: wing skin; composite material; honeycomb sandwich; stacking sequence optimization; genetic algorithm; Tsai-Wu criterion

1 引言

大量无人机的研究经验表明,机体重量组成中主承力构件占 70% 以上,只有将具有高比强度、高比模量的复合材料^[1]用在机翼等主承力构件上才能获得好的应用效益。1995 年,美国诺斯罗普·格鲁曼公司为美国空军研制的“全球鹰”高空长航时无人侦察机,翼展为 35.5 m,蒙皮为复合材料层压板结构,自身可承载弯曲载荷,由单向带预浸料制成,翼内前后缘均为蜂窝夹层结构^[2]。2011 年,诺斯罗普·格鲁曼公司为美国海军研制的 X-47B 无人机,最大翼展为 18.92 m(折叠后 9.41 m),机翼蒙皮由碳/环氧复合材料制成。美国国家航空航天局(NASA)研制的 Helios 太阳能无人机,翼展为 75 m,全翼分成 6 段,主要采用碳纤维增强环氧树脂复合材料,利用复合材料的非对称和非均衡产生的耦合效应,把复合材料结构刚度和结构弹性设计完美结合起来,是复合材料机翼设计的成功典范之一^[3]。国内复合材料在无人机上的应用起步比较晚,“翔龙”、“暗剑”等机身使用了大量的先进复合材料,复合材料尾翼等次承力结构已在多种型号中得到应用,而复合材料应用于主承力结构机翼的报道却很少。

复合材料与金属材料结构设计的差异主要在于复合材料的可设计性上,而复合材料的可设计性主要体现在充分利用复合材料铺层的各向异性特性和结构的层压特性上,通过优化设计,选取最佳铺层角、铺层百分比和铺层顺序^[4],以得到满足性能要求的最佳结构。

针对复合材料层压板铺层顺序的研究很多,但是将复合材料蜂窝结构铺层顺序的优化应用到无人机机翼的研究国内还比较少。文献^[5]采用遗传算法与有限元相结合的方法研究了目标函数为弯曲扭转耦合效应最大,设计变量为蜂窝结构的各铺层厚度、铺层角度、蜂窝芯的厚度及上下板

的面数的优化问题;文献^[6]基于有限元软件 PATRAN/NASTRAN 建立了适用于大型复合材料结构的优化体系,并研究了复合材料机翼盒段蒙皮结构的铺层比例及单元厚度的优化问题;文献^[7]采用整数编码的遗传算法研究了复合材料层合板的优化问题,并将优化模型应用到大型风机复合材料叶片根部强度的优化,优化后叶片根部铺层强度较原铺层上升了 17.8%,最大 Von Mises 应力下降了 33.2%;文献^[8]利用 MSC.NASTRAN 对复合材料层合梁进行了尺寸优化,并按照层合板的铺层原则得到了合理的单层铺层角度及铺层顺序;文献^[9]应用分支界限法对复合材料机翼进行了铺层顺序优化研究;文献^[10]应用遗传算法和神经网络模型确定在规定角度下的铺层层数,再应用遗传算法优化这种铺层下的铺层顺序;文献^[11]在对层压板结构参数化的基础上,采用遗传算法对复合材料结构全局进行优化设计;文献^[12-14]采用有限元和遗传算法相结合的方法进行复合材料层合板铺层优化。

基于以上方法,本文采用整数编码策略的遗传算法对某无人机复合材料蜂窝夹层结构机翼蒙皮进行了铺层顺序优化设计,针对优化结果进行了有限元分析及试验验证,得到的蒙皮结构满足设计要求。

2 蜂窝夹层结构

夹层结构通常由两块面板之间夹一层轻质芯层组成,是复合材料的常用结构,如图 1 所示。通常使用胶黏剂将面板与芯层胶接在一起。蜂窝芯材是夹层结构中常用的芯材。蜂窝作为一种轻质的结构材料,属各向异性材料,在不同的方向有不同的刚度和强度。蜂窝芯层的作用是增加夹层结构的弯曲刚度,使材料远离横截面的中性轴。通常蜂窝芯层的刚度和强度比面板的刚度和强度低很多,一般其刚度和强度可忽略,可使用标准经典

层压板理论确定相应的 A 、 B 和 D 矩阵^[15], 蜂窝芯层的存在并不改变 A 矩阵, 但是将大大影响 B 矩阵(铺层组不对称的情况下)和 D 矩阵。在蜂窝夹层结构的芯层材料及形式已经确定的情况下, 设计蜂窝夹层复合材料结构时, 可将夹层结构作为一种层压板处理, 芯层只是另外一种铺层, 而厚度等于芯层的高度^[16]。

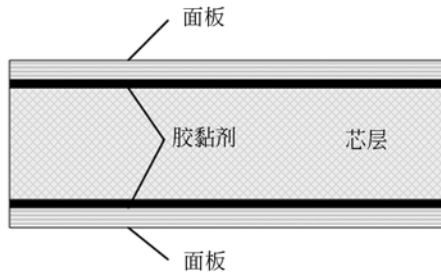
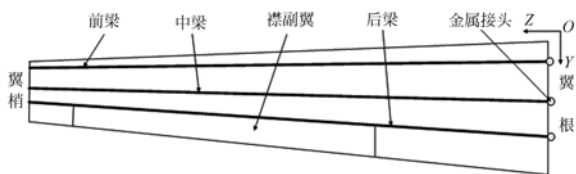


图 1 夹层结构

Fig. 1 Sandwich structure

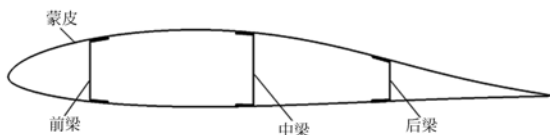
3 机翼结构模型

机翼采用三梁单块式 U 型结构, 前梁轴线沿 15% 等弦线配置, 中梁轴线沿 45% 等弦线配置, 后梁轴线沿 70% 等弦线配置, 机翼后缘 25% 弦长布置有襟副翼。机翼结构布局如图 2 所示, YO 方向为飞行方向, OZ 方向为机翼展向。三梁均采用碳纤维复合材料经热压罐成形, 机翼蒙皮采用碳纤维复合材料蜂窝夹层结构经热压罐成形,



(a) 机翼展向截面图

(a) Cross-section of wing span



(b) 机翼弦向截面图

(b) Cross-section of wing chord

图 2 机翼结构布局图

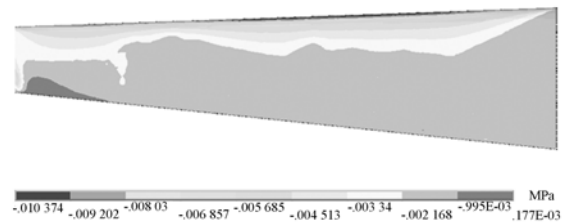
Fig. 2 Structure diagrams of wing

翼梁缘条与外蒙皮采用胶螺混合连接, 三梁在翼根处通过 TA15 插耳式结构接头与机身连接。

机翼结构在设计时应满足在最严重工况下机翼最大变形要小于 180 mm, 并且复合材料结构没有出现损坏。

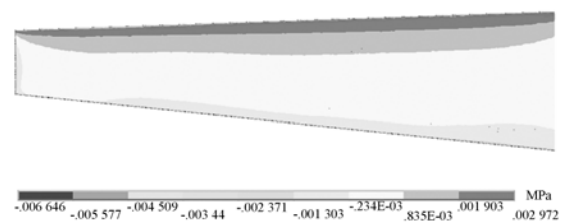
4 机翼载荷

通过对机翼进行不同工况的 CFD 仿真, 得出最严重情况下的载荷, 即 Y 向 3.8g 的过载, 采用插值方法将作用在非结构化网格上的气动载荷转换到结构化网格, 载荷分布情况如图 3 所示。



(a) 机翼上蒙皮气动载荷

(a) Aerodynamic loads on wings' upper skin



(b) 机翼下蒙皮气动载荷图

(b) Aerodynamic loads on wings' lower skin

图 3 机翼外蒙皮气动载荷

Fig. 3 Aerodynamic loads on wing skins

5 优化算法设计

由于复合材料结构铺层顺序优化中的变量为离散变量, 而遗传算法的整数编码策略在解决离散变量的寻优问题时具有独特的优势, 因此本文选用整数编码的遗传算法作为搜索最优结果的优化算法。在遗传算法寻优过程中, 随着种群的进化会产生越来越多的优良个体, 但由于选择、交叉、变异等操作的随机性, 有可能会破坏当前种群中的最优个体, 为了防止这种现象的发生, 采用最优保存策略的进化模型进行优胜劣汰操作。

算法设计时,蜂窝夹层作为单独的一层,其在层压板中的位置作为变量参与铺层优化,但是不作为层压板的首层和底层。在产生初始种群的染色体后,对每条染色体进行基因扩展,即将蜂窝夹层作为另外一个单独的基因加入已生成的染色体中,例如群体初始规模为 30,染色体(此时染色体记为父染色体)基因数为 10,父染色体生成后,将蜂窝层依次插入父染色体生成新的子染色体,分别作为子染色体的第二位到第十位基因,此时子染色体基因数为 11 个,一条父染色体被扩展为 9 个子染色体,求解时取 9 个子染色体的最优解作为父染色体的解,算法流程如图 4 所示。

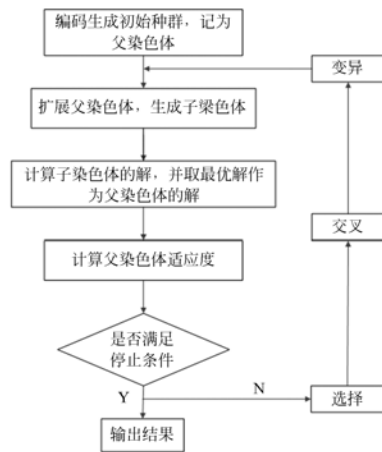


图 4 遗传算法流程图

Fig. 4 Procedure of genetic algorithm

5.1 编码

对于复合材料层压板,铺层角度一般选择为 $0, 45, -45$ 和 90° 4 种。采用遗传算法的整数编码策略,用整数 1、2、3、4 分别表示 $0, 45, -45$ 和 90° 。

5.2 约束条件

复合材料铺层设计时一般考虑以下两方面的原则:

(1) 有效传力:从稳定性和耐冲击观点考虑,层压板外表面宜选用 $\pm 45^\circ$ 铺层;从结构稳定性、减少泊松比和热应力及避免树脂直接受载考虑,建议一个构件中应同时包含 4 种角度铺层。

(2) 工艺:铺层结构设计应避免固化过程中由于弯曲、拉伸、扭转等耦合效应引起的翘曲变形和树脂裂纹。避免使用同一方向的铺层组,如果使用,不得多于 4 层;相邻铺层间夹角一般不大于 60° 。

5.3 适应度函数

复合材料铺层优化的目标是在复合材料不被破坏的情况下,强度越高越好。根据复合材料常用失效准则 Tsai-Wu 准则提出复合材料铺层优化的目标函数^[17]:

$$F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{66} \sigma_6^2 + F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 = 1, \quad (1)$$

式中:5 个强度参数分别为 $F_1 = 1/X_t - 1/X_c$; $F_{11} = 1/X_t X_c$; $F_{22} = 1/Y_t Y_c$; $F_{66} = 1/S^2$; $F_2 = 1/Y_t - 1/Y_c$; F_{12} 由实验确定。其中, X_t 和 X_c 分别为纵向拉伸和压缩强度; Y_t 和 Y_c 分别为横向拉伸和压缩强度; S 为剪切强度。

在复合材料分析时,式(1)左端小于 1 时,材料安全;等于 1 时,材料处于破坏的临界状态;大于 1 时,材料被破坏。

引入复合材料的强度比 R ,即材料某个方向的极限应力与其实际应力的比值:

$$R = \sigma_{\max, i} / \sigma_i, \quad (2)$$

其中: $\sigma_{\max, i}$ ($i = 1, 2, 6$) 为强度矢量, σ_i 为外加应力矢量。根据 Tsai-Wu 准则材料失效时应满足:

$$F_{11} \sigma_{\max, 1}^2 + F_{22} \sigma_{\max, 2}^2 + 2F_{12} \sigma_{\max, 1} \sigma_{\max, 2} + F_{66} \sigma_{\max, 6}^2 + F_1 \sigma_{\max, 1} + F_2 \sigma_{\max, 2} = 1, \quad (3)$$

将(2)式代入(3)式得:

$$(F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + F_{66} \sigma_6^2) R^2 + (F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2) R - 1 = 0, \quad (4)$$

式(4)是关于 R 的二次方程,称为复合材料强度比方程。由强度比的定义可知,当 $R > 1$ 时,结构不失效,结构若要失效,其应力还需增加 $(R - 1)$ 倍,故定义遗传算法的适应度函数为:

$$F = \min(R(k) - 1), \quad (5)$$

其中: k 为结构总层数, $R(k)$ ($k = 1, 2, \dots, n$) 为每一层的强度比。因此复合材料结构的优化过程即是寻找群体中使结构最小单层强度比为最大值的过程。

6 机翼蒙皮复合材料铺层优化

机翼蒙皮采用碳纤维复合材料蜂窝夹层结构,面板材料为 T700/环氧,其每层厚度为 0.1 mm ,上下面板总厚度为 1 mm ,因此上下面板总铺层数为 10 层,蜂窝夹层为 NOMEX 蜂窝,为了使蒙皮具有较高的损伤容限性能和抗剥裂性能,在机翼蒙皮最外层贴有一层 0.25 mm 厚的

Fabric_t700 的碳纤维布,此层在优化时作为不变量参与建模。蒙皮中各材料性能参数如表 1 所示。

表 1 机翼蒙皮各材料主要性能参数

Tab.1 Main properties of wing skin materials

材料	T700/环氧	Fabric_t700	NOMEX
轴向模量/GPa	120	56	0.3
横向模量/GPa	9	56	0.3
Z向模量/GPa	9	8	91
剪切模量 XY/GPa	4.8	4.6	0.06
剪切模量 YZ/GPa	4.8	4.6	20
剪切模量 XZ/GPa	4.8	4.6	30
泊松比(XY)	0.3	0.15	0.33
泊松比(YZ)	0.3	0.15	0.01
泊松比(XZ)	0.3	0.15	0.01
轴向许用应力/GPa	-900;1 600	-300;450	
横向许用应力/GPa	-100;60	-300;450	
剪切许用应力/GPa	18	50	

在优化设计初,每条染色体的基因数为 10,种群规模为 30,进化代数为 50,交叉概率为 0.85,变异概率为 0.1。优化过程中,首先在 Matlab 中产生初始种群,将初始种群调进 Ansys 运算,并在 Ansys 中依次取得各染色体运算结果,将运算结果在 Matlab 中进行适应度计算,根据适应度计算结果进行染色体的选择、交叉及变异,产生新一代种群,如此循环迭代,直至计算结果收敛。如图 5 所示,遗传代数为 50,但是经过 36 次迭代后,结果已经开始收敛,最终优化结果的适应度值为 0.682,因此机翼蒙皮的强度比 R 为 1.682,通过对最优个体解码得到机翼蒙皮优化后铺层结果如表 2 所示,首层为 0.25 mm 的 Fabric_t700,第八

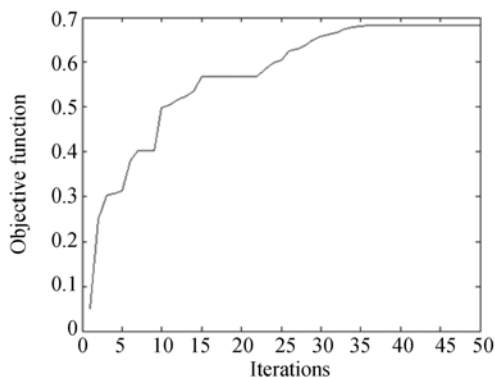


图 5 目标函数迭代曲线

Fig.5 Iterative curve of objective function

层为 NOMEX 蜂窝层。其中复合材料 0° 方向是从翼根指向翼梢的。

表 2 机翼蒙皮优化结果

Tab.2 Optimization result of wing skin

结构	铺层结果
机翼蒙皮	[0/0/0/45/-45/90/0/0/0/90/-45/45]

7 机翼结构分析及试验

7.1 机翼结构有限元分析

在 Ansys 软件中对优化得到的蒙皮铺层建立机翼的有限元模型,并将机翼载荷分别加载于机翼的上、下蒙皮。在实际无人机结构中,机翼通过翼梁根部 3 个插耳式的金属接头与机身对接,在有限元模型中为了简化分析,将 3 根翼梁在翼根处施加固定约束。

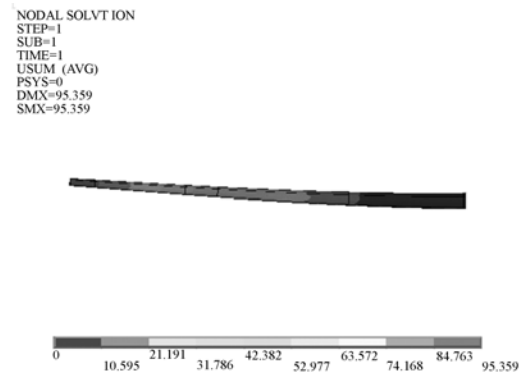


图 6 机翼结构变形图

Fig.6 Deformation figures of wing

经有限元分析后得到机翼的变形如图 6 所示,由变形图清晰可见机翼最大变形发生在翼梢部分,变形值为 95.359 mm,得到机翼蒙皮的 Tsai-Wu 失效因子如图 7 所示,可以看出机翼蒙皮 Tsai-Wu 因子均小于 1,复合材料没有出现损坏。

未经优化之前,机翼翼梢最大变形为 129.681 mm,优化之后最大变形为 95.359 mm,优化后翼梢变形较优化之前减少了 26.47%,可见机翼结构经过优化之后机翼的整体刚度有了较大的提高。

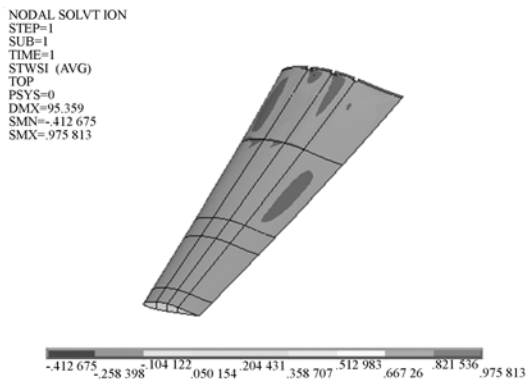


图 7 机翼蒙皮复合材料结构 Tsai-Wu 失效因子图
Fig. 7 Invalidation factor diagram of Tsai-Wu on composite wing skin

7.2 机翼结构静力试验

为了验证机翼结构设计的安全可靠性,参考国军标^[18]进行了机翼的静力强度试验。试验分为预试验和正式试验两部分;预试验以 30% 的试验载荷拉紧机翼结构,消除间隙,检查机翼结构受力情况是否正常,加载设备和仪器仪表工作是否稳定;正式试验采用分级加载方式,每次加载按照 10% 的试验载荷逐级缓慢加载,每级载荷保持 30 s 以上,当加载至 100% 载荷后,保持 3 s 以上后卸载。

7.2.1 机翼试验载荷简化

机翼试验载荷选用最严重载荷情况下的飞行载荷加上惯性载荷,即 Y 方向 3.8g 过载载荷,总载荷在确保压心不变的情况下,以集中力的形式加载,并通过杠杆系统和拉力布带,将其分布在机翼上蒙皮表面。将机翼表面压力划分为 18 个集中受力区,每个区域的集中受力分布如图 8 所示,加载过程如图 9 所示。

翼梢	116.326 N	166.894 N	189.63 N	236.572 N	333.2 N	271.068 N	翼根
	47.824 N	57.134 N	152.684 N	73.01 N	91.14 N	104.566 N	
	51.058 N	78.89 N	75.852 N	96.726 N	125.244 N	134.456 N	

图 8 机翼试验载荷分布图
Fig. 8 Distribution of wing test load

7.2.2 试验结果

由有限元分析可知最大变形发生在翼梢处,因此分别记录左右机翼翼梢的变形数据,试验过

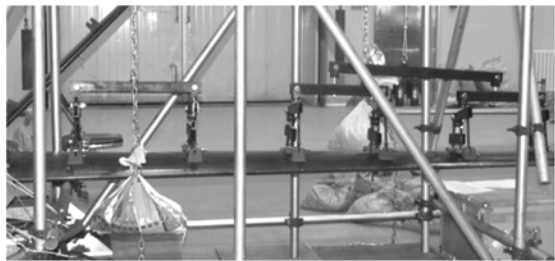


图 9 机翼结构静力试验
Fig. 9 Static test of wing

程中每次加载保持 30 s 后,记录结果如图 10 所示。

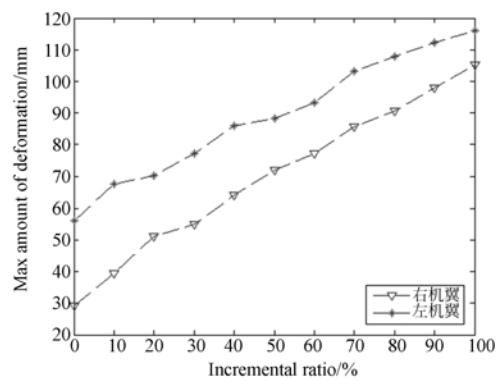


图 10 机翼翼梢静力试验变形曲线
Fig. 10 Deformation curves of static test on wing tip

图中左右翼梢有较大差异,在后续加载中左、右机翼翼梢变形一直存在大约 20 mm 的偏差,主要是由于操作人员在测量时选取测量位置存在误差以及试验机初始放置不平稳。可以看到左右机翼变化规律有细微的差别,主要是因为机翼结构在加工装配过程中存在误差。从变形曲线可以看出随着载荷的逐级增加,机翼翼梢的变形平稳增加,加载至最大载荷时,左、右机翼翼梢最大变形分别为 116.02 和 105.36 mm,均未超过总体指标给定的 180 mm。在将试验载荷完全卸除以后,机翼恢复初始状态。

在机翼结构静力试验前后分别对左右机翼进行了探伤测试,测试结果显示,在静力试验后机翼蒙皮复合材料结构没有出现损伤、破坏。设计的复合材料蜂窝夹层结构蒙皮的机翼满足性能要求。

8 结 论

本文采用整数编码的遗传算法研究了无人机

机翼复合材料蜂窝夹层结构蒙皮的铺层优化问题,通过引入复合材料强度比公式并结合 Tsai-Wu 准则,提出了机翼蒙皮的优化目标是寻找机翼蒙皮铺层中的最小单层强度比的最大值。优化后得到的机翼结构经有限元分析得机翼最大变形为 95.359 mm,试验结果测得机翼左右翼梢最大

变形分别为 116.02 和 105.36 mm,均小于指标要求的 180 mm;另外,经静力试验后机翼复合材料结构没有出现损坏,得到的结果表明设计的复合材料蜂窝夹层结构蒙皮满足机翼的性能要求。此机翼结构的无人机成功的完成了首飞试验,再一次说明了结果的可信性及工程可用性。

参考文献:

- [1] 安源,贾学志,张雷,等.基于碳纤维复合材料的空间相机高比刚度主承力板优化设计[J].光学精密工程,2013,21(2):416-422.
AN Y, JIA X ZH, ZHANG L, et al.. Optimization design of CFRP based main backbone with high stiffness ratio for space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013,21(2): 416-422. (in Chinese)
- [2] 何楠,杨加斌,高峰.先进复合材料在军用无人机上的应用动向[J].玻璃钢/复合材料,2013,2: 94-97.
HE N, YANG J B, GAO F. Application tendency of advanced composite materials for military unmanned aerial vehicles[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2013,2: 94-97. (in Chinese)
- [3] 程文礼,邱启燕,赵彬.无人机结构复合材料应用进展[J].航空制造技术,2012,18:88-91.
CHENG W L, QIU Q Y, ZHAO B. Application progress of composites for UAV[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2012, 18: 88-91. (in Chinese)
- [4] 李威,刘宏伟.空间光学传感器中碳纤维复合材料精密支撑构件的结构稳定性[J].光学精密工程,2008,16(11): 2173-2179.
LI W, LIU H W. Structure stability of precision component made of carbon fiber composite in space optical remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008,16(11): 2173-2179. (in Chinese)
- [5] 修英姝,崔德刚.复合材料蜂窝夹层结构的优化设计[J].北京航空航天大学学报,2004,30(9): 855-858.
XIU Y SH, CUI D G. Optimization design of composite sandwich structure [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2004, 30(9):855-858. (in Chinese)
- [6] 常楠,赵美英,王伟,等.基于 PATRAN/NASTRAN 的复合材料机翼蒙皮优化设计[J].西北工业大学学报,2006,24(3): 326-329.
CHANG N, ZHAO M Y, WANG W, et al.. Efficiently optimization skin of composite wing structure with PATRAN/NASTRAN [J]. *Journal of Northwestern Poly Technical University*, 2006,24 (3): 326-329. (in Chinese)
- [7] 冯消冰,黄海,王伟.基于遗传算法的大型风机复合材料叶片根部强度优化设计[J].复合材料学报,2012,29(5): 196-202.
FENG X B, HUANG H, WANG W. Strength optimization of large wind turbine blade root on the genetic algorithm [J]. *Acta Material Composite Sinica*, 2012,29(5): 196-202. (in Chinese)
- [8] 梁海洲,张元龙.复合材料蜂窝夹层结构翼梁优化设计[J].机械制造研究,2009,38(3): 3-5.
LIANG H ZH, ZHANG Y L. Optimization design of composite wing beam with honeycomb sandwich [J]. *Machine Building Automation*, 2009,38(3): 3-5. (in Chinese)
- [9] HIRANO Y, TODOROKI A. Fractal branch and bound method for stacking-sequence optimization of composite delta wing [R]. AIAA,2004:6439.
- [10] ABOUHAMZE M, SHAKERI M. Multi-objective stacking sequence optimization of laminated cylindrical panels using a genetic and neural networks [J]. *Composite Structure*, 2007,81(2): 253-263.
- [11] ZEHNDER N, ERMANNI P. A methodology for the global optimization of laminated composite structures [J]. *Composite Structures*, 2006, 72 (3): 311-320.
- [12] LIN C C, LEE Y J. Stacking sequence optimization of laminated composite structures using genetic algorithm with local improvement [J]. *Computer Structure*, 2004,63: 339-345.
- [13] MUC A, GURBA W. Genetic algorithms and finite element analysis in optimization of composite structures [J]. *Composite Structures*, 2001, 54: 275-281.
- [14] PARK J H, HWANG J H, LEE C S, et al.. Stacking sequence design of composite laminates for maximum strength using genetic algorithms

- [J]. *Composite Structures*, 2001,54: 217-231.
- [15] VLADIMIR B, OLAF W, MIKE E, *et al.*. Optimal design of a composite sandwich structure using lamination parameters [R]. AIAA,2012:1520.
- [16] 克里斯托斯·卡萨波格罗. 飞机复合材料结构设计与分析[M]. 上海:上海交通大学出版社,2011. CHRISTOS K. *Design and Analysis of Composites Structures with Application to Aerospace Structures*[M]. Shanghai: Shanghai jiaotong university press,2011. (in Chinese)
- [17] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,2001. Chinese Aeronautical Establishment. *Design Manual of Composite Structures* [M]. Beijing: Aviation Industry Press,2001. (in Chinese)
- [18] GJB 5435. 9-2005. 无人机强度和刚度规范-第 9 部分:地面试验[S]. 北京:中国人民解放军总装备部, 2005. GJB 5435. 9-2005. *Specification for unmanned aerial vehicles strength and rigidity-Part 9: Ground tests* [S]. Beijing: Chinese PLA General Armament Department, 2005. (in Chinese)

作者简介:



丁 玲(1987—),女,山东聊城人,博士研究生,2009 年于青岛科技大学获学士学位,主要从事复合材料机构设计研究。E-mail: dingling7891@126.com

通讯作者:



贾宏光(1971—),男,黑龙江五常人,研究员,博士生导师,2000 年于中科院长春光机所获得博士学位,主要从事光机电系统小型化与精确制导技术研究。E-mail: jiahg@ciomp.ac.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)