

文章编号:1674-8190(2013)02-182-04

# 基于遗传算法的复合材料泡沫夹层板铺层优化设计

韩庆,王广博,钟小平,金朋  
(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

**摘要:**机翼中泡沫夹芯结构的使用可以有效降低结构元件的重量,因此对复合材料泡沫夹层板的优化设计研究显得十分重要。基于遗传算法设计可以同时进行铺层角度和铺层厚度的优化算法,在该优化算法中采用分区优化技术及浮点数编码对铺层角度和铺层厚度设计变量进行设计。使用上述优化方法对复合材料机翼盒段泡沫夹芯蒙皮进行铺层优化设计,优化后的翼盒重量比优化前降低了38.2%。优化结果表明对复合材料机翼盒段夹芯蒙皮的优化设计可以有效地降低重量,为泡沫夹芯结构的使用提供一定的参考。

**关键词:**复合材料;泡沫夹芯;夹层结构;优化设计;遗传算法

**中图分类号:** V214.8

**文献标识码:** A

## Ply Optimization Design of Foam Sandwich Composite Panel Based on Genetic Algorithm

Han Qing, Wang Guangbo, Zhong Xiaoping, Jin Peng  
(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The use of foam sandwich in wing structure can reduce the weight of structure. So the optimization of foam sandwich composite is important. An optimization algorithm is designed to optimize angle of ply and thickness of plies simultaneously based on genetic algorithm. In the article the region division technique and the floating-point code are taken in the previous optimization design. The optimization of the ply design of the foam sandwich skin of the composite wing structure is accomplished through the previous optimization method. The optimal result is that the weight is reduced by 38.2%. The result shows that the weight will be reduced by the optimal method. The method is of certain reference for the design of foam sandwich structural.

**Key words:** composite; foam sandwich; sandwich structure; optimization design; genetic algorithm

## 0 引言

复合材料夹层结构通常采用先进的复合材料做面板,采用轻质材料做夹芯。夹层结构的弯曲刚度性能主要取决于面板的性能和两层面板之间的高度,高度越大其弯曲刚度越大。夹层结构的芯材主要承受剪应力并支持面板不失去稳定性<sup>[1]</sup>,而对夹层面板的优化设计可以有效地减轻其重量。

目前,在复合材料层合板优化方面有层合板等强度优化设计方法<sup>[2]</sup>、基于遗传算法的铺层顺序优

化<sup>[3]</sup>、分区分级优化法<sup>[4]</sup>、分两步分别优化铺层数和铺层顺序<sup>[5]</sup>等。通过上述优化方法获得的优化结果并不同时满足铺层角度和铺层厚度的结果,不是最优的结果,而本文基于遗传算法进行优化算法设计,该算法可以同时进行复合材料铺层角度和铺层厚度的设计。

## 1 复合材料机翼蒙皮的区域划分

考虑加工工艺的可行性及减重目标,将复合材料夹芯层合板沿展向划分为五个不同区域,如图1所示。各个设计区域内的单元使用同一套设计变量,各分区的上下面板由翼根到翼尖逐渐变薄,而芯材的厚度可以不受这样的限制,上述的上下面板

均采用对称铺层。同时进行不同设计区域的铺层角度和铺层厚度的优化设计。为了改善机翼蒙皮的损伤容限和保持外表面层连续光滑,蒙皮的外表面采用织物进行铺设。

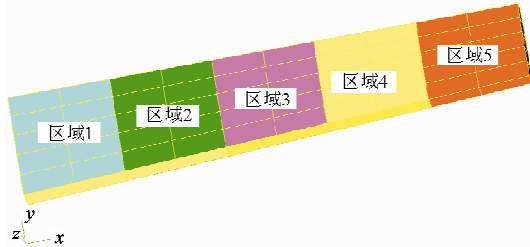


图1 机翼有限元模型

Fig.1 Finite element model of wing

## 2 基于遗传算法的优化设计

### 2.1 编码

B. Malott 等<sup>[6]</sup>采用二进制编码对夹芯板进行研究。考虑到角度设计变量分布的均匀性和降低遗传算法搜索空间,本文采用浮点数编码进行铺层设计。将角度设计变量的取值范围设为 $[-67.5^\circ, 112.5^\circ]$ ,在生成个体时将在该范围内产生一个随机数。当产生的随机数在 $[-67.5^\circ, -22.5^\circ]$ 时,角度设计变量的值为 $-45^\circ$ ;当产生的随机数在 $[-22.5^\circ, 22.5^\circ]$ 时,角度设计变量的值为 $0^\circ$ ;当产生的随机数在 $[22.5^\circ, 67.5^\circ]$ 时,角度设计变量的值为 $45^\circ$ ;而当产生的随机数在 $[67.5^\circ, 112.5^\circ]$ 时,角度设计变量的值为 $90^\circ$ 。铺层厚度设计变量的编码通过优化元素的区域划分进行设计。

### 2.2 约束条件

#### 2.2.1 应变约束

单向带及织物的许用应变的控制范围如下:

许用拉应变:  $4\ 000\ \mu\epsilon$

许用压应变:  $4\ 000\ \mu\epsilon$

许用剪应变:  $4\ 500\ \mu\epsilon$

#### 2.2.2 变形约束

翼尖处最大挠度:  $80\ \text{mm}$

翼尖处最大扭转角:  $5^\circ$

#### 2.2.3 稳定性约束

结构稳定性是飞机结构设计中最重要的问题之一,在优化设计中往往起着临界点约束作用,内

容包括对机翼蒙皮稳定性的分析,Klaus wolf<sup>[7]</sup>考虑了稳定性约束对泡沫和蜂窝夹芯层合板进行了优化设计。

泡沫夹芯层合板的轴压屈曲计算包括上下面板的屈曲应力和泡沫夹芯的剪切皱折应力计算。

(1) 上下面板的屈曲应力<sup>[8]</sup>

$$F_{c1} = \frac{N}{t_1 \left(1 + \frac{A_2}{A_1}\right)} \quad (1)$$

$$F_{c2} = \frac{N}{t_2 \left(1 + \frac{A_1}{A_2}\right)} \quad (2)$$

式中:  $t_1$  和  $t_2$  分别为上下面板的厚度;  $N$  为夹芯板单位宽度上的临界力;  $N$  和  $A_i$  ( $i=1,2$ ) 的计算详见参考文献<sup>[8]</sup>。

(2) 泡沫夹芯的剪切皱折应力<sup>[9]</sup>

$$\tau_{crimp} = \sigma_{crimp} = \frac{h^2}{(t_1 + t_2)t_c} G_c \quad (3)$$

式中:  $\tau_{crimp}$  和  $\sigma_{crimp}$  分别为剪切下和轴压下的剪切应力;  $t_1$  和  $t_2$  分别为上下面板的厚度;  $t_c$  为泡沫夹芯的厚度;  $h$  为上下面板中面间的距离;  $G_c$  为泡沫夹芯的剪切模量。

#### 2.2.4 尺寸约束

芯材的厚度  $\in [2\ \text{mm}, 20\ \text{mm}]$

#### 2.2.5 其他约束

采用标准铺层,即各单层的铺层角度限制为 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ ;同一铺层角度的铺层数不超过4层,以降低层间应力,减少开裂的发生。

### 2.3 目标函数

复合材料夹芯层合板的结构优化设计以最小化结构质量为设计目标。

### 2.4 遗传操作参数设置

该优化算例的种群规模为100,进化代数数为250,交叉概率为0.9,变异概率为 $1/n$  ( $n$ 为设计变量数),交叉分布指数 $\eta_c$ 为15,变异分布指数 $\eta_m$ 为20。

### 2.5 优化流程

优化程序通过调用Nastran软件进行分析,并对Nastran的输入文件(.bdf)和输出文件(.f06)进行读写操作<sup>[10]</sup>。通过“.f06”文件中读取的结果数据进行分析,通过优化程序改写“.bdf”文件进行

迭代优化。优化流程如图 2 所示。

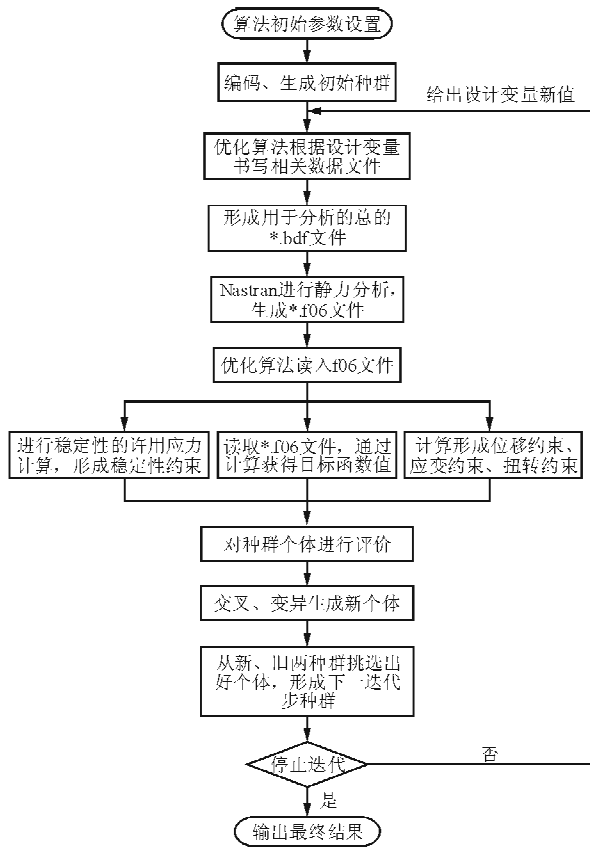


图 2 优化流程图

Fig. 2 Optimization flowchart

### 3 计算模型和优化结果

#### 3.1 机翼有限元模型

机翼有限元模型如图 1 所示, 机翼翼展为 4.2 m, 翼根弦长为 0.86 m, 翼尖弦长为 0.64 m; 整个机翼由 2 根梁、6 根翼肋、长桁、缘条和上下蒙皮构成; 将机翼蒙皮沿展向划分为五个区域, 每一区域由多个单元组成, 同一区域的铺层厚度和铺层比例相同; 翼根处的前后梁固支, 上下翼面的区域从翼根至翼尖依次为区域 1、区域 2、区域 3、区域 4、区域 5; 机翼夹层板采用的材料如表 1 所示。该模型的初始铺层设计为  $[[0/45/0_s/-45_2/90/0/-45/45_2]_s/$  泡沫夹芯  $/[0/-45/0_s/-45_2/90/0/-45/45_2]_T$ , 该铺层从翼根铺到翼尖, 上下面板采用对称铺层, 初始铺层从翼根到翼尖均为 49 层, 包含夹芯, 夹芯的厚度为 10 mm, 泡沫夹芯两侧的面板的上下面至少有一层织物。机翼的初始重量为 157 kg; 其中,  $0^\circ$  铺层比例为 41.6%,  $90^\circ$  铺层比例为 8.3%,  $\pm 45^\circ$  铺层比例为 50%。蒙皮上加气动载荷, 经过 Nastran 的静力分析, 初始的最大位移为 53.4 mm。

表 1 材料力学性能

Table 1 Mechanical properties of the materials

材 料	$E_{11}/\text{GPa}$	$E_{22}/\text{GPa}$	$G_{12}/\text{GPa}$	$\gamma_{12}$	$\rho/(10^{-6}\text{kg}\cdot\text{mm}^{-3})$	$t^{ply}/\text{mm}$
5284RTM/U3160	132	9 240	6 040	0.212 0	1.73	0.168
5284RTM/CF3031	68.2	49.86	6 080	0.042 1	1.73	0.290
RC110WF(泡沫)	0.18	—	0.070	0.290 0	0.11	—

#### 3.2 优化结果

根据结构有限元模型的数据建立优化模型, 优化目标为结构质量最小。约束条件见 2.2 节。优化结果如表 2、表 3 所示, 铺层数从最大的 49 层降为 29 层, 翼尖部分的铺层甚至降低到了 5 层。泡沫夹芯的厚度从翼根至翼尖也是顺次递减。经过该次优化, 模型的重量变为 96.97 kg; 重量降低了 38.2%, 降幅明显。经过该次优化后最大位移为 70.3 mm, 比初始位移增加了 31.6%, 但是仍然在位移约束范围之内, 使得结构更加合理, 减轻了重

量。区域 4 和区域 5 的铺层均为织物。

表 2 优化后各区域铺层厚度和铺层顺序

Table 2 Optimal result of ply thickness and ply stacking sequence of different regions

区域	层数	铺层顺序
1	29	$[90_2/0_2/45/0_2/45/0_2/90_2/$ 泡沫夹芯 $/0/-45/0/-45/0/45_2/0_2/45_2/0/-45/0/-45/0]_T$
2	13	$[90/0_4/90/$ 泡沫夹芯 $/0/0_4/0]_T$
3	9	$[90/0_2/90/$ 泡沫夹芯 $/0/0_2/0]_T$
4	5	$[90_2/$ 泡沫夹芯 $/0_2]_T$
5	5	$[90_2/$ 泡沫夹芯 $/0_2]_T$

表3 优化后各区域夹芯厚度和铺层比例

Table 3 Optimal result of sandwich thickness and ply proportion of different regions

区域	蒙皮夹芯厚度/mm	0°	±45°	90°
1	8.695 2	50%	35.7%	14.3%
2	6.459 4	83.3%	0%	16.7%
3	4.774 2	75%	0%	25%
4	3.699 0	50%	0%	50%
5	2.000 0	50%	0%	50%

从优化结果可以看出,对于复合材料泡沫夹芯蒙皮结构,由于夹层结构的上下面板主要承受面内拉伸和压缩应力,从而使优化结果中0°铺层比例增加;而90°铺层比例的增加,用于改善横向强度和调节泊松比;铺层比例减少,说明面内剪切内力比较小,而且主要由区域1的蒙皮承受。泡沫夹芯主要承受横向剪切载荷,而横向剪切载荷从翼根至翼尖在逐渐变小,所以从翼根至翼尖泡沫夹芯的厚度逐渐变薄。

## 4 结 论

(1) 采用遗传算法进行了复合材料泡沫层合板的优化设计,在满足刚度要求的前提下,对铺层角度和铺层厚度同时进行优化设计,使得结构减重38.2%。

(2) 蒙皮夹芯的厚度及纤维铺层厚度从翼根至翼尖顺次递减,从而体现了分区优化的有效性。

(3) 由于泡沫夹芯具有的结构优势和工艺优势,对复合材料泡沫夹芯层合板进行了优化设计研究,通过优化设计,达到了结构减重的目的;对复合材料泡沫夹层板的研究可以为泡沫夹芯的应用提供一定的参考。

### 参考文献

- [1] 胡培. 飞机夹层结构的设计和泡沫芯材的选择[J]. 航空制造技术, 2010(17): 94-96.  
Hu Pei. Design of sandwich structure and selection of foam core material for aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(17): 94-96. (in Chinese)
- [2] 李为吉. 复合材料结构的优化设计[J]. 宇航学报, 1990, 2(1): 78-82.  
Li Weiji. Optimum design of composite structure[J]. Journal of Astronautics, 1990, 2(1): 78-82. (in Chinese)
- [3] 晏飞, 李为吉. 基于自适应遗传算法的复合材料层合板铺层顺序优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2001, 19(1): 156-159.  
Yan Fei, Li Weiji. A stacking sequence optimization method of composite laminated panel based on an adaptive genetic algorithm[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2001, 19(1): 156-159. (in Chinese)
- [4] 张彦考, 张铎. 大型复合材料结构优化设计方法研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(3): 69-71.  
Zhang Yankao, Zhang Duo. Research on the composite structure optimization procedure[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(3): 69-71. (in Chinese)
- [5] 修英妹, 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): 201-216.  
Xiu Yingmei, Cui Degang. Ply optimization design for stability of composite laminates[J]. Engineering Mechanics, 2005, 22(6): 201-216. (in Chinese)
- [6] Malott B, Averill R C, Goodman E D, et al. Use of genetic algorithms for optimal design of laminated composite sandwich panels with bending-twisting coupling[C]. AIAA-96-1538, 1996.
- [7] Klaus wolf. Optimization of composite sandwich panels using evolutionary computation methods[C]. AIAA-2001-1277, 2001.
- [8] Edward W kuenzi, Charles B Norris, et al. Buckling coefficient for simply supported and clamped flat, rectangular sandwich panels under edgewise compression[R]. FPL-070, 1964.
- [9] Sullins R T, Smith G W, et al. Manual for structural stability analysis of sandwich plates and shells[R]. NASA CR-1457, 1969.
- [10] 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 Nan, Zhao Meiyang, Wang Wei, et al. Efficiently optimizing skin of composite wing structure with PATRAN/NASTRAN[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(3): 326-329. (in Chinese)

### 作者简介:

韩庆(1969—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器生存力技术、飞行器综合优化设计技术。

王广博(1985—),男,硕士研究生。主要研究方向:结构优化设计。

钟小平(1977—),男,博士,讲师。主要研究方向:智能优化算法。

金朋(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:复合材料结构优化设计。

(编辑:赵毓梅)