

文章编号:1674-8190(2015)01-110-06

基于遗传算法的大展弦比复合材料 机翼结构优化设计

史旭东, 陈亮, 张碧辉, 金延伟, 欧忠明

(中国航空气动力技术研究院 特种飞行器总体技术设计部, 北京 100074)

摘要: 结构减重是飞机设计的一个重要目标, 采用复合材料代替金属材料以及对结构进行优化设计可以达到减重的效果。针对一个大展弦比复合材料机翼, 采用遗传算法, 通过 Matlab 调用 Patran 进行建模分析, 以结构强度、刚度为约束条件, 同时对翼梁位置和复合材料铺层进行优化设计; 根据实际工艺要求建立复合材料铺层库, 以解决复合材料铺层变量过多的问题。结果表明: 本文提出的优化方法有效, 对工程设计有较大的指导意义; 复合材料铺层库在其他涉及复合材料铺层优化的问题中也具有广泛的应用前景。

关键词: 遗传算法; 复合材料; 大展弦比; 尺寸优化; 铺层优化

中图分类号: V224⁺.3

文献标识码: A

Structural Optimization Design of High Aspect Ratio Composite Wing Based on Genetic Algorithm

Shi Xudong, Chen Liang, Zhang Bihui, Jin Yanwei, Ou Zhongming

(General Department of Special Aerial Vehicle, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Structure lightening is one of the most important targets of the aircraft design. It can be realized by applying the composite material instead of the metal and optimizing the structure. An optimization design is done for a high aspect ratio composite wing. The design variables are the position of the spars and the composite layup. The target is to minimum the weight. The constraint conditions are the structural strength and stiffness. The optimization is done through genetic algorithm with Matlab calling Patran. The composite layup library is built to solve the problem that the number of the composite layup variables is too huge. The result shows that this optimization method is effective and it is useful in engineering design. At the same time, the composite layup library also can be widely used in other works related with composite layup optimization.

Key words: genetic algorithm; composite; high aspect ratio; size optimization; layup optimization

0 引言

飞机结构重量对飞机空重具有重要影响, 在保证飞机性能的前提下, 结构重量减轻 1%, 飞机空重可以减轻 3%~5%^[1]。应用复合材料是十分有效的减轻结构重量的方法, 将复合材料应用于无人机结构一般可以将结构重量减轻 25%~30%^[2]。

然而, 目前复合材料大都应用于舵面、蒙皮等次结构上, 在结构重量中所占比例不大, 若想进一步减重, 必须将其应用到机翼大梁等具有更高负载的主结构上^[3]。

目前, 飞机结构设计过程中已经越来越多地应用了智能优化方法。其中, 20 世纪 70 年代由美国密执安大学教授 J. H. Holland^[4]提出的遗传算法, 模拟了自然界生物种群的自然选择过程, 是目前被广泛研究的一种智能优化算法^[5]。以该算法为基础, 苟仲秋等^[6]对无人飞机翼进行了结构尺寸优化, Wan Zhiqiang 等^[7]研究了翼梁位置对机翼优

收稿日期: 2014-08-29; 修回日期: 2014-10-13

通信作者: 史旭东, shixudong328@163.com

化结果的影响,章怡宁等^[8]、修英姝等^[9]对机翼复合材料铺层进行了优化设计,王伟等^[10]则同时对机翼的布局和尺寸进行了优化设计。然而,上述研究并未涉及结构尺寸和复合材料铺层的联合优化。

本文利用遗传算法,针对一个大展弦比复合材料机翼,以机翼结构强度、刚度为约束条件,同时对结构尺寸和复合材料铺层进行优化设计,以期使机翼结构重量得到减轻。优化过程中建立复合材料铺层库,以解决复合材料铺层变量多且复杂的问题。

1 问题描述

研究模型为一个大展弦比复合材料机翼,如图 1 所示。该机翼是一个双梁式机翼,翼梁由铝合金材料制成,翼肋为复合材料结构,蒙皮为复合材料蜂窝夹层结构。在某强度、刚度约束条件下,该机翼的结构重量为 61.668 kg。本文拟采用复合材料代替铝合金翼梁,在相同强度、刚度约束条件下,对机翼进行结构优化设计。

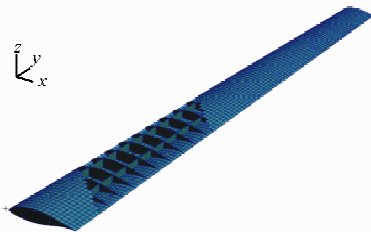


图 1 大展弦比机翼模型

Fig. 1 Model of high aspect ratio wing

2 求解流程

本文首先利用 Patran 进行参数化建模,然后利用 Matlab 建立翼梁和蒙皮的复合材料铺层库,最后在 Matlab 中编写遗传算法程序,通过反复自动调用 Patran 进行有限元分析的方式进行无人工干预的优化设计。

2.1 参数化建模

在 Patran 中进行从几何建模到结果输出的完整参数化建模过程,并将前后梁位置、蒙皮、梁的铺层数和铺层角设置成可变参数,以便在后续的结构优化过程中对这些变量进行赋值。

在划分网格时,根据该机翼各部分结构的受力特点以及已有的经验^[11],将蒙皮、梁肋腹板划分成三角形和四边形壳单元,将梁肋缘条、梁支柱划分成杆单元。得到结构的有限元模型如图 2 所示。

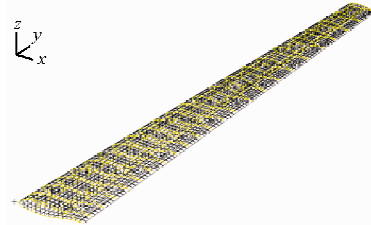


图 2 机翼有限元模型

Fig. 2 Finite element model of the wing

在加载气动载荷时,气动节点和有限元节点并非完全吻合,因此需要用到基于归一化插值的气动力加载方法。加载后的模型如图 3 所示。

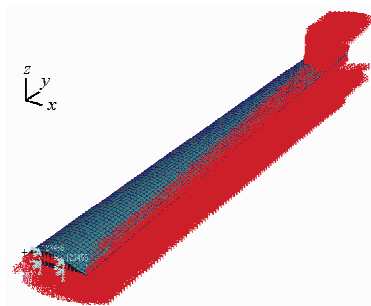


图 3 机翼载荷模型

Fig. 3 Model of the wing's loads

2.2 复合材料铺层库

复合材料的设计具有很大的自由度,其铺层数、铺层角、厚度等均可作为设计变量进行任意组合。对于本文所研究的机翼,其翼梁和蒙皮均为复合材料结构,且铺层沿展向渐变。若将上述变量都作为优化问题的设计变量,则会产生数百个设计变量,无疑给后续的遗传算法求解带来巨大困难。因此,根据复合材料铺层的工艺要求及机翼复合材料设计经验,建立复合材料铺层库,以一个编号代表一组翼梁或蒙皮的铺层方案,将上述数百个变量转化为三个变量,即蒙皮、前梁、后梁的铺层方案编号,在很大程度上简化了这一优化问题。

本文拟将翼梁和蒙皮的铺层设计成如图 4 所示的形式。翼根处的铺层数最多,沿展向采用“抽取”铺层的方式逐渐减少铺层数,直到翼梢处铺层

数最少,并且层数过渡的阶差应满足实际工艺要求。

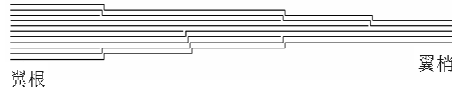


图 4 铺层方案示意图

Fig. 4 Schematic diagram of layup scheme

采用 0° 、 $\pm 45^\circ$ 、 90° 铺层和蜂窝夹层建立复合材料铺层库,每一种铺层方案必须满足以下要求:
 (1) 层合板关于中面对称;(2) $\pm 45^\circ$ 铺层数量相等;(3) 相同方向的铺层组不超过 6 层;(4) 相邻铺层的夹角不大于 60° ;(5) 每个角度铺层数至少占总铺层数的 10%;(6) 0° 铺层数不少于 90° 铺层数;(7) 最外层必须连续不间断,不可“抽取”。

在 Matlab 中编写建立铺层库的程序,首先列举出翼根的铺层方案,然后判断是否满足上述铺层要求,对满足要求的铺层进行“抽取”操作并判断是否满足要求,从而生成下一段的铺层方案,如此循环,直到产生翼梢铺层方案为止。程序生成的一种蒙皮铺层方案为第 1 段: $[-45_G/0_C/0_C/0_C/0_C/45_C/\overline{NH-1}]_s$; 第 2 段: $[-45_G/0_C/0_C/0_C/45_C/\overline{NH-1}]_s$; 第 3 段: $[-45_G/0_C/0_C/45_C/\overline{NH-1}]_s$; 第 4 段: $[-45_G/0_C/45_C/\overline{NH-1}]_s$ 。程序生成的一种翼梁铺层(翼梁采用全碳纤维铺层)方案为第 1 段: $[-45/90/45/0_3]_s$; 第 2 段: $[-45/90/45/0_2/\overline{0}]_s$; 第 3 段: $[-45/90/45/0_2]_s$; 第 4 段: $[-45/90/45/0/\overline{0}]_s$; 第 5 段: $[-45/90/45/0]_s$ 。

2.3 遗传算法优化

根据以上描述,该机翼结构优化问题可以通过如下数学表达式来描述:

$$\begin{aligned} & \text{find } \mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_7) \\ & \min M = M(\mathbf{x}) \\ & \delta_{\max}(\mathbf{x}) - [\delta] \leq 0 \\ & \alpha_{0.9}(\mathbf{x}) - [\alpha_{0.9}] \leq 0 \\ \text{s. t. } & \epsilon_{\max}(\mathbf{x}) - [\epsilon] \leq 0 \\ & x_i^l \leq x_i \leq x_i^u \quad (i=1, 2, \dots, 7) \end{aligned}$$

该问题共有七个设计变量: $x_1 \sim x_4$ 为前后梁的位置变量(如图 5 所示); $x_5 \sim x_7$ 分别为蒙皮、前梁、后梁的铺层方案编号。

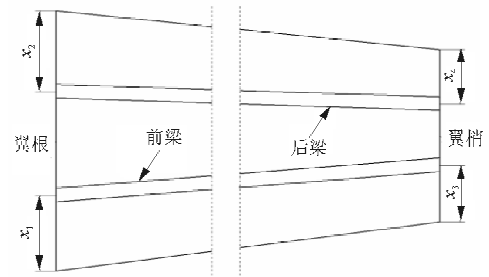


图 5 翼梁位置变量示意图

Fig. 5 Schematic diagram of the spars' position

目标函数为结构重量 M 最轻。约束条件共有四个: δ_{\max} 为机翼受载时的最大挠度(翼尖挠度), $\alpha_{0.9}$ 为距翼根 90% 展长处的扭转角度,根据机翼气动性能的要求, δ_{\max} 必须小于允许挠度 $[\delta] = 1\ 125\ \text{mm}$ 、 $\alpha_{0.9}$ 必须小于允许扭转角 $[\alpha_{0.9}] = 2^\circ$ 。 ϵ_{\max} 为结构的最大应变,根据强度要求, ϵ_{\max} 必须小于许用应变 $[\epsilon] = 0.003\ 5$ 。翼梁位置应在合理范围内,且铺层编号不能超出铺层库的编号范围。

在 Matlab 中编写遗传算法程序,优化流程图如图 6 所示。

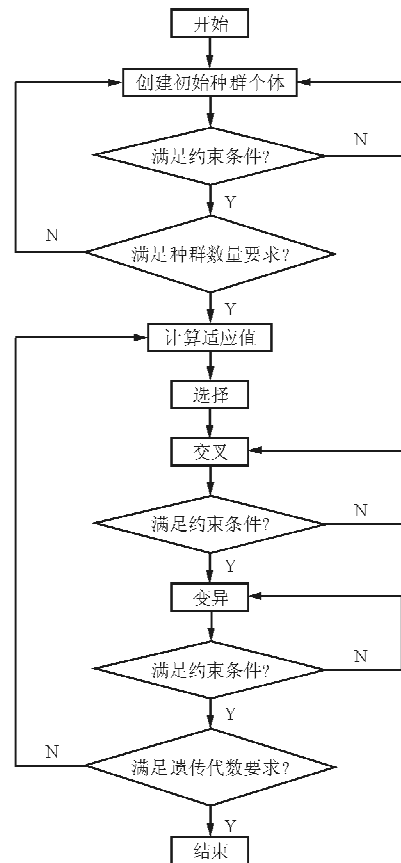


图 6 优化流程图

Fig. 6 Flow chart of optimization process

在优化设计过程中,每当出现一个新的个体,都要将这一个个体导入到 Patran 中进行分析,只有满足所有约束条件的个体才会被保留下来,这就使得种群中有效个体的数量在优化设计过程中保持不变。

设计变量中包含了四个翼梁位置变量,每一次调用 Patran 建模时,虽然机翼整体外形和翼肋位置均保持不变,但翼梁的位置会在一定范围内随机摆动,因此在有限元建模时,各节点的位置也会在小范围内变化。在模型加载时,因为气动载荷加载在有限元节点上,所以每次加载的承载位置也会随着节点位置的变化而变化。

优化过程中,最关键的步骤是适应值的选取。适应值选取的合适与否,在一定程度上决定了遗传算法的收敛速度。一代样本适应值的计算方法如表 1 所示。

表 1 适应值计算过程

Table 1 Calculation process of fitness value

样本编号	目标函数数值(M_i)	M_{max}	p_i ^①	适应值 ^② /%
1	64.04		5.13	17.78
2	68.49		0.68	2.36
3	59.49	68.49	9.68	33.54
4	60.45		8.72	30.21
5	64.52		4.65	16.11

注:① $p_i=1.001 M_{max}-M_i$;②适应值= $\frac{p_i}{\sum p_i} \times 100\%$ 。

将一代种群所有样本中最大的结构重量乘 1.001,减去每个样本的结构重量,将每个样本的计算结果在种群中所占的百分比作为该样本的适应值。这样既可保证所有样本的适应值都不为 0,又可在选择下一代种群时尽可能做到“优胜劣汰”。

3 计算结果及校核

在遗传算法中取种群数量为 20,进化 50 代,得到目标函数最优值的进化过程如图 7 所示。

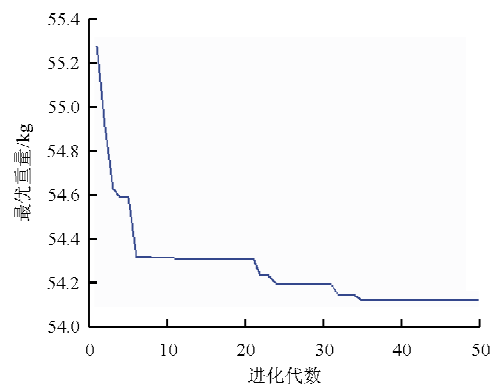


图 7 最优重量进化过程

Fig. 7 Evolution process of the optimal weight

从图 7 可以看出,最优结构重量已基本收敛,因此可以把此样本作为最终优化结果。

优化前后机翼结构的各项参数对比如表 2 所示。

表 2 优化前后结构对比

Table 2 Comparison of wing's structure parameters between before and after the optimization

优化前/后	机翼结构参数				
	翼梁位置/mm	蒙皮铺层	前梁铺层	后梁铺层	结构重量/kg
优化前	$x_1=240.3$ $x_2=449.2$ $x_3=103.7$ $x_4=185.2$	第 1 段: $[0_G/45_C/0_C/0_C/-45_C/0_C/0_C/45_C/NH-1]_s$ 第 2 段: $[0_G/45_C/0_C/0_C/-45_C/0_C/45_C/0_C/NH-1]_s$ 第 3 段: $[0_G/45_C/0_C/0_C/-45_C/0_C/NH-1]_s$ 第 4 段: $[0_G/45_C/0_C/-45_C/NH-1]_s$	铝合金结构	铝合金结构	61.668
优化后	$x_1=295.5$ $x_2=516.8$ $x_3=109.4$ $x_4=173.7$	$x_5=25$ 第 1 段: $[45_G/0_C/0_C/0_C/-45_C/90_C/NH-1]_s$ 第 2 段: $[45_G/0_C/0_C/0_C/-45_C/NH-1]_s$ 第 3 段: $[45_G/0_C/0_C/-45_C/NH-1]_s$ 第 4 段: $[45_G/0_C/-45_C/NH-1]_s$	$x_6=22$ 第 1 段: $[0/-45/90_2/45/0/\bar{0}]_s$ 第 2 段: $[0/-45/90/45/0/\bar{0}]_s$ 第 3 段: $[0/-45/90/45/0]_s$ 第 4 段: $[0/-45/90/45/\bar{0}]_s$ 第 5 段: $[0/-45/90/45]_s$	$x_7=2179$ 第 1 段: $[90_2/45/0/-45/0_3]_s$ 第 2 段: $[90_2/45/0/-45/0_2]_s$ 第 3 段: $[90/45/0/-45/0_2]_s$ 第 4 段: $[90/45/0/-45/0/\bar{0}]_s$ 第 5 段: $[90/45/0/-45/\bar{0}]_s$	54.117

从表 2 可以看出:与原机翼结构相比,优化后的机翼结构用碳纤维复合材料代替了铝合金前后梁,且两条翼梁的位置均向中央靠拢;蒙皮的铺层数也有明显减少;最终的结构重量减轻 12%,减重效果较明显。

优化过程中,有限元节点位置有微小变化,加载气动载荷时会产生一定误差,故在结构优化设计完成后,需要将最终的优化结果在 Patran 中进行更为精确地建模,并重新施加载荷,进行分析验证,得到的分析结果如图 8~图 9 所示。

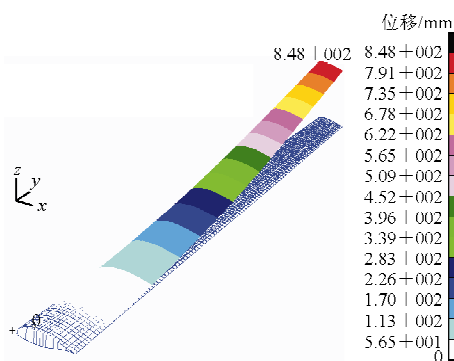


图 8 结构位移云图

Fig. 8 Displacement nephogram of the structure

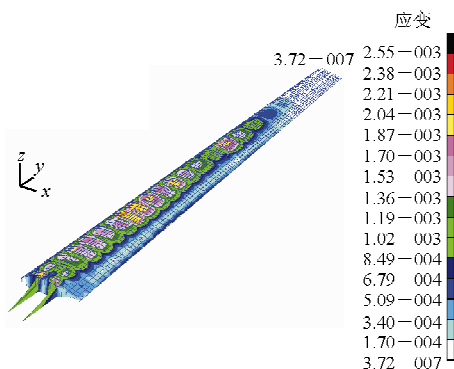


图 9 结构应变云图

Fig. 9 Strain nephogram of the structure

从图 8~图 9 可以看出,结构最大位移为 848 mm,90%展长处的扭转角为 0.94°,结构最大应变为 0.002 545,均满足约束条件。

优化过程中,并未将结构稳定性作为约束条件,因此必须对最后的优化结果进行稳定性校核。从图 10 可以看出,翼根起第 8~9 根翼肋之间上翼面蒙皮的应变最大,这块蒙皮是整个结构中最易发生失稳的部位。对这块蒙皮的有限元网格进行细

化,然后进行屈曲分析,得到其屈曲载荷因子 $\lambda = 1.169 4 > 1$,如图 10 所示,结构满足稳定性要求。

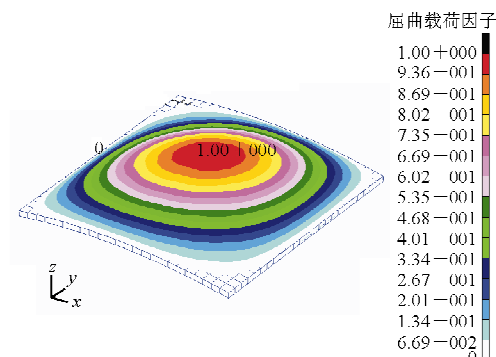


图 10 结构稳定性校核

Fig. 10 Check of the structural stability

4 结 论

(1) 本文采用遗传算法,对一个大展弦比复合材料机翼,以其结构强度、刚度为约束条件,同时对该机翼的结构尺寸和复合材料铺层进行了优化设计,优化后的机翼结构重量减轻 12%,减重效果明显,表明本文提出的优化方法有效。

(2) 在优化设计过程中,建立了复合材料铺层库,解决了结构布局与铺层相互影响、相互耦合的问题,实现了单一变量对复杂铺层的表达。该方法还可以应用于其他与复合材料铺层优化相关的问题。

参考文献

- [1] 顾诵芬. 飞机总体设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
Gu Songfen. Overall design of aircraft [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [2] 胡泽. 无人机结构用复合材料及其制造技术综述[J]. 航空制造技术,2007(6): 66-70.
Hu Ze. Overview of composite on UAV structure and its manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(6): 66-70. (in Chinese)
- [3] 石庆华,曹正华. 无人机复合材料设计/制造关键技术[J]. 航空制造技术,2010(24): 40-43.
Shi Qinghua, Cao Zhenghua. Key technology of composites design and manufacturing for UAV[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(24): 40-43. (in Chinese)
- [4] Holland J H. Adaptation in natural and artificial systems [M]. Cambridge: MIT Press, 1975.
- [5] 施光燕,钱伟懿,庞丽萍. 最优化方法[M]. 2版. 北京:高等教育出版社,2007.

- Shi Guangyan, QianWeiyi, Pang Liping. Optimization method[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2007. (in Chinese)
- [6] 苟仲秋, 宋笔锋, 李为吉. 改进的多目标遗传算法在无人机机翼结构优化中的应用[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2006, 7(3): 7-9.
- Gou Zhongqiu, Song Bifeng, Li Weiji. An updated multi-objective genetic algorithm and its application to unmanned aircraft wing structural optimization[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2006, 7(3): 7-9. (in Chinese)
- [7] Wan Zhiqiang, Liu Dongyue, Tang Changhong, et al. Studies on the influence of spar position on aeroelastic optimization of a large aircraft wing[J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(1): 117-124.
- [8] 章怡宁, 杨旭. 复合材料翼面结构综合优化设计技术[J]. 航空学报, 1997, 18(6): 656-660.
- Zhang Yining, Yang Xu. Integerated optimum design of wing structures with composite skins[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(6): 656-660. (in Chinese)
- [9] 修英妹, 崔德刚. 非对称非均衡复合材料铺层优化设计[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 137-139.
- XiuYingshu, Cui Degang. Optimum design of unsymmetrical and unbalanced composite laminate[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 137-139. (in Chinese)
- [10] 王伟, 赵美英, 常楠. 基于杂交算法的机翼结构布局优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(1): 46-50.
- Wang Wei, Zhao Meiyang, Chang Nan. Layout optimization of aircraft wing with topology/shaping/sizing variables all considered[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(1): 46-50. (in Chinese)
- [11] 叶天麒, 周天孝. 航空结构有限元分析指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
- Ye Tianqi, Zhou Tianxiao. FEA guide of aeronautical structure[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)

作者简介:

史旭东(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

陈亮(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器结构设计。

张碧辉(1986—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行器结构优化设计。

金延伟(1972—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞行器结构设计。

欧忠明(1964—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:马文静)