

# 民用飞机复合材料翼面结构设计优化研究

赵荃 黄豪杰  
(上海飞机设计研究院 200120)

**摘要:**碳纤维复合材料(CFRP)已成为民用飞机结构的主材料。特别是复合材料在机翼、尾翼结构上的应用,对于民用飞机减轻结构重量,改善飞行品质,降低维护成本,延长使用寿命等方面具有显著效果。该文面向飞机复合材料结构的工程研发,研究并总结了复合材料翼面结构设计及优化的任务、方法及流程。通过算例分析验证了方法的有效性及其适用性。

**关键词:**民用飞机 复合材料 翼面结构 设计优化

中图分类号: V22

文献标识码: A

文章编号: 1674-098x(2013)04(b)-0082-05

## The Study of Design and Optimization for Composite Wing Structure of Commercial Aircraft

**Abstract:** The carbon fiber reinforced plastic (CFRP) is becoming the main structural material applied in commercial aircraft structure. Especially in wing and tail wing, the application of CFRP is obvious to reduce the structural weight, improve the flight performances, decrease the cost of maintenance, extend the service life, etc. This paper faced the development of commercial aircraft composite structure engineering. It is concluded the researches on composite structural design and optimization, including the task, methodologies, and working process, etc. It is validated by a test example, and shown its applicability.

**Keywords:** Commercial aircraft CFRP Wing structure Design optimization

随着碳纤维复合材料(CFRP)在民用航空制造领域的应用和发展,出现了以波音B787为代表的先进民用干线飞机进入航线服役。据统计,B787飞机全机结构中复合材料用量占50%,而空客公司正在研发的A350飞机也将达到该水平。碳纤维复合材料具有比强度、比刚度高,力学性能可设计,耐腐蚀,抗疲劳等特点,在民用飞机结构的减重,改善气动弹性特性及操纵品质,延长使用寿命及检修间隔,降低运营成本等方面具有显著意义。

与金属结构不同的是,复合材料结构的设计参数除几何尺寸外,还需进行铺层设计。而设计优化正是通过对结构的力学分析,进而设计材料铺层,以改善或强化材料的力学性能。在工程领域,优化属于设计的范畴,也是民机设计的题中之义。

近年来,我国航空复合材料的设计和制造能力有了突飞猛进的发展,整个民机产业也积累了大量设计经验,形成了相对体系化的复合材料飞机结构设计准则。基于此,面向工程的复合材料结构设计优化技术已成为民机设计领域研究的重点。

### 1 民用飞机翼面结构设计任务描述

民用飞机的翼面主要包括:机翼、平尾、垂尾。民用飞机的任务需求及性能包线决定了民机翼面结构均采用升阻比高的大展弦比翼面。因此,民机的翼面结构面临较为突出的气动弹性问题。在工程设计领域中,民机翼面结构按刚度设计,即在保证翼面刚度的情况下,完善翼面结构的静强度、稳定性、疲劳及损伤容限耐久性等方面需求,最终给出满足所有设计需求及约束,且重量最轻的翼面结构设计方案。

综合以上论述,复合材料翼面结构的设计优化任务可以表达为:

$$\begin{aligned} \min: & W(x) = \sum_{i=1}^n \rho_i / x_i, x_i \in X; \\ & G_1(x) \geq 0; \\ & G_2(x) \geq 0; \\ \text{s.t.} & G_3(x) \geq 0; \\ & G_4(x) \geq 0; \end{aligned} \quad (1)$$

其中:  $W(x)$  为结构重量函数,是设计优化目标;

$G_1(x)$  为翼面刚度裕度函数,如:翼剖面弯曲、扭转刚度、固有频率约束等;

$G_2(x)$  为静强度裕度函数,如:应力、应变许用值,材料挤压强度等;

$G_3(x)$  为结构稳定性裕度函数,如:层压板稳定性临界内力方程等;

$G_4(x)$  为复合材料损伤容限设计裕度函数,如:结构最小厚度或尺寸约束等;

$X$  为满足复合材料设计规范要求的设计参数空间。

### 2 复合材料翼面结构设计优化方法

由于复合材料翼面结构设计优化规模极大,耦合关系复杂,自变量与目标函数、约束方程之间难以进行简单的线性描述,因此,针对以上优化问题通常采用准则法。

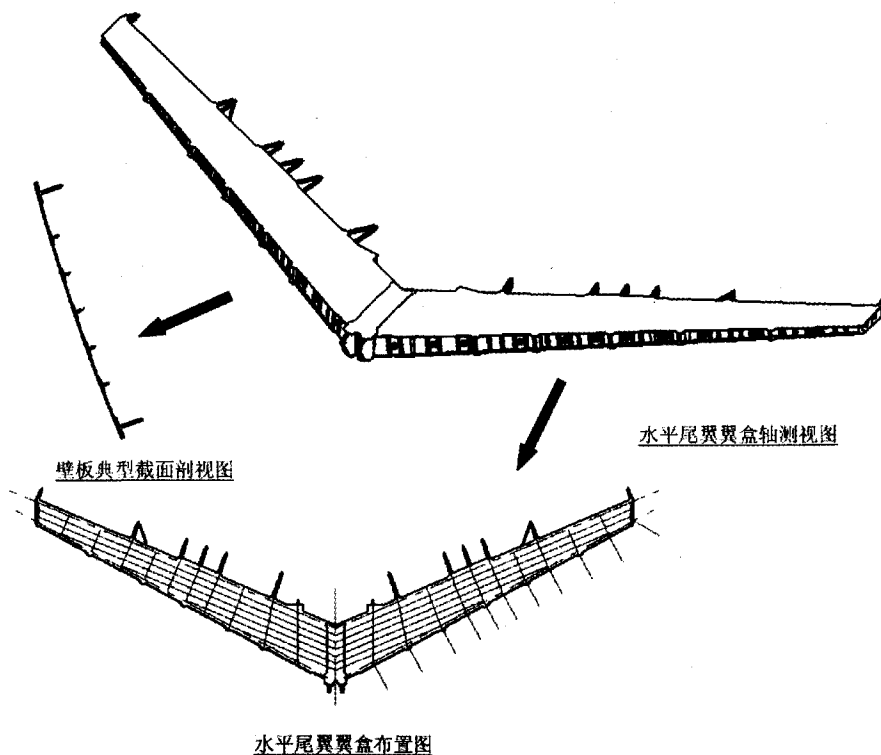


图1 水平安定面翼盒

即将设计约束转化为多个优化准则。利用 lagrange 乘子法对各准则系数进行计算, 寻找满足优化条件的一组自变量, 其对应解即为最优解。

$$L = \sum_{i=1}^n \rho_i l_i x_i + \sum_{j=1}^p \lambda_j \cdot G_j(X) \quad (2)$$

其中, 满足优化条件有:

$$\rho_i l_i + \sum_{j=1}^p \frac{\partial G_j}{\partial x_i} = 0, i=1, \dots, n; \quad (3)$$

$$G_j(X) = 0, j=1, \dots, p; \quad (4)$$

式中,  $\lambda_j$  为 lagrange 乘子。

但是基于以上方法, 在工程上仍然难以实现有效、快速的设计优化。原因是复合材料翼面结构的各设计参数之间, 以及自变

量与准则函数之间存在复杂的耦合关系, 难以线性解耦。

变量解耦的目的是进行合理的变量连接, 提取独立设计变量。工程应用中, 往往将复杂的准则函数解耦为简单的尺寸变量区间。以翼面刚度设计为例, 翼面结构设计需满足防止翼面发散所需的弯扭刚度, 以及防止颤振所需的自振频率要求。而自振频率又与翼面弯扭刚度存在某种函数关系。工程上, 通常定义典型翼剖面的弯扭刚度或翼面前、后梁挠曲线作为结构刚度设计指标, 即满足该刚度指标可同时满足发散和颤振两方面设计要求。在最终的设计优化流程中, 翼剖面弯扭刚度又可简单转化为尺寸变

量的设计区间, 如: 翼面蒙皮的厚度区间, 或翼梁缘条的截面积区间等。

对于复合材料结构而言, 铺层的设计优化同样存在解耦问题, 比如, 铺层数量、铺层准则与层压板厚度的函数关系。以此为例, 工程上可将之分为两步: 一. 根据手册, 设计铺层比例、铺层角及铺层主方向, 得到合理的等效模量  $E$ 、 $G$  及泊松比  $\mu$ ; 二. 按照均匀材料的结构进行尺寸优化, 并定义尺寸变量及设计变量区间。

最后, 在结构详细设计阶段, 工程师根据尺寸优化的厚度, 反向设计铺层数量及排列, 并需严格符合步骤一中的材料力学性能。需指出的是, 复合材料结构的细节设计

目前还无法纳入本文所研究的设计优化流程。

因此, 详细设计能否贴合初步优化结果的要求, 目前阶段很大程度上由工程师的经验及专业技能决定。

### 3 复合材料翼面结构设计优化流程

在完成变量定义、目标函数定义、及解耦方法定义等工作基础上, 需针对复合材料翼面结构的特点制定有效的设计优化流程。以民机水平尾翼复合材料翼盒的设计优化为例, 翼盒布置采用常规的密肋式布局。沿展向布置有前、后梁, 翼梁之间沿弦向布置肋, 上、下蒙皮为复合材料整体加筋壁板构型, 如图1。因此, 其设计优化流程可以定义为以下步骤:

首先, 确定翼盒的布置(layout design), 并对典型结构的铺层比例进行确定。根据上游设计部门定义的各控制剖面扭转刚度  $GJ$ , 可以计算得到翼盒蒙皮各剖面间的厚度。依据工程经验, 初步确定蒙皮的等效剪切模量及铺层比例。根据外载荷的展向分布, 可确定各剖面单位宽度蒙皮上的内力, 由此计算各剖面间蒙皮沿弦向的临界失稳宽度, 并确定长桁间距及布置。初步定义长桁的等效拉伸模量, 及长桁

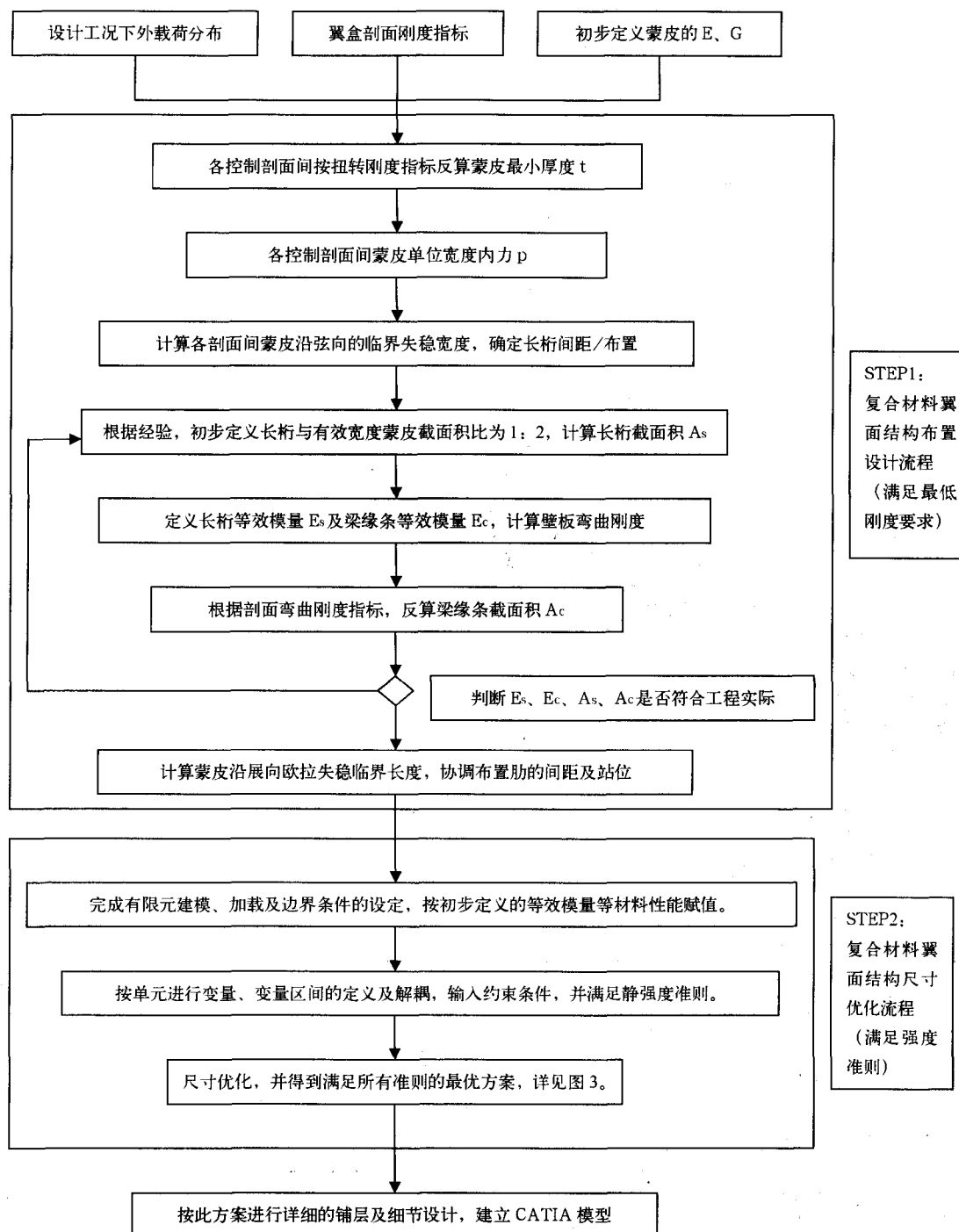


图2 复合材料翼面结构设计优化工作流程

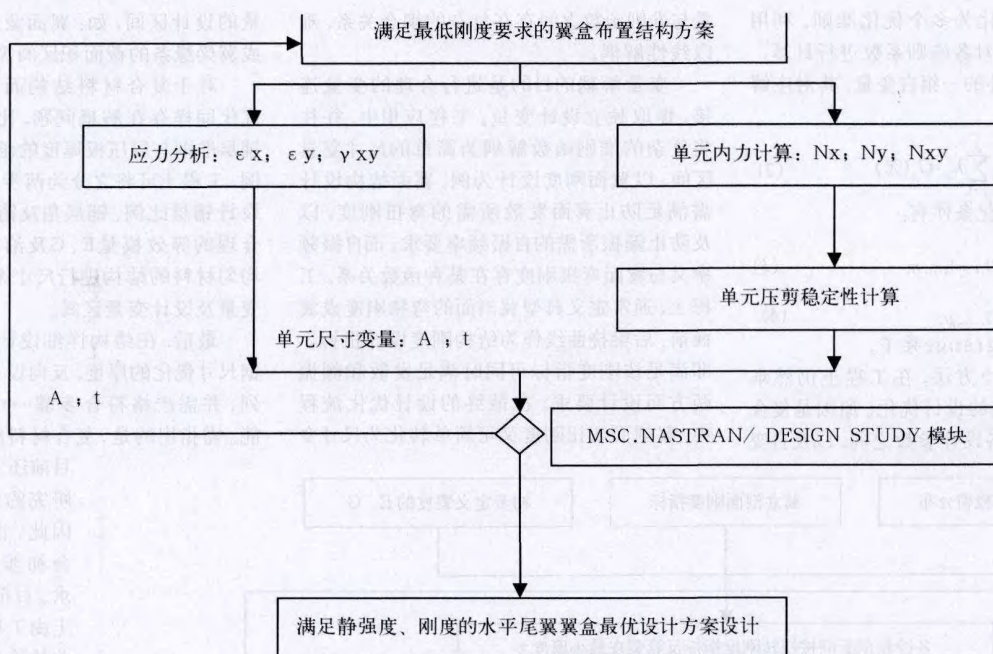


图3 尺寸优化工作流程

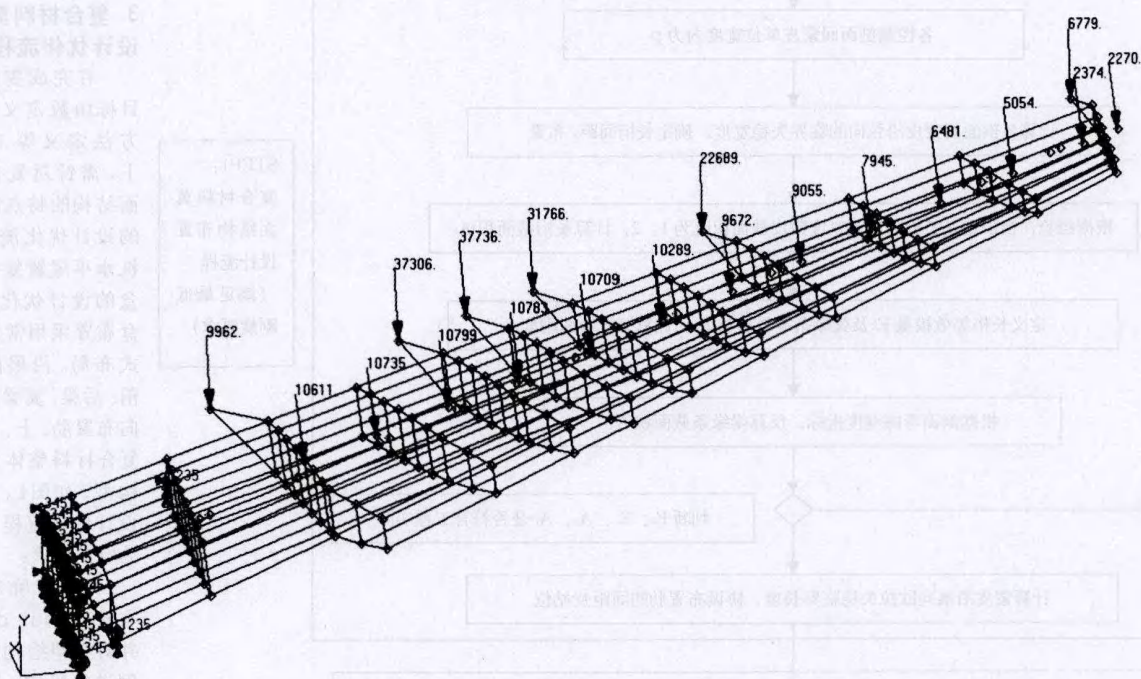


图4 水平尾翼翼盒有限元模型(仅视左侧,右侧对称)

表1 壁板蒙皮厚度优化结果

复合材料整体加筋壁板格间蒙皮厚度优化结果(单位:mm)						
铺层比例	[±45°/0°/90°]=[6/3/1]					
站位	根部连接区	根部-RS.1	R.S.1-2	R.S.2-3	R.S.3-4	R.S.4-5
R.SPAC-#1	8.27	5.26	5.26	5.26	4.51	3.76
#1-2	8.27	4.51	4.51	3.76	3.76	3.34
#2-3	8.27	4.51	4.51	3.76	3.76	3.34
#3-4	8.27	4.51	4.51	3.76	3.76	3.34
#4-5	8.27	4.51	4.51	3.76	3.76	3.34
#5-6	8.27	4.51	4.51	3.76		
#6-F.SPAC	8.27	4.51	4.51			

截面积与蒙皮有效宽度截面积之比,由此可确定各剖面间长桁的截面积及刚度。计算各控制剖面间长桁加筋壁板的欧拉失稳临界宽度,据此确定翼肋的布置。

第二步,尺寸优化(sizing)。定义各单元变量及变量区间,及应变许用值。根据蒙皮厚度变量区间上限,按四边简支计算每个格间蒙皮的临界失稳内力,并以此作为蒙皮单元的最大工作内力(maximum running load)。各单元尺寸变量区间的上、下限可根据刚度、及损伤容限最小厚度约束定义。在完成以上定义后,按准则法进行结构尺寸优化。具体设计优化流程见图

2、图3所示。

最后,根据最优化方案进行结构详细设计(detailed design),发出设计图纸、数模等生产数据。

#### 算例分析

根据以上算例,建立有限元模型。其中,包含SHELL单元255个,ROD单元426个,BEAM单元12个,如图4。校核工况选取翼面下弯最大工况。选用主材料为T800级碳纤维单向带。按单元完成变量的首轮定义,并借助MSC的DESIGN STUDY模块,按以上流程设计优化。

单元尺寸优化结果

表1、2分别显示了SHELL单元对应位置蒙皮、梁腹板的厚度尺寸优化结果。

图5、6显示了梁单元截面积的迭代结果。

#### 4 结构重量迭代结果

重量迭代结果如图7所示。

由图7可知:满足静强度、刚度、稳定性及损伤容限准则要求的水平尾翼翼盒结构经过6轮迭代,结构减重28.2 kg。

#### 5 结语

本文对民用飞机复合材料翼面结构的  
(下转87页)

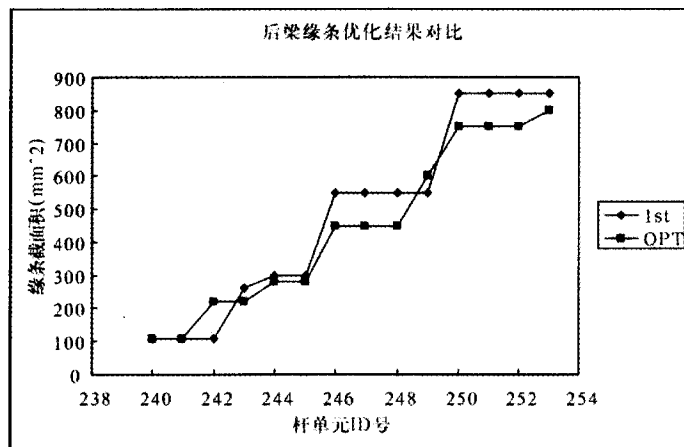


图5 后梁缘条优化结果对比

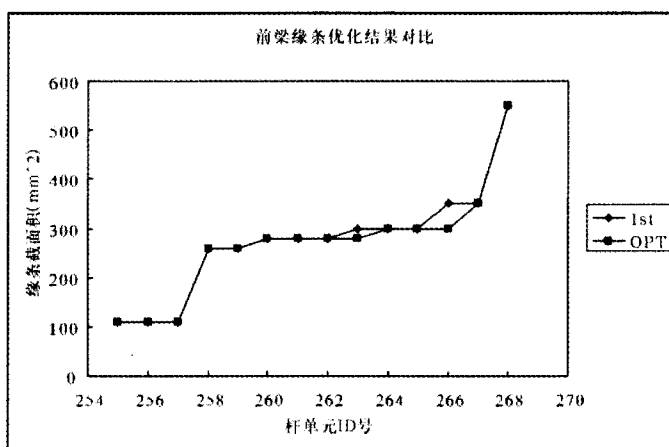


图6 前梁缘条优化结果对比

续表1 壁板蒙皮厚度优化结果

复合材料整体加筋壁板格间蒙皮厚度优化结果(单位: mm)						
铺层比例	[±45°/0°/90°]=[6/3/1]					
站位	R.S.5-6	R.S.6-7	R.S.7-8	R.S.8-9	R.S.9-10	R.S.10-11
R.SPAC-#1	3.34	3.06	3.06	3.06	2.26	2.03
#1-2	3.34	3.06	2.26	2.03	2.03	2.03
#2-3	3.34	3.06	2.03	2.03	2.03	2.03
#3-4	3.34	3.06	2.03	2.03		
#4-5	3.34	3.06				
#5-6						
#6 - F.SPAC						

注:为减少变量及计算规模,上下壁板对应区域厚度设为同一变量,并且假设复合材料平尾壁板损伤容限要求最小蒙皮厚度不得小于2mm。

表2 梁腹板厚度优化结果

复合材料整体加筋壁板格间蒙皮厚度优化结果(单位: mm)						
铺层比例	[±45°/0°/90°]=[6/3/1]					
站位	根部-RS.1	R.S.1-2	R.S.2-3	R.S.3-4	R.S.4-5	R.S.5-6
F.SPAC	4.51	4.51	4.51	3.76	3.34	3.34
R.SPAC	4.51	4.51	4.51	3.76	3.34	3.34

续表2 梁腹板厚度优化结果

复合材料整体加筋壁板格间蒙皮厚度优化结果(单位: mm)						
铺层比例	[±45°/0°/90°]=[6/3/1]					
站位	R.S.6-7	R.S.7-8	R.S.8-9	R.S.9-10	R.S.10-11	
F.SPAC	3.34	2.26	2.26	2.03	2.03	
R.SPAC	3.34	2.26	2.26	2.03	2.03	

排烟筒壁厚为14 mm、16 mm、18 mm、19 mm的几种情况计算结果进行比较;在不利载荷组合工况下进行筒壁强度安全校核,计算结果见表3。

根据经验,在短期载荷即风载荷和地震载荷作用下,外筒对内筒有比较强的作用。不考虑外筒影响在组合工况校核中 $I/S$ 的数值应 $<0.5$ ,本工程FRP排烟筒壁厚取19 mm,分为外保护层、结构层、内衬耐腐蚀层。玻璃钢烟囱结构层厚度一般可取 $t_1=15.7$  mm、内衬耐腐蚀层厚度 $t_2 \geq 2.7$  mm、外保护层厚度 $t_3 \geq 0.6$  mm。

本工程还分别进行了FRP筒身加强肋的强度校核,加筋壳体结构的振动验算,热补偿结构的补偿位移计算。FRP筒身由积灰、自重及地震引起的最大水平变形值为14.2 mm,  $\Delta/L=14.2/50000=1/3521 < [\Delta/L]=1/500$ 。

### 3.2 本工程玻璃钢排烟筒的耐温性

根据工程的实际情况和以往工程的实践经验,烟管设计压力考虑 $\pm 500$  Pa。湿烟囱在不设旁路的情况下排烟管结构设计中考虑烟温40~65℃;

ASTM规范适用的温度范围为正常运行温度不高于93℃、短时异常高温不高于121℃。设计中,可选用耐高温的树脂材料,如固化后的DERAKANE 470-300环氧乙基酯树脂浇铸体热变形温度HDT为150℃,而DERAKANE 470HT-400的

HDT可以达到180℃。

### 3.3 本工程玻璃钢排烟筒的耐久性

根据国外FRP烟囱设计和使用寿命以及国内玻璃钢烟管的设计使用寿命,通过合理的铺层构造和结构设计,FRP长期性能的折减参考BS 4994、ASTM D 5364等标准和厂家的试验资料,FRP性能随时间衰减的折减系数可计算出FRP烟囱的使用寿命为25年。

### 3.4 本工程玻璃钢排烟筒的耐火能力

国内外多年的理论和实践研究表明,氧指数表征属于燃烧试验中的可燃性试验,氧指数是玻璃钢材料燃烧性能的重要指标。氧指数是指在规定的条件下,固体材料在氧、氮混合气流中,维持平稳燃烧所需的最低氧含量。

氧指数高表示材料不易燃烧,氧指数低表示材料容易燃烧。材料的氧指数(LOI)与其阻燃性的对应关系如下:

- (1) LOI < 23可燃
- (2) LOI 24 - 28稍阻燃
- (3) LOI 29 - 35阻燃
- (4) LOI > 36高阻燃

本工程选择了DERAKANE 510C-350树脂,2011年12月在国家消防研究所(成都)进行了材料燃烧性能试验,结果说明E-CR纤维+DERAKANE MOMENTUM 510C-350c树脂是一种良好的阻燃体系,材料的氧指数都在31-33之间,为难燃材料,且耐40%硫酸腐蚀和耐紫

外性能良好。

### 3.5 烟囱FRP排烟筒的造价比较

本工程为套筒式双内筒烟囱,高度210 m,排烟筒出口直径 $\Phi 7.0$  m。采用FRP排烟筒烟囱的工程造价比原设计的钛合金复合板内衬排烟筒便宜25%--30%;以当前湿烟囱常用的防腐方案来和FRP烟囱作个比较,本工程与自立式耐酸钢内筒加国产玻化陶瓷砖烟囱价钱相当。如果钢内筒筒壁采用耐硫酸露点钢加进口玻化陶瓷砖,其造价比本工程FRP排烟筒烟囱要高的多。由于外筒和基础均为钢筋混凝土结构,造价接近。当内筒为整体玻璃钢排烟筒时自重轻,地基处理为桩基时,FRP排烟筒的技术经济指标会更好一些。

## 4 结语

本工程选择采用玻璃钢排烟筒方案,虽然国内暂无如此直径、支撑方式的工程投产,但是通过调研和参考类似工程,经过验算壁厚及各种特性试验,综合分析FRP烟囱的技术、造价、防腐效果来看,目前FRP应该是湿烟囱防腐工程的最佳解决方案。

## 参考文献

- [1] 王继辉.玻璃钢烟道与排烟筒的检测与性能评价[M].武汉理工大学。

(上接85页)

设计优化进行了研究,应用准则法建立了一套工程化的设计优化方法及流程,并通过了算例试算的验证。综合以上分析,可以得到以下结论:

1) 通过本文基于准则法建立的优化方法所得到的最优化解,从数学上来看属于局部最优解。这取决于优化准则建立得是否完备,以及变量解耦方法是否完全符合工程实际等方面。此外,由于复合材料铺层设计

的复杂性,设计结果难以完全符合最优解,需要工程经验的调整和完善。由此可见,在复合材料翼面结构设计优化的所有环节中,现阶段仍需人工参与。

2) 本文建立的复合材料翼面结构优化方法基于目前工程研发架构和流程,综合考虑了复合材料结构优化及民机翼面设计的特点。进一步的,引入全机结构的设计特点,可以建立更为完备通用的优化准则和优化方法。

3) 进一步的工作可以引入遗传算法,对铺层准则建立遗传法则,在本文介绍优化流程的基础上,自动地完成铺层排列的细节设计,减少优化流程中的人工干预,降低研发过程中的人力成本,使工程设计的结果更为逼近全局最优解。

## 参考文献

- [1] 李为吉,宋笔锋,孙侠生,等.飞行器结构优化设计[M].北京:国防工业出版社,2005-12.
- [2] 杨乃宾,章怡宁编著.复合材料飞机结构设计[M].北京:航空工业出版社,2002-05.
- [3] 飞机设计手册总编委会编,飞机设计手册,第九册,载荷、强度和刚度[M].北京:航空工业出版社,2001.
- [4] E.F.BRUHN, ANALYSIS AND DESIGN OF FLIGHT VEHICLE STRUCTURES, 1973 edition, Published and Distributed by Jacobs Publishing, INC. U.S.A, 1973 Published.

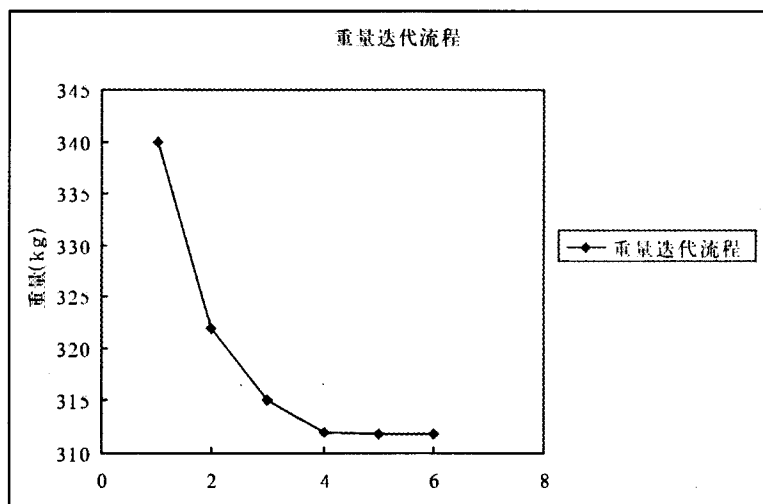


图7 翼盒结构重量迭代历程