



大型飞机复合材料机翼壁板气动弹性优化设计

梁路, 万志强*, 杨超

北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191

* E-mail: wzq@buaa.edu.cn

收稿日期: 2011-06-25; 接受日期: 2011-08-25

摘要 以大型飞机复合材料机翼为对象进行气动弹性综合优化设计研究, 以机翼蒙皮壁板及相关构件复合材料铺层厚度为设计变量, 在满足多种气动弹性与强度/应变约束下对结构重量进行最小化设计, 并分析了优化中三种强度/应变约束和蒙皮铺层比例的影响. 研究表明: 不同组合约束下优化后的复合材料机翼较金属机翼减重效果显著, 综合考虑应变与失效准则约束能在兼顾减重效果的同时提高机翼整体刚度水平; 铺层比例优化结果表明机翼内段与中段较高的 0° 铺层比例和外段较高的 $\pm 45^\circ$ 铺层比例分布能使刚度分布更加高效合理.

关键词

气动弹性优化
大型飞机
复合材料机翼
强度约束
铺层比例

现代大型飞机一般采用大展弦比机翼, 其突出的弯扭耦合特性, 使得机翼在高亚音速飞行条件下翼尖的弯曲扭转变形增大, 气动弹性效应显著, 继而导致副翼效率下降明显, 颤振问题严重^[1]. 随着复合材料的逐渐应用和结构柔性的不断增加, 满足一定刚度要求且具有明显减重优势的复合材料机翼的气动弹性设计, 成为大型飞机机翼初步设计阶段的难点问题.

复合材料具有高比强度、高比模量、良好的抗疲劳性、抗腐蚀性等一系列优点. 在大型飞机上采用复合材料不仅可以大幅度提高飞机结构效率^[2], 而且通过适当的剪裁设计可以最大限度地利用气动弹性效能以提高飞机的总体性能. 实践证明^[3], 考虑材料的拉、压等承载能力因素后, 要达到预期的减重效果必须发挥复合材料可剪裁的设计优势, 因此如何充分利用复合材料所具有的刚度各向异性特性及变形耦合效应是大型飞机复合材料机翼结构设计的关键.

为了解决大型飞机复合材料机翼设计这样涉及多学科间相互耦合的气动弹性问题, 往往需要引入

结构优化技术对设计方案进行反复综合和折衷. 以往研究表明, 采用优化技术设计的复合材料翼面比采用常规的设计方法设计的重量明显减轻^[4~7], 因此利用优化设计方法来获得指导工程设计的复合材料机翼结构设计规律对于缩短设计周期, 并获得较好的结构减重效果是极为有利的. 但是由于复合材料的承载能力主要受到许用应变的限制, 而复合材料层合板的拉伸与压缩许用应变值一般只有通过试验结果统计分析得到, 试验耗费很高^[8], 因此强度/应变设计参数的选取一直是初步设计阶段的一大难题; 另外, 考虑到现代大型飞机蒙皮壁板的承载特性, 复合材料蒙皮铺层比例对结构总体性能影响较大, 因此铺层比例的合理设计也是初步设计中较为重要的问题.

近年来, 对复合材料机翼刚度的剪裁设计方法和铺层设计规律的探索在国外已经取得了一定成果并部分地应用到最新的大型飞机复合材料机翼结构设计中, 但公开文献上很少发表, 而国内研究人员在该领域则研究较少^[9, 10], 研究成果离实际工程应用还

有距离.

基于我国大型飞机研制对复合材料机翼结构设计的迫切需求, 本文依据相关设计规范与约束条件, 通过设计合理而有效的优化策略, 建立了适用于大型飞机复合材料机翼的结构优化设计方法思路, 并对一复合材料机翼详细三维有限元模型进行了多工况多约束最小重量的结构设计. 综合分析了优化中强度/应变约束的选取与机翼刚度以及总体性能之间的影响关系, 同时还对蒙皮厚度及铺层比例进行了灵敏度分析和展向分布的优化设计, 得到了符合敏度分析结果的铺层比例分布趋势, 以期为大型飞机复合材料机翼壁板的结构设计提供参考.

1 理论基础

基于有限元方法的气动弹性分析方法是以矩阵为基础通过进行矩阵分解、合并和转换完成的. 为了便于管理矩阵操作, 需要定义位移向量集, 并对每一种位移向量集进行自由度分配, 不同的位移向量集用于不同的分析阶段.

1.1 静气动弹性响应分析

一般形式的准静平衡状态下的气动弹性响应分析方程^[1]为

$$(\mathbf{K}_{aa} - \bar{q}\mathbf{Q}_{aa})\mathbf{u}_a + \mathbf{M}_{aa}\ddot{\mathbf{u}}_a = \bar{q}\mathbf{Q}_{ax}\mathbf{u}_x + \mathbf{P}_a, \quad (1)$$

其中 $\mathbf{K}_{aa}$ 为结构刚度矩阵; $\bar{q}$ 为来流动压; $\mathbf{Q}_{aa}$ 为气动影响系数矩阵; $\mathbf{u}_a$ 为结构变形矢量; $\mathbf{M}_{aa}$ 为结构质量矩阵; $\mathbf{Q}_{ax}$ 为单位气动力载荷矩阵; $\mathbf{u}_x$ 为额外给定自由度向量, 用以定义气动力控制面的偏转和全机的刚体运动; $\mathbf{P}_a$ 为外加载荷矢量; 下标 a 表示 a -set 位移向量集, 即分析集, 下标 x 表示 x -set 位移向量集, 即“额外空气动力点”集.

按照分析时的支持自由度对方程(1)进行矩阵分解, 并结合约束状态进行相应的推导和计算, 可以求解出飞机在弹性状态下的气动导数、配平参数、结构变形和应力情况.

1.2 操纵效率分析

气动弹性领域研究的操纵效率问题通常是指升力面结构弹性变形对舵面效率的影响.

副翼效率的表示方法有多种, 本文以副翼单位偏转时所产生的滚转力矩的弹性/刚性比值的大小和

正负来衡量, 值越大说明效率越高, 符号反向说明发生副翼操纵反效. 定义副翼效率为

$$\eta = (\partial C_{mx} / \partial \delta_a)_e / (\partial C_{mx} / \partial \delta_a)_r, \quad (2)$$

其中 η 为副翼效率, C_{mx} 为飞机滚转力矩系数, δ_a 为副翼偏度, 下标“ e ”表示弹性, 下标“ r ”表示刚性.

1.3 颤振分析

V - g 法和 p - k 法是两种最主要的颤振分析方法. p - k 法能够得到更加贴近试验的结果, 并且也更加适用于优化设计. p - k 法颤振分析方程如下^[11]:

$$\left[\left(\frac{V}{b} \right)^2 p^2 \mathbf{M}_{hh} + \frac{V}{b} p \mathbf{B}_{hh} + \mathbf{K}_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 \left(\mathbf{Q}_{hh}^R + \frac{p}{k} \mathbf{Q}_{hh}^I \right) \right] \mathbf{u}_h = 0, \quad (3)$$

其中 V 为来流速度, b 为参考半弦长, p 为特征值, $\mathbf{M}$ 为广义质量矩阵, $\mathbf{B}$ 为广义阻尼矩阵, $\mathbf{K}$ 为广义刚度矩阵, $\mathbf{Q}$ 为广义非定常气动力矩阵, ρ 为大气密度, k 为简缩频率, $\mathbf{u}$ 为广义自由度向量. 上标 R 表示实部, 上标 I 表示虚部, 下标 h 表示模态分析集.

1.4 层合板失效分析

在复合材料层合板的优化设计中, 失效准则是一个重要的强度约束, 提供了组合应力下强度的解析关系. 本文使用 Tsai-Wu 失效准则对层合板铺层进行强度分析, 对于平面应力状态, 其表达式简化为

$$F_{11}\sigma_1^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 = 1. \quad (4)$$

上式中有 4 个二次强度参量和 2 个线性强度参量. 6 个强度参量中, 有 5 个可以通过简单的单轴拉伸、压缩和剪切试验求得. 其中

$$F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}, \quad F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c},$$

$$F_{11} = \frac{1}{X_t X_c}, \quad F_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c}, \quad F_{66} = \frac{1}{S^2},$$

其中 X_t, X_c 为纵向拉伸与压缩强度; Y_t, Y_c 为横向拉伸与压缩强度; S 为剪切强度.

方程(4)中交叉项 F_{12} 的确定比较复杂, 需要在满足稳定性判据条件 $F_{11}F_{22} - F_{12}^2 > 0$ 下, 通过对材料试验件进行指定应力状态的试验与分析得到, 费用过高, 难以应用于工程设计阶段. 以往研究表明, 该交叉项取值在 $[-0.5, 0]$ 之间时材料的单轴拉压强度预测值变化很小^[12], 参考相关文献^[13], 本文分析中 F_{12} 项取 0. 对于实际的应力状态, 通过计算方程(4)左端各

项之和是否落入 $[-1, 1]$ 区间来进行失效判断。

1.5 优化设计方法

气动弹性优化涉及的优化研究是一个标准的优化问题, 即搜索一组设计变量使

$$\text{Min } F(v) = F(x_1, x_2, \dots, x_n), \quad (5)$$

$$\text{S.T. } g_j(v) \leq 0, \quad j = 1, 2, \dots, n_c, \quad (6)$$

$$v_{il} \leq v_i \leq v_{iu}, \quad i = 1, 2, \dots, n_d, \quad (7)$$

其中 v 为设计变量向量; n_c 为约束个数; n_d 为设计变量个数; 方程(5)为目标函数, 本文中为结构重量; 方程(6)用于定义不等式约束; 方程(7)用于指定每个设计变量的上下边界。

本文中使用遗传/敏度混合优化算法^[14, 15]对设计对象进行气动弹性优化设计研究。该混合算法将遗传算法和敏度优化算法相结合, 旨在提高算法的全局和局部搜索能力及优化效率。其中, 遗传算法用于每一代的全局探索以跳出局部最优解, 使程序在运行的起初或经过若干代之后就能将搜索方向指向优异区域; 敏度优化算法用于在每一代优秀个体的附近进行局部搜索, 使算法能够以更快的速度收敛于全局最优解。

2 模型描述

本文所研究的大型飞机复合材料机翼为双梁式结构型式, 由上下蒙皮, 梁缘条, 腹板, 长桁和翼肋组成。如图1所示, 文中分别建立了三维杆板结构有限元模型和相应的气动力模型。为方便描述, 将机翼结构模型从翼根至后缘转折点位置处称为内段, 转

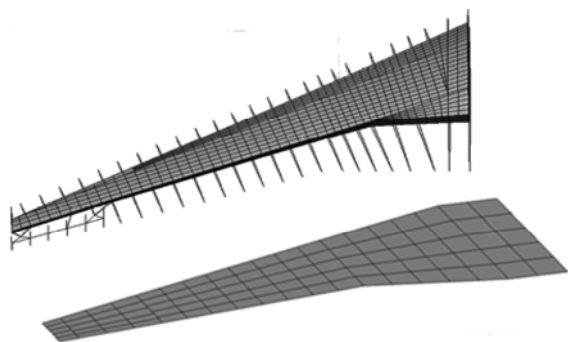


图1 结构有限元模型和气动力模型

折点至70%展向位置称为中段, 剩余部分称为外段。静气动弹性分析采用亚音速偶极子格网法计算定常气动力, 颤振分析采用亚音速偶极子格网法计算非定常气动力, 并在计算时考虑了翼型的弯度对气动力的影响。

根据大型飞机机翼结构布置原则与复合材料对结构设计的特殊要求, 有限元模型中机翼上下蒙皮和前后梁腹板采用复合材料层合板单元建模, 前后梁突缘和上下桁条仍采用杆单元建模, 但材料属性采用刚度等代方法^[16]将复合材料层合板单元刚度折算后赋给相应的杆单元。

考虑到复合材料较为敏感的损伤特性, 在缺少相关材料损伤性能参数的情况下, 本文的优化设计均在材料强度参数 B 基值的基础上留有20%的余量, 并对优化结果各铺层进行强度比验算, 确保最优解的强度余量。

3 优化问题描述

3.1 优化中约束的定义

本文气动弹性优化设计研究中包含三类约束, 分别是颤振、静气动弹性响应和结构强度/应变。基于设计的严重载荷情况, 优化中只考虑机翼在对称飞行状态下的颤振、静气动弹性响应和结构强度问题/应变。载荷工况及约束条件选取如下所示。

1) 2.5 g 纵向对称拉起, 高度 12000 m, 马赫数 0.8, 约束条件为 $|\varphi| \leq 3.5^\circ$, $u \leq 13\%l$, 其中 φ 为翼尖转角, u 为翼尖位移, l 为半翼展长度。

2) 滚转机动, 高度 12000 m, 马赫数 0.8, 副翼效率约束为 $\eta \geq 65\%$ 。

3) 海平面颤振速度约束为, $V_F \geq 320$ m/s。

为研究强度设计参数对优化后复合材料机翼刚度及性能的影响, 本文在满足颤振和静气动弹性响应约束的同时, 分别采用三种强度/应变约束组合进行了优化设计, 三种强度/应变约束定义如下。

A 情况: 对复合材料层合板各铺层仅使用 Tsai-Wu 失效准则约束。

B 情况: 对复合材料层合板各铺层仅使用设计许用应变约束。

C 情况: 对复合材料层合板各铺层同时使用 Tsai-Wu 失效准则约束和设计许用应变约束。

3.2 优化策略与设计变量

根据翼面层压壁板的一般设计原则和大展弦比机翼的受力特点, 并参照对应金属机翼刚度分布, 设置优化策略如下.

- 1) 复合材料铺层 0°纤维参考方向设为机翼外盒段中弦线方向, 机翼各构件采用对称均衡层合板.
- 2) 复合材料单元铺层比例除了研究铺层比例变化的影响外均采用固定比例, 其中梁腹板仅由±45°铺层构成, 机翼上下蒙皮壁板中 0°, ±45°, 90°铺层厚度在总厚度中的比例固定为 50%, 40%, 10%.
- 3) 上下蒙皮与前梁上下突缘沿展向分为 25 个区域, 后梁上下突缘沿展向分为 24 个区域. 蒙皮厚度和突缘面积在机翼后缘转折点以外向翼尖方向递减, 转折点以内向翼根方向递减, 且根部 6 个区域蒙皮厚度在向翼根递减的同时, 弦向从后缘向前缘也逐渐减薄.

选定展向与弦向各区域蒙皮厚度, 梁凸缘面积作为设计对象, 共计 194 个设计变量进行气动弹性优化.

4 结果分析

为了进行优化结果的直观对比分析, 本文也列出了采用了相同结构型式的金属机翼模型的最小重量优化结果.

4.1 强度设计参数影响分析

不同强度/应变约束下复合材料机翼与金属机翼优化结果的性能指标对比见表 1.

对比金属与复合材料机翼, 优化得到的复合材料机翼在全面满足强度/应变、变形、副翼效率和颤振速度总体性能指标的前提下, 相对金属机翼均获得了较好的减重效果, 且考虑应变约束的 B, C 两种

情况翼尖位移和扭角明显变小, 机翼刚度有较大提升, 而副翼效率变化不大.

对比三种不同强度/应变约束下优化后的复合材料机翼, A 情况下优化结果结构重量最小, 但翼尖位移和扭角也更靠近约束边界, 而 B, C 两种情况优化结果性能指标相近, 其中 C 情况颤振速度稍有提高.

优化结果表明应变约束是结构强度/应变组合约束中的主要约束, 设计许用应变的大小在一定程度上限制了大型飞机复合材料机翼的变形能力, 即强度/应变设计参数的选取对机翼的刚度特性影响很大.

为进一步研究强度/应变约束对优化后机翼刚度的影响, 本文将 A, C 两种强度/应变约束下优化得到的复合材料机翼与金属材料机翼优化结果的垂直弯曲与扭转刚度分布曲线进行对比, 其中刚度数值为无量纲情况, 刚度分布曲线见图 2 和 3 所示.

可以看出, 在满足各种气动弹性约束的情况下, 三者刚度水平总体变化趋势一致. A 情况各剖面刚度值较金属机翼要小, 而考虑了许用应变约束的 C 情况刚度水平提高较多, 弯曲和扭转刚度均高于金属机翼.

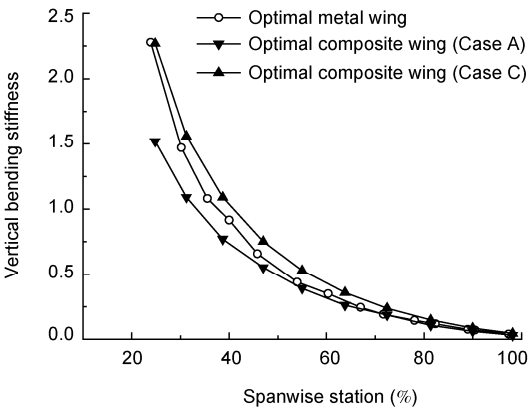


图 2 垂直弯曲刚度分布

表 1 不同强度/应变约束下优化结果性能指标

Performance indicators	Constraints	Metal wing	Composite wing		
			Case A	Case B	Case C
Weight		W	0.62W	0.66W	0.67W
Displacement	≤13%	12.1%	12.9%	11.5%	11.6%
Torsion angle	≤3.5°	3.2°	2.9°	2.6°	2.6°
Aileron Efficiency	≥65%	68%	70%	72%	72%
Flutter speed	≥320	326	327	327	338

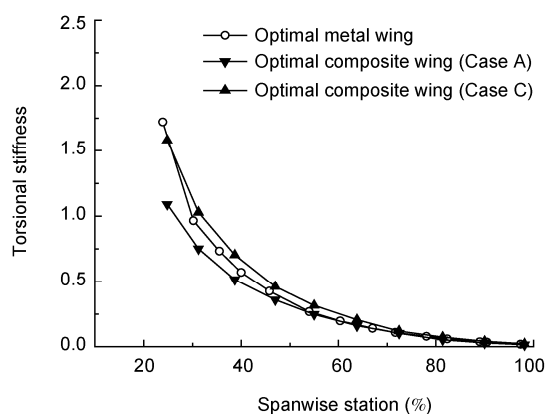


图3 扭转刚度分布

以上分析表明,对于大型飞机复合材料机翼的气动弹性优化问题,强度/应变约束中的应变约束对优化解的刚度水平影响较大.在初步设计阶段,综合考虑材料许用应变和失效准则可以在满足各种约束的前提下减轻结构重量,并有效提高机翼整体刚度.

4.2 蒙皮铺层设计参数影响分析

考虑到大型飞机复合材料机翼蒙皮的承载特性,其铺层设计参数的设计规律与对机翼总体性能指标的敏感度是实际工程设计中关心的问题.

为方便结果分析与趋势研究,将上文中复合材料机翼蒙皮沿展向分区数量减少至6个(其中机翼后缘转折点以内有2个),设计变量为展向各区域蒙皮中 0° 与 $\pm 45^\circ$ 铺层厚度的缩放系数.翼尖位移、扭角、颤振 v - g 图阻尼以及副翼效率对展向各区域设计变量的相对敏感度如图4~7所示,限于篇幅,仅列出上蒙皮.

图4表明两种铺层角铺层厚度相对于翼尖位移均为负敏感度,即增大两种铺层角的铺层厚度都会使翼尖位移减小,且 0° 铺层厚度变化对翼尖位移的影响远高于 $\pm 45^\circ$ 铺层,而翼面中段区域的 0° 铺层厚度变化对翼尖位移影响最大.

图5表明增大 0° 铺层厚对减小翼尖扭角有利,且翼面中段区域 0° 铺层厚度变化对扭角影响较大,而翼梢区域则是 $\pm 45^\circ$ 铺层厚度变化对扭角有较大影响.分析可知机翼的弯扭耦合效应使得弯曲刚度对扭角有较大影响,因此适当地调整两种铺层角厚度比例的展向分布可以较好的改善机翼弹性变形效应.

图6是复合材料机翼模型颤振分析 V - g 图中临界颤振速度处,颤振模态 g 值对机翼弯曲/扭转刚度的无量纲设计敏感度.图中分析结果表明, $\pm 45^\circ$ 铺层厚度

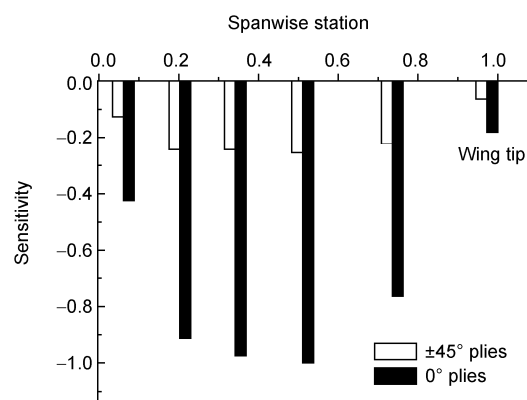


图4 翼尖位移对各铺层角厚度的敏感度

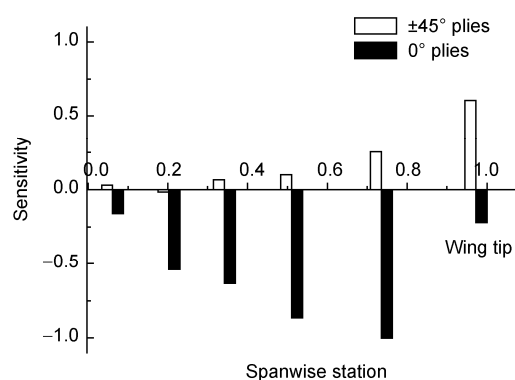
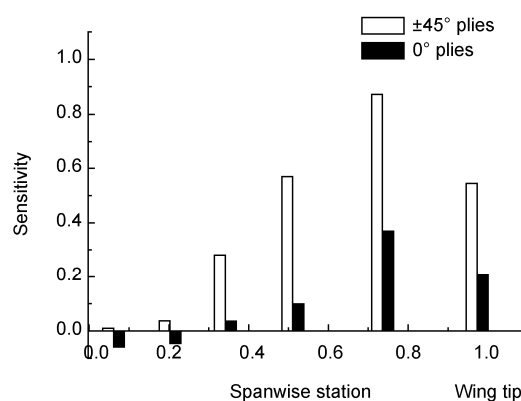


图5 翼尖扭角对各铺层角厚度的敏感度

图6 颤振 v - g 图阻尼对各铺层角厚度的敏感度

变化对颤振速度的影响高于 0° 铺层,且颤振速度相对于机翼外段蒙皮 $\pm 45^\circ$ 铺层厚度变化最为敏感.

图7表明 0° 铺层厚度变化对副翼效率的影响要高于 $\pm 45^\circ$ 铺层,且翼面中段区域 0° 铺层厚度变化的影响较大.颤振阻尼与副翼效率对各铺层厚度的敏感度分析表明,对颤振有利的铺层厚度分布必然使副

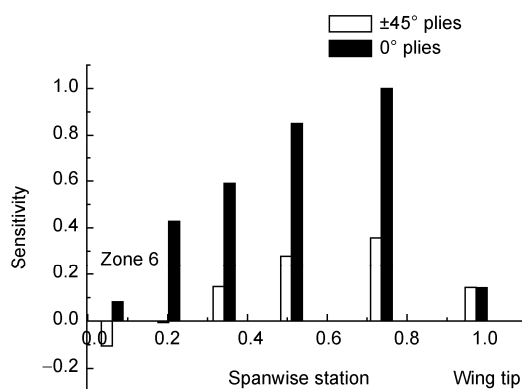


图 7 副翼效率对各铺层角厚度的敏感

翼效率降低, 反之亦然. 因此如何合理地设计铺层角厚度比例分布使得在保证足够的副翼效率和颤振速度的情况下尽可能减轻结构重量是蒙皮壁板铺层设计中必须考虑的问题.

上述几方面的分析结果表明, 为满足刚度指标要求, 在复合材料机翼的初步设计中对于不同展向位置的上下壁板, 应该使用比例不同的铺层.

4.3 蒙皮铺层比例分布优化设计

鉴于固定铺层比例进行优化设计的不足, 本节基于 4.2 节的展向 6 分区模型进一步研究铺层比例分布规律. 以机翼上下壁板展向各分区蒙皮厚度增量与铺层比例为设计变量, 在满足气动弹性约束的前提下, 使用遗传/敏度混合优化算法进行重量最小化设计. 优化设计中将 0°铺层比例限定在 35%~60%之间变动, 90°铺层比例固定为 10%.

优化设计后获得的最优解的上壁板铺层比例展向分布如图 8 所示. 优化结果表明, 机翼内段与中段壁板的 0°铺层比例较之±45°要高出较多, 而在机翼外段则是±45°铺层比例大幅提高. 下壁板铺层比例分布规律与上壁板类似.

为分析铺层比例对优化优化结果的影响, 表 2 列出了 6 分区模型初始复合材料机翼, 变铺层比例优化以及按两种固定铺层比例优化结果.

通过对比初始复合材料机翼和变铺层比例以及两种固定铺层比例优化最优解的性能指标可知, 优化后的复合材料机翼具有较好的减重优势. 蒙皮采用变铺层比例铺设的最优解减重效果最为明显, 且翼尖位移和扭角靠近约束边界, 较为充分地利用了复合材料层合板的性能, 而按固定铺层比优化得到的结

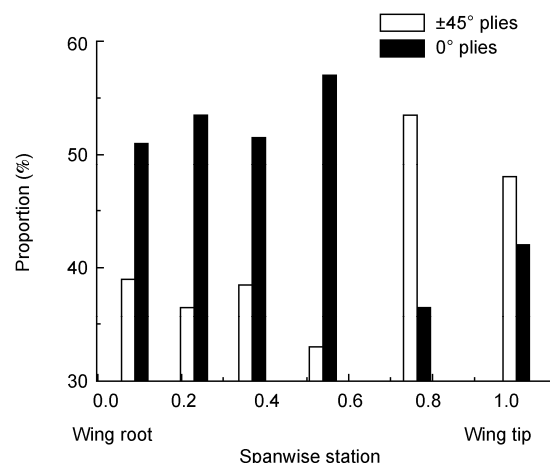


图 8 最优解上蒙皮铺层比例展向分布

表 2 变比例铺层与固定比例铺层优化结果性能指标

Performance indicators	Constraint	Initial wing	Variable proportion	0°: ±45°: 90°	
				5:4:1	4:5:1
Weight		0.84W	0.68W	0.76W	0.82W
Displacement	≤13%	10.6%	12.7%	11.0%	11.0%
Torsion angle	≤3.5°	2.8°	3.2°	2.6°	2.8°
Aileron Efficiency	≥65%	76%	72%	76%	75%
Flutter speed	≥320	384	362	366	393

构重量较大, 且优化重量直接受铺层比例影响.

另外, 与表 1 对比可知在展向分区减少且设计变量仅与蒙皮相关的情况下, 表 2 中采用固定铺层比例优化得到的结构重量明显增加, 且各气动弹性响应也有较大余量, 而采用变比例铺层的优化结果能在较少的设计变量情况下依然保持很好的减重效果, 充分利用了复合材料铺层结构的刚度各向异性特性.

变铺层比例优化最优解的铺层角展向比例分布及其总体性能指标很好地验证了图 4~7 的敏度分析结果, 即蒙皮壁板内段和中段 0°铺层比例较高, 外段 ±45°铺层比例较高的铺层比例展向分布能使刚度分布更加高效合理.

5 结论

以大型飞机复合材料机翼为对象, 对比研究了强度/应变参数, 以及蒙皮壁板铺层比例对气动弹性优化结果的影响, 针对本文所研究的对象及给定的

工况和约束条件, 得到如下结论.

1) 优化结果的性能指标对比分析表明优化后的机翼结构布置和刚度分布更加高效合理, 验证了本文优化设计方法及思路对于大型飞机复合材料机翼结构设计的适用性.

2) 在复合材料机翼结构优化设计的强度/应变约束中, 应变约束是影响机翼整体刚度水平的关键约束. 同时考虑材料设计许用应变与各铺层失效准则的强度约束可以得到合理而可靠的结果, 能在满足各种约束的同时减轻结构重量并有效提高机翼整

体刚度水平.

3) 大型飞机复合材料翼面中段蒙皮 0° 铺层比例对翼尖位移, 扭角与副翼效率均有较大影响, 而颤振阻尼相对于机翼外段蒙皮 $\pm 45^\circ$ 铺层厚度变化最为敏感, 因此合理地布置蒙皮展向铺层比例可以充分利用复合材料的刚度各向异性特性. 展向分区铺层比例优化结果表明机翼内段与中段较高的 0° 铺层比例和外段较高的 $\pm 45^\circ$ 铺层比例分布相对于固定比例铺层设计可以获得更明显的减重效果和更为高效合理的刚度分布.

参考文献

- 1 Striz A G, Lee W T. Multidisciplinary optimization of a transport aircraft wing. AIAA-94-4410, 1994
- 2 杨乃宾. 新一代大型客机复合材料结构. 航空学报, 2008, 39(3): 596-604
- 3 崔德刚. 浅谈民用大飞机结构技术的发展. 航空学报, 2008, 29(3): 573-582
- 4 章怡宁, 杨旭. 复合材料翼面结构综合优化设计技术. 航空学报, 1997, 18(6): 656-660
- 5 Wan Z Q, Yan H, Liu D G, et al. Aeroelastic analysis and optimization of high-aspect-ratio composite forward-swept wings. Acta Aeronautica et Astro-nautica Sinica, 2005, 18(4): 317-325
- 6 万志强, 杨超. 大展弦比复合材料机翼气动弹性优化. 复合材料学报, 2005, 22(3): 145-149
- 7 杨超, 肖志鹏, 万志强, 等. 考虑机动载荷不确定性的机翼气动弹性优化设计. 中国科学: 技术科学, 2010, 41(4): 500-506
- 8 杨乃宾, 章怡宁. 复合材料飞机结构设计. 北京: 航空工业出版社, 2002. 102-120
- 9 刘钢, 孙学宪, 陈文浦, 等. 一种面向工程的气动弹性剪裁技术. 航空计算技术, 2006, 36(5): 73-75
- 10 程文渊, 常艳, 崔德刚, 等. 基于分布式计算的复合材料机翼优化设计. 复合材料学报, 2007, 24(1): 167-171
- 11 Rodden W P, Johnson E H. MSC/Nastran aeroelastic analysis user's guide V68. Los Angeles, CA: MSC Software Corporation, 1994. 17-65
- 12 Stephen W T. Theory of Composites Design. Dayton: Think Composites, 1992. 8-13
- 13 Narayanaswami R, Adelman H M. Evaluation of the tensor polynomial and hoffman strength theories for composite materials. J Comp Mater, 1977, 2: 366
- 14 Wan Z Q, Yang C, Zou C Q. Design studies of aeroelastic tailoring of forward-swept composite aircraft using hybrid genetic algorithm. AIAA-2003-1491, 2003
- 15 万志强. 适用于复合材料气动弹性结构的遗传/敏度混合优化技术. 北京: 北京航空航天大学, 2003
- 16 修英姝, 崔德刚. 非对称非均衡复合材料铺层优化设计. 航空学报, 2004, 25(2): 137-139