

文章编号:1674-8190(2014)03-390-07

机翼复合材料加筋壁板结构的优化设计

茅佳兵,王生楠,刘俭辉

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要: 为了提高机翼复合材料加筋板结构的承载效率,把总体屈曲载荷、局部屈曲载荷和静载荷相等作为最优优化设计准则,利用稳定性效率因子图和复合材料稳定性分析方法实现机翼复合材料加筋板结构的初步优化设计。利用编写的 PCL 二次开发程序进行参数化建模分析,可以较快地得出不同材料和载荷情况下的稳定性效率因子图。结果表明:通过稳定性效率因子图结合复合材料加筋板结构的稳定性分析方法,可以较快实现机翼加筋板结构的初步优化设计,所得结构具有相对较高的承载效率。

关键词: 机翼结构;加筋壁板;复合材料;稳定性;结构效率

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

Optimization Design for Stiffened Composite Wing Panel

Mao Jiabing, Wang Shengnan, Liu Jianhui

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For loading efficiency of stiffened composite wing panel, the equality of global bucking load, local bucking load and static load is used as the optimization design principle. Using the concept of stability efficiency factor and composite material stability analysis method, the primary optimal design of stiffened composite wing structures are realized. The efficiency factor diagram of different materials and load cases is obtained by PCL secondary development codes. Results show that the method by using the efficiency factor graph with composite material stability analysis method can rapidly realize the stiffened composite wing panel primary design with high load carrying efficiency.

Key words: wing structure; stiffened panel; composite; stability; structural efficiency

0 引言

机翼是飞机的主要承力结构,它保证飞机在设计要求所规定的飞行状态下满足飞行性能和机动性能的要求。作为机翼主要受力结构的加筋板,其在承受压缩、剪切、扭转和弯曲等载荷作用时常因为发生屈曲而失效^[1]。复合材料的应用使得加筋壁板的承载性能更加复杂^[2-3],如何对复合材料加筋板结构的效率进行量化评估,目前还没有通用的方法。李烁等^[4]利用神经网络实现了复合材料加筋板的设计。赵群等^[5]将失

稳载荷和静载荷的偏离度作为承载效率的量化指标,构造可用于结构优化的代理模型。常楠等^[6]提出一种结合多种方法的混合优化算法,以屈曲载荷最大为设计目标,实现对复合材料加筋板结构的优化设计。在机翼结构的优化布局中,可以做出调整的是翼梁、翼肋和桁条等,综合考虑材料利用率、油箱及机械系统等各种问题,主要讨论机翼加筋板结构的布局问题。

本文把总体屈曲载荷、局部屈曲载荷和静载荷相等作为最优优化设计准则,尝试将加筋板稳定性效率因子的概念应用到复合材料加筋板结构上,通过构造效率因子图并结合复合材料稳定性分析方法,实现对给定载荷和外形参数的机翼加筋板尺寸的初步优化设计。

收稿日期:2013-10-10; 修回日期:2013-11-14

通信作者:茅佳兵,maojiabing@mail.nwpu.edu.cn

1 加筋板结构的稳定性效率因子

1.1 Z型加筋板的刚度与失稳模式的关系

Z型加筋板的初始压屈多是欧拉失稳、蒙皮压曲、局部不稳定性和扭转不稳定性的混合形式。占优势的压屈形式主要受蒙皮和桁条的刚度关系支配。本文讨论蒙皮和桁条材料相同的情况,此时的刚度关系可以通过不同横截面积的比例来反映。Z型筋条加筋板的初始屈曲应力如图1所示^[7],反映桁条和蒙皮的厚度比(t_s/t)取不同值时,压屈应力(f_b/f_0)与加筋比(A_s/bt)的对应关系。 f_0 为假设蒙皮沿长桁边为铰支时的屈曲应力; f_b 为实际加筋板结构的初始压屈应力; A_s 为筋条的横截面积; b 为桁条间距。图中每一条曲线都是在厚度比相同的情况下绘制的,加筋板的加筋比越大,其抗弯刚度就越大。

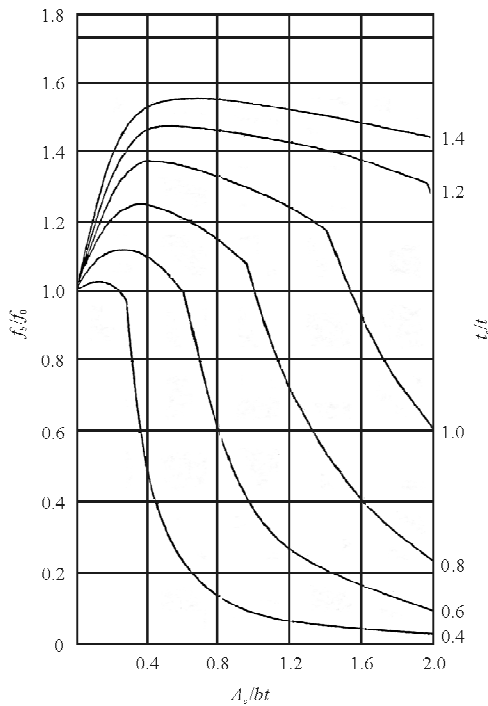


图1 Z型筋条加筋板的初始屈曲应力

Fig.1 Initial buckling stress of Z stiffened plate

分析可知,较为高效的结构应该对应图1左上部分的情况。在给定的载荷条件下,承载效率最优的结构对应的是总体屈曲和蒙皮失稳交汇之处,这时所有材料得到充分利用,如果再增加材料反而会使加强筋失稳,即结构效率存在最优点。但若要将该规律应用于复合材料加筋板结构,还存在一定的

局限性,要求蒙皮和加强筋必须具有相同的铺层顺序,以保证材料属性的一致。

1.2 稳定性效率因子

Z型筋条具有结构效率高、形状简单、便于分析失稳模式与结构刚度之间的关系等优点。对Z型筋条的壁板进行讨论,令桁条凸缘和腹板的比值 $d/h=0.3$ 。

总体失稳应力为

$$f_E = \frac{\pi^2 E_T}{L^2} \times h^3 t_s \times \frac{0.633bt + 0.37ht_s}{(1.6ht_s + bt)^2} \quad (1)$$

蒙皮局部屈曲应力为

$$f_b = f_0/f_0 \times 3.62(t/b)^2 \quad (2)$$

单位长度上的静载荷为

$$P = ft \left(1 + \frac{1.6ht_s}{bt}\right) \quad (3)$$

根据提出的设计优化准则,即认为静载荷、总体弯曲失稳载荷和蒙皮局部失稳载荷相等时效率最高,令 $f = f_E = f_b$,可得加筋板效率公式^[7]为

$$F = f \sqrt{\frac{L}{PE_T}} \quad (4)$$

式中: F 为效率因子,是 A_s/bt 和 t_s/t 的函数; P 为单位长度上的载荷; L 为加筋板长; E_T 为剪切模量,在弹性范围内 $E_T = E$ 。

初步设计时,只受纵向轴压(N_x)作用的复合材料加筋板结构的总体屈曲载荷与蒙皮局部屈曲载荷的工程估算公式^[8]分别如式(5)和式(6)所示。

$$\sigma_{xkl} = \left(\frac{\pi^2 EI}{SL^2}\right) / \left(1 + \frac{\pi^2 EI}{L^2 A_{66} b_2}\right) \quad (5)$$

$$\sigma_{scr} = 6.9k_{LO}(t/b)^2 \quad (6)$$

式(5)和式(6)和金属加筋板总体屈曲载荷与蒙皮局部屈曲载荷公式具有较为相似的形式,因此尝试利用上述稳定性效率因子的概念对复合材料加筋板结构构造效率因子图。用复合材料等效轴向弹性模量 E_x 替代 E_T ,则

$$F = f \sqrt{\frac{L}{PE_x}} \quad (7)$$

2 复合材料加筋板结构稳定性效率曲线

2.1 样本点复合材料刚度的模拟

对Z型筋条加筋板在给定的轴向压缩载荷作

用下的稳定性效率构建效率因子曲线。采用碳纤维 T300 作为铺层,考虑到结构只受轴向载荷,选择 0° 占优的铺层,即 0° 、 $\pm 45^\circ$ 和 90° 所占的比例分别为 60%、30% 和 10%,铺层顺序为 $[0^\circ 6t/45^\circ 1.5t/-45^\circ 1.5t/90^\circ 1t/90^\circ 1t/-45^\circ 1.5t/45^\circ 1.5t/0^\circ 6t]$, T300 的力学性能如表 1 所示。

表 1 T300 材料的力学性能
Table 1 Mechanical properties of T300

| 力学性能 | 数值 |
|--|-------|
| E_{11}/GPa | 125 |
| E_{22}/GPa | 8.9 |
| μ_{12} | 0.315 |
| G_{12}/GPa | 4.5 |
| G_{23}/GPa | 4.5 |
| G_{13}/GPa | 4.5 |
| 密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$) | 1700 |
| 轴向压缩许用应力/ $\mu\epsilon$ | 3500 |
| 单层厚度/mm | 0.125 |

稳定性效率因子图要求对每一个样本点都进行稳定性分析,给单元赋予材料属性。本文采用复合材料 T300 进行铺层,由于样本点较多,且每个样本点的蒙皮和桁条厚度各不相同,直接用层合板定义需要对每个样本点进行铺层设计。为了实现参数化处理,利用 Patran 中的各向异性材料选项来模拟层合板材料,为了更好的和层合板结构的材料属性相同,采用两种正交各向异性材料 A 和材料 B 分别模拟层合板的压缩刚度和弯曲刚度^[9]。材料 A 和材料 B 的力学性能如表 2 所示。

表 2 两种正交各向异性材料 A 和 B 的力学性能
Table 2 Mechanical properties of two kinds of orthotropic material A and B

| 材料 A | | 材料 B | |
|---------------------|--------|---------------------|---------|
| 力学性能 | 数值 | 力学性能 | 数值 |
| E_{11}/MPa | 84 100 | E_{11}/MPa | 120 000 |
| E_{22}/MPa | 28 400 | E_{22}/MPa | 10 880 |
| μ_{12} | 0.374 | μ_{12} | 0.3 |
| G_{12}/MPa | 12 800 | G_{12}/MPa | 6 250 |
| G_{23}/MPa | 12 800 | G_{23}/MPa | 6 250 |
| G_{13}/MPa | 12 800 | G_{13}/MPa | 6 250 |

2.2 绘制稳定性效率因子图

对于给定的设计载荷 $P=2\ 000\ \text{N}/\text{mm}$,随机

选取 100 个样本点,利用编制的 PCL 二次开发程序对每个样本点分别进行铝和复合材料 T300 的参数化建模和稳定性分析。设计参数的取值范围:加筋比(A_s/bt)为 0.1~2.5,厚度比(t_s/t)为 0.1~2.5。得到给定设计载荷下复合材料 T300 的效率因子如图 2 所示,铝的效率因子如图 3 所示。

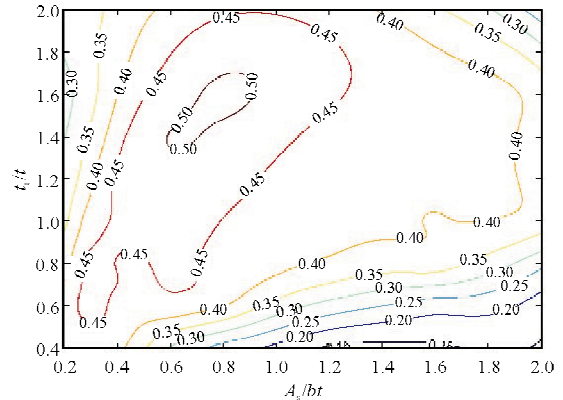


图 2 复合材料 T300 的效率因子

Fig. 2 Efficiency factor of composite T300

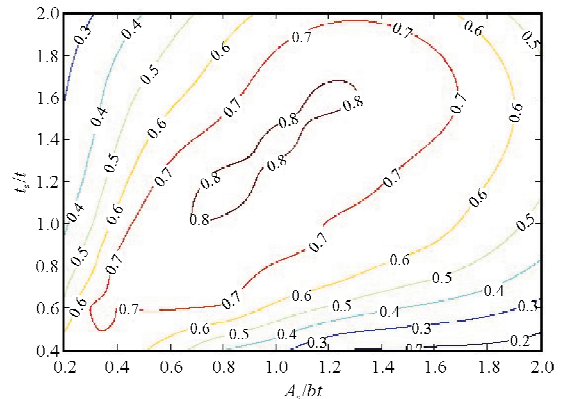


图 3 材料为铝时的效率因子

Fig. 3 Efficiency factor of aluminum

从图 2~图 3 可以看出,不同材料的稳定性效率因子曲线不同,对于同载荷同尺寸的结构,复合材料的效率因子值比铝小,但这并不表明复合材料效率不如铝高或相同情况下铝质结构更轻。利用效率因子评判结构效率的高低必须对于同种材料才成立,因为效率因子中没有考虑材料密度。不同载荷范围的效率因子图也不同,一种结构形式只在一定的载荷范围内能够使结构效率达到最高。

3 利用效率因子图进行初步优化设计

由稳定性效率因子图实现机翼复合材料加筋板结构的初步优化设计,在效率因子图中选取效率

最高点,得到该点的加筋比和桁条蒙皮的厚度比,根据复合材料稳定性分析方法得出相应的尺寸值。考虑到机翼储存燃油等因素,选取蒙皮厚度相对较厚处的点。在误差允许的范围内,选择效率因子最大点即结构效率最高点:加筋比 $A_s/bt=0.8$,桁条与蒙皮的厚度比 $t_s/t=1.6$,效率因子值为 0.5。

3.1 复合材料加筋板结构的尺寸优化

由轴向许用应变值可得轴向许用应力 $\sigma_{cy} = E_{11}\epsilon = 294.35 \text{ MPa}$ 。分析可得加筋板的等效厚度 $T = P/\sigma_{cy} = 6.795 \text{ mm}$,根据加筋比 $A_s/bt=0.8$,可得 $t = T/(A_s/bt + 1) = 3.775 \text{ mm}$,再根据桁条蒙皮的厚度比为 1.6,可得 $t_s = 1.6t = 6.04 \text{ mm}$ 。

由于采用复合材料,单层厚度为 0.125 mm,并且保证 0° 、 $\pm 45^\circ$ 和 90° 所占比例分别为 60%、30% 和 10%,必须对所求得的厚度进行适当调整^[10],得到蒙皮的铺层顺序为 $[\pm 45/0_s/45/0_z/-45/0_z/45/90/-45/0_s]$,厚度变为 $t = 3.75 \text{ mm}$;桁条的铺层顺序为 $[\pm 45/0_s/45/0_s/-45/0_s/45/90/-45/0_s/45/0/90/-45/0_s]$,厚度变为 $t_s = 6 \text{ mm}$ 。

计算桁条间距:对于各向同性的金属材料,平板失稳时纵向半波数量与板的长宽比一致。矩形平板的压屈公式为

$$\sigma_x = \frac{k_b \pi^2 E_t}{12(1-\nu^2)} \times (t/b)^2 \quad (8)$$

但本文的研究对象为各向异性的复合材料,该公式并不适用。四边简支的正交各向异性矩形层压平板的屈曲载荷计算公式^[8]为

$$N_{xcr} = \frac{2\pi^2 D_{22}}{b^2} \left[\sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{D_{22}} \right] \quad (9)$$

式中: b 为桁条间距; D_{11} 、 D_{12} 、 D_{22} 、 D_{66} 为层合板的弯曲刚度系数。

将式(6)除以层合板的轴压刚度系数 A_x ,即可得到复合材料蒙皮轴压失稳临界应变。为了便于比较,将四边固支时的临界应变一起给出:

$$\begin{cases} \epsilon_{xs} = \frac{2\pi^2 D_{22}}{b^2 A_x} (\alpha + \beta) \\ \epsilon_{xc} = \frac{2\pi^2 D_{22}}{b^2 A_x} (2.26\alpha + 1.225\beta) \\ A_x = A_{11} - \frac{A_{12}^2}{A_{22}} \\ \alpha = \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} \\ \beta = \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{D_{22}} \end{cases} \quad (10)$$

式中: ϵ_{xs} 和 ϵ_{xc} 分别为简支和固支条件下的临界失稳轴压应变。

ϵ_{xs} 和 ϵ_{xc} 的区别在于 α 和 β 两项的系数不同,表明蒙皮边界的支持条件主要影响这两个参数。将括号里的各项看成一个整体,则各向异性板的临界失稳应变 ϵ_{xcr} 为

$$\epsilon_{xcr} = K_b \frac{2\pi^2 D_{22}}{b^2 A_x} \quad (11)$$

式中: K_b 为无量纲系数,受材料各向异性和边界支持弹性的影响。

将简支和固支条件下的 K_b 分别表示为

$$\begin{cases} K_{xs} = \left[\sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{D_{22}} \right] \\ K_{xc} = \left[2.26 \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + 1.225 \frac{(D_{12} + 2D_{66})}{D_{22}} \right] \end{cases} \quad (12)$$

由式(9)可得: $K_{xs} = 4.758$, $K_{xc} = 9.26$ 。

机翼结构中,桁条和蒙皮相连,桁条对蒙皮起介于简支和固支之间的支持作用,取 $K_b = 9$ 。给定的材料许用应变 $\epsilon = 0.0035$,由式(8)可得 $b = 88.7 \text{ mm}$ 。考虑到给定盒段宽为 900 mm,则桁条数目 $N = 900/7 \approx 10$,即取桁条间距 $b = 90 \text{ mm}$ 。

由加筋比 $A_s/bt = 1.6ht_s/bt = 0.8$,可得桁条的腹板高 $h = 28.13 \text{ mm}$,桁条凸缘宽 $h_t = 8.43 \text{ mm}$,肋间距 $L = 485.33 \text{ mm}$ 。优化后机翼加筋板结构的各参数如表 3 所示。

表 3 优化后的机翼盒段参数
Table 3 Optimized parameters of wing-box

| 参数名称 | 优化值 |
|--|-------|
| 盒段长 l/mm | 2 910 |
| 盒段宽 B/mm | 900 |
| 盒段高 H/mm | 180 |
| 桁条间距 b/mm | 90 |
| 肋间距 L/mm | 485 |
| 蒙皮厚度 t/mm | 3.75 |
| 桁条厚度 t_s/mm | 6.04 |
| 桁条腹板高 h/mm | 28.13 |
| 桁条凸缘宽 h_t/mm | 8.43 |
| 单位长度载荷 $P/(\text{N} \cdot \text{mm}^{-1})$ | 2 000 |

3.2 复合材料加筋板结构模型

根据得到的能够承受给定载荷的最优结构尺

寸,利用 Patran 建立有限元模型^[11]。

在定义约束和载荷时,考虑到直接将载荷加在试验段上,可能会造成应力集中等问题,致使局部应变过大或提早发生失稳现象,造成结果与预期优化结果不符。因此通过将两端分别定义成加载段和约束段来避免发生上述现象,保证在试验段上载荷按刚度分布在桁条和蒙皮上面。主要研究的是盒段中的受压加筋板,盒段中的肋和两边的梁只是提供简单支持作用,保证不会发生明显失稳、压垮等现象,所以直接给定梁和肋的厚度为 10 mm。为使有限元模型能够较为准确地模拟加筋板的力学特点,单元应尽量选得小,但单元过小又会造成计算效率下降,为保证有限元模型能够反映两桁条间蒙皮的屈曲形式,一般应使两桁条间的网格数目大于 3。

机翼盒段加筋板的整体几何模型和有限元模型分别如图 4~图 5 所示。

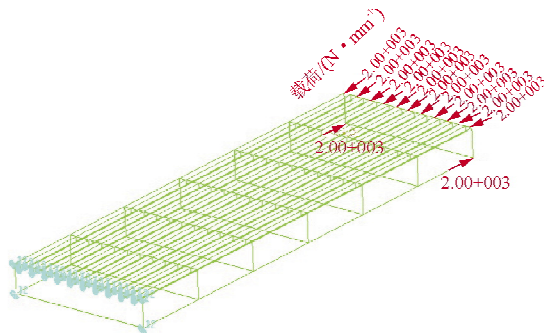


图 4 机翼盒段加筋板结构几何模型

Fig. 4 Geometric model of wing-box stiffened plate

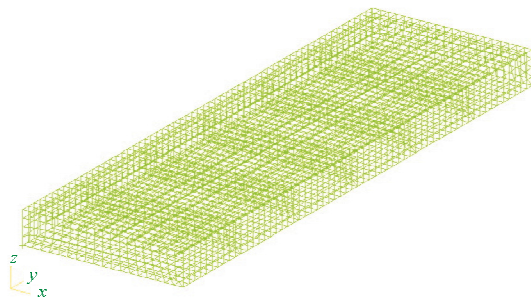


图 5 机翼盒段加筋板结构有限元模型

Fig. 5 Finite element model of wing-box stiffened plate

3.3 结果分析

3.3.1 初始屈曲临界应变

将建立的模型导入 NASTRAN 中进行稳定性计算,所得结果如图 6 所示。

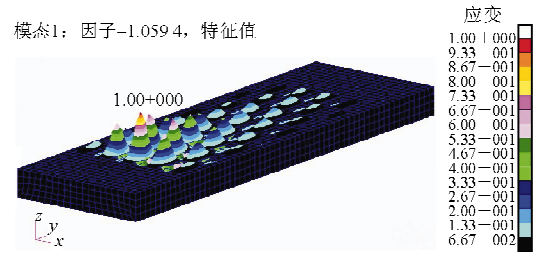


图 6 优化结构模型的一阶模态

Fig. 6 First mode of optimized structure model

从图 6 可以看出,初始屈曲形式为蒙皮的局部失稳,特征值为 $\lambda=1.0594$,即该结构局部失稳的临界载荷 $P_1=2118.8\text{ N/mm}$,初始屈曲的临界应变 $\epsilon_1=0.00371$ 。

3.3.2 静载荷引起的应变

由 Patran 中的模型调用 NASTRAN 进行静力计算,所得结果如图 7 所示。

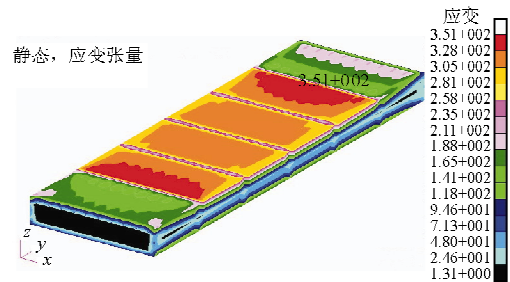


图 7 优化结构模型的应变图

Fig. 7 Strain diagram of optimized structure model

从图 7 可以看出,机翼上壁板的最大应变 $\epsilon_P=0.00351$,该值与初始失稳临界应变 $\epsilon_1=0.00371$ 非常接近,差值约为 5.7%,即由本文方法优化设计的加筋板结构的初始屈曲临界应变和静载荷引起的应变较为接近,表明结构具有相对较高的承载效率。说明利用金属稳定性效率因子概念和复合材料稳定性分析方法来实现复合材料加筋板结构的初步优化设计,具有一定的可行性。

3.3.3 加筋板总体屈曲临界应变

对于桁条多于四根的长加筋板,一般可忽略两侧边的支持效应,将加筋板当作组合宽柱处理。加筋板总体失稳下的临界应变可根据欧拉失稳模型计算:

$$\epsilon_g = \frac{\pi^2 D_x w}{L^2 A_x w} = \frac{\pi^2 D_x}{L^2 A_x} \quad (13)$$

式中: L 为加筋板的轴向长度; $D_x w$ 和 $A_x w$ 分别

为截面在 w 宽度内的总体弯曲刚度和压缩刚度。计算可得加筋板结构的总体屈曲临界应变 $\epsilon_k = 0.00387$ 。

加筋板总体失稳有限元结果如图8所示。

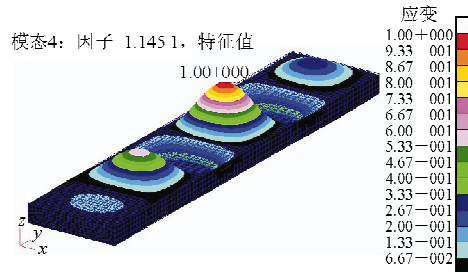


图8 加筋板总体失稳有限元结果

Fig.8 Finite element result of general instability for stiffened plate

从图8可以看出,初始屈曲形式为蒙皮的局部失稳,特征值为 $\lambda = 1.1451$,即该结构局部失稳的临界载荷 $P_1 = 2290.1 \text{ N/mm}$,初始屈曲的临界应变 $\epsilon_1 = 0.00402$ 。总体失稳模式下计算值和有限元分析值误差为3.9%。初始蒙皮屈曲和加筋板总体屈曲应变差值约为7.7%。加筋板总体屈曲应变值大于初始蒙皮局部失稳的临界应变,表明蒙皮的局部屈曲先于加筋板总体屈曲发生,即初始屈曲形式为蒙皮局部失稳,图6也证明了这一点。

4 结 论

(1) 将稳定性效率因子公式应用到复合材料加筋板结构中,利用所得效率因子图和复合材料加筋板结构稳定性分析方法对给定载荷下机翼壁板结构进行初步优化设计,所得结构在一定的误差范围内满足最优化设计准则的要求,在工程上具有一定的可行性。

(2) 通过构造稳定性效率因子图的方法来进行初步优化设计简易可行,但该方法是基于横截面积的比例来反映刚度关系,必须满足蒙皮和加筋条材料属性一致。当蒙皮和桁条力学属性不一致时,如何利用该方法实现优化设计还需进一步研究。

(3) 利用效率因子的高低来衡量结构效率只对于同种材料才适用,同时一种结构形式只在一定的载荷范围内能够使结构效率达到最高。利用基于Patran所编写的PCL程序,可以较快地得到不同载荷范围、不同材料的效率因子图。

(4) 根据给定材料和载荷大小构建效率因子图,并基于效率因子图和复合材料加筋板结构优化方法对机翼加筋板结构进行初步的优化设计,所得结构具有相对较高的承载效率。

参 考 文 献

- [1] 崔德刚. 结构稳定性设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
Cui Degang. Design manual of structure stability[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [2] 霍世慧, 王富生, 王佩艳, 等. 复合材料机翼加筋壁板稳定性分析[J]. 应用力学学报, 2010, 27(2): 423-427.
Huo Shihui, Wang Fusheng, Wang Peiyan, et al. Stability analysis on the ribbed panel of the composite wing[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2010, 27(2): 423-427. (in Chinese)
- [3] 卢文书, 马元春, 梁伟, 等. 机身复合材料加筋板壳的稳定性和强度分析系统[J]. 航空学报, 2009, 30(5): 895-900.
Lu Wenshu, Ma Yuanchun, Liang Wei, et al. Analysis system of stability and strength for airframe composite stiffened plate/shell[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(5): 895-900. (in Chinese)
- [4] 李烁, 徐元铭, 张俊. 基于神经网络响应面的复合材料结构优化设计[J]. 复合材料学报, 2005, 22(5): 134-140.
Li Shuo, Xu Yuanming, Zhang Jun. Composite structural optimization design based on neural network response surfaces[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(5): 134-140. (in Chinese)
- [5] 赵群, 丁运亮, 金海波. 一种基于复合材料加筋板结构效率的稳定性优化方法[J]. 复合材料学报, 2010, 27(3): 169-176.
Zhao Qun, Ding Yunliang, Jin Haibo. Buckling optimization method based on structure efficiency of composite stiffened panels[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(3): 169-176. (in Chinese)
- [6] 常楠, 杨伟, 赵美英. 典型复合材料加筋壁板优化设计[J]. 机械设计, 2007, 24(12): 46-48.
Chang Nan, Yang Wei, Zhao Meiyang. Optimization design on typical reinforced wainscot of composite material[J]. Journal of machine design, 2007, 24(12): 46-48. (in Chinese)
- [7] Farrar D J. The design of compression structures for minimum weight[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1940: 1041-1052.
- [8] 中国航空研究院. 复合材料结构稳定性分析指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
Chinese Aeronautical Establishment. A guide to composite structure stability analysis[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [9] 赵群, 金海波, 丁运亮, 等. 加筋板总体失稳分析的等效层

- 合板模型[J]. 复合材料学报, 2009, 26(3): 195-201.
Zhao Qun, Jin Haibo, Ding Yunliang, et al. Equivalent laminates model for stiffened panel global buckling analysis [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 26(3): 195-201. (in Chinese)
- [10] 张仲桢. 飞机结构初步设计的快速方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2008.
Zhang Zhongzhen. A study on rapid approach for the preliminary design of aircraft structure[D]. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [11] 常楠, 赵美英, 王伟. 基于 MSC. Patran/Nastran 的复合材料层合板稳定性优化[J]. 飞机设计, 2007, 27(2): 34-36.
Chang Nan, Zhao Meiyang, Wang Wei. MSC. Patran/Nas-

tran based ply optimization design for stability of composite laminates[J]. Aircraft design, 2007, 27(2): 34-36. (in Chinese)

作者简介:

茅佳兵(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机结构稳定性、疲劳与断裂。

王生楠(1963—),男,教授,博导。主要研究方向:飞机结构疲劳断裂可靠性、固体力学。

刘俭辉(1983—),男,博士研究生。主要研究方向:飞机结构疲劳与断裂。

(编辑:马文静)

(上接第 389 页)

- [7] 刘钢, 段世慧. 大展弦比柔性机翼的结构与气动耦合特性分析[J]. 结构强度研究, 2007(2): 47-57.
Liu Gang, Duan Shihui. Structure and aerodynamic coupling characteristics analysis of flexible large aspect ratio wing[J]. Structural Strength Research, 2007(2): 47-57. (in Chinese)
- [8] 张颖, 李令芳. 飞机结构疲劳试验载荷优化分配[J]. 飞机工程, 2004(3): 55-61.
Zhang Ying, Li Lingfang. The optimal distribution of aircraft structural fatigue loading [J]. Aircraft Engineering, 2004(3): 55-61. (in Chinese)
- [9] 陈全礼, 熊建琦. 飞机结构静强度试验载荷等效[J]. 飞机工程, 2005(1): 63-65.
Chen Quanli, Xiong Jianqi. Application of the load equivari-

ant method on aircraft static strength test[J]. Aircraft Engineering, 2005(1): 63-65. (in Chinese)

作者简介:

雷 莉(1989—),女,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构优化设计、强度分析。

韩 庆(1969—),男,副教授。主要研究方向:结构优化设计和生存力。

钟小平(1977—),男,讲师。主要研究方向:结构优化设计、强度分析。

(编辑:马文静)