

CFRP 蜂窝夹层结构板埋件集群区域的热应力失效模式分析及补强设计

张磊¹ 李岩咏¹ 王峰² 韦娟芳¹

(1 浙江大学空间结构研究中心, 杭州 310058)

(2 西安空间无线电技术研究所, 西安 710100)

文 摘 航天结构中,蜂窝板常采用在内部镶嵌埋件的方式使其与其他部件连接。为了分析CFRP蜂窝夹层结构板埋件集群区域面板在温度应力作用下失效的原因,进行了失稳破坏应力理论计算和数值分析,由分析结果发现是面板失稳导致了结构破坏。提出了加厚面板和局部加强两种补强方法并分析了其可行性和效率,通过对比发现局部补强的方法更加可行和高效。最后通过热真空试验,验证了局部补强方法可以提高面板稳定性,防止失稳破坏。

关键词 蜂窝夹层板,埋件,热应力,补强设计

中图分类号:V460

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.01.006

Thermal Stress Failure Mode Analysis and Reinforcement Design of CFRP Honeycomb Sandwich Panel Embedded With Clustered Inserts

ZHANG Lei¹ LI Yanyong¹ WANG Feng² WEI Juanfang¹

(1 Spatial Structure Research Center, Zhejiang University, Hangzhou 310058)

(2 Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710000)

Abstract In aerospace structures, honeycomb panels were often connected with other components by clustered inserts. In order to analyze the reason for the failure of CFRP honeycomb sandwich panel under the effect of temperature stress, the theoretical calculation and finite element analysis of the failure stress were carried out. It was found that the instability of the panel caused the structural damage. To solve this problem, the feasibility and efficiency of two improvement measures of increasing the thickness of face sheet and local strengthening are analyzed. Through comparison experiment, it is found that the local reinforcement method is more feasible and efficient. Finally, through the thermal vacuum test, it is verified that the local reinforcement method can improve the stability of the panel and prevent the instability damage.

Key words Sandwich panel, Insert, Thermal stress, Reinforcement design

0 引言

碳纤维蜂窝板通常由上、下碳纤维面板和蜂窝芯构成,具有较高的比刚度。这种结构较金属结构质量更轻,且碳纤维具有良好的导电性,因此广泛应用于具有较高基频要求的卫星天线反射器和支撑结构。当蜂窝夹层板需要与其他部件连接时,由于面板很薄,芯层强度也很低,且面板与蜂窝之间的胶接强度不高,因此不能在板上直接打孔连接,而需要依靠预埋在板中的金属件作为连接件。图1为预埋了

金属件的蜂窝板,埋件起到连接蜂窝板与其他部件的作用;图2中采用了金属埋件加连接角片的方式连接了两块不同方向的蜂窝板。埋件在结构中起到连接结构的不同部分且承受并传递荷载的作用。当蜂窝板需要与较大质量的部件连接时,会采用多个埋件连接的方式。当多个埋件距离较近,埋件周围的泡沫胶都连成一片时,就叫作集群式埋件。

埋件群所在的区域是结构板上需要重点关注的部分,当该区域由于强度不足发生破坏或是发生失

收稿日期:2020-04-05

第一作者简介:张磊,1995年出生,硕士研究生,主要从事锁紧机构、结构振动响应和结构优化分析工作。E-mail:21812170@zju.edu.cn

通信作者:韦娟芳,1964年出生,博士生导师,研究员,主要从事空间可展开结构、新型空间机构、结构力学分析与试验技术研究工作。

E-mail:weijf@zju.edu.cn

稳破坏时,将会导致整个结构失效。对于卫星天线产品,除了保证发射及工作状态下的强度和刚度外,还要校核在轨高低温环境下的热应力。由于每个埋件的固定都需要填充泡沫胶,所以埋件集群区域处于整体完全充胶状态下,而泡沫胶的热膨胀系数明显大于面板。在高温下泡沫胶的膨胀量大于面板,使面板在平面内受拉;在低温下泡沫胶的收缩量大于面板,使面板在平面内受压,从而导致面板产生褶皱,发生失稳破坏^[1]。因此对温度荷载作用下的面板的受拉强度、受压强度及稳定性进行校核是很有必要的。图3为一块在热真空试验中由于面板在温度应力作用下发生失稳而破坏的碳纤维蜂窝板。从图3可以看到,面板的起皱都发生在埋件周围区域,因此有必要对含有埋件或埋件群的蜂窝板进行热应力失效模式的分析。

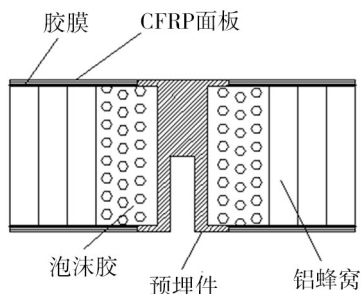


图1 蜂窝板埋件结构图

Fig. 1 Structure of honeycomb panel with insert

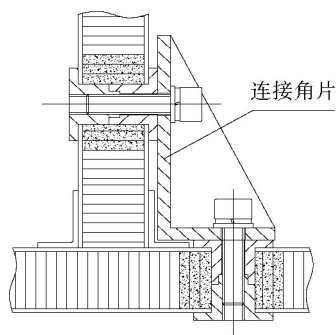


图2 蜂窝板通过埋件连接示意图

Fig. 2 Diagram of honeycomb panels connected by inserts



图3 在热真空试验下的失效的含埋件蜂窝板

Fig. 3 Failure of honeycomb panels with clustered inserts after thermal vacuum test

1 面板起皱应力计算理论

层压板在面内压应力作用下表面起皱的问题实际上是表面两个弹性支承板的稳定性问题^[2-6]。在这类问题的数学处理中,通常考虑其不稳定类型为正弦波形。起皱应力取所考虑的不稳定波形的最小应力。

规定参考坐标轴的方向如图4所示,其中 x 轴与面板所受的压力载荷的方向平行。 c 代表芯层的厚度, f 代表面板的厚度。

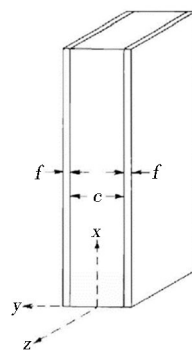


图4 参考坐标轴

Fig. 4 Reference coordinate system

假定在 $y = \pm \frac{c}{2}$ 处,面板在 x 向压力荷载作用下失稳,形状呈正弦波形,同时在 x 方向没有平动位移发生,如图5所示。

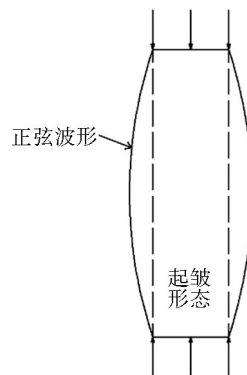


图5 起皱类型

Fig. 5 Pattern of wrinkling

此时可以得到 $y = \pm \frac{c}{2}$ 处面板位移的表达式:

$$\left. \begin{aligned} u_1 &= u_2 = 0 \\ v_1 &= a \sin \frac{\pi}{L} x \\ v_2 &= -a \sin \frac{\pi}{L} x \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中,下标1代表 $y = +\frac{c}{2}$,下标2代表 $y = -\frac{c}{2}$ 。

假定芯层在 xy 平面内为正交各向异性,材料正交各向异性的坐标轴与参考轴重合。芯层的本构关系如下:

$$\left. \begin{aligned} e_{xx} &= \frac{1}{E_x} X_x - \frac{\sigma_{yx}}{E_y} Y_y - \frac{\sigma_{zx}}{E_z} Z_z \\ e_{yy} &= -\frac{\sigma_{xy}}{E_x} X_x + \frac{1}{E_y} Y_y - \frac{\sigma_{zy}}{E_z} Z_z \\ e_{zz} &= -\frac{\sigma_{xz}}{E_x} X_x - \frac{\sigma_{yz}}{E_y} Y_y + \frac{1}{E_z} Z_z \\ e_{xy} &= \frac{1}{\mu_{xy}} X_y, \quad e_{yz} = \frac{1}{\mu_{yz}} Y_z, \quad e_{zx} = \frac{1}{\mu_{zx}} Z_x \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中, E_x, E_y 和 E_z 分别为芯层在 x, y 和 z 轴方向的弹性模量。泊松比 σ_{xy} 是芯层在 x 轴方向受拉伸长时, y 轴方向的压缩量与 x 轴方向的伸长量的比值。 μ_{xy} 为芯层 xy 平面内的剪切刚度。

根据弹性力学理论, xy 平面内的应变相容性要求三个应变分量满足以下关系式:

$$\frac{\partial^2 e_{xx}}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 e_{yy}}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 e_{xy}}{\partial x \partial y} = 0 \quad (3)$$

用积分表示单位宽度芯层的应变能, 其表达式为:

$$W_c = \frac{1}{2} \int_0^L (vY_y)_{y=\frac{c}{2}} dx - \frac{1}{2} \int_0^L (vY_y)_{y=-\frac{c}{2}} dx \quad (4)$$

单位宽度面板的弯曲应变能表示为:

$$W_B = \frac{E_f f^3}{24\lambda_f} \int_0^L \left(\frac{d^2 v_1}{dx^2} \right)^2 dx + \frac{E_f f^3}{24\lambda_f} \int_0^L \left(\frac{d^2 v_2}{dx^2} \right)^2 dx \quad (5)$$

式中, $\lambda_f = 1 - \sigma_{zxf} \sigma_{zxf}$, σ_{zxf} 和 σ_{zxf} 是面板的泊松比。

同样单位宽度上压缩荷载 P 做的功可由下式来表达:

$$W_p = \frac{P}{2} \int_0^L \left(\frac{dv_1}{dx} \right)^2 dx + \frac{P}{2} \int_0^L \left(\frac{dv_2}{dx} \right)^2 dx \quad (6)$$

在压缩荷载 P 的作用下, 面板处于不稳定平衡状态的条件是压缩荷载所做的功等于面板弯曲应变能以及芯层应变能的和, 即:

$$W_p = W_B + W_c \quad (7)$$

代入式 (4) ~ (6), 引入变量 $Q, R, p, x, r, \bar{E}, E, \sigma, \beta^{[2-5]}$ 并作简化后得:

$$Q = \frac{\xi^2}{12q^2} \beta + \frac{2qR}{\xi} \quad (8)$$

式中,

$$\xi = \frac{\epsilon \pi c}{L}, \quad q = rx, \quad r = \frac{c}{f}, \quad p = \frac{P}{f} = Q \bar{E}$$

$$\bar{E} = \sqrt[3]{\frac{E_f \mu_{xy}}{\lambda_f \rho_{22}}}, \quad E = \frac{1}{\sqrt{\rho_{11} \alpha_{22}}}, \quad \epsilon = \sqrt[4]{\frac{\rho_{22}}{\rho_{11}}}$$

$$\sigma = \rho_{12} E, \quad \beta = \frac{\mu_{xy}}{E}, \quad G = 1 + (1 - \sigma^2), \quad H = 1 - (1 - \sigma^2)$$

$$\rho_{11} = \frac{1}{E_x}, \quad \rho_{12} = \frac{\sigma_{xy}}{E_x}, \quad \rho_{22} = \frac{1}{E_y}$$

$$R = \frac{(1 + \eta)}{2} \left\{ \frac{\cosh \rho_1 \xi - \cosh \rho_2 \xi}{G \frac{\sinh \rho_1 \xi}{\rho_1} + H \frac{\sinh \rho_2 \xi}{\rho_2}} \right\} + \frac{(1 - \eta)}{2} \left\{ \frac{\cosh \rho_1 \xi + \cosh \rho_2 \xi}{G \frac{\sinh \rho_1 \xi}{\rho_1} - H \frac{\sinh \rho_2 \xi}{\rho_2}} \right\}$$

从式 (8) 可以发现, 当 Q 取得最小值 Q_f 时, 所对应的 p 就是面板的起皱应力。

根据蜂窝夹层板模型设计, 将 70 mm 高的夹层板分为对称的两个部分, 每个部分总高度为 35 mm, 上下面板厚度同为 0.34 mm。两个部分的尺寸和材料参数完全相同, 取其中任一部分, 根据以上起皱应力的计算理论和表 1 中的材料参数进行计算, 得到该夹层板的理论起皱应力为 218 MPa。

2 局部有限元模型的热应力分析

2.1 材料参数

CFRP 铝蜂窝芯夹层板如图 6 所示, 其中包含 4 个埋件群。各类材料的性能参数如表 1 所示。

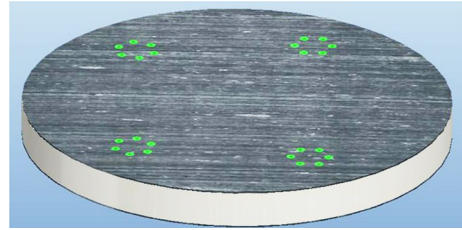


图 6 铝蜂窝芯夹层板

Fig. 6 Sandwich panel with aluminum honeycomb

表 1 各类材料参数表¹⁾

Tab. 1 Material properties

| 材料名称 | 材料参数 |
|----------|---|
| 泡沫胶 | $E = 2.5 \text{ GPa}$ $\nu = 0.30$ $\rho = 1.6 \text{ g/cm}^3$ $\alpha = 5.0 \times 10^{-5} / \text{K}$ |
| 铝合金 | $E = 70 \text{ GPa}$ $\nu = 0.30$ $\rho = 2.7 \text{ g/cm}^3$ $\alpha = 2.3 \times 10^{-5} / \text{K}$ |
| 铝蜂窝 | $E_{11} = 1 \text{ MPa}$ $E_{22} = 1 \text{ MPa}$ $\nu = 0.3$ $G_{12} = 111 \text{ MPa}$ $G_{23} = 111 \text{ MPa}$ $G_{13} = 111 \text{ MPa}$ $\alpha_{11} = \alpha_{22} = 2.3 \times 10^{-5} / \text{K}$ |
| M40J 单向带 | $E_{11} = 190 \text{ GPa}$ $E_{22} = 6.8 \text{ GPa}$ $\nu = 0.28$ $\alpha_{11} = -4.0 \times 10^{-7} / \text{K}$ $\alpha_{22} = 2.3 \times 10^{-5} / \text{K}$ |

注: 1) 其中 1 代表纤维方向; 2 代表单向带平面内垂直纤维方向。

面板采用 M40J 碳纤维环氧单向带预浸料铺制而成, 埋件周围填充国产的环氧泡沫胶, 埋件材质为铝合金 (牌号 2A12-H112, GB/T3880—1997), 铝蜂窝芯边长为 4 mm, 壁厚 0.04 mm (牌号 BC1. 8-3/16P-0.04-5052-HB5443)。夹层板的上面板为单向带总数为 4 层的层压板, 铺层角度为 $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]$, 下面板也是总层数为 4 层的层压板, 铺层角度为 $[90^\circ/-$

45°/45°/0°],中面板的单向带总数为8层,铺层角度为 $[90°/-45°/45°/0°]_{2s}$,埋件半径外扩7.6 mm范围内充满泡沫胶。M40J单向带厚度为0.085 mm,夹层板总厚度为70 mm,埋件高度为70 mm。

2.2 建立有限元模型

采用MSC/PATRAN软件建立夹层板埋件集群区域的局部有限元模型^[7]。首先将在Pro/E中建好的三维几何模型导入到MSC/PATRAN,随后在进行有限元网格划分时,如果直接对几何模型进行网格划分,充胶区域和埋件需要采用体单元,而面板需要采用壳单元。在这种情况下,在划分有限元网格前播撒网格种子作为一个常规的控制有限元单元节点位置的方法,只能保证在模型的不同材料的交界面位置,沿交界面的外边缘和内边缘处体单元和壳单元的节点一一重合,而交界面内部的其余体单元和壳单元的节点无法重合,所以不能采用直接对几何模型进行有限元网格划分的这种简便方法。因此采用另一种方法建立有限元模型,同时在建模过程中,将泡沫胶和铝蜂窝芯等效为一种各向同性材料,可以使原本复杂的建模过程得到简化。在建模过程中主要用到了网格的拉伸和提取功能。在MSC/PATRAN软件中,当网格拉伸的作用对象是2D网格单元时,通过对基准网格进行拉伸、滑动,可由2D网格生成3D网格;当网格提取的作用对象是3D网格单元时,可以从3D网格单元的表面提取出2D网格单元,这两个功能生成的新网格单元都可以做到与原网格单元节点一一对应。

具体实施步骤为:第一步将上面板和充胶区域的界面划分为壳单元,作为第一组壳单元,同时将该界面上的埋件横截面也划分为壳单元,作为第二组壳单元,并移动两组壳单元交接处的节点,使所有壳单元连接在一起,将这个壳单元组成的平面作为有限元网格形状的基准;第二步,将第一组壳单元向上提取出一层新的壳单元,作为上面板的有限元模型,用网格拉伸功能将第二组壳单元向上拉伸0.34 mm,向下拉伸69.66 mm,得到由体单元构成的埋件有限元模型;第三步,用网格拉伸功能将第一组壳单元向下拉伸34.32 mm,得到由体单元组成的上半段泡沫胶和铝蜂窝复合区域的有限元模型;第四步,从上半段泡沫胶和铝蜂窝复合区域的有限元模型的下表面提取出一层壳单元,作为中面板的有限元模型。继续重复利用网格提取和拉伸的功能得到下半段区域和下面板的有限元模型,从而得到一个面板、泡沫胶和铝蜂窝复合区域以及埋件三者中任意两种材料交界处节点都一一重合的有限元模型,如图7所示。

上、中、下面板的材料为层压板,包含了M40J单向带层和胶膜层,各层铺设的顺序和角度以及各层编号如表2所示。1至5层为上面板,6至14层为中

面板,15至19层为下面板。

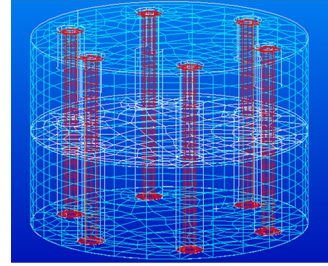


图7 有限元模型

Fig. 7 Finite element model

表2 单向带铺层

Tab. 2 Lay-up of unidirectional laminate

| 层编号 | 材料 | 铺层角度 / (°) | 层编号 | 材料 | 铺层角度 / (°) |
|-----|---------|------------|-----|---------|------------|
| 1 | M40J单向带 | 0 | 11 | M40J单向带 | 45 |
| 2 | M40J单向带 | 45 | 12 | M40J单向带 | -45 |
| 3 | M40J单向带 | -45 | 13 | M40J单向带 | 90 |
| 4 | M40J单向带 | 90 | 14 | 胶膜 | 各向同性 |
| 5 | 胶膜 | 各向同性 | 15 | 胶膜 | 各向同性 |
| 6 | 胶膜 | 各向同性 | 16 | M40J单向带 | 90 |
| 7 | M40J单向带 | 90 | 17 | M40J单向带 | -45 |
| 8 | M40J单向带 | -45 | 18 | M40J单向带 | 45 |
| 9 | M40J单向带 | 45 | 19 | M40J单向带 | 0 |
| 10 | M40J单向带 | 0 | | | |

2.3 热应力计算

对夹层板埋件集群区域的局部有限元模型进行高温和低温两种工况下的热应力计算,参考温度为20℃,高温荷载为120℃,低温荷载为-80℃。面板各层应力结果如表3所示。

表3 高温及低温工况下面板热应力数据

Tab. 3 Thermal stress of the face sheets under highest and lowest temperature

| 层编号 | σ_H /MPa | σ_L /MPa | 层编号 | σ_H /MPa | σ_L /MPa |
|-----|-----------------|-----------------|-----|-----------------|-----------------|
| 1 | 710.3 | -710.3 | 11 | 573.0 | -573.0 |
| 2 | 602.0 | -602.0 | 12 | 635.1 | -635.1 |
| 3 | 569.9 | -569.9 | 13 | 580.9 | -580.9 |
| 4 | 535.4 | -535.4 | 14 | 591.7 | -591.7 |
| 7 | 731.5 | -731.5 | 17 | 627.8 | -627.8 |
| 8 | 600.5 | -600.5 | 18 | 639.0 | -639.0 |
| 9 | 699.0 | -699.0 | 19 | 656.1 | -656.1 |
| 10 | 591.7 | -591.7 | 20 | 541.6 | -541.6 |

由表3可以看出在高温和低温作用下,最大平面内拉应力和压应力都出现在第七层单向带。在高温工况下面板受拉,最大拉应力为731.5 MPa,小于面板的抗拉强度770 MPa;在低温工况下面板受压,最大压应力为-731.5 MPa,大于面板的失稳应力强度218 MPa,面板将会发生失稳破坏。可见在结构满足

动力和静力荷载作用下的强度要求时,仍然可能因为热应力而发生破坏。

3 补强设计

从有限元模型热应力分析的结果可以看到,为了保证结构不在温度应力作用下失效,需要对模型进行补强,以保证埋件集群区域面板的稳定性^[8]。分别采用加厚面板和局部加强的方式对埋件集群区域进行补强。其中局部加强是指在埋件周围的面板处铺贴T300碳纤维环氧织物。首先相比于高模量的M40J碳纤维,T300碳纤维属于高强度碳纤维,其韧性更好,在承受压缩荷载时更不容易发生脆性断裂;其次T300碳纤维与M40J碳纤维的热膨胀系数相反,在温度荷载作用下,当两者粘结牢固时可以实现减小面板横向变形量的目的;并且面板局部铺贴T300碳纤维环氧织物后,面板局部厚度增加,稳定性有一定程度的提高。

根据这两种补强措施对有限元模型进行修改和重新计算。其中,面板的厚度由最初的0.34增加至最厚0.9 mm,每增加0.08 mm计算一次热应力结果;随后,在每个埋件周围的面板处呈45°夹角铺设两层0.36 mm厚的T300碳纤维环氧织物,计算补强后的热应力结果。

有限元分析的结果显示,随着面板厚度增加,面板的热应力有所降低,为了考查加厚面板这种补强方式的有效程度,将不同面板厚度下的面板应力降低率绘制成曲线图,如图8所示。

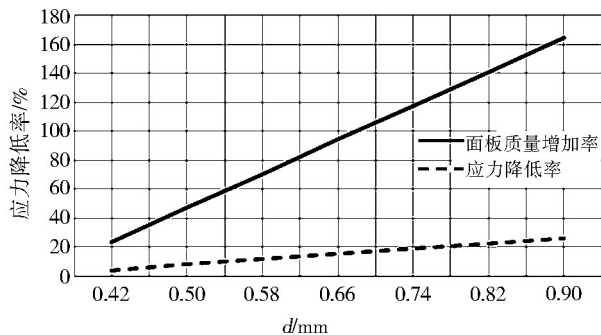


图8 面板加厚时的应力降低率

Fig. 8 Stress reduction rate when the panel is thickened

由图8可知,当面板加厚至0.66 mm(面板质量增加94.1%)时,应力降低了15.3%,当面板加厚至0.9 mm(面板质量增加164.7%),应力也只降低了25.8%,由此可见,随着面板厚度的增加应力降低率增长非常缓慢。而采用局部T300碳纤维环氧织物补强后,应力降低了23.5%。比较这两种优化面板热应力的方式,显然采用局部加强的方式能够在质量增加较少的情况下,获得较好的优化效果。而通过加厚面板来降低热应力的这种方法,由于需要加厚整个蜂窝面板的厚度,会使结构质量明显增加,不适合卫星产品。

考虑到铺贴T300碳纤维环氧织物的这种补强方式,不仅可以减小面板在温度荷载作用下的收缩量,

降低面板的热应力,还提高了面板的韧性和局部稳定性,因此热应力的降低不能完全体现出局部加强的最终效果。为此根据前述设计好的CFRP蜂窝夹层板加工了试验模型,并进行了热真空试验。

热真空试验的结果显示,蜂窝夹层板在高温和低温荷载作用下都没有发生强度破坏或失稳破坏。可见使用T300碳纤维环氧织物进行局部加强的实际效果非常明显,远大于根据有限元分析得出的结果。

4 结论

(1)针对本文设计的CFRP铝蜂窝芯夹层板,其在低温工况下面板最大压应力达到-731.5 MPa,远大于面板的失稳应力218 MPa。因此在设计使用CFRP蜂窝夹层结构板的卫星天线结构时,需要考虑夹层板埋件集群区域的泡沫胶在低温下收缩引起的面板稳定性问题,应当采取必要措施来防止失稳破坏问题;

(2)在不更换面板和芯层材料的情况下,由热真空试验发现局部加强后的夹层板面板稳定性能够满足不发生失稳破坏的要求。因此使用T300碳纤维环氧织物进行局部加强能够起到提高面板韧性和局部稳定性的作用,这是一个简便有效的解决面板失稳问题的措施。

参考文献

- [1] ERICKSEN W S, MARCH H W, SMITH C B, et al. Wrinkling of the facings of sandwich construction subjected to edgewise compression[M]. 1953:18-92.
- [2] GOUGH G S, ELAM C F, BRUYNE N A. The stabilization of a thin sheet by a continuous supporting medium[J]. J. R. Aeronaut. Soc., 2005,44:12-43.
- [3] HOFF N J, MAUTNER S F, HOFF N J, et al. The buckling of sandwich-type panels[J]. Journal of the Aeronautical Sciences (Institute of the Aeronautical Sciences), 1945, 12(3):285-297.
- [4] WILLIAMS D. Sandwich construction: a practical approach for the use of designers[M]. HM Stationery Office, 1951:313-380.
- [5] COX H L. Sandwich construction and core materials. Part III: Instability of sandwich struts and beams[M]. Aeronautical Research Council Reports and Memorandum, 1945(2125):150-158.
- [6] 张建云,王寅,崔霞,等. 不同冷却方式下SiC_p/356Al复合材料的热应力分析[J]. 宇航材料工艺, 2009, 39(5):70-73.
ZHANG J Y, WANG Y, CUI X, et al. Thermal stress analysis of SiC_p/356Al composite under different cooling[J]. Aerospace Materials & Technology, 2009, 39(5):70-73.
- [7] 马少华,王勇刚,回丽,等. 湿热环境下复合材料孔板压缩性能的研究[J]. 宇航材料工艺, 2015, 45(6):66-70.
MA S H, WANG Y G, HUI L, et al. Compressing property of composite laminate with hole in hygrothermal environment[J]. Aerospace Materials & Technology, 2015, 45(6):66-70.
- [8] 李莺歌,黎昱,陈维强,等. 蜂窝夹层结构埋件区域的损伤分析和修补[C]. 全国复合材料学术会议, 2014.
LI Y G, LI Y, CHEN W Q, et al. Damage analysis and repair of embedded areas in honeycomb sandwich structures[C]. National Conference of Composite Materials, 2014.