

# 含孔复合材料层合板温度环境下的拉伸性能

翁晶萌, 温卫东, 徐 颖, 赵 杨

(南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

**摘 要:** 根据增量形式的虚功原理和单层板理论, 推导了基于温度环境下复合材料层合板的应力分析公式, 结合逐渐损伤分析理论, 建立了考虑温度影响的复合材料层合板的逐渐损伤强度分析方法. 在此基础上, 对含孔复合材料层合板在 22, 80, 120 °C 下的拉伸失效过程进行预测, 与 80 °C 和 120 °C 下的试验结果相比, 预测强度值的最大误差为 -2.28%. 研究表明: 随着温度的升高, 含孔复合材料层合板的初始纤维损伤强度和破坏强度逐渐降低, 而其初始基体损伤强度逐渐增大.

**关 键 词:** 温度环境; 复合材料层合板; 热应力; 逐渐损伤; 强度

中图分类号: V231

文献标志码: A

## Tensile properties of laminated composites with a hole under temperature conditions

WENG Jing-meng, WEN Wei-dong, XU Ying, ZHAO Yang

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The stress analysis equations of laminated composites under temperature conditions was derived based on the virtual work principle of incremental form and the theory of unidirectional ply, and the progressive damage stress analysis method of laminated composites considering the effect of temperature was established by integrating the progressive damage analysis theory. On this basis, the tensile damage processes of laminated composites with a hole at 22, 80, 120 °C were predicted; compared with experimental results at 80 °C and 120 °C, the maximum error of predicted strength was -2.28%. Research shows that the initial fiber damage strength and the failure strength of laminated composites with a hole are reduced with temperature rising, while the initial matrix damage strength rises gradually.

**Key words:** temperature conditions; laminated composites; thermal stress; progressive damage; strength

复合材料自 20 世纪 60 年代问世以来, 因其出色的比强度和比刚度、优良的耐疲劳性能等优点, 在航空航天飞行器结构中取得了广泛的应用<sup>[1]</sup>. 由于航空航天飞行器各结构部件往往工作

在不同的热环境下, 而复合材料在热环境下的材料力学性能会有不同程度的降低<sup>[2]</sup>. 复合材料层合板在使用过程中, 不可避免地存在各种各样的孔<sup>[3]</sup>, 因此, 研究温度对含孔复合材料层合板力学

收稿日期: 2013-11-27

基金项目: 中央高校基本科研业务费科研专项资金(NZ2012103)

作者简介: 翁晶萌(1989—), 女, 陕西渭南人, 博士生, 主要从事先进复合材料与结构设计技术研究.

性能的影响是十分重要的。

目前,国内外很多学者通过试验对温度环境下复合材料的力学性能进行了研究.文献[4-7]分别对不同材料体系、不同铺层顺序的复合材料单向板进行了试验研究,得到了不同温度下各复合材料单向板的力学性能,可以看出温度对不同材料体系的复合材料单向板力学性能的影响程度不一致,并且高温环境下复合材料单向板的力学性能相比于室温都有很大幅度的降低.文献[6]中,T300/AG80 复合材料 90°试件在 325℃环境下的破坏强度相比于室温环境降低了 54.25%.Papakonstantinou 等<sup>[8]</sup>通过试验发现同一温度环境下复合材料层合板的力学性能受纤维体积分数和纤维增强方向等因素的影响.程小全等<sup>[9-10]</sup>对国产 CCF300/双马树脂复合材料层合板进行了不同温度环境下的静载力学性能试验和单钉连接性能试验,研究了复合材料层合板在不同温度环境下各破坏强度的变化情况.欧阳林辉等<sup>[11]</sup>在对 70℃温度环境下含孔复合材料层合板的破坏强度进行有限元分析时,没有考虑热应力对复合材料层合板破坏强度的影响.王新新<sup>[12]</sup>在进行湿热环境下复合材料螺栓连接接头强度的有限元模拟过程中,将热变形产生的热应力等效为初始外载荷施加在有限元模型中,忽略了铺层角度对热应力的影响。

本文分析了温度环境下复合材料层合板各层材料由热膨胀受到相邻铺层的限制而引起的热应力,结合三维逐渐损伤理论,采用 Hashin 三维失效准则,建立了复合材料层合板在温度环境下的强度预测分析方法.同时开发了参数化的模拟分析程序,对含孔复合材料层合板在温度环境下的逐渐损伤过程进行分析,通过复合材料层合板的强度试验对程序的正确性进行验证,并对初始基体损伤强度、初始纤维损伤强度和破坏强度随温度的变化关系进行研究。

## 1 考虑温度影响的强度预测方法

### 1.1 温度环境下复合材料层合板的应力分析

当复合材料层合板内部存在均匀或不均匀的温度场时,即使没有外界约束,复合材料的各向异性以及各层材料铺层角度的不同,使得各层材料的热膨胀均受到相邻铺层材料的限制,产生热应力.图1描述了复合材料层合板(以下简称层合板)在变化的温度环境下受拉伸载荷作用时各层材料由热膨胀受限引起的热应力。

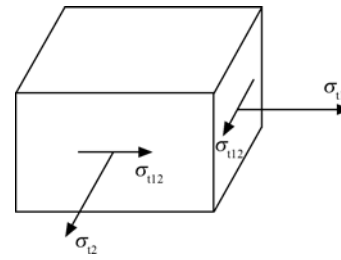


图1 复合材料层合板由热膨胀受限引起的热应力  
Fig.1 Thermal stress in laminated composites which is caused by limited thermal expansion

在进行层合板的逐渐损伤分析时,只考虑热应力这一项体积力对层合板强度的影响。

由层合板相邻铺层之间热膨胀的相互制约作用及单层板在变化的温度环境下的应力-应变关系,可得材料各主方向上的热应力表达式如下:

$$\sigma_{11} = \alpha_{11}(\epsilon_{11} - \alpha_1 \Delta) + \alpha_{12}(\epsilon_{22} - \alpha_2 \Delta) \quad (1)$$

$$\sigma_{22} = \alpha_{12}(\epsilon_{11} - \alpha_1 \Delta) + \alpha_{22}(\epsilon_{22} - \alpha_2 \Delta) \quad (2)$$

$$\sigma_{33} = 0 \quad (3)$$

$$\sigma_{12} = \alpha_{44} \epsilon_{12} \quad (4)$$

$$\sigma_{13} = \sigma_{23} = 0 \quad (5)$$

式中  $\sigma_{11}$ ,  $\sigma_{22}$ ,  $\sigma_{33}$ ,  $\sigma_{12}$ ,  $\sigma_{13}$ ,  $\sigma_{23}$  为各主方向的热应力;  $\epsilon_{11}$ ,  $\epsilon_{22}$  为各主方向的实际热应变;  $\sigma_{12}$  为层合板面内实际热切应变;  $\alpha_{ij}$  为各主方向刚度系数;  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$  为 1,2 方向的热膨胀系数;  $\Delta$  为单层材料的温度变化值,当温度均匀变化时,  $\Delta$  为常数;  $\alpha_1 \Delta$ ,  $\alpha_2 \Delta$  为各方向自由膨胀热应变。

在逐渐损伤分析过程中,作用在层合板端部的载荷  $P$  是逐渐增加的,当载荷增加到第  $n$  步时,力的平衡关系为

$$\sigma_{ij}^n + \sigma_{tij} = 0 \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (\text{在 } V_{n-1} \text{ 内}) \quad (6)$$

式中  $\sigma_{ij}^n$  为第  $n$  步时,由层合板端部作用的载荷  $P$  引起的应力;  $\sigma_{tij}$  为由式(1)~式(5)计算得到的热应力;  $V_{n-1}$  为第  $n-1$  步载荷时层合板的位形。

力的边界条件为

$$(\sigma_{ij}^n + \sigma_{tij}) n_j^n - \bar{T}_i^n = 0 \quad (\text{在 } S_\sigma \text{ 上}) \quad (7)$$

式中  $n_j^n$  为边界外法线的方向余弦;  $\bar{T}_i^n$  为第  $n$  步载荷时边界  $S_\sigma$  单位面积上作用的面内力。

由式(1)~式(5)可知,当温度环境和参考温度不变时,由热膨胀受限引起的热应力为定值,因此,第  $n-1$  步载荷和第  $n$  步载荷之间的应力增量可表述如下:

$$\sigma_{ij}^n + \sigma_{tij} = \sigma_{ij}^{n-1} + \Delta \sigma_{ij}^n + \sigma_{tij} \quad (8)$$

根据式(8)及增量形式的虚位移原理,可以将式(5)和式(6)转化为

$$\int_{V_{n-1}} \Delta \sigma_{ij}^n \delta(\Delta \epsilon_{ij}) dV = \int_{S_\sigma} \bar{T}_i^n \delta(\Delta u_i) dS - \int_{V_{n-1}} (\sigma_{ij}^{n-1} + \sigma_{tij}) \delta(\Delta \epsilon_{ij}) dV \quad (9)$$

式中  $\Delta \epsilon_{ij}$ ,  $\Delta u_i$  和  $\Delta \sigma_{ij}^n$  分别为第  $n-1$  步载荷和第  $n$  步载荷之间的应变增量、位移增量和应力增量。

层合板在加载过程中的应变增量可表示为

$$\Delta \epsilon_{ij} = \Delta e_{ij} + \Delta \eta_{ij} \quad (10)$$

式中  $\Delta e_{ij}$  和  $\Delta \eta_{ij}$  分别为应变增量的线性项和二次项。

假设载荷增量  $\Delta P$  足够小, 则任意相邻两载荷步之间的应力-应变关系可认为是线性的, 具体可表示为

$$\Delta \sigma = Q^{-1} \Delta \epsilon \quad (11)$$

式中  $Q_{ijkl}^{n-1}$  为第  $n-1$  步时的材料刚度矩阵元素。在载荷作用下, 对于正交各项异性单层复合材料, 第  $n-1$  步时的刚度矩阵可以表示为

$$Q^{n-1} = \begin{bmatrix} Q_{11}^{-1} & Q_{12}^{-1} & Q_{13}^{-1} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12}^{-1} & Q_{22}^{-1} & Q_{23}^{-1} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{13}^{-1} & Q_{23}^{-1} & Q_{33}^{-1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44}^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55}^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66}^{-1} \end{bmatrix} \quad (12)$$

材料刚度矩阵的初始值是由温度环境对应的材料力学性能参数确定的, 而各温度环境下的材料力学性能参数需通过试验获得。

将式(10)、式(11)代入式(9)并略去高阶小项可得

$$\int_{V_{n-1}} Q_{ijkl}^{n-1} \Delta \epsilon_{kl} \delta(\Delta e_{ij}) dV + \int_{V_{n-1}} (\sigma_{ij}^{n-1} + \sigma_{tij}) \delta(\Delta \eta_{ij}) dV = \int_{S_\sigma} \bar{T}_i^n \delta(\Delta u_i) dS - \int_{V_{n-1}} (\sigma_{ij}^{n-1} + \sigma_{tij}) \delta(\Delta e_{ij}) dV \quad (13)$$

对式(13)进行变分处理可得关于位移增量的线性方程组, 从而可以用有限元法对其进行求解。随着载荷的增加, 层合板内部会出现损伤, 损伤区域的刚度矩阵发生退化, 从而引起层合板结构应力的重新分布, 需用式(13)重新计算。

## 1.2 失效准则

纤维增强树脂基层合板在温度环境下受拉伸载荷作用时, 层合板内部会出现纤维拉断、纤维挤

压、基体开裂、基体挤压、分层和基纤剪切 6 种损伤模式。本文采用 Hashin 三维失效准则<sup>[13]</sup>, 对各个单元可能出现的损伤模式进行判定, 失效准则中的各强度值均采用温度环境对应的各强度值。

当损伤累积到一定程度时, 结构发生破坏, 层合板失去继续承载的能力, 本文采用的破坏准则为当纤维断裂损伤沿垂直于载荷方向扩展到层合板边界时, 认为层合板发生破坏。

## 1.3 参数退化准则

当材料发生失效后, 其承载能力会发生变化。本文采用刚度折减的方法来体现材料承载能力的变化。刚度按照什么方式折减即为参数退化准则。刚度折减系数与复合材料材料体系、损伤模式及损伤程度有关。Tan 和 Camanho 等<sup>[14-15]</sup>在对不同材料体系的层合板进行强度分析时, 采用了不同的参数退化方式。徐颖<sup>[16]</sup>和崔海坡<sup>[17]</sup>在对同一复合材料在不同载荷作用下的逐渐损伤破坏过程进行分析时, 采用的参数退化方式也不同。参数退化准则的选择具有一定的经验性, 本文采用的参数退化准则具体如下:

1) 纤维拉伸或压缩破坏 所有材料参数均乘以退化系数  $\eta_1 = 0.07$ 。

2) 基体拉伸或压缩破坏 仅  $E_2$  乘以退化系数  $\eta_2 = 0.14$ 。

3) 基体-纤维剪切破坏 仅  $G_{12}$ ,  $G_{13}$  退化到 0。

4) 分层破坏  $E_3$  乘以退化系数  $\eta_3 = 0.14$ ,  $G_{23}$ ,  $G_{13}$ ,  $G_{23}$ ,  $G_{13}$  退化到 0。

上述准则中的  $E$ ,  $G$ , 分别表示弹性模量、切变模量和泊松比, 下标数字表示方向。

## 2 强度预测与试验验证

采用上述分析方法, 以 ANSYS 有限元分析软件为平台, 开发编写了温度环境下层合板的强度预测分析程序, 该程序可以预测任意温度环境下, 任意孔径和任意铺层顺序的层合板受拉伸载荷作用时的逐渐损伤破坏过程及破坏载荷。为了验证分析方法及程序的正确性, 本文模拟分析了铺层参数为  $[45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0]$  s 的含孔层合板在不同温度环境下的逐渐损伤破坏过程, 并通过层合板的强度试验对预测结果进行验证。

### 2.1 单向板材料力学性能试验

首先要建立单向板材料力学性能与温度之间的关系。本文对  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  和  $\pm 45^\circ$  三种复合材料单向

板试验件 T300/BMP316(各试验件的几何尺寸按照国家标准进行选取)进行了室温(22℃), 80℃和120℃三个温度环境下的材料力学性能试验,由各单向板在不同温度环境下的材料力学性能试验得到的各材料力学性能参数见表1。表1中  $X_t$  和  $X_c$  分别表示1方向的拉伸强度和压缩强度;  $Y_t$  和  $Y_c$  分别表示2方向的拉伸强度和压缩强度;  $S$  表示剪切强度。

表1 T300/BMP316的材料力学性能参数

Table 1 Material mechanical property parameters of T300/BMP316

| 参数                 | 温度/℃    |         |         |
|--------------------|---------|---------|---------|
|                    | 22      | 80      | 120     |
| $E_1$ /GPa         | 164.54  | 163.21  | 162.11  |
| $E_2$ /GPa         | 10.15   | 9.92    | 9.68    |
| $G_{12}$ /GPa      | 4.98    | 4.66    | 4.41    |
| $X_t$ /MPa         | 1860.24 | 1847.13 | 1831.96 |
| $X_c$ /MPa         | 1038.65 | 962.87  | 906.27  |
| $Y_t$ /MPa         | 65.49   | 59.47   | 54.36   |
| $Y_c$ /MPa         | 132.58  | 120.30  | 111.22  |
| $S_{12}$ /MPa      | 90.85   | 79.13   | 74.47   |
| $\nu_{21}$         |         | 0.306   |         |
| $\alpha_1/10^{-6}$ |         | -0.16   |         |
| $\alpha_2/10^{-6}$ |         | 30.5    |         |

由表1可以看出,各材料力学性能参数均随着温度的升高而逐渐降低。热膨胀系数  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$  参考《复合材料大全》<sup>[18]</sup> 获得。

为得到其余温度下 T300/BMP316 复合材料的材料力学性能参数,对以上试验获得的3个温度下的材料力学性能参数进行二次多项式插值,得以下各关系式:

$$X_t = -0.001607t^2 - 0.05775t + 1862 \quad (14)$$

$$E_1 = -5.333 \times 10^{-5}t^2 - 0.01683t + 164.9 \quad (15)$$

$$E_2 = -2.167 \times 10^{-5}t^2 - 0.001667t + 10.19 \quad (16)$$

$$G_{12} = -9.167 \times 10^{-6}t^2 - 0.004417t + 5.072 \quad (17)$$

$$S_{12} = 0.0007883t^2 - 0.2742t + 96.02 \quad (18)$$

$$X_c = -0.00152t^2 - 1.111t + 1061 \quad (19)$$

$$Y_c = -0.000233t^2 - 0.1823t + 136.3 \quad (20)$$

$$Y_t = -0.0002742t^2 - 0.07292t + 67.06 \quad (21)$$

## 2.2 不同温度环境下层合板的破坏强度预测分析

在以上不同温度环境下材料力学性能参数的基础上,通过本文编写的层合板强度预测分析程序研究温度对含孔层合板破坏强度的影响规律。对22℃,30℃,50℃,70℃,80℃,100℃和120℃七个温度环境下层合板的逐渐损伤破坏过程进行分析,其中30℃,50℃,70℃和100℃四个温度环境下的材料力学性能由式(14)~式(21)计算得到。

层合板的中心孔孔径为5mm,铺层参数为[45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0]s,几何尺寸为250mm×25mm×2.5mm,采用SOLID45单元进行网格划分,取单个铺层厚度作为单元厚度,这样有利于分析层间切应力的影响,并对孔周边进行局部网格加密,有限元模型如图2所示。层合板左端固支,右端施加均布拉伸载荷,初始拉伸载荷为150MPa,每次的载荷增量为5MPa。

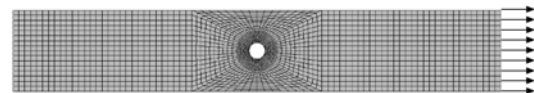


图2 层合板有限元模型

Fig. 2 Finite element model of laminated composites

图3为采用本文建立的层合板在温度环境下的强度预测分析方法预测得到的含孔层合板的初始基体损伤强度、初始纤维损伤强度和破坏强度随温度的变化关系。

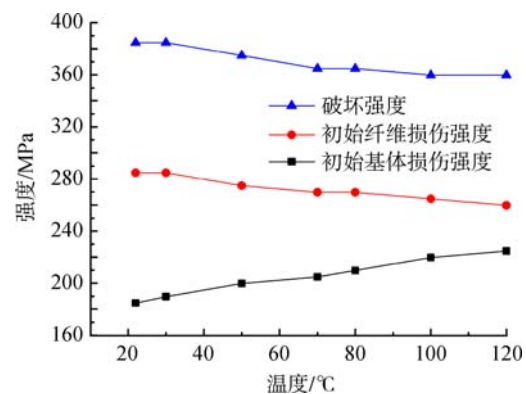


图3 各强度随温度的变化曲线

Fig. 3 Curves of strength varying with temperature

由图3可以看出,随着温度的升高,初始纤维损伤强度和破坏强度都在逐渐降低,而初始基体损伤强度逐渐升高。

### 2.3 试验验证

本文通过80℃和120℃两个温度环境下含孔层合板的拉伸试验对预测结果进行验证,层合板的中心孔孔径为5 mm,几何尺寸为250 mm×25 mm×2.5 mm,铺层参数为[45/−45/90/0/−45/0/45/0/90/0]<sub>s</sub>,每个温度下取3个试验件进行强度试验,层合板的破坏强度预测值与试验值的对比见表2。

表2 层合板破坏强度预测值与试验值对比

Table 2 Comparison of failure strength of laminated composites between predicted value and experimental value

| 温度/℃ | 破坏强度<br>试验值/MPa | 破坏强度<br>预测值/MPa | 误差/%  |
|------|-----------------|-----------------|-------|
| 80   | 372.69          | 365             | −2.06 |
| 120  | 368.40          | 360             | −2.28 |

由表2可以看出,本文破坏强度预测值的最大误差为−2.28%,且破坏强度预测值均偏小,是偏于安全的预测。

图4为80℃和120℃两个温度环境下层合板的载荷-位移曲线,可以看出,载荷和位移基本呈线性关系,并且120℃时层合板的刚度小于80℃时层合板的刚度。

图5为80℃和120℃温度环境下预测得到的层合板破坏时的损伤投影图形与试验件破坏照片的对比图,可以看出,本文预测的层合板破坏时的损伤投影图形与试验件破坏照片吻合较好,验证

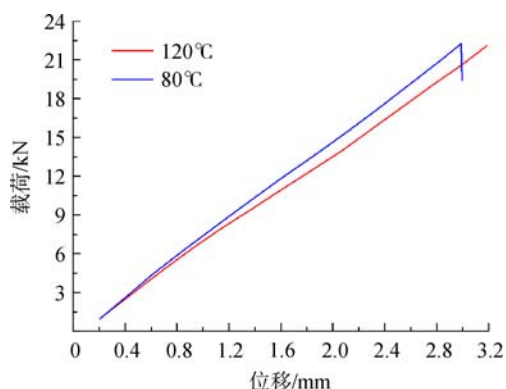


图4 含孔层合板的载荷-位移曲线

Fig. 4 Load-displacement curve of laminated composites with a hole

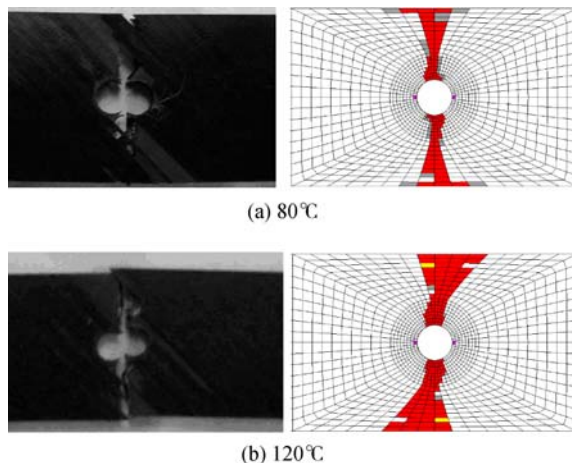


图5 层合板破坏时的损伤投影图形与试验件破坏照片的对比

Fig. 5 Comparison of damage projection for failure of laminated composites and photo of specimen failure

了本文预测分析方法的正确性。

## 3 拉伸破坏过程分析

### 3.1 逐渐损伤破坏过程

图6为80℃温度环境下,同时考虑温度引起的材料力学性能降低和由热膨胀受限引起的热应力计算得到的层合板发生初始基体损伤至破坏时各代表性铺层的损伤示意图。由于层合板为对称铺层,互相对称两铺层的损伤模式完全相同,因此只对1~10层的损伤进行分析。

从层合板的逐渐损伤破坏过程可以看出,当载荷增大到210 MPa时,第7层的45°铺层开始出现基体开裂损伤,而此时,其他铺层还未发生任何损伤;当载荷增大到215 MPa时,第9层的90°铺层也开始出现基体开裂损伤,且发生损伤的单元均位于孔边应力集中区域;随着载荷的增加,损伤逐渐扩展,新的损伤类型也逐渐产生,当载荷增至270 MPa时,各0°铺层均开始发生纤维断裂损伤;直至载荷增加到365 MPa时,0°铺层的纤维断裂损伤已沿垂直于载荷方向扩展至层合板边界,层合板发生破坏,而此时90°铺层的基体开裂损伤已扩展至层合板的自由边界处,并在孔边区域存在少量的基纤剪切、分层和纤维挤压等损伤,45°铺层的纤维断裂损伤也已扩展至边界,并在孔边区域存在很少的分层和纤维挤压损伤。

纵观整个层合板的逐渐损伤破坏过程,可以看出,在拉伸载荷作用下,0°铺层和45°铺层以纤维拉断损伤为主,90°铺层以基体开裂损伤为主,

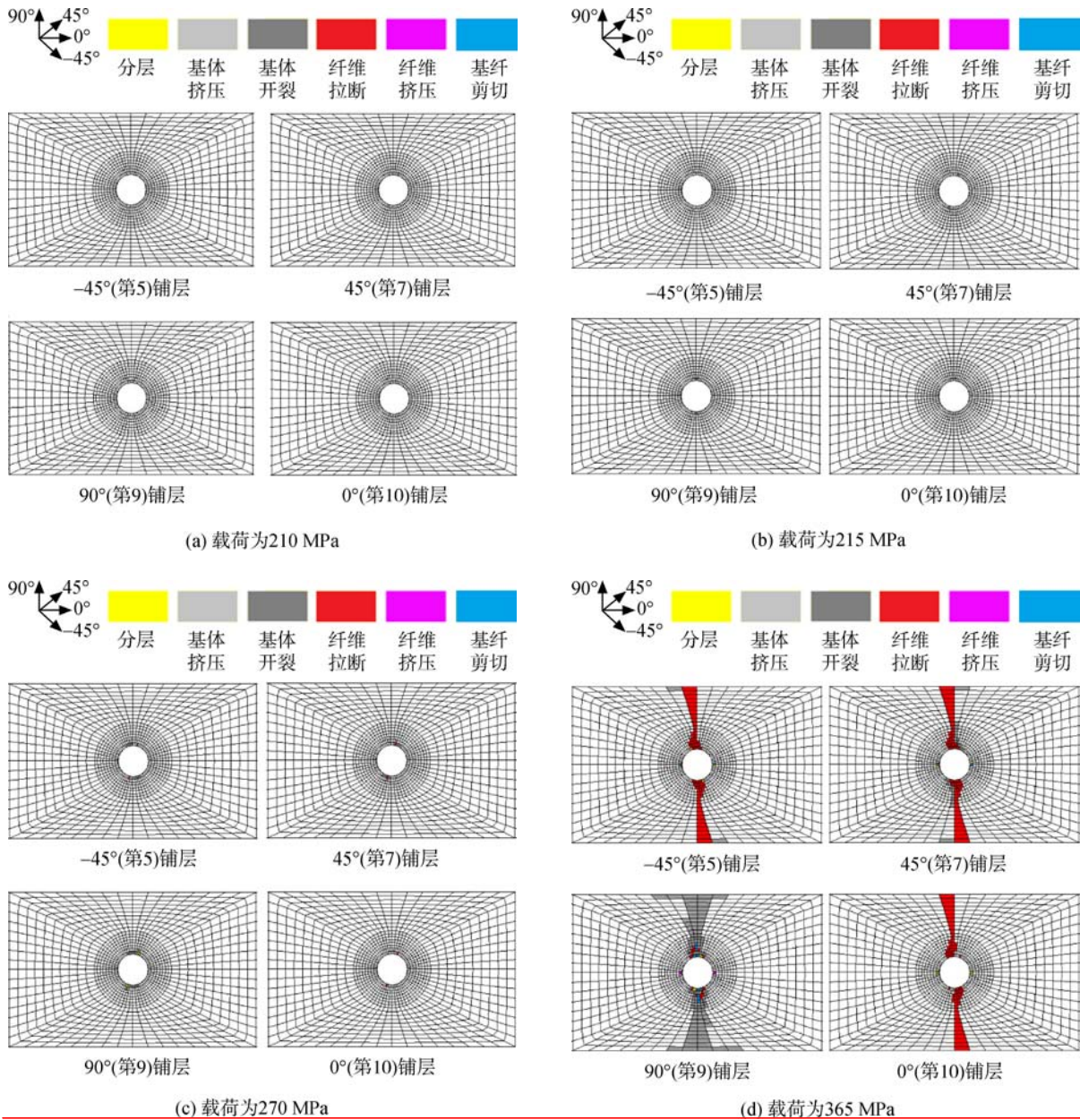


图6 含孔层合板逐渐损伤扩展过程(80℃)

Fig. 6 Progressive damage development process of laminated composite with a hole (80℃)

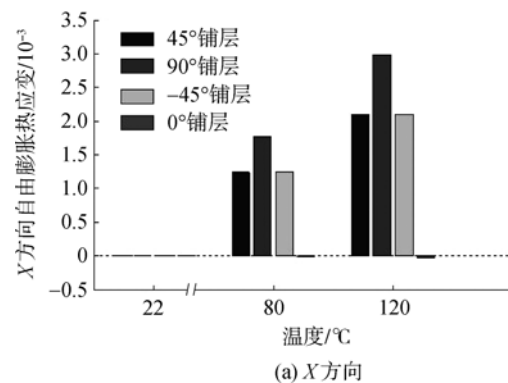
其他损伤类型较少,且各铺层均未有单元产生基体挤压损伤。

### 3.2 破坏强度分析

#### 3.2.1 初始破坏强度分析

假设层合板各铺层材料之间没有相互约束,各层材料均能自由膨胀,则层合板内部无热应力的产生,相同铺层角度的材料在 X 和 Y 方向的自由膨胀热应变相同。当温度环境分别为 22℃, 80℃, 120℃, 参考温度为 22℃ 时,层合板中各相同铺层角度的材料在 X 和 Y 方向的自由膨胀热应变如图 7 所示。可以看出,当温度环境为 22℃ 时,各相同铺层角度的材料均无自由膨胀热应变;

温度越高时,各相同铺层角度的材料在 X 和 Y 方向的自由膨胀热应变越大。



(a) X方向

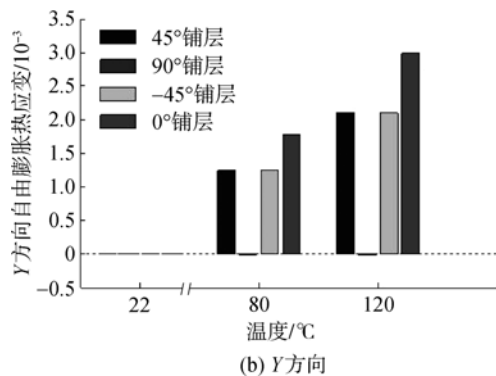


图7 各相同铺层角度材料在X和Y方向的自由膨胀热应变

Fig. 7 Free expansion thermal strain on X and Y directions with same angle of layer

层合板成型后,各层材料之间的热应变需保持连续性,各层之间铺层顺序的不同以及复合材料的各向异性,使得各层材料的热应变均受到相邻铺层材料的限制,不能自由膨胀.

图8和图9分别为铺层参数为[45/−45/90/

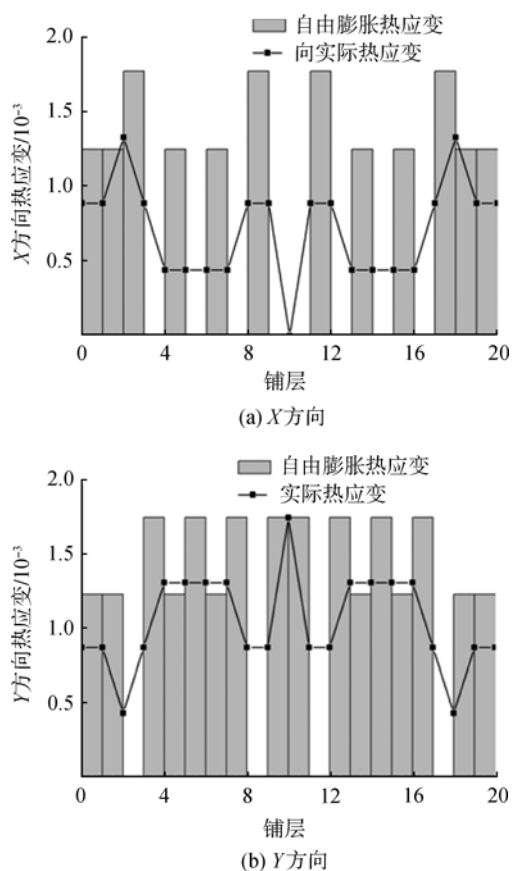


图8 层合板在X和Y方向的实际热应变与自由膨胀热应变对比图(80 °C)

Fig. 8 Comparison of realistic thermal strain and free expansion thermal strain on X and Y directions in laminated composites (80 °C)

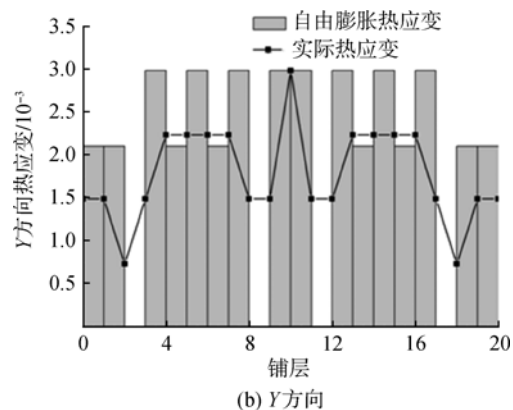
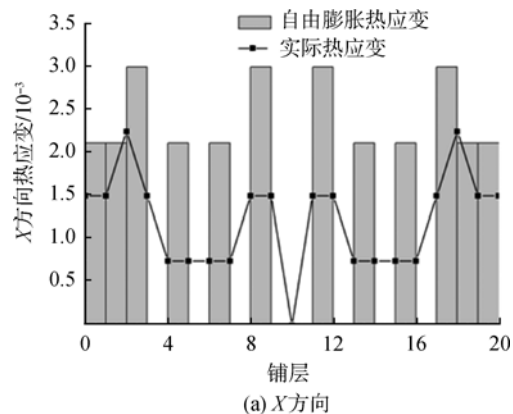


图9 层合板在X和Y方向的实际热应变与自由膨胀热应变对比图(120 °C)

Fig. 9 Comparison of realistic thermal strain and free expansion thermal strain on X and Y directions in laminated composites (120 °C)

0/−45/0/45/0/90/0]s的层合板在80 °C和120 °C温度环境下,通过有限元计算得到的各层材料在X和Y方向的实际热应变(折线图)与自由膨胀热应变(柱状图)的对比图,其中,自由膨胀热应变为各层材料不受相邻铺层材料限制时的热应变,因此,相同铺层角度的材料在同一方向上的自由膨胀热应变相同。可以看出,80 °C和120 °C温度环境下,沿X方向,表面45°铺层与内部45°铺层的实际热应变不同,内部45°铺层由于受到相邻0°铺层的限制,其X方向的实际热应变小于表面45°铺层X方向的实际热应变。

此外,45°铺层和90°铺层的实际热应变均小于自由膨胀热应变,即这两种铺层在X方向的热膨胀受到限制,材料内部会有热应力产生,并且产生的热应力为压缩应力。当同时作用有拉伸载荷时,拉伸载荷产生的拉伸正应力需要有一部分来抵消材料因不能自由膨胀而产生的压缩应力。温度越高时,产生的压缩应力也就越大,需要用来抵消的拉伸正应力也就越大。

由式(1)和式(2)可知,热应力是由材料的实际热应变与自由膨胀热应变的差值部分引起的,即图8和图9中折线与柱形图的差值部分为引起热应力的热应变.以第1层45°铺层为例进行分析,80℃和120℃温度环境下,该铺层内产生热应力的热应变占自由膨胀热应变的百分比均为29%,而120℃温度环境下自由膨胀热应变为80℃温度环境下自由膨胀热应变的1.69倍,因此,120℃温度环境下产生热应力的热应变为80℃温度环境下同一热应变的1.69倍.而120℃温度环境下各材料力学性能参数相比于80℃温度环境的最大降低幅度不足9%.根据Hashin三维失效准则中的基体开裂损伤判定方程式可知,80℃温度环境下的应力状态更易使基体发生开裂损伤,即随着温度的升高,层合板的初始基体损伤强度增大.

### 3.2.2 纤维破坏强度分析

由图8和图9可知,各0°铺层均存在拉伸应力场,温度越高,拉伸应力场越大,使纤维发生损伤所需的载荷也就越小;此外,随着温度的升高,材料力学性能也在降低,这就使得发生初始纤维破坏和最终破坏所需的载荷减小,即初始纤维损伤强度和破坏强度随着温度的升高而降低.

## 4 结 论

1) 基于增量形式的虚功原理和单层板理论,结合Hashin三维失效准则、材料性能退化方式以及破坏准则,建立了考虑温度影响的层合板的逐渐损伤有限元强度分析方法.通过含孔层合板强度分析与试验结果对比表明本文所建立的强度分析方法是有效的.

2) 对22,80,120℃三种温度环境下含孔层合板的强度进行数值模拟,研究表明,80℃和120℃温度环境下层合板的强度相比于22℃分别下降了5.2%和6.5%.

3) 对不同温度环境下层合板的初始基体损伤强度、初始纤维损伤强度和破坏强度分析结果表明,在由热膨胀受限引起的热应变和材料力学性能降低的综合作用下,含孔层合板的初始基体损伤强度随着温度的升高逐渐增大,而初始纤维损伤强度和破坏强度则随着温度的升高逐渐降低.

## 参考文献:

[1] 沈真,张晓晶. 复合材料飞机结构强度设计与验证概

论[M]. 上海:上海交通大学出版社,2011.

[2] 范金娟,程小全,陶春虎. 聚合物基复合材料构件失效分析基础[M]. 北京:国防工业出版社,2011.

[3] 毛哲六. 含孔复合材料层合板剩余强度预测方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.

MAO Zheliu. Research on prediction of residual strength for notched composite laminates [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[4] Kerr J R, Haskins J F, Stein B A. Program definition and preliminary results of a long-term evaluation program of advanced composites for supersonic cruise aircraft applications[R]. American Society for Testing and Materials, ASTM STP602, 1975.

[5] Shen C H, Springer G S. Effect of moisture and temperature on the tensile strength of composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 1977, 11(1): 2-16.

[6] 李晔,钟翔屿,崔郁,等. CF3052/5284RTM 复合材料湿热性能[J]. 宇航材料工艺, 2010(4): 84-87.

LI Ye, ZHONG Xiangyu, CUI Yu, et al. Hygrothermal properties of CF3052/5284RTM carbon fiber fabric composites [J]. Aerospace Materials and Technology, 2010 (4): 84-87. (in Chinese)

[7] 陈众迎,龙连春,路志峰,等. T300/AG80 复合材料高温拉伸性能实验研究[J]. 实验力学, 2010, 25(3): 227-233.

CHEN Zhongying, LONG Lianchun, LU Zhifeng, et al. Experimental study of T300/AG80 composite tensile performances at high temperature[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2010, 25(3): 227-233. (in Chinese)

[8] Papakonstantinou C G, Balaguru P, Lyon R E, et al. Comparative study of high temperature composites[J]. Composites; Part B Engineering, 2001, 32(8): 637-649.

[9] 程小全,杨琨,范舟,等. 国产碳纤维复合材料层合板高温单钉连接性能试验[J]. 高分子材料科学与工程, 2011, 27(7): 118-121.

CHENG Xiaoquan, YANG Kun, FAN Zhou, et al. Experiment on tensile properties of domestic carbon fiber reinforced composite laminates with single bolt joint under high temperature[J]. Polymer Materials Science and Engineering, 2011, 27(7): 118-121. (in Chinese)

[10] 汪源龙,程小全,范舟,等. 国产 CCF300/双马树脂层合板高温拉伸与压缩性能试验研究[J]. 复合材料学报, 2011, 8(3): 180-184.

WANG Yuanlong, CHENG Xiaoquan, FAN Zhou, et al. Experimental study on tensile and compressive properties of domestic CCF300/bismaleimide laminates at high temperatures[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 8(3): 180-184. (in Chinese)

[11] 欧阳林辉,霍世慧,汪帮耀. 高温下开孔复合材料层合板压缩试验及有限元分析[J]. 航空制造技术, 2013(8): 75-78.

OUYANG Linhui, HUO Shihui, WANG Bangyao. Compressive experiment and finite element analysis of open hole composites laminate at high temperature[J]. Aero-

- nautical Manufacturing Technology, 2013 (8): 75-78. (in Chinese)
- [12] 王新新. 湿热条件下复合材料螺栓连接接头强度与疲劳研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2011.  
WANG Xinxin. Research on strength and fatigue life of composite bolted joint under hygrothermal conditions[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [13] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47 (2): 329-335.
- [14] Tan S C. A progressive failure model for composite laminates containing openings[J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25: 556-577.
- [15] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33: 2248-2280.
- [16] 徐颖. 复合材料层合板冲击损伤及冲击后疲劳寿命研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.  
XU Ying. Research on impact damage of laminates and fatigue life of impacted laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [17] 崔海坡. 复合材料层合板冲击损伤及剩余强度研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006.  
CUI Haipo. Research on impact damage and residual strength of composite laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [18] 沃丁柱. 复合材料大全[M]. 北京:化学工业出版社, 2000.