复合材料学报 第17卷 第3期 8月 2000年
ACTA MATERIAE COMPOSITAE SINICA Vol 17 No. 3 August 2000

文章编号: 1000-3851(2000)03-0038-04

粘弹性基体复合材料层合板的固化残余应力和曲率变化

戴 棣, 乔 新
(南京航空航天大学 飞行器系, 南京 210016)

摘 要: 粘弹性基体复合材料层合板因铺层取向差异而产生的固化残余应力会随层合板在室温下放置时间的推移而变化, 这一过程可通过非对称层合板的曲率变化得到反映。本研究通过非对称板的曲率变化实验来观察板内残余应力的变化过程, 并根据细观复合材料力学理论和适宜的变形分析方法建立一种与残余应力最终稳定分布相对应的铺层修正折减模量矩阵, 用于进行层合板固化残余应力和曲率变化的渐近值预测, 并依此确定固化后残余应力的变化范围。

关键词: 复合材料; 固化; 变形; 残余应力; 粘弹性
中图分类号: V 258 **文献标识码**: A

VARIATION OF CURE RESIDUAL STRESS AND CURVATURE OF RESIN MATRIX COMPOSITE LAMINATES

DAI Di, QIAO Xin
(Department of Aircraft Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Residual stress in viscoelastic resin matrix composite laminates at room temperature can keep varying during a long period of time. The characteristic can be reflected by the curvature variation of unsymmetrical laminates. A curvature variation test of unsymmetrical laminate was conducted and the test results indicate that the curvature and residual stress can finally tend to a stable state. Based on the test results, a revised ply stiffness matrix corresponding to the final stable state is deduced by means of a micromechanics model and the calculation method appropriate for the large deformation of composite laminates. The revised stiffness matrix can be used to predict the final stable state of the residual stress and deformation of composite laminates with different stacking sequences, and then determine the variation scope of residual stress. Tests of different laminates for verifying the effect of revised stiffness matrix were also conducted and the test results quite agree with the prediction.

Key words: composite; cure; deformation; residual stress; viscoelasticity

树脂基复合材料层合板在经历高温固化过程后, 由于不同取向铺层间收缩特性和刚度特性的差异, 板内会形成残余应力。进行残余应力分析时, 通常将板内铺层视为理想弹性体, 其刚度特性用短期加载试验测得的弹性常数加以表征。但实际上, 由于基体树脂的粘弹性特点, 铺层的刚度特性及固化残余应力须经历一持续的变化过程后才最终趋于稳定。因此, 建立在理想弹性体基础上的计算方法只能近似给出固化后残余应力的初始分布而不能描述其最终的稳定状态。本文所述工作通过非对称板的曲率变化实验来观察板内残余应力的变化过程, 并结合细观复合材料力学理论和适宜的变形分析方法来建立一种与残余应力最终稳定分布相对应的修正的铺层折减模量矩阵, 用于进行层合板固化残余应力和曲率变化的渐近值预测, 根据渐近值和初始值的对比来确定固化后残余应力的变化范围。

1 非对称板的曲率变化

1.1 曲率变化实验

为观测非对称板曲率对固化残余应力松弛过程

收稿日期: 1999-03-31; 收修改稿日期: 1999-05-14
基金项目: 国家"863"计划资助项目(863-715-011-0250)
作者简介: 戴 棣(1954), 男, 工学博士, 研究员, 主要从事复合材料结构设计和制造等方面的研究。

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

的反映状况, 采用 T300/QY8911 材料体系制作了相应试件。试件铺层顺序为$[0_4/90_4]_T$, 单一铺层厚度 0.125 mm。为便于观察 x, y 双向的挠曲变形状况, 试件为方板, 边长为 0.2 m×0.2 m。该材料体系经实验确定的应力释放温度为 190 ℃, 曲率观测过程中层合板所处的温度环境为 23 ℃。层合板固化后呈两种可相互翻折转变的柱面状, 其中第一种状态的曲率 k_{x1}, k_{y1} 与第二种状态的曲率 k_{x2}, k_{y2} 之间存在关系: $k_{x1}=-k_{y2}\neq 0$, $k_{y1}=-k_{x2}=0$。令层合板恒处于第一种柱面状, 观察 k_x 随时间的变化状况。观察结果如图 1 所示。由图可见, 当层合板在室温下放置 30 d 后, k_x 从 -4.33 m^{-1} 变至 -3.71 m^{-1}。变化过程主要在前20 d内完成。20 d以后, 图中曲线的变化率趋于 0。

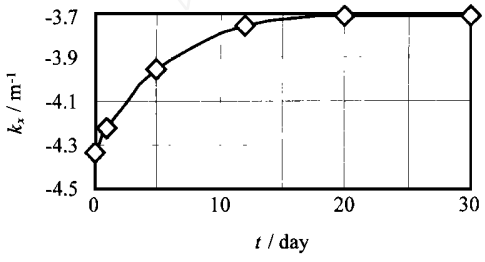

图 1　$[0_4/90_4]_T$ 层合板曲率变化

Fig. 1　Variation of curvature of $[0_4/90_4]_T$ laminate

1.2　基体树脂刚度特性与曲率之间的关系模型

对于上述实验所用的$[0_4/90_4]_T$ 正方板, 由于变形状况明显超越小变形范围, 经典层合理论(CLT)无法对其进行准确描述(根据经典层合理论, 这类层合板的变形应呈马鞍状而非实验结果呈现的柱面状)。M. W. Hyer 针对这类层合板的变形特点提出一种有效的计算方法[1,2]。考虑到大变形因素, 层合板应变与位移之间的关系被表述为

$$\left.\begin{aligned} e_{11} &= \frac{\partial u^0}{\partial x}+\frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2-z\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}\\ e_{22} &= \frac{\partial v^0}{\partial y}+\frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2-z\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}\\ e_{12} &= \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u^0}{\partial y}+\frac{\partial v^0}{\partial x}+\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)-2z\frac{\partial^2 w}{\partial y\,\partial x}\right)\end{aligned}\right\} \quad (1)$$

层合板中面位移 u^0, v^0 和 z 向位移 w 用下述近似函数描述:

$$\left.\begin{aligned} u^0 &= cx-\frac{a^2x^3}{6}-\frac{abxy^2}{4}\\ v^0 &= dx-\frac{b^2y^3}{6}-\frac{abx^2y}{4}\\ w &= \frac{1}{2}(ax^2+by^2)\end{aligned}\right\} \quad (2)$$

式中, a, b, c, d 为待定系数。

由式(3)确定应力

$$\{\sigma\}=[T]^{-1}[Q]([T]^{-1})^T[e_{11}\quad e_{22}\quad 2e_{12}]^T \quad (3)$$

式中: $[Q]$为铺层折减模量矩阵; $[T]$为方向变换矩阵。

将由式(1), (2), (3)导出的应力、应变代入考虑热应变因素的位能泛函[1], 由泛函取极值的条件可得到 4 个以 a, b, c, d 为未知量的方程。经整理后该方程组可进一步化为 2 个只含未知量 a, b 的非线性方程

$$\left.\begin{aligned} p_1a^2b+p_2a^2+p_3ab+p_4a+p_5b+p_6&=0\\ q_1ab^2+q_2b^2+q_3ab+q_4a+q_5b+q_6&=0\end{aligned}\right\} \quad (4)$$

将 a, b 代回原方程组可求出待定系数 c, d 的解, 解的稳定性判断按文献[1]给出的准则进行。根据弹性板理论的一般规定和式(2), 板在 x, y 轴向的中面曲率(以下简称曲率)为

$$\left.\begin{aligned} k_x &= -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}=-a\\ k_y &= -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}=-b\end{aligned}\right\} \quad (5)$$

由式(4)和式(5)可知, 非对称板的曲率为式(4)中各项系数 p_i, q_i 所决定, 而由式(1), 式(2)和式(3)可知, p_i, q_i 与板内铺层的折减模量矩阵[Q], 自由热应变, 以及层合板的外部尺寸有关。因此, 当铺层自由热应变和层合板尺寸为一定时, 非对称板的曲率变化可认为仅与铺层的折减模量矩阵[Q]有关。而根据细观复合材料力学理论, 建立铺层折减模量矩阵所用的的各弹性常数 E_1, E_2, G_{12}, ν_{12}, ν_{21} 又可表为铺层组分性能的函数[3,4]:

$$\left.\begin{aligned} E_1 &= E_{fL}V_f+E_mV_m\\ E_2 &= \frac{E_{fT}E_m(V_f+\mu_yV_m)}{E_mV_f+\mu_yE_{fT}V_m}\\ G_{12} &= \frac{G_fG_m(V_f+\mu_sV_m)}{G_mV_f+\mu_sG_fV_m}\\ \nu_1 &= \nu_fV_f+\nu_mV_m\\ \nu_2 &= \nu_1\frac{E_2}{E_1}\end{aligned}\right\} \quad (6)$$

式中, E_m, G_m, ν_m, V_m 分别为基体树脂的弹性模量, 切变模量, 泊松比, 体积含量。E_{fL}, E_{fT}, G_f, ν_f, V_f 分别为纤维的纵, 横向弹性模量, 切变模量, 泊松比, 体积含量。μ_y, μ_s 分别为针对 E_2 和 G_{12} 的经验常数。将基体树脂视为各向同性材料, 其切变模量又可表述为

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

$$G_m = \frac{E_m}{2(1+\nu_m)} \tag{7}$$

根据式(6)和式(7),当增强纤维可被视为理想弹性体(如碳纤维)时,p_i, q_i 变化可进一步被认为仅因基体树脂的刚度变化引起。假设基体树脂的粘弹性行为可用一般线性粘弹性模型[5]表述:

$$\sum_{k=0}^{n} l_k \frac{d^k\sigma}{dt^k} = \sum_{k=0}^{n} m_k \frac{d^k\epsilon}{dt^k} \tag{8}$$

又假设基体树脂对突变载荷具瞬态响应,并且因应力历史差异产生的应变差异会随时间的推移而消失,从而式(8)中 $l_n \neq 0, m_n \neq 0, m_0 \neq 0$,分别存在冲击模量 E_{m0}和渐近模量 $E_{m\infty}$:

$$\left.\begin{aligned} E_{m0} &= \frac{m_n}{l_n} \\ E_{m\infty} &= m_0 \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

这样,随基体树脂维持单位应变所需残余应力从 E_{m0}降至 $E_{m\infty}$,式(4)中各项系数由 $p_i(E_{m0})$, $q_i(E_{m0})$ 变为 $p_i(E_{m\infty})$, $q_i(E_{m\infty})$,层合板曲率发生相应改变,最终趋于一与 $E_{m\infty}$对应的渐近值。

2　铺层的修正折减模量矩阵

2.1　修正折减模量矩阵的设想

根据上述分析,当非对称板曲率处于最终稳定态时,式(4)中系数 p_i, q_i 为基体树脂的渐近模量 $E_{m\infty}$所决定。设层合板曲率渐近值为 $-a_\infty$, $-b_\infty$,则 $E_{m\infty}$与 a_∞, b_∞之间存在着为式(4)所限定的函数关系

$$\left.\begin{aligned} a_\infty &= \varphi_1(E_{m\infty}) \\ b_\infty &= \varphi_2(E_{m\infty}) \end{aligned}\right\} \tag{10}$$

如能根据已知的 a_∞和 b_∞反推出 $E_{m\infty}$,将 $E_{m\infty}$代入式(6)和式(7)后,可建立一种等效表征铺层在残余应力持续作用下最终稳定刚度特性的折减模量矩阵,用于层合板最终残余应力应变状态的预测。将此特殊用途的矩阵称为铺层的修正折减模量矩阵(以下简称修正模量矩阵)。根据粘弹性理论,$E_{m\infty}$表征了基体树脂的一般特性而与载荷及加载过程无关,因此,在特定非对称板(如$[0_4/90_4]_T$ 板)曲率变化实验结果基础上建立的铺层修正模量矩阵也可认为与残余应力的历史和分布方式无关,不依赖于特定的铺叠方式,可用于同类铺层材料组成的任意层合板的计算。

2.2　修正折减模量矩阵的求取

设非对称板曲率的实测稳定值(用以近似代替曲率渐近值)为 $-a_{mes}$, $-b_{mes}$,作目标函数

$$f(E_{m\infty}) = [\varphi_1(E_{m\infty}) - a_{mes}]^2 + [\varphi_2(E_{m\infty}) - b_{mes}]^2 \tag{11}$$

令基体树脂在短期加载试验中所测得的模量为冲击模量 E_{m0},并设 $E_{m\infty}$的范围为: $0.1E_{m0} < E_{m\infty} < E_{m0}$,将对 $E_{m\infty}$的推算转化为一个最优化问题:

$$\left.\begin{aligned} &\min f(E_{m\infty}) \\ &\text{s.t.}\quad 0.1E_{m0} < E_{m\infty} < E_{m0} \end{aligned}\right\} \tag{12}$$

采用一维搜索,可求取目标函数的最优解作为 $E_{m\infty}$的推算结果。在此基础上通过式(6)和式(7)建立修正模量矩阵。根据1.1节实验结果对T300/QY8911体系的修正模量矩阵进行了推算。表1给出修正模量矩阵与建立在短期加载试验结果基础上的一般模量矩阵的对比。其中一般模量矩阵给出两套数值,一套根据单向板实测工程弹性常数求得,一套根据铺层组分材料性能(基体树脂模量取短期加载试验值)按式(6)和式(7)求得。计算中用及的各组分体积比例及基体树脂性能数据为: $V_f = 0.62$, $V_m = 0.38$, $E_{m0} = 3.0$ GPa, $\nu_m = 0.4$,经验常数 $\mu_y = \mu_s = 0.3$。T300纤维力学性能数据及T300/QY8911单向板实测工程弹性常数和正轴向热膨胀系数取自文献[6]。由表中数据可见,采用两种方法得到的一般模量矩阵各分量值相当接近,因此可认为式(6)、式(7)用于这类材料的铺层刚度性能测算是合理的。本文以下涉及一般模量矩阵时统一取表1中第一类。

表1　铺层的一般模量矩阵和修正模量矩阵的对比

Table 1　Comparison between generally used stiffness matrix and revised stiffness matrix

编号	模量矩阵种类	Q_{11}/GPa	Q_{22}/GPa	Q_{12}/GPa	Q_{66}/GPa
1	一般模量矩阵(按铺层实测工程弹性常数计算)	135.97	8.86	2.92	4.47
2	一般模量矩阵(按组分性能计算)	139.00	8.90	2.73	4.19
3	修正模量矩阵	138.16	6.09	1.88	2.60

图2(a)给出0.2 m×0.2 m 的$[0_4/90_4]_T$ 层合板采用两种模量矩阵计算的残余应力对比。计算结果的差异近似反映了应力松弛引起的残余应力下降状况。

2.3　修正折减模量矩阵的验证

为验证修正模量矩阵的有效性,实际制作了表2所示的3种层合板,分别将一般模量矩阵和修正模量矩阵引入CLT方法和Hyer方法对3种层合板的挠曲变形进行计算,并将计算结果与实测值进行

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

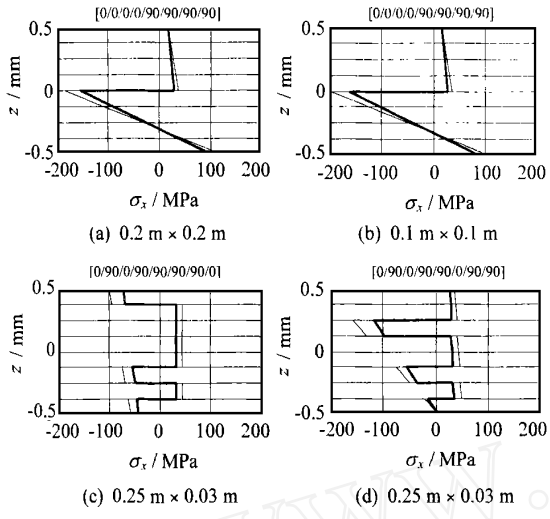

图 2　不同模量矩阵计算的残余应力对比

Fig. 2　Comparison of residual stress calculated with different stiffness matrixes

对比。3 种层合板分别采用了不同的边长或铺叠方式, 以验证根据特定尺寸(0.2 m × 0.2 m)和特定铺叠方式($[0_4/90_4]_T$)层合板曲率变化实验结果推出的修正模量矩阵用于其它尺寸和铺叠方式层合板挠曲变形渐近值预测的有效性。所有试验件在室温下的放置时间均大于 30 d, 每种板均制作 3 个试件, 变形实测值取 3 试件之平均值。根据一般模量矩阵和修正模量矩阵得到的曲率计算结果和实测结果的对比如表 2 所示。由表 2 可见, 当层合板两向尺寸相近时(如方板), Hyer 方法比 CLT 方法更为真实地反映了两向变形的实际趋向。当层合板呈条状而仅需考虑一个方向的挠曲变形时, CLT 方法亦能获得合理结果。而修正模量矩阵的引入可以获得与实际情况很相近的变形渐近值预测结果。

将一般模量矩阵和修正模量矩阵分别代入 Hyer 方法对上述三种层合板内残余应力进行计算的结果由图 2(b), 图 2(c), 图 2(d)给出。两种计算结果的差异近似反映了固化残余应力的变化范围。

表 2　层合板挠曲变形的实测值和计算值对比

Table 2　Comparison between calculated and measured curvatures

板尺寸	铺叠方式	测算项目	CLT 方法+一般模量矩阵	CLT 方法+修正模量矩阵	Hyer 方法+一般模量矩阵	Hyer 方法+修正模量矩阵	变形趋稳定时的实测值
0.1 m × 0.1 m	0/0/0/0/	k_x/m^{-1}	- 4.7720	- 3.8237	- 4.4613	- 3.5980	- 3.16
	90/90/90/90	k_y/m^{-1}	4.7720	3.8237	0.1179	0.1269	≈ 0
0.25 m × 0.03 m	0/90/0/90/	k_x/m^{-1}	- 0.4004	- 0.2841	- 0.3305	- 0.2246	- 0.22
	90/90/90/0	k_y/m^{-1}	0.4120	0.2928	0.1049	0.1228	*
0.25 m × 0.03 m	0/90/0/90/	k_x/m^{-1}	- 1.6389	- 1.2135	- 1.5942	- 1.1869	- 1.19
	90/0/90/90	k_y/m^{-1}	0.6830	0.4738	0.0144	0.0176	*

*　该方向的小挠曲变形因板窄而无法测出。

3　结　论

由于基体树脂的粘弹性特点, 复合材料层合板内的固化残余应力会随层合板在室温下放置时间的推移而变化, 这一过程可通过非对称层合板的曲率变化得到反映。在室温下放置足够长时间后, 非对称板的曲率会趋于一稳定值, 从而表明基体树脂具有渐近弹性体的特征。在曲率变化结果的基础上, 结合细观复合材料力学理论和适宜的变形分析方法, 可以建立考虑应力松弛因素的铺层修正模量矩阵。计算结果和实验结果的对比表明, 修正模量矩阵用于层合板残余应力和变形的渐近值预测是有效的。

参考文献:

[1] Michael W Hyer. Calculations of the room-temperature shapes of unsymmetric laminate[J]. *Journal of Composite Materials*, 1981, 15: 296-310.

[2] Luca Di Landro, Alberto Palonca, Giuseppe Sala. Residual thermal stresses in bismaleimide/carbon fiber composite laminate[J]. *Polymer Composite*, 1995, 16(4): 276-283.

[3] Stephen W Tsai. Composites Design. 4th Edition [M]. Dayton: Think Composites, 1988.

[4] 蒋咏秋, 陆逢升, 顾志建. 复合材料力学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1990. 18-19.

[5] 周光泉, 刘孝敏. 粘弹性理论[M]. 合肥: 中国科技大学出版社, 1996. 8-35.

[6] 陈绍杰主编. 复合材料设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1990. 136-141.

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net