

文章编号: 1000-3851(2010)02-0113-04

湿-热-力耦合环境下复合材料结构损伤分析与性能研究

闫伟, 燕瑛*, 苏玲

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 将考虑湿热效应的经典层合板理论引入有限元方法中, 通过精确考察单层板等效参数衰减、追踪初始破坏后的卸载以及对最终破坏进行判定, 在精确预测湿热环境对复合材料性能影响的同时追踪了损伤演化过程。通过建立湿-热-力耦合下复合材料宏观性能的定量表达式, 发展湿-热-力耦合环境下复合材料性能演化表征与预测方法, 实现在有限元分析中考虑湿热效应的影响。对 3 种不同铺层方式复合材料层合板进行湿热环境试验研究, 并利用本文中分析方法进行损伤模拟, 分析结果与实验结果符合得较好。

关键词: 复合材料; 湿热; 损伤; 力学性能

中图分类号: TB330.1 **文献标志码:** A

Damage analysis and strength prediction of composites structures in hygrothermal environment

YAN Wei, YAN Ying*, SU Ling

(School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: By means of the introduction of the classic laminate theory with considering hygrothermal effect into the finite element method, the mechanical properties of composite in hygrothermal environment were accurately forecasted and the damage evolution was tracked through careful consideration of equivalent lamina parameters reduction and unloading after initial damage and estimation of final damage. The tensile and compressive strengths of three different lay-up composite laminates in hygrothermal environment were studied. There is good agreement between experiment and simulation results.

Keywords: composite; hygrothermal; damage; mechanical property

新型航空航天器的先进性标志之一是结构的先进性, 而先进复合材料是实现结构先进性的重要物质基础和先导技术^[1]。复合材料应用于飞行器结构不仅要承受复杂、长时的载荷、意外冲击载荷等作用, 而且还要承受温度、湿度等苛刻的外部环境因素的考验。同时, 复合材料自身具有组分多元性、结构多重性、失效模式多样性, 这些特点使得复合材料结构性能演化预测十分复杂。树脂基复合材料在大气中使用水分与高温的作用会使复合材料的力学性能发生一定程度的变化^[2]。目前, 国内外对复合材料湿热性能的研究以试验分析为主^[3-5], 理论研究较少^[6-8], 而且针对典型问题, 不能应用于实际结构分析中。大量数据表明, 复合材料在湿热

环境作用下, 结构内部会产生溶胀应力, 而且在热冲击下由于外层快速脱湿产生更大的溶胀应力。这种内应力的反复作用达到某一量级时会引起基体开裂, 以至于形成龟裂。这种龟裂会影响复合材料结构的再吸湿及再干燥速率, 并逐步形成宏观裂纹。如此往复下去, 在材料内部形成损伤区域, 进而严重影响复合材料的力学性能^[9]。由此可见湿热环境对复合材料性能影响的复杂性。因此, 准确预测树脂基复合材料的湿热性能成为材料研究、结构设计以及使用者共同关心的问题。

本文作者将考虑湿热效应的理论方法同有限元分析方法相结合, 对损伤进行进一步精确研究, 并对 G827/5224 复合材料湿热环境下的拉伸和压缩

收稿日期: 2009-03-28; 收修改稿日期: 2009-06-23

基金项目: 国家 973 项目; 高等学校博士学科点专项科研基金

通讯作者: 燕瑛, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 飞行器复合材料结构设计与强度 E-mail: yingyan@buaa.edu.cn

性能进行了实验和数值模拟分析。

1 理论

1.1 考虑湿-热-力耦合的有限元分析方法

考虑湿热效应的经典层合板理论求解单层应力如下式：

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^{(k)} \times \begin{pmatrix} \left\{ \begin{matrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{matrix} \right\}^{(k)} - \left\{ \begin{matrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_{xy} \end{matrix} \right\}^{(k)} \Delta T^{(k)} - \left\{ \begin{matrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_{xy} \end{matrix} \right\}^{(k)} \Delta M^{(k)} \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中： $\sigma_i^{(k)}$ 为第 k 层应力； $[\bar{Q}_{ij}]^{(k)}$ 为第 k 层转换折减刚度矩阵； $\epsilon_i^{(k)}$ 为第 k 层全应变，满足基尔霍夫假设^[8]； $\alpha_i^{(k)}$ 、 $\beta_i^{(k)}$ 为第 k 层热膨胀系数和湿膨胀系数； $\Delta T^{(k)}$ 为温差； $\Delta M^{(k)}$ 为吸湿率。

虚位移原理的表达式如下：

$$\int_V (\delta \boldsymbol{\epsilon}^T \boldsymbol{\sigma} - \delta \mathbf{u}^T \mathbf{f}) dV - \int_{S_\sigma} \delta \mathbf{u}^T \mathbf{T} dS = 0 \quad (2)$$

将式(1)代入式(2)，可得到包含热应变、湿应变在内，用以求解湿、热、力耦合问题的最小位能原理。它的泛函表达式如下：

$$\begin{aligned} \Pi_p(\mathbf{u}) = & \int_\Omega \left(\frac{1}{2} \boldsymbol{\epsilon}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\epsilon} - \boldsymbol{\epsilon}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\epsilon}_0 - \mathbf{u}^T \mathbf{f} \right) d\Omega \\ & - \int_{\Gamma_p} \mathbf{u}^T \mathbf{T} d\Gamma \end{aligned} \quad (3)$$

式中： \mathbf{D} 为应力-应变矩阵； $\boldsymbol{\epsilon}$ 为应变矩阵； \mathbf{u} 为位移矩阵； $\boldsymbol{\sigma}$ 为应力； \mathbf{f} 为外力。

将求解域进行有限元离散，从 $\delta \Pi_p = 0$ 将得到有限元求解方程

$$\mathbf{K} \mathbf{a} = \mathbf{P} \quad (4)$$

式中： \mathbf{K} 为有限元整体刚度矩阵； \mathbf{a} 为位移列向量； \mathbf{P} 为载荷列向量。

与不包含温度应变的有限元求解方程相区别的是载荷向量中包括由热应变引起的热载荷以及由湿应变引起的湿载荷，即

$$\mathbf{P} = \mathbf{P} + \mathbf{P}_{\Delta T} + \mathbf{P}_{\Delta M} \quad (5)$$

式中： \mathbf{P} 是体积载荷和表面载荷引起的机械载荷项； $\mathbf{P}_{\Delta T}$ 是热应变引起的热载荷项； $\mathbf{P}_{\Delta M}$ 是湿应变引起的湿载荷项。且

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{\Delta T} &= \sum_e \int_{\Omega_e} \mathbf{B}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\epsilon}^{\Delta T} d\Omega \\ \mathbf{P}_{\Delta M} &= \sum_e \int_{\Omega_e} \mathbf{B}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\epsilon}^{\Delta M} d\Omega \end{aligned} \quad (6)$$

式中： \mathbf{B} 为应变矩阵； \mathbf{D} 为应力-应变矩阵； $\{\boldsymbol{\epsilon}^{\Delta T}\} = [\boldsymbol{\alpha}] \Delta T$ 为热应变矩阵； $\{\boldsymbol{\epsilon}^{\Delta M}\} = [\boldsymbol{\beta}] \Delta M$ 为湿应变矩阵。

因此，在有限元计算中，在载荷项中增加由热应变引起的热载荷项和由湿应变引起的湿载荷项，可实现湿-热-力三场耦合，完成在有限元分析中考虑湿热效应。

1.2 损伤演化模拟

自 20 世纪 60 年代复合材料结构在航空航天领域得到越来越广泛的应用，复合材料的破坏分析与强度理论研究更是引起了学术界与工程界广泛关注，产生了为数众多的复合材料强度理论。其中，Zinoviev 准则^[10]对层合结构的初始破坏和最终破坏均能给出较合理的结果，是目前精度较高的理论之一^[11]。

复合材料损伤研究包括应力计算、破坏准则、刚度降阶和最终破坏四大部分^[12-14]。应力计算基于有限元分析方法得到；破坏准则和刚度降阶则对损伤模拟影响较大；如何判定最终破坏是本文中研究的重点之一。当单层发生破坏时， E_{11} 、 E_{22} 、 G_{12} 分别用 $\Phi_1 E_{11}$ 、 $\Phi_2 E_{22}$ 、 $\Phi_3 G_{12}$ 代替， Φ_1 、 Φ_2 、 Φ_3 的取值按照下式^[11]进行：

$$\text{If } X_t \leq \sigma_{11} \quad \text{or} \quad \sigma_{11} \leq -X_c \quad \text{or} \quad \sigma_{22} \leq -Y_c$$

$$\text{Then } \Phi_1 = \Phi_2 = \Phi_3 = 0$$

Otherwise

$$\begin{cases} \Phi_1 = 1 \\ \Phi_2 = \begin{cases} 0 & \text{若 } \sigma_{22} > 0, \bar{\epsilon}_{22} = \bar{\epsilon}_{22}^* \\ \bar{E}_{22}/E_{22}^0, & \text{若 } \sigma_{22} > 0, \bar{\epsilon}_{22} < \bar{\epsilon}_{22}^* \\ 1 & \text{若 } \sigma_{22} < 0, \bar{\epsilon}_{22} < 0. \end{cases} \\ \Phi_3 = \begin{cases} 0 & \text{若 } |\epsilon_{12}| = |\epsilon_{12}^*| \\ \bar{G}_{12}/G_{12}^0, & \text{若 } |\epsilon_{12}| < |\epsilon_{12}^*| \end{cases} \end{cases} \quad (7)$$

式中： X_t 表示纵向拉伸强度； X_c 表示纵向压缩强度； Y_c 表示横向压缩强度； $\bar{\epsilon}_{22} = \nu_{12} \epsilon_{11} + \left(\frac{E_{11}^0}{E_{22}^0} \right)^2 \epsilon_{22}$

表示横向应变的修正值； $\bar{E}_{22} = \frac{\sigma_{22}^*}{\epsilon_{22}^* + \nu_{12}^2 \sigma_{22}^*/E_{11}^0}$ ；

$\bar{G}_{12} = \frac{\sigma_{12}^*}{2\epsilon_{12}^*}$ ； $\bar{\epsilon}_{22}^*$ 、 σ_{22}^* 、 σ_{12}^* 和 ϵ_{12}^* 分别是 $\bar{\epsilon}_{22}$ 、 σ_{22} 、 σ_{12} 和

ϵ_{12} 在损伤过程中的最大代数值。

将上述刚度降阶方法以 Fortran 语言对 MSC. Marc 有限元软件进行二次开发，发展其针对复合材料结构的渐进损伤分析功能，即结合适当的破坏

准则,依据式(7)进行具体损伤区域的刚度退化,并随着载荷的不断增加,损伤区域渐进扩展,直至结构最终破坏为止。通过准确把握复合材料湿-热-力耦合下性能演化规律,为飞行器复合材料结构使用可靠性和安全性提供科学依据。

2 试验

2.1 试件

试件所用材料均为 G827/5224。采用了 3 种常用铺层形式: P4[+45/0/-45/90]_{4S}、P5[0/+45/0/-45/90/-45/90/+45/90]_{2S}、P6[90/+45/90/-45/0/-45/90/+45/90]_{2S}。拉伸试件尺寸(长×宽)为 250 mm×15 mm,压缩试件尺寸为 170 mm×25 mm,两端玻璃钢加强片长度均为 50 mm。

2.2 试验设备及环境条件

所有的拉伸和压缩试验均在 MTS810 材料试验机上进行,其载荷、位移和应变测量误差均小于 1%。试验环境条件包括室温干态、高温干态以及常温湿态 3 种。室温是指 23℃±3℃、相对湿度为 50% 的环境;高温是指试件在温度为 120℃±3℃ 的环境中保温至少 5 min;湿态是指试件在 70℃±3℃ 的蒸馏水中浸泡 48 h,浸泡后试件的吸湿率为 1.59%。

3 试验结果与分析

表 1 和表 2 分别给出了 3 种环境条件下拉伸、压缩性能实验结果以及利用本文中提出的方法进行分析后的结果。从表 1 可以看出,同室温干态相比,随温度升高,P4、P5、P6 层合板拉伸性能均略有提高。在湿态环境下,层合板拉伸性能变化不一,P4、P6 铺层拉伸性能上升,P5 铺层拉伸性能略微下降。从表 2 可以看出,同室温干态相比,随温度升高,P4、P5、P6 层合板压缩性能均降低,下降趋势不同,降低幅度在 10%~20% 之间。在湿态环境下,压缩性能变化不一,P4、P6 铺层压缩性能略微下降,P5 铺层压缩性能增加。同时,从表 1、表 2 中可以看出,采用本文中分析方法预测的拉伸和压缩性能同实验结果接近,满足工程允许的误差要求。

综上所述,随着温度的升高,复合材料拉伸性能略有提高,压缩性能下降明显;复合材料吸湿后,短时间内会对材料性能起促进作用,但长时间会发生化学反应最终使得材料的性能下降,对复合

材料性能影响规律复杂,整体趋势同温度效应相反。

表 1 湿热环境下 G827/5224 层合板拉伸实验结果与分析
Table 1 Comparison of experiment and analysis results of laminate tensile strength in hygrothermal environment

Environmental condition		Tensile strength/MPa		
		P4	P5	P6
RT	Experiment	407.2	586	313
	Analysis	410.2	664.3	276.4
	Error/%	0.7%	13%	11%
120℃	Experiment	429	626	340
	Analysis	434	703.65	277.179
	Error/%	1.1%	12%	18%
Moisture	Experiment	437	577	322
	Analysis	431.14	638.248	276.944
	Error/%	1.3%	11%	14%

表 2 湿热环境下 G827/5224 层合板压缩实验结果与分析
Table 2 Comparison of experiment and analysis results of laminate compressive strength in hygrothermal environment

Environmental condition		Compressive strength/MPa		
		P4	P5	P6
RT	Experiment	606	665	384
	Analysis	429.54	591.8	364.7
	Error/%	29.1%	11%	5%
120℃	Experiment	460	557	338
	Analysis	355.4	424.8	309
	Error/%	22.7%	23.7%	8.6%
Moisture	Experiment	590	683	379
	Analysis	517	694.6	377
	Error/%	12.4%	1.7%	0.5%

此外,采用本文中分析方法还可以计算不同温度或湿度下层合板的力学性能,突破了实验只能测量少数点的限制。采用本文中分析方法对 P4、P5 两种铺层的层合板进行不同温度下的拉伸性能分析,分析结果如图 1 所示。

从图 1 可以看出,随着温度增加,层合板拉伸性能均呈现上升趋势,不同铺层上升趋势不一样,实验值和计算值均反映了这一规律。由于湿热残余应力为矢量,具有方向性,因此,存在湿热残余应力与外部载荷方向相同或相反的状况。很明显当两者反向时,外部极限载荷会增加。随着温度升高,湿热残余应力减小,在温度不改变材料基本性能的前提下,层合板拉伸性能相应提高,而不同的铺层

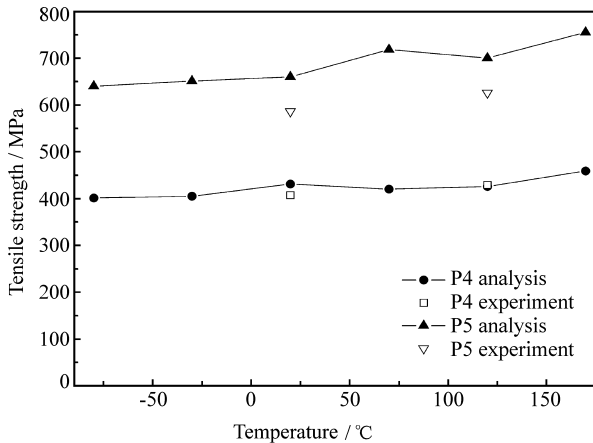


图1 采用本文方法预测的 P4 和 P5 铺层层合板拉伸性能随温度变化规律

Fig.1 Predictive trend of tensile strength with temperature for P4 and P5 laminates

湿热残余应力不同，故上升趋势也不相同。

4 结论

(1) 对 G827/5224 复合材料制成的 3 种常用层合板进行静态拉伸和压缩试验研究，并基于本文中发展的湿-热-力耦合有限元分析方法对其进行数值模拟，考察了环境因素对层合板性能的影响。

(2) 在有限元分析中，在载荷项中计入由热应变引起的热载荷项和由湿应变引起的湿载荷项，建立湿-热-力耦合下复合材料宏观性能的定量表达式，发展湿-热-力耦合环境下复合材料性能演化表征与预测方法，实现在有限元分析中考虑湿热效应的影响。

(3) 温度升高可以提高层合板的拉伸性能，降低压缩性能，不同的铺层顺序，升高或降低趋势不同；吸湿对材料拉伸、压缩性能影响规律复杂，整体趋势与温度效应相反。

参考文献:

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天 [J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
 Du Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 1-12.

[2] Hu Huiwen, Sun C T. The characterization of physical aging in polymeric composites [J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(14): 2693-2698.

[3] Jedidia J, Jacqueminb F, Vautrin A. Accelerated hygrothermal cyclical tests for carbon/epoxy laminates [J]. Composites Part A, 2006, 37(4): 636-645.

[4] Earl J S, Shenoi R A. Hygrothermal ageing effects on FRP laminate and structural foam materials [J]. Composites Part A, 2004, 35(11): 1237-1247.

[5] Thomas S G. On the use of accelerated test methods for characterization of advanced composite materials, NASA/TP-2003-212407 [R]. USA: NASA.

[6] Marco G, Jerome M, Frédéric J, Alain V. On the nonlinear deformations of thin unsymmetric 0/90 composite plates under hygrothermal loads [J]. Composites Part A, 2006, 37(4): 624-629.

[7] Onur S. Analysis of multi-layered composite cylinders under hygrothermal loading [J]. Composites Part A, 2005, 36(7): 923-933.

[8] Michael W Hyer. Stress of fiber-reinforced composite materials [M]. USA: WCB/McGraw-Hill, 1998: 239-307.

[9] 郑锡涛, 李野, 刘海燕, 郭稳学. 湿热谱老化对复合材料层压板强度的影响 [J]. 航空学报, 1998, 19(4): 462-465.
 Zheng Xitao, Li Ye, Liu Haiyan, Guo Wenxue. Effects of wet/hot spectrum aging on strength of composite laminates [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 462-465.

[10] Zinoviev P, Grigoriev S V, Labedeva O V, Tairova L R. Strength of multi-layered composites under plane stress state [J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(7): 1209-1224.

[11] Solden P D, Kaddour A S, Hinton M J. Recommendations for designers and researchers resulting from the world-wide failure exercise [J]. Composites Science and Technology, 2004, 64(3/4): 589-604.

[12] 燕瑛, 韩凤宇, 杨东升, 刘兵山. 缝合复合材料弹性性能的三维有限元细观分析与试验验证 [J]. 航空学报, 2004, 25(3): 267-269.
 Yan Ying, Han Fengyu, Yang Dongsheng, Liu Bingshan. Finite element micromechanical analysis and experimental confirmation of the elastic properties of stitched composite materials [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(3): 267-269.

[13] 王立朋, 燕瑛. 混合机织复合材料低速冲击损伤有限元分析 [J]. 航空学报, 2007, 28(4): 121-124.
 Wang Lipeng, Yan Ying. Finite element analysis of low-velocity impact damage of mixed woven composites [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 121-124.

[14] Wang L P, Yan Y. Low-velocity impact damage analysis of composite laminates using self-adapting delamination element method [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(4): 313-319.