湿/热/力耦合条件下复合材料结构渐进损伤仿真

刘玉佳 燕 瑛 何明泽 齐忠新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 发展了湿/热/静力耦合条件下复合材料结构渐进损伤仿真方法,考虑复合材料力学性能的随机分布特性建立有限元模型,改进了湿热条件下复合材料本构关系,以Hashin 准则、最大应力准则作为失效判据,完整仿真了不同湿热条件、不同载荷类型作用下复合材料开孔层合板从损伤起始至最终失效的损伤演化全过程,极限强度预测结果与相应试验结果的误差在 10% 以内,验证了仿真分析方法的有效性. 湿热效应对损伤起始和演化的影响表明:由于湿热条件作用,相对于室温干态而言,复合材料开孔层合板的损伤起始的时间提前、所需载荷降低,极限强度和极限应变减小.

关 键 词: 湿/热/力耦合条件; 复合材料结构; 渐进损伤; 仿真方法; 试验验证

中图分类号: TB 332

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)03-0384-05

Simulation of progressive damage on composite structure under hydro/thermo/mechanical coupled condition

Liu Yujia Yan Ying He Mingze Qi Zhongxin

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

Abstract: A tracking method of progressive damage on composite structure under the hydro/thermo/mechanical coupled condition was developed. The finite element model was built considering the random distribution of mechanical properties. Constitutive relation of composite material under hygrothermal condition was improved. Taking Hashin criteria and maximum stress criteria as failure criterion, the whole damage process from initial damage to ultimate failure of composite open hole laminates was simulated completely by this method under different hygrothermal conditions and different load types. The errors between ultimate strength prediction results and experimental results are less than 10%, so the effectiveness of this method is verified. The hygrothermal effect on the damage initiation and evolution shows that initial damage appears earlier and the ultimate strength and ultimate strain decreases under hygrothermal condition compared with room temperature dry condition.

Key words: hydro/thermo/mechanical coupled condition; composite structure; progressive damage; simulation method; experimental verification

碳纤维增强树脂基复合材料以轻质高强、耐高温、抗腐蚀、热力学性能优良、可设计性和工艺性好等特点广泛应用于大型结构和整体结构及耐高温抗烧蚀结构,成为航空航天工业中使用最多的树脂基复合材料. 然而,作为结构用的国产碳纤维增强树脂基复合材料还有众多的问题需要解决. 如何准确预测复合材料层合板的破坏强度、实现不同失效模式下失效起始和演化模拟是一个具有挑战性的课题.

复合材料层合板的失效是一个复杂的问题,

收稿日期: 2011-03-01; **网络出版时间**: 2012-03-09 10:36

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120309.1036.002.html

基金项目: 国家 973 计划资助项目(2011CB606105)

作者简介: 刘玉佳(1984 -),男,湖南衡阳人,博士生,liuyujia@ase.buaa.edu.cn.

其失效模式取决于载荷、几何尺寸、材料的物理和力学性能以及试样缺陷. 近年来,对复合材料层合板进行渐进失效分析的探索备受关注[1-11]. 文献[12]综述回顾了复合材料层合板的损伤模拟和有限元分析的最新进展.

已有的研究表明:为了解释复合材料层合板在连续或疲劳载荷作用下的损伤本构关系和刚度退化特性,发展一套行之有效的有限元方法至关重要. 同时,复合材料结构使用过程必然受到温度、湿度等环境因素的作用,考察复合材料层合板在不同湿热条件下的损伤萌生和增长蔓延非常必要,而目前研究少有涉及. 因此,本文发展了湿/热/静力耦合条件下复合材料层合板渐进损伤仿真方法,模拟了不同湿热条件下典型铺层开孔层合板静载荷作用下从损伤萌生至最终失效的损伤扩展过程,预测了相应条件下的极限强度,并分析了湿热效应对损伤萌生和增长蔓延的影响.

1　渐进损伤仿真方法

复合材料层合结构损伤破坏过程很复杂,当应力满足一定条件,结构出现损伤,损伤使得损伤区承载能力降低,刚度减小. 而复合材料结构在湿热环境作用下,其基本力学性能相对室温干态时有所变化. 综合上述两点,发展了湿/热/静力耦合条件下复合材料层合结构渐进损伤仿真方法,流程如图 1 所示.

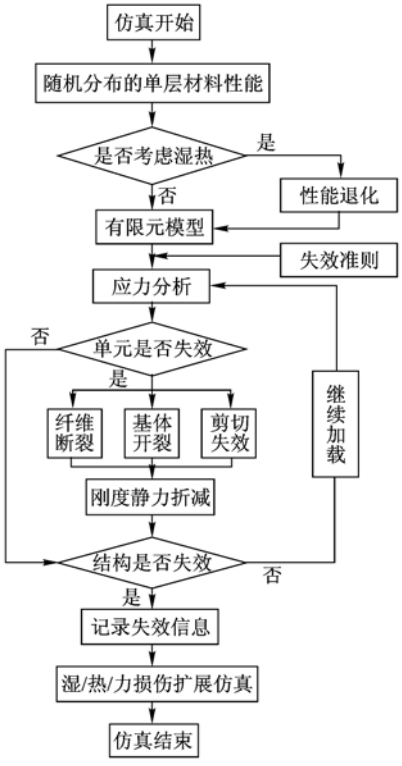


图 1　湿/热/静力耦合条件下渐进损伤仿真流程

1.1　考虑材料性能离散性特征的有限元建模

在经典层合板理论中,通常假设单层板宏观均质且正交各向异性,但实际上由于存在组分材料的内部缺陷、组分材料性能的随机性、制造工艺的随机性等,单层板各处的力学性能表现出很大的随机性. 试验表明,单向复合材料性能符合正态分布. 因此本文建立有限元模型时按单层划分网格,不同铺层的材料性能和同一单层不同单元的刚度性能和强度性能均满足正态分布.

1.2　计及湿热变化的本构关系改进

一方面,湿热环境的作用会导致复合材料本身的力学性能变化. 试验研究表明,单向复合材料的力学性能在一定的湿热范围内单调变化. 另一方面,湿热环境在复合材料结构内产生湿热变形与应力,导致基体、纤维或界面发生变化或破坏,从而使复合材料结构的刚度和强度发生变化. 在以往的分析中,一般仅考虑湿热应力应变来考察湿热效应,而忽视力学性能随湿热变化的影响. 在本方法中同时考虑二者的影响,则复合材料计及温度和湿度变化的本构关系改进为

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{Q}^{\mathrm{TC}}(\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\alpha}\Delta T - \boldsymbol{\beta}C) \tag{1}$$

其中,$\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\varepsilon}$ 分别表示应力、应变矩阵;$\boldsymbol{\alpha},\boldsymbol{\beta}$ 分别表示热、湿膨胀系数;$\Delta T, C$ 分别表示温度、湿度变化;$\boldsymbol{Q}^{\mathrm{TC}}$ 表示考虑湿热变化的刚度矩阵.

1.3　失效准则的确定

本文分别以最大应力准则、Hill 准则、Hoffman 准则、Tsai-Wu 准则、Hashin 准则对室温干态条件下 U-3160/5284 碳纤维复合材料典型铺层开孔层合板的拉伸强度进行预测,具体的材料性能、铺层方式详见后续算例,不同失效准则预测结果与试验值的相对误差如图 2 所示.

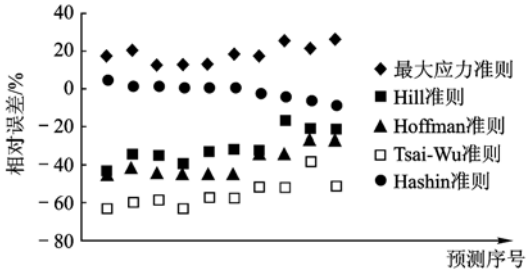


图 2　不同失效准则预测强度与实测强度的相对误差

可以看出,由于仅使用一个表达式来考察失效,Hill 准则、Hoffman 准则和 Tsai-Wu 准则预测精度不高,且预测结果均偏低,失效过早发生;而最大应力准则分别考虑各个方向的失效,预测结果相对有所提高,但预测结果普遍偏高,推迟了失效的产生,考虑到实际情况中复合材料存在初始缺陷而预测时不考虑,预测结果可以接受;Hashin

准则将复合材料失效分为纤维控制失效和基体控制失效,能够有效地判断各种典型的损伤形式,预测结果可信度高.

综合不同失效准则预测强度与实测强度的相对误差的比较结果,为了同时准确地预测损伤起始状态、最终失效状态和极限载荷,以 Hashin 准则、最大应力准则作为失效判据,具体表达式见文献[1,11].

1.4 刚度退化过程模拟

根据 Hashin 失效准则,一旦单元出现损伤,则通过折减该单元的弹性模量来模拟该处损伤,依据试验结果和数值模拟相结合的方法,确定本方法的刚度退化方案如下:

1)纤维拉伸或压缩失效:E_1,E_2,E_3,G_{12},G_{23},G_{13},v_{12},v_{23},v_{13}退化到相应每个变量都乘以系数 0.07;

2)基体拉伸或压缩失效:E_2,v_{12}退化到 0;

3)基体法向拉伸或压缩失效:E_3,G_{23},G_{13},v_{23},v_{13}退化到 0;

4)纤维-基体剪切失效:G_{12},v_{12}退化到 0;

5)若出现多种损伤关联则采用相应损伤类型材料退化方式相互叠加.

2 典型铺层开孔层合板渐进损伤仿真

为了验证本文建立的湿/热/静力耦合条件下复合材料层合结构渐进损伤仿真方法的准确性,分析了不同湿热条件、不同载荷状态下复合材料开孔层合板的极限强度和损伤扩展过程. 湿热条件包括:室温干态和高温湿态(水煮 48 h/120℃);载荷状态包括:静态拉伸和压缩.

2.1 试验件几何模型

复合材料开孔层合板几何构型如图 3 所示. L 为层合板长度,W 为层合板宽度,D 为开孔直径,θ 为铺层方向. 具体的分析长度如表 1 所示,符合 ASTM 试验标准.

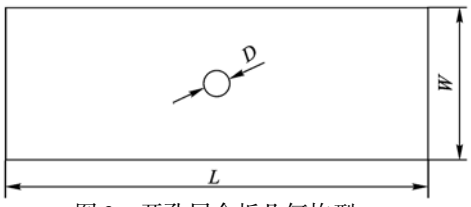


图 3 开孔层合板几何构型

表 1 开孔层合板详细尺寸 mm

载荷类型	L	W	D
开孔拉伸	250	36	6
开孔压缩	300	36	6

2.2 有限元模型

复合材料铺层为典型铺层$[45/0/-45/90]_{2S}$,单层厚度为 0.167 mm. 有限元模型如图 4 所示,采用 Hex8 实体单元. 图 5 给出了层合板厚度方向网格划分的局部放大图. 对复合材料每一铺层进行网格划分,取单层厚度作为单元厚度,这样既能够更好地模拟层合板各单层之间的相互作用,又能够方便地实现厚度方向单元材料属性的正态分布. 图 6 给出了考虑长度和厚度方向复合材料力学性能正态分布的有限元模型.

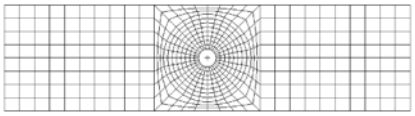


图 4 开孔层合板有限元模型

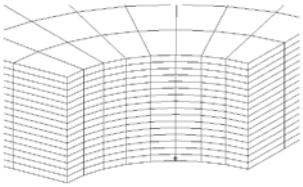


图 5 有限单元网格局部放大图

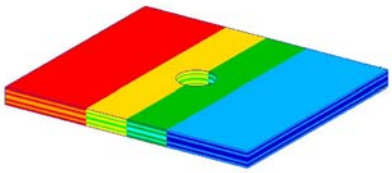


图 6 考虑材料性能正态分布的有限元模型

2.3 材料性能

层合板材料为 U-3160/5284 碳纤维增强环氧树脂基(CFRP)复合材料,工程弹性常数、材料强度属性和湿热参数分别列于表 2 中.

表 2 复合材料性能

参数		室温干态		120 ℃湿态
工程弹性常数	E_{11}/GPa	117		122
	E_{22}/GPa	9.0		6.2
	v_{12}	0.3		
	G_{12}/GPa	3.65		3.50
	ρ/(kg·m^{-3})	1 770		
强度属性	X_T/MPa	1 511		1 568
	X_C/MPa	947		783
	Y_T/MPa	58		34
	Y_C/MPa	165		127
	S_{12}/MPa	85		
热膨胀系数	$\alpha_1/10^{-6}$℃	−0.15	$\alpha_2/10^{-6}$℃	35
湿膨胀系数	$\beta_1/10^{-6}$%(质量分数)	50	$\beta_2/10^{-6}$%(质量分数)	2 200

其他工程弹性常数和材料强度属性按式(2)获得[13].

$$\left.\begin{aligned} v_{23} &= \frac{v_{12}(1 - v_{12}E_{22}/E_{11})}{1 - v_{12}} \\ v_{31} &= \frac{v_{12}E_{33}}{E_{11}} \\ E_{33} &= E_{22} \\ G_{23} &= \frac{E_{22}}{2(1 + v_{23})} \\ G_{13} &= G_{12} \\ Z_{\mathrm{T}} &= Y_{\mathrm{T}} \\ Z_{\mathrm{C}} &= Y_{\mathrm{C}} \\ S_{23} &= S_{13} = S_{12} \\ \alpha_3 &= \alpha_2 \\ \beta_3 &= \beta_2 \end{aligned}\right\} \quad (2)$$

3　分析与讨论

3.1　极限强度预测

图 7 给出了利用本文方法模拟的不同湿热条件、不同载荷状态下复合材料开孔层合板的应力-应变曲线,相应的极限强度与试验结果的对比如表 3 所示.

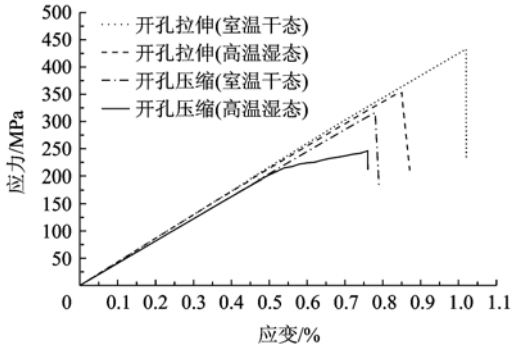


图 7　开孔层合板拉伸/压缩应力-应变曲线

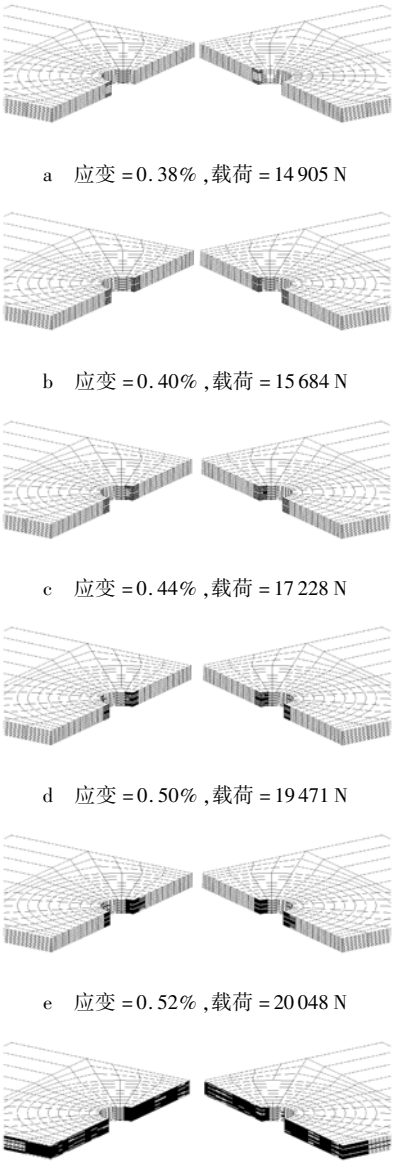
表 3　极限强度与试验结果对比

载荷类型	环境条件	预测值/MPa	试验值/MPa	相对误差/%
开孔拉伸	室温干态	433.0	410	5.61
	高温湿态	352.5	341	3.37
开孔压缩	室温干态	316.1	291	8.63
	高温湿态	245.9	241	2.03

根据对比结果可以看出,相对误差均在 10% 以内,预测强度与试验结果吻合良好,本文方法对不同湿热条件、不同载荷类型下的复合材料开孔层合板均能较好地预测其极限强度.

3.2　损伤扩展过程仿真

以高温湿态条件下复合材料开孔层合板压缩分析为例说明层合板的损伤扩展过程,如图 8 所示,为便于观察内部单元损伤,沿对称面剖分成左、右两部分;损伤萌生时出现单元失效的单层如图 9 所示(未出现损伤的单层未列出),层合板最终失效时各单层的损伤如图 10 所示.



a　应变 = 0.38%,载荷 = 14 905 N

b　应变 = 0.40%,载荷 = 15 684 N

c　应变 = 0.44%,载荷 = 17 228 N

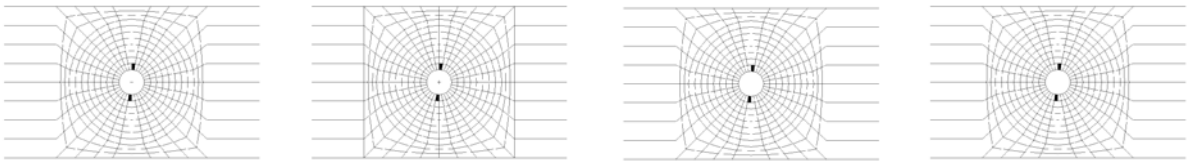
d　应变 = 0.50%,载荷 = 19 471 N

e　应变 = 0.52%,载荷 = 20 048 N

f　应变 = 0.76%,载荷 = 23 655 N

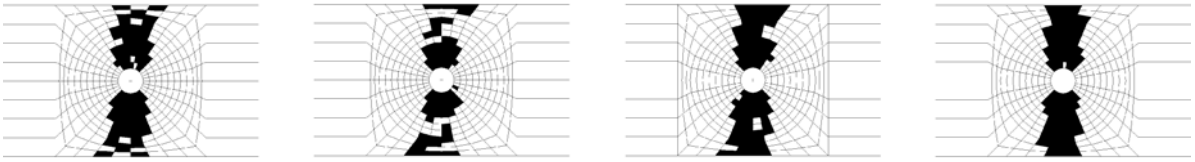
图 8　高温湿态开孔层合板压缩损伤扩展过程
(深色表示已经出现损伤的单元)

压缩应变为 0.38% 时,层合板中靠近外侧的 45°和 −45°铺层首先出现基体损伤,如图 8a 和图 9所示;随后,基体损伤扩展至层合板中所有 45°和 −45°铺层,如图 8b 所示,此时,压缩应变为 0.40%;压缩应变为 0.44% 时,层合板中 90°铺层出现基体损伤,如图 8c 所示;随着应变增加,层合板中损伤向 0°铺层扩展;压缩应变为 0.50% 时,层合板中 0°铺层出现纤维损伤,如图 8d 所示;压缩应变为 0.52% 时,层合板中损伤扩展至所有铺层,如图 8e 所示;然后,损伤由开孔处向边界呈扇形扩散,直至压缩应变为 0.76% 时,层合板中 −45°和 90°铺层的损伤贯穿整个截面,结构最终失效,如图 8f 和图 10 所示.



第 1 层(45°) 第 3 层(-45°) 第 14 层(-45°) 第 16 层(45°)

图 9 损伤萌生时各单层损伤情况(深色表示已经出现损伤的单元)



第 1 层(45°) 第 2 层(0°) 第 3 层(-45°) 第 4 层(90°)



第 5 层(45°) 第 6 层(0°) 第 7 层(-45°) 第 8 层(90°)

图 10 最终失效时各单层损伤情况(深色表示已经出现损伤的单元)

3.3 湿热效应

由图 7 和表 3 可知,不论拉伸或压缩,高温湿态条件下复合材料开孔层合板的极限强度均小于室温干态条件下的极限强度,极限应变的趋势亦如此,与试验现象表现一致.

复合材料开孔层合板损伤萌生时的应变和载荷如表 4 所示.

表 4 开孔层合板损伤萌生时的应变和载荷

载荷类型	条件	应变/%	载荷/N
开孔拉伸	室温干态	0.24	9995
	高温湿态	0.14	5830
开孔压缩	室温干态	0.54	21195
	高温湿态	0.38	14905

可以看出,不论拉伸或压缩,相比于室温干态条件,高温湿态条件下复合材料开孔层合板在较低的应变和载荷状态开始出现损伤.

究其原因,湿热环境的作用会导致复合材料本身的力学性能发生变化,随着温度的升高和树脂的吸湿,尤其是受基体控制的横向性能,如横向拉伸强度、横向压缩强度和剪切强度明显下降,进而导致层合板整体性能降低,损伤起始所需的载荷减小、时间提前.

4 结 论

1) 不同失效准则预测精度差别明显,对本文方法而言,针对湿/热/力耦合条件下复合材料开孔层合结构的损伤扩展仿真问题,强度预测值与实测值的对比表明:Hashin 准则可信度最高,最大应力准则次之,而 Hill 准则、Hoffman 准则和 Tsai-Wu 准则均存在较大误差. 分析表明:本文方法同时以 Hashin 准则、最大应力准则作为失效判据,既能准确判断损伤萌生状态、最终失效状态,又能准确预测极限载荷.

2) 本文方法预测的不同湿热条件、不同载荷类型下复合材料开孔层合板的极限强度与试验结果误差仅在 10% 以内,验证了该方法的准确性.

3) 本文方法完整地仿真了不同湿热条件、不同载荷类型下复合材料开孔层合板从损伤萌生、增长蔓延直至最终失效的损伤扩展过程.

4) 在温度和吸湿的共同作用下,相对于室温干态条件而言,复合材料开孔层合板损伤萌生的时间提前、所需载荷降低,极限强度和极限应变减小.

参考文献 (References)

[1] Frank Abdi, Levon Minnetyan. Development of GENOA progressive failure parallel processing software systems[R]. NASA/CR-1999-209404

[2] Mayes J S, Hansen A C. Composite laminate failure analysis using multicontinuum theory[J]. Composites Science and Technology, 2004, 64(3/4): 379 - 394

[3] Tay T E, Tan S H N, Tan V B C, et al. Damage progression by the element-failure method (EFM) and strain invariant failure theory (SIFT)[J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(6): 935 - 944

(下转第 393 页)

Luo Zudao, Pan Jihao. Axisymmetrical bending of shall-ow paraboloidal shell[J]. Acta Mechanica Sinica, 1963(3):200 – 218 (in Chinese)

[4] 孙博华. 抛物旋转扁壳的一般弯曲问题[J]. 力学学报, 1989, 21(2):245 – 249
Sun Bohua. The general bending problem of a shallow paraboloidal shell[J]. Acta Mechanica Sinica, 1989, 21(2):245 – 249 (in Chinese)

[5] Kayran A, Vinson J R, Ardic E S. A method for the calculation of natural frequencies of orthotropic axisymmetri-cally loaded shells of revolution[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1994, 116: 16 – 25

[6] 张志良, 程昌钧. 旋转薄壳转点频段的轴对称振动解[J]. 固体力学学报, 2006, 27(2):630 – 636
Zhang Zhiliang, Cheng Changjun. Turning-point solution for axisymmetric shell vibrations[J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2006, 27(2):630 – 636 (in Chinese)

[7] 陈星文, 张若京. 旋转薄壳自由振动中 3 类广义相关函数的求解[J]. 计算机辅助工程, 2008, 17(1):36 – 38
Chen Xingwen, Zhang Ruojing. Solution to three kinds of generalized related functions in free vibration of revolution shell[J]. Computer Aided Engineering, 2008, 17(1): 36 – 38 (in Chinese)

[8] 张志良, 程昌钧. 旋转薄壳振动耦合转点问题的一致有效解[J]. 中国科学 G 辑, 2009, 39(8):1116 – 1125
Zhang Zhiliang, Cheng Changjun. Uniformly valid solutions of the coupling turning-point problem in revolution shell vibration[J]. Science in China Series G, 2009, 39(8):1116 – 1125 (in Chinese)

[9] Al-Khatib O J, Buchanan G R. Free vibration of a paraboloidal shell of revolution including shear deformation and rotary inertia [J]. Thin-Walled Structures, 2010, 48(3):223 – 232

[10] Lin Y K, Lee F A. Vibrations of thin paraboloidal shells of revolution[J]. Journal of Applied Mechanics, 1960, 27(4):743 – 746

[11] Hoppmann W H, Cohen M I, Kunukkasseril V X. Elastic vibrations of paraboloidal shells of revolution[J]. Journal of the Acoustic Society of America, 1964, 36(2):349 – 353

[12] Glockner P G, Tawadros K Z. Experiments on free vibration of shells of revolution [J]. Experimental Mechanics, 1973, 13 (10):411 – 421

[13] Kang J H, Leissa A W. Free vibration analysis of complete paraboloidal shells of revolution with variable thickness and solid paraboloids from a three-dimensional theory[J]. Computers and Structures, 2005, 83:2594 – 2608

[14] Yue Honghao, Deng Zongquan, Tzou Hornsen. Distributed signal analysis of free-floating paraboloidal membrane shells[J]. Journal of Sound and Vibration, 2007, 304:625 – 639

[15] 曹富新. 简明弹性力学[M]. 沈阳:辽宁科学技术出版社, 1984:269 – 270
Cao Fuxin. Concise elasticity[M]. Shenyang: Liaoning Science and Technology Publishing House, 1984: 269 – 270 (in Chinese)

(编　辑:文丽芳)

(上接第 388 页)

[4] Laurin F, Carrère N, Maire J F. A multiscale progressive failure approach for composite laminates based on thermodynamical viscoelastic and damage models[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(1):198 – 209

[5] Liu P F, Zheng J Y. Progressive failure analysis of carbon fiber/epoxy composite laminates using continuum damage mechanics [J]. Materials Science and Engineering: A, 2008:485(1/2): 711 – 717

[6] Hühne C, Zerbst A K, Kuhlmann G, et al. Progressive damage analysis of composite bolted joints with liquid shim layers using constant and continuous degradation models [J]. Composite Structures, 2010, 92(2):189 – 200

[7] 王丹勇, 温卫东, 崔海涛. 含孔复合材料层合板静拉伸三维逐渐损伤分析[J]. 力学学报, 2005, 37(6): 788 – 795
Wang Danyong, Wen Weidong, Cui Haitao. Three-dimensional progressive damage analysis of composite laminates containing a hole subjected to tensile loading [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2005, 37(6): 788 – 795 (in Chinese)

[8] 崔海坡, 温卫东, 崔海涛. 含孔复合材料层合板在压缩载荷下的三维逐渐损伤[J]. 机械工程学报, 2006, 42(8): 89 – 95
Cui Haipo, Wen Weidong, Cui Haitao. Three-dimensional progressive damage of laminated composites with a hole under compressive loading [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(8): 89 – 95 (in Chinese)

[9] 鲁国富, 刘勇, 张呈林. 含孔复合材料层合板轴向拉伸三维有限元渐进失效分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(1): 41 – 47
Lu Guofu, Liu Yong, Zhang Chenglin. Three-dimensional finite element progressive failure analysis of composite laminates containing a hole under axial extension[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(1): 41 – 47 (in Chinese)

[10] 孙立, 许希武, 徐焜. 含脱粘损伤的复合材料加筋板压缩破坏渐进损伤数值分析[J]. 材料科学与工程学报, 2009, 27(5): 740 – 744
Sun Li, Xu Xiwu, Xu Kun. Progressive damage analysis of stiffened composite panels with debonding damage under compressive load [J]. Journal of Materials Science & Engineering, 2009, 27(5): 740 – 744 (in Chinese)

[11] 王跃全, 童明波, 朱书华. 三维复合材料层合板渐进损伤非线性分析模型[J]. 复合材料学报, 2009, 26(5): 159 – 166
Wang Yuequan, Tong Mingbo, Zhu Shuhua. 3D nonlinear progressive damage analysis model for composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 26(5): 159 – 166 (in Chinese)

[12] Liu P F, Zheng J Y. Recent developments on damage modeling and finite element analysis for composite laminates: a review [J]. Materials and Design, 2010, 31(8): 3825 – 3834

[13] Lian W, Yao W. Fatigue life prediction of composite laminates by FEA simulation method [J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(1):123 – 133

(编　辑:李　晶)