含分层损伤复合材料层合结构在弯曲载荷作用下的屈曲问题研究

陈金龙^{①②*}, 宫文然^{①③}, 李峰^①^① 天津大学力学系, 天津 300072;^② 天津市现代工程力学重点实验室, 天津 300072;^③ 北京强度环境研究所可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100076

* E-mail: jlchen66@tju.edu.cn

收稿日期: 2014-12-08; 接受日期: 2015-01-12

国家自然科学基金(批准号: 11472187)和国家重点基础研究发展计划(编号: 2014CB046805)资助项目

摘要 由于制造缺陷和服役过程中的外物冲击, 分层损伤是广泛存在于复合材料层合结构中的一种缺陷形式. 本文研究含圆形分层损伤碳纤维增强型层合结构在四点弯曲载荷作用下的屈曲力学行为. 用三维数字图像相关技术获取屈曲表面的变形场和应变场, 并以 3 自由度的利兹法为基础建立反映含分层损伤层合结构在弯曲载荷作用下屈曲力学行为的一维理论模型. 最后, 用实验得出的屈曲临界载荷值验证理论模型计算出的屈曲临界载荷值, 并得出结论: 本文提出的计算分层屈曲临界载荷的简便方法, 可以用于屈曲临界载荷的初步估算.

关键词分层损伤
碳纤维增强层合结构
屈曲行为
三维数字图像相关
四点弯曲

1 引言

由于碳纤维增强复合材料(carbon fiber reinforced plastic, CFRP)具有轻质高强, 耐疲劳性好, 有效吸收冲击载荷等优点, 广泛应用于航空航天领域. 由于 CFRP 层合结构在装配、修理过程中由于工器具跌落碰撞, 在使用过程中受到外物的冲击(大多数冲击为低速冲击), 容易产生层合板表面不易观察但存在于层合结构内部的大量分层损伤. 这种分层损伤, 不易发现且出现概率较高, 使结构在低载荷下发生失稳, 随之发生分层损伤扩展, 同时伴随着其他形式的破坏, 致使结构提前发生整体失稳和破坏.

但在现实的受力情况中, 纯粹的压缩状态出现的情况远远低于由弯曲引起的压缩状态. 然而, 对于复合材料层合结构在弯曲载荷作用下的屈曲和后屈曲力学行为研究还不是很广泛. 有以下学者进行了研究: Kardomateas^[1]用一维理论模型研究含贯通分层复合材料板在纯弯曲作用下的屈曲临界弯矩. Wang 和 Shenoi^[2]用改进的一维理论模型研究含浅埋分层复合材料曲梁在弯曲载荷作用下的分层扩展情况, 并得出结论: 梁的初始弯曲弧度和分层的弧度对分层扩展有很大的影响. Shan 和 Pelegri^[3]采用了包含断裂行为的理论模型, 研究含内埋缺陷的复合材料悬臂梁. 他们还使用有限单元模拟分层区域所受载荷

引用格式: 陈金龙, 宫文然, 李峰. 含分层损伤复合材料层合结构在弯曲载荷作用下的屈曲问题研究. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 464–470
Chen J L, Gong W R, Li F. Buckling behaviour of delaminated composite panels under four-point bending (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 464–470, doi: 10.1360/N092014-00432

非对称性的影响. 他们得出结论: 在弯曲载荷下, 分层扩展模式为 II 裂纹的扩展模式. Murphy 和 Nichols^[4] 用一维理论模型研究复合材料悬臂梁在弯曲载荷作用下的分层屈曲临界弯矩, 其结果通过实验进行验证. Kinawy 等人^[5] 研究分层子板很薄的复合材料梁在纯弯曲作用下的屈曲行为, 并给出了分层屈曲临界载荷的下界. Kinawy 等人^[6] 改进了他们之前的模型, 使新的模型可以研究分层扩展情况, 但仍然只能解决贯通型分层扩展的情况. 得出结论: 分层扩展由层间剪力引起.

近年来对复合材料结构屈曲的实验研究也比较多. Kutlu 和 Chang^[7] 研究材料为 T300/976 的含分层损伤复合材料层合结构在面内压缩载荷作用下的实验研究. 其中, 分层缺陷为单个或更多的贯通型缺陷. 并用应变片纪录实验整个过程的应变变化, 从而绘制应力-应变曲线. Gdoutos 等人^[8] 进行了泡沫夹芯梁在三点弯曲和四点弯曲加载方式下, 面板的屈曲失效问题. 实验采用位移传感器来测量面板的离面位移. Aviles 和 Carlsson^[9] 也用试验方法研究含脱粘缺陷泡沫夹芯板在面内压缩载荷作用下的屈曲行为, 脱粘缺陷为内埋型缺陷, 形状为方形和圆形. 用位移传感器来测量蒙皮的离面位移, 并用投影云纹法测量屈曲的形貌. Butler 等人^[10] 用高速数字图像相关系统对含分层复合材料层合板在面内压缩载荷作用下的分层屈曲进行研究, 遗憾的是, 他们只给出了离面位移场云图, 并没有给出离面位移具体值. Kinawy 等人^[6] 对含贯通分层损伤复合材料层合板在四点弯曲作用下的屈曲行为进行研究. 采用在分层子板表面贴应变片的方法, 来测量分层子板离面位移, 从而绘制力-位移曲线. 综上所述, 在复合材料层合结构分层屈曲的实验研究方面, 多用传统的电测法, 测量位移和应变. 这种方法的缺点只能获得测定材料表面某一点的变形值, 并且对于应变梯度大的应力场测量误差较大.

本文首先以 3 自由度的利兹法为基础建立反映含分层损伤层合结构在弯曲载荷作用下屈曲力学行为的一维理论模型. 然后, 采用能测量分层子板全场变形的三维数字图像相关方法, 对含分层损伤复合材料层合结构的屈曲行为进行研究. 最后, 通过实验结果验证由理论模型计算出的屈曲临界载荷值的准确性, 从而得出一种有效计算屈曲临界载荷的简易方法.

图 1 弯曲载荷下含分层损伤复合材料梁示意

2 理论模型的建立

图 1 为弯曲载荷下含分层损伤复合材料梁坐标和各变量示意图. 此模型的基本假设: 1) 假设复合材料梁为正交各向异性材料; 2) 假设屈曲发生时, 屈曲最高点位移为 Q_1 ; 3) 假设梁端部转角为 Q_2 ; 4) 假设分层损伤部分由于屈曲行为而引起的 Part I/II 部分的轴向位移, 记做 Q_3 ; 5) 梁 Part I, II, III 的弯曲刚度分别记做: EI_1, EI_2, EI_3 .

假设 Part I ($-l/2 \leq x \leq l/2$) 的挠度表达式为

$$w_1 = \frac{Q_1}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi(x+L/2)}{l} \right) + Q_2(x+L/2)(L/2-x)/L; \quad (1)$$

Part II ($-l/2 \leq x \leq l/2$) 的挠度表达式为

$$w_2 = Q_2(x+L/2)(L/2-x)/L; \quad (2)$$

Part III ($-L/2 \leq x \leq -l/2$ 和 $l/2 \leq x \leq L/2$) 的挠度表达式为

$$w_3 = Q_3(x+L/2)(L/2-x)/L. \quad (3)$$

则系统的弯曲应变能表达式为

$$\begin{aligned} U_B &= \frac{1}{2} EI_1 \int_{-l/2}^{l/2} \left(\frac{d^2 w_1}{dx^2} \right)^2 dx \\ &+ \frac{1}{2} EI_2 \int_{-l/2}^{l/2} \left(\frac{d^2 w_2}{dx^2} \right)^2 dx + EI_3 \int_{-L/2}^{-l/2} \left(\frac{d^2 w_3}{dx^2} \right)^2 dx \\ &+ EI_3 \int_{l/2}^{L/2} \left(\frac{d^2 w_3}{dx^2} \right)^2 dx \\ &= \frac{EI_1 (L^2 \pi^4 Q_1^2 + 2l^4 Q_2^2)}{L^2 l^3} + \frac{2EI_2 Q_2^2}{L^2} + \frac{4EI_3 Q_3^2 (L-l)}{L^2}. \end{aligned} \quad (4)$$

Part I 的轴向位移, 记做 δ_1 , 其表达式为

$$\delta_1 = Q_3 - \frac{1}{2} \int_{-l/2}^{l/2} \left(\frac{dw_1}{dx} \right)^2 dx - TQ_2; \quad (5)$$

Part II 的轴向位移, 记做 δ_2 , 其表达式为

$$\delta_2 = Q_3 - \frac{1}{2} \int_{-l/2}^{l/2} \left(\frac{dw_2}{dx} \right)^2 dx + tQ_2; \quad (6)$$

Part III 的轴向位移, 记做 δ_3 , 其表达式为

$$\delta_3 = \int_{-L/2}^{L/2} \left(\frac{dw_3}{dx} \right)^2 dx. \quad (7)$$

假设应变沿长度 L 方向均匀分布, 则系统总的伸缩能 U_s 为:

$$U_s = \frac{1}{2l} Et \delta_1^2 + \frac{1}{2l} ET \delta_2^2 + \frac{1}{2(L-l)} E(T+t) \delta_3^2, \quad (8)$$

所以, 系统的总能量 U 的表达式为

$$U = U_B + U_s - 2MQ_2. \quad (9)$$

至此, 得到有 3 个未知量的能量函数 $U(Q_1, Q_2, Q_3, M)$, 首先求解偏微分方程 $\partial U / \partial Q_3 = 0$, 得到用 Q_1 和 Q_2 表示的 Q_3 的表达式, 并把 Q_3 的表达式代入 U 中, 则 U 只有 2 个未知量, $\partial U / \partial Q_1 = 0$ 和 $\partial U / \partial Q_2 = 0$ 两个方程组联立, 得出 Q_1 和 Q_2 关于 M 的表达式. 因为, Q_1 为屈曲最高点位移, 在临界状态 $Q_1=0$ 时, 由 Q_1 的表达式可得出屈曲失稳的临界载荷.

经过数学软件 Maple18.0 的计算, 得到的 $U(Q_1, Q_2, M)$ 的表达式为

$$\begin{aligned} U = & \frac{1}{288l^3L^4(T+t)} (4E(T+t)^2Q_2^4(L^5l^3 + L^4l^4 + L^3l^5) \\ & - 4E(T+t)^2Q_2^4(L^2l^6 + Ll^7 + l^8) + 9E\pi^4L^4TlQ_1^4 \\ & + 72E\pi^2L^3l^2TlQ_1^3Q_2 + 288\pi^4ElL^4(T+t)Q_1^2 \\ & + 576E(T+t)Q_2^2(L^2l^4(I_1 + I_2 - 2I_3) + 2I_3L^3l^3) \\ & + 288\pi^4ElL^4(T+t)Q_1^2 + 144ETl^2L^4(T+t)^2Q_2^2 \\ & + 144ETlL^4Q_1^2Q_2^2 + 288ETlL^3l^3(T+t)Q_1Q_2^2 \\ & + 72ETl(T+t)\pi^2L^4Q_1^2Q_2 - 576M(T+t)l^3L^4Q_2), \quad (10) \end{aligned}$$

其中, $E = E_3 / (1 - \nu_{13}\nu_{31})$.

3 实验部分

3.1 三维数字图像相关方法基本原理

三维数字图像相关方法基于立体视觉原理, 确定测量区域中每个子区的中心点变形前和变形后的三维坐标, 变形前后空间坐标之差即为所求三维位移. 图 2 为双相机立体视觉原理示意图. 图中, 待测物点 P 分别成像于左相机焦平面上的 P_1 和右相机焦平面上的 P_2 . O_1 和 O_2 分别为左右相机的光心. 根据小孔成像原理, 用标定靶对 2 个相机位置进行标定, 获取相机的固有参数和非固有参数. 所谓固有参数是根据小孔成像原理对相机图像的描述, 其参数分别为焦距 f , 主点 C 的位置, 径向畸变量. 非固有参数, 即在标定靶所在坐标系中相机的位置参数, 包括平动参数和转动参数. 根据所获取的 2 个相机的内外参数, 确定待测物点 P 分别在左右相机焦平面的位置, 即 P_1 和 P_2 的位置坐标. 由于 P 点位于 O_1P_1 和 O_2P_2 的延长线的交点上, P 点位置可以根据 P_1 和 P_2 的位置确定. 对待测物体表面中的多个点重复上述过程, 可以得到若干个空间点坐标, 从而用这些空间点坐标直接构成或经曲面拟合后构成三维形貌.

3.2 试件的制备

实验所采用的原材料为预浸单向碳纤维增强复合材料, 此材料购于 Umeco 公司, 产品型号为 MTM57/T700. 其中, 增强材料为 T-700 碳纤维, 树脂所占的材料质量百分比为 38%. 本实验所制层合

图 2 双相机立体视觉系统示意图

板采用铺层顺序为 $[0/90/0/90/0/90/0/90/0/90/0]$ 的对称铺层方式, 其中“/”所在位置为人工缺陷在厚度方向上的位置, 且 0° 铺层中铺层纤维方向与层合板径向方向重合. 人工缺陷采用 PTFE 材料制成, 把圆形的 PTFE 放置于一、二层中央位置, 制成含人工分层的预浸碳纤维增强层合结构, 此层合结构的尺寸为 $280\text{ mm} \times 30\text{ mm}$. 随后把已经按顺序层铺好的预浸碳纤维增强层合结构加压(3 bar)并进行固化. 其固化过程中的温度控制分为三个阶段: 第一阶段升温阶段, 以 $2^\circ\text{C}/\text{min}$ 的速度使温度上升至 120°C . 第二阶段恒温阶段, 让温度保持在 120°C , 此阶段持续时间为 90 min, 为了使树脂充分浸渍碳纤维. 第三阶段为降温阶段, 为了使层合结构充分固化, 使温度自然缓慢的降至常温后释放压力. 固化后的 CFRP 层合板的名义厚度为 2.6 mm. 对固化后的层合板进行边缘修剪, 试件的最终尺寸为 $260\text{ mm} \times 25\text{ mm}$. 在试件测量表面喷涂黑白漆做为人工散斑场, 加工完成的试件如图 3 所示.

3.3 实验装置和方法

图 4 为四点弯曲实验装置图. 可调节间距的上下夹具分别固定在伺服液压试验机(Instron 8501)上, 此试验机的最大载荷力为 100 KN. 试件内分层损伤的中心点位于上下夹具的中心点处. 试件表面变形采用 3D 数字图像相关测试系统(Q400, Dantec Dynamics, Germany)进行测量, 此系统由 2 个 CCD 相机, 光源, 图像卡和计算机组成. 其中 2 个高分辨率 CCD 相机用于对试件测量表面进行图像采集, CCD 相机的分辨率为 $1624 \times 1234\text{ pixels}$, 相机镜头的焦距为 11 cm, 图像的分辨率为 $3.2\text{ pixels}/\text{mm}$. 本实验采用位移加载方式, 加载速率为 $0.1\text{ mm}/\text{min}$. 在进行测试之前, 首先应对数字图像相关系统进行标定, 本文采用 $30\text{ mm} \times 30\text{ mm}$ 棋盘格标定靶(此标定靶来自 Dantec Dynamics 公司)进行系统标定, 因为试件测量区域(area of interest, AOI)大小为 $50\text{ mm} \times 25\text{ mm}$, 选择的

图 3 喷漆后的 CFRP 试件

图 4 四点弯曲实验装置图

标定靶尺寸应与测量区域尺寸接近, 经过选择和测量误差的比较, 选择的棋盘格标定靶尺寸为 30 mm . 图像采集和图像处理使用 Istra4D 软件(Dantec Dynamic), 图像采集频率为 $30\text{ s}/\text{幅}$. 本文数字图像相关运算所选择的子区大小为 $15 \times 15\text{ pixels}$.

4 结果与讨论

4.1 实验结果

本文采用半径分别为 5, 6, 7 mm 的含圆形人工分层损伤试件进行研究. 首先研究分层半径为 6 mm 的情况. 图 5 为分层子板表面中心点的力-位移曲线, 图中的位移为消除刚体位移后的离面位移.

由图 5 可知, CFRP 层合板的破坏过程可分为如下几个阶段. 1) 在 A 点之前, 在弯曲载荷作用下, 层合板作为一个整体向下弯曲. 2) 从 A 点到 B 点, 分层子板与基板变形方向相反, 表现为出现分层屈曲现象, 分层屈曲的临界载荷为 18 Nm . 3) 在 D 点之前, 分层损伤为稳定扩展, 即随着载荷的不断增加, 分层损伤面积不断扩大. 当达到 D 点之后, 分层损伤扩展变为不稳定扩展, 即随着分层损伤面积的增加, 分层子板中心点位移的增加, 层合板的承载力下降. 图中 C 点为不连续点, 其

图5 含半径为 6 mm 圆形分层损伤 CFRP 层合板中心点力-位移曲线

出现是由于沿纤维方向基裂纹的产生而引起的。虽然沿纤维方向的基裂纹不会引起整个结构的破坏,但是会造成材料刚度的下降,然后促使更严重的破坏形式出现,例如分层损伤和纤维断裂。

为了描述分层损伤过程,图 6 为在加载过程中,特定载荷值的离面位移场。其中,从图 6 可知,当载荷为 26 Nm 时,基裂纹产生。当载荷到达试件承受的最大载荷时,屈曲面两侧均产生基裂纹。当外载荷为图 5 中 I 点时,从图 6 可以看出,屈曲的离面位移突然增大到 1 mm。

图 7 为分层半径分别为 5, 6, 7 mm 的层合板试件在屈曲发生时刻的离面位移图。当分层半径为 7 mm 时,如图 7 所示,分层屈曲发生时,试件表面并没有基裂纹产生,其分层扩展路径和破坏模式与分层半径为 6 mm 的试件一致。当分层半径为 5 mm 时,在分层屈曲发生时,同时出现基体开裂现象,如图 7 中 $r=5$ mm 的试件中出现的 2 条基裂纹,导致新的分层损伤出现,并使得分层损伤进一步沿层合板径向方向扩展。当屈曲出现瞬间并没有基体开裂现象时,如 $r=6$ 或 7 mm 的情况,分层子板初始的屈曲幅度不大,并且分层扩展缓慢,表现为稳定分层扩展,使得层合板在较长的时间内达到最大承载力。当基体开裂伴随分层屈曲现象出现时,分层子板的屈曲幅度较大,分层扩展迅速,表现为不稳定分层扩展,说明一旦这种现象出现,将导致层合板迅速破坏。

4.2 理论公式求解屈曲临界载荷

实验中所使用 CFRP 的材料属性如下: $E_{13}=10400$ MPa, $\nu_{13}=0.38$ 。分层子板的厚度 $t=0.24$ mm,基板的厚度 $T=2.36$, $L=80$ mm, l 的长度分别为 10, 12, 14 mm。

表 1 为分层损伤半径分别为 5, 6, 7 mm 的 CFRP 层合板分层屈曲临界载荷值。从表 1 可知,与实验值相比,理论值偏小。其主要原因是人工分层缺陷位置

图6 (网络版彩图)不同载荷下含半径为 6 mm 圆形分层损伤 CFRP 层合板排除刚体位移后的离面位移场

图 7 (网络版彩图)分层半径不同 CFRP 层合板屈曲发生临界时刻的排除刚体位移的离面位移图

处的残存粘性,致使分层屈曲行为发生滞后,从而使分层屈曲临界载荷的实验值偏大.

表 1 含不同分层损伤半径层合板分层屈曲临界载荷值

分层半径 $R(\text{mm})$	实验值(Nm)	理论值(Nm)
7	10	8.4
6	18	15.6
5	38	34.2

5 总结

本文研究含圆形分层损伤 CFRP 层合结构在弯曲载荷作用下的屈曲力学行为. 并采用三维数字图像相关测试系统获取屈曲形貌和反映全场信息的位移图和应变图,从而加深对含分层损伤 CFRP 层合结构破坏过程和破坏机制的理解. 此外,本文还提出了一种计算分层屈曲临界载荷的简便方法,此方法可以用于屈曲临界载荷的初步估算.

参考文献

1 Kardomateas G A. Snap buckling of delaminated composites under pure bending. Compos Sci Technol, 1990, 39: 63–74

2 Wang W, Sheno R A. Delamination modelling of a curved composite beam subjected to an opening bending moment. J Strain Anal, 2003, 38: 453–457

3 Shan B, Pelegri A. Assessment of the fracture behavior of an asymmetrically loaded cantilever composite structure. J Eng Mater Technol. 2003, 125: 353–360

4 Murphy K D, Nichols J M. A low-dimensional model for delamination in composite structures: Theory and experiment. Int J Nonlin Mech, 2008, 45: 13–18

5 Kinawy M, Butler R, Hunt G W. Buckling and postbuckling of a delaminated composite beam in bending. AIAA J, 2011, 49: 670–672

6 Kinawy M, Butler R, Hunt G W. Bending strength of delaminated aerospace composites. Phil Trans R Soc A, 2012, 370: 1780–1797

7 Kutlu Z and Chang F K. Composite panels containing multiple through-the-width delaminations and subjected to compression. Part II: experiments & verification. Comp Struct, 1995, 31: 297–314

8 Gdoutos E E, Daniel I M, Wang K A. Compression facing wrinkling of composite sandwich structures. Mech Mater, 2003, 35: 511–522

9 Aviles F, Carlsson L A. Experimental study of debonded sandwich panels under compressive loading. J Sandw Struct Mater, 2006, 8: 7–31

10 Butler B R, Rhead A T, Liu W L, et al. Compressive strength of delaminated aerospace composites. Phil Trans R Soc A, 2012, 370: 1759–1779

Buckling behaviour of delaminated composite panels under four-point bending

CHEN JinLong^{1,2}, GONG WenRan^{1,3} & LI Feng¹

¹ *Department of Mechanics, Tianjin University, Tianjin 300072, China;*

² *Tianjin Key laboratory of Modern Engineering Mechanics, Tianjin 300072, China;*

³ *Science and Technology on Reliability and Environment Engineering Laboratory, Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China*

Delamination is the most common form of damage introduced to a laminated composite by manufacturing defects or an impact. This paper reports an investigation of the buckling behaviour of delaminated composites under pure bending. 3D digital image correlation was used to measure the evolution of the deformation of the laminate during bending to structural failure and the resulting full-field displacement maps. Based on the three-degree freedom nonlinear Rayleigh-Ritz formulation, one-dimension analytical model for the buckling behaviour of a delaminated composite laminates under pure bending was presented. Finally, the critical buckling load calculated by analytical model was validated by the experimental result and we can draw a conclusion that the one-dimension analytical model can be used to evaluate the critical buckling load of delaminated composite laminates under pure bending.

delamination, CFRP composite laminates, buckling behaviour, 3D-DIC, four-point bending

doi: 10.1360/N092014-00432