

重合网格法在复合材料分层问题中的应用

范学领^{1,2} 孙 秦¹ 菊池正纪²

(1 西北工业大学航空学院,西安 710072)

(2 东京理科大学理工学部,日本千叶 278 - 8510)

文 摘 使用重合网格法(S - FEM)分析了混合模态下 CFRP层合板分层问题。首先将虚裂纹闭合技术集成到 S - FEM 程序中,求解了复合材料分层尖端处的应变能释放率。然后把重合网格法数值结果与基于梁理论的计算结果及实验数据进行了比较。结果表明,对于单方向及多方向 CFRP复合材料层合板,重合网格法都能够得到更精确的数值,是一种有效的计算复合材料裂纹尖端应变能释放率的方法。

关键词 重合网格技术,应变能释放率,虚裂纹闭合技术,分层

Mixed-Mode Delamination Analysis of CFRP by Using Element Overlap Technique

Fan Xueling^{1,2} Sun Qin¹ Masanori Kikuchi²

(1 School of Aeronautics, Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072)

(2 Faculty of Science and Engineering, Tokyo University of Science, Japan 278 - 8510)

Abstract An accurate analytical methodology to obtain strain energy release rate (SERR) along the delamination front was presented. This was achieved by using an element overlay method (S - FEM) combining a numerical integration of the virtual crack closure-integral technique (VCCT). VCCT was incorporated with S - FEM code to generate SERR curves for the analytical case. The interfacial fracture energy can be obtained accurately based on the presented method. The results were compared with the experiments data and general FEM results. It is shown that the values agree well with the experiments results for both of unidirectional and multidirectional CFRP laminates.

Key words Element overlap technique, Strain energy release rate (SERR), Virtual crack closure-integral technique (VCCT), Delamination

1 引言

分层现象作为复合材料使用中最常见的一种失效形式受到了广泛的关注和研究。首先,研究复合材料分层是有效的描述各种工程中正在及将要使用的新型材料抵抗裂纹扩展的能力的需要;其次,评估分析复合材料的损伤容限需要使用断裂力学等方法来定量评估结构缺陷的危害性。当前还没有某种被广泛接受的失效准则来描述各种复合材料在混合模态下的断裂及扩展行为,因此在数值及试验方法上对混合模态下的复合材料分层问题进行研究有较强的工程意义^[1~4]。复合材料分层通常表现为相邻两铺层间延伸和扩展,类似于断裂力学中的裂纹扩展问

题。因此常把复合材料在混合模态下的分层扩展看作拉伸和剪切模态共同作用下的裂纹扩展,并利用断裂力学中的能量释放率的观点建立裂纹失效及扩展准则,分析复合材料分层现象。在分析复合材料分层问题时,由于受到界面的影响,不同界面间的裂纹会呈现出与各向同性材料所不同的扩展路径,有着更为复杂的破坏过程。相对于大多数金属材料来说,复合材料分层扩展参数对于应变能释放率的计算精度要敏感的多(通常比金属材料要高一个数量级左右)^[5~6],因此精确的求解裂纹尖端的应变能释放率是准确分析和预测复合材料分层扩展路径的基础。研究表明^[7~8],用重合网格法(S - FEM)分析各向同

收稿日期:2008 - 05 - 26;修回日期:2008 - 07 - 09

基金项目:国家留学基金资助 - 留金出(2007)3020

作者简介:范学领,1979年出生,中日联合博士研究生,主要研究飞行器设计及复合材料界面力学。E-mail: fanxuelingpu@hotmail.com

性材料断裂问题可以得到较高的精度,但是该方法在分析复合材料分层问题上的适用性还未得到验证。考虑到复合材料的各向异性以及对裂纹尖端应变能释放率计算精度要求更高的特点,本文利用 S - FEM 方法求解了单方向及多方向复合材料分层裂纹尖端应变能释放率,并与实验数据及基于梁理论的计算结果进行了比较,验证了该方法在分析复合材料分层问题的有效性。

2 S - FEM 方法

在 S - FEM 方法^[7-8]中,使用相对较粗的网格来描述整体求解域^G,在裂纹、自由边等需要精细划分网格的高应力区域叠加局部网格^L(图 1)。只需在局部网格中对裂纹进行建模,就能够提高裂纹尖端应变能释放率的计算精度,并且当裂纹位于复杂形状的结构中时可以大大减少建模的工作量。

整体域和局部域上位移函数分别定义为:

$$u_i(X) = \begin{cases} u_i^G(X) & X \in \Omega^G \\ u_i^G(X) + u_i^L(X) & X \in \Omega^L \end{cases} \quad (1)$$

则位移场的变分可以描述为:

$$\delta u_i(X) = \begin{cases} \delta u_i^G(X) & X \in \Omega^G \\ \delta u_i^G(X) + \delta u_i^L(X) & X \in \Omega^L \end{cases} \quad (2)$$

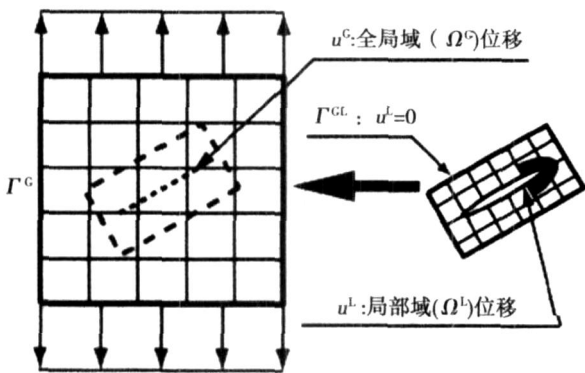


图 1 S - FEM 分析裂纹问题示意图

Fig 1 Sketch of crack problem solved by S - FEM

为了保证在整体域与局部域的交界处^{GL}位移具有连续性,定义^L $u_i(X)$ 及其变分在局部域边界^{GL}上取值为零。因此,所假定的位移场满足^C⁰连续性要求。

对应的虚功原理表达式为:

$$\int_G u_{i,j} D_{ijk}^e u_{k,l} d^G = \int_G u_i \bar{t}_i d^G + \int_{Crack} u_i \bar{t}_i^{Crack} d^{Crack} \quad (3)$$

把(1)式、(2)式,代入虚功原理(3)式即得到 S - FEM 的表达式:

$$\int_G u_{i,j} D_{ijk}^e u_{k,l} d^G + \int_L u_{i,j} D_{ijk}^e u_{k,l} d^L = \int_G u_i \bar{t}_i d^G + \int_{Crack} u_i \bar{t}_i^{Crack} d^{Crack} + \int_G u_i b_i d^G \quad (4)$$

$$\int_L u_{i,j} D_{ijk}^e u_{k,l} d^L + \int_L u_i \bar{t}_i^{Crack} d^{Crack} + \int_L u_i b_i d^L = \quad (5)$$

式中, D_{ijk}^e 是 Hooke 定律四阶张量形式, \bar{t}_i 是作用力边界^G Γ 上的拉力, \bar{t}_i^{Crack} 是裂纹表面^{Crack} Γ 的表面力, b_i 是结构所受到的体积力。通过上面两式,整体域和局部域的虚位移得到解耦。

把(4)、(5)式整理为矩阵形式,得到 S - FEM 方法的有限元模型的刚度矩阵表达式:

$$\begin{bmatrix} K^{GG} & K^{GL} \\ K^{LG} & K^{LL} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u^G \\ u^L \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} t^G \\ t^L \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} 0 \\ t^{Crack} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} b^G \\ b^L \end{Bmatrix} \quad (6)$$

其中, $\{u^G\}$ 和 $\{u^L\}$ 分别是整体域模型和局部域模型下的未知节点位移向量; $\{K^{GG}\}$ 和 $\{K^{LL}\}$ 分别为整体域及局部域刚度矩阵; $\{K^{GL}\}$ 和 $\{K^{LG}\}$ 是整体域与局部域之间的耦合矩阵,由前面推导过程可以看出两者互为对称矩阵。

3 混合模态试验

目前用于分析混合模态下的复合材料分层问题最常见的试验方法是 Reeder^[9]所设计的混合模态弯曲试验(MMB)。MMB 试验(图 2)通过把 Mode I 的双悬臂梁试验和 Mode II 的端部切口弯曲试验结合到一个试验中,使得施加的载荷经过杠杆同时产生拉伸模态和剪切模态来实现两种模态的共同作用。该试验由于操作简单,而且在较大范围混合模态比下都具有较高的精度而得到广泛应用,并被作为标准收录于 ASTM。本文亦采用 MMB 试验分析 CFRP 层合板在混合模态下的分层行为,并把试验结果与 S - FEM 有限元分析结果相比较来验证程序的有效性。

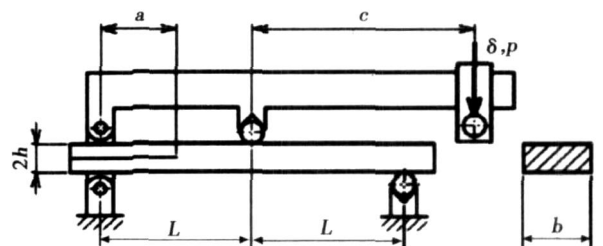


图 2 混合模态弯曲试验示意图

Fig 2 Sketch of MMB delamination test

在 MMB 试验中,基于梁理论的总应变能释放率及其分量的计算公式为^[9]:

$$G = \frac{12p^2(3l-L)^2}{4B^2H^3L^2E_L} \times (a+h)^2 \quad (7)$$

$$G = \frac{9p^2(L+L)^2}{16B^2H^3L^2E_L} \times (a+0.42h)^2 \quad (8)$$

$$G = G + G \quad (9)$$

4 数值分析

把数值结果与单方向和多方向 CFRP 层合板试验数据进行了比较。试验所用单方向层合板强化纤维采用日本东邦 HTA-1200, 基体树脂为东邦 113[#], 纤维的体积分数为 67.2%, 铺层为 [0]₁₂; 多方向层合板强化纤维采用东邦 T400, 基体树脂为东邦 2500[#], 纤维的体积分数为 64%, 铺层顺序为 [(0/90)₆]。初始分层位置均设在厚度方向中间位置。两种层合板弹性常数如表 1 所示。

表 1 复合材料层合板弹性常数

Tab 1 Elastic modulus of CFRP laminated

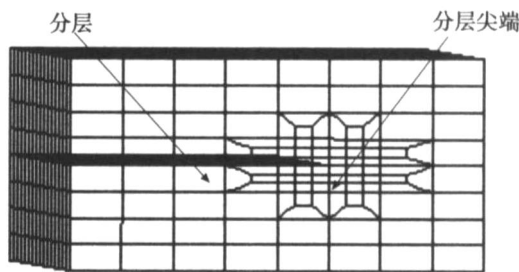
类型	沿纤维方向 / GPa	垂直纤维方向 / GPa	面内泊松比	面内剪切 / GPa
单方向 (UD)	134	9.46	0.31	3.57
多方向 (MD)	74.1	74.1	0.054	4.27

用 FAST 建立了混合模态弯曲试验的三维有限元模型, 在分层尖端应力集中处划分局部域网格, 如图 3(a) 所示。试件尺寸 (图 2) 为 $a = 35 \text{ mm}$, $L = 80 \text{ mm}$, $b = 25 \text{ mm}$, $2h = 3 \text{ mm}$ 。在 S-FEM 方法使用改进的虚裂纹闭合方法 (VCCT)^[10] 来求解裂纹尖端的应变能释放率。当采用二十节点单元对三维实体建模时, S-FEM 中计算裂纹尖端能量释放率时用到裂纹尖端三个单元的节点应力及节点位移, 如图 3(b) 所示, 有限元计算公式为:

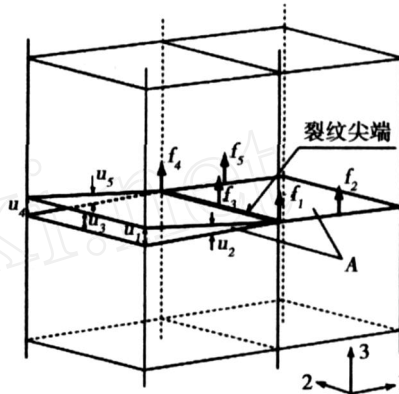
$$G = \frac{1}{2A_{i=1}} u_i^3 f_i^3 \quad G = \frac{1}{2A_{i=1}} u_i^1 f_i^1 \quad G = \frac{1}{2A_{i=1}} u_i^2 f_i^2 \quad (10)$$

式中位移是裂纹尖端后侧上下面对应节点位移之差。从图 3 可以看出 VCCT 方法使用裂纹尖端处三个单元所对应的节点应力和节点位移之差来计算应变能释放率。因此在普通有限元分析中为了得到精确的计算结果, 网格的划分必须足够细。从 (1) 式可以得出结论: 在 S-FEM 方法中计算裂纹尖端应变能释放率只需用到局部域网格对应的位移结果。而局部域网格划分相对全局域来说是相对独立的, 因此可以在基本不影响计算效率的情况下把局部域单元

尺寸划分得足够小。所以 S-FEM 方法可以在保证计算效率的情况下大大提高数值计算精度, 这点在多方向复合材料分析中应变能释放率的求解来说是尤其重要的。



(a) 局部域网格划分

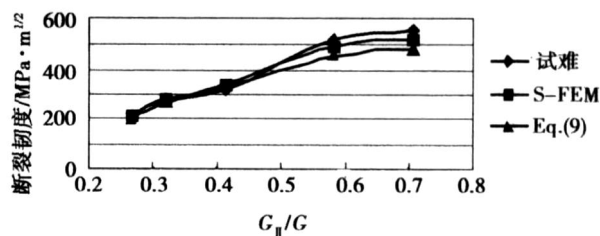


(b) VCCT 方法使用到单元处应力及位移场

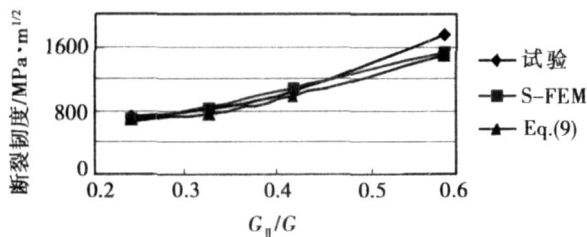
图 3 虚裂纹闭合技术计算应变能释放率的三维示意图

Fig 3 3D view of elements by use of VCCT

通过改变加载位置 (即改变图 2 中 c 值) 可以得到不同混合模态比 (G_{II}/G)。试验对单方向层合板在 0.2 ~ 0.8 的范围内选取了五个不同的混合模态比, 而对于多向层合板则在 0.2 ~ 0.6 范围内选取了四个不同的混合模态比。最后把试验结果与 S-FEM 有限元分析结果及基于梁理论的式 (9) 进行了比较 (如图 4 所示)。从图 4 可以看出, 随着混合模态比的增大, 界面断裂韧性值增加, 基于梁理论的计算结果与实验数据之间误差也随之增加, 而重合网格法所得数值结果更加接近于试验数据, 在计算应变能释放率精度上有了较大的提高。



(a) 单向层合板



(b) 多向层合板

图 4 不同混合模态比 (G_{II}/G) 下的层合板断裂韧性

Fig 4 Fracture toughness under different mode mixture

5 结论

通过对不同的求解单向及多向层合板断裂韧性变化曲线方法进行比较可以看出,相对于梁理论,重合网格法都能够得到更为精确的应变能释放率。尤其当混合模态比较大时,其计算结果更接近于试验数据。因此重合网格法是一种有效的计算复合材料裂纹尖端应变能释放率的方法,有助于进一步精确的预测裂纹扩展行为。

参考文献

- 1 Ducepta F, Gamby D, Davies P. A mixed-mode failure criterion derived from tests on symmetric and asymmetric specimens *Compos Sci Technol*, 1999; 59 (4): 609 ~ 619
- 2 Kim Ben W, Arnold H. Mixed mode I + II interlaminar fracture of glass-epoxy multidirectional laminates part I analysis *Compos Sci Technol*, 2003; 63 (5): 695 ~ 713

- 3 Oliveira JM Q, de Moura M F S F, Silva M A L et al Numerical analysis of the MMB test for mixed-mode I- II wood fracture *Compos Sci Technol*, 2007; 67 (9): 1 764 ~ 1 771
- 4 Pereira A B, de Moraes A B. Mixed mode I+ II interlaminar fracture of carbon-epoxy laminates *Composites Part A*, 2008; 39: 322 ~ 333
- 5 Schon J. A model of fatigue delamination in composites *Compos Sci Technol*, 2000; 60 (4): 553 ~ 558
- 6 Sjogren A, Asp L E. Effects of temperature on delamination growth in a carbon/epoxy composite under fatigue loading *Int J. Fatigue*, 2002; 24 (24): 179 ~ 184
- 7 Fish J, Markolefas S, Guttal R et al On adaptive multilevel superposition of finite element meshes for linear elastostatics *Appl Numer Math*, 1994; 14: 135 ~ 164
- 8 Okada H, Endoh S, Kikuchi M. Application of s-version finite element method to two-dimensional fracture mechanics problems *J. Solid Mech Mater Eng*, 2007; 1 (5): 699 ~ 710
- 9 Reeder J R, Crews J H J. Redesign of the mixed-mode bending delamination test to reduce nonlinear effects *J. Compos Tech Res*, 1992; 14: 12 ~ 19
- 10 Rybicki E F, Kanninen M F. A finite element calculation of stress intensity factors by a modified crack closure integral *Eng Fract Mech*, 1977; 9: 931 ~ 938

(编辑 吴坚)

(上接第 11 页)

4 结论

(1) 锥壳螺旋向铺层几何原理分析表明,采用直角梯形预浸带片的铺放方式可以实现锥壳的螺旋向铺层的铺叠;

(2) 预切割设备结构方案的设计表明,可以实现对锥壳螺旋向铺层的预浸料的连续预切割;

(3) 利用 CATIA 软件自动铺带验证结果表明,采用通用铺带头即可以实现螺旋向铺层的自动铺带过程;

(4) 两步法锥壳螺旋向铺带成型系统的技术方案合理可行,可以采取锥壳等厚度铺叠、均匀加压和降低废料率等措施,大大提高制品质量并降低了构件加工成本。

参考文献

- 1 甄华生. 复合材料在航天器中的应用近况. *宇航材料工艺*, 1997; 27 (4): 14 ~ 16
- 2 霍肖旭, 刘红林, 曾晓梅. 碳纤维复合材料在固体火箭上的应用. *高科技纤维应用*, 2000; (6): 1 ~ 7
- 3 刘炳禹, 王晓洁. 碳纤维复合材料锥形壳体成型技术初探. *宇航材料工艺*, 2004; 34 (4): 26 ~ 29
- 4 张振甫, 肖军, 文立伟. 复合材料锥壳 0 铺层的自动铺放成型方法研究. *宇航材料工艺*, 2007; 37 (2): 55 ~ 57
- 5 Klein, Allen J. Automated tape laying *Advanced Composites*, 1989; (1): 44 ~ 52

(编辑 李洪泉)