# 复合材料机械连接数值模型和强度研究

刘向东,李亚智,李彪,胡博海

(西北工业大学 航空学院,陕西 西安 710072)

摘 要:基于累积损伤理论结合有限元子结构方法对复合材料单钉机械连接强度进行了研究。根据 层合板特性和螺栓受力特点,利用子结构建模技术分别构造层合板和螺栓的子结构。分析了层合板 出现损伤时,材料参数退化对强度预测的影响。结果表明,连接件挤压损伤的退化参数取值在很大程 度上影响结构强度预测的结果。针对金属-复合材料单钉连接件,通过适当的参数退化方式得到与试 验结果相吻合的强度和刚度预测,而通过子结构的应用也提高了连接强度计算效率。

关 键 词:子结构;复合材料;机械连接;累积损伤
中图分类号: V214.8 文献标志码: A 文章编号: 1000-2758(2013) 06-0878-06

复合材料结构越来越广泛地运用于飞机上的承 载结构,而复合材料与其他部分的连接主要通过机 械紧固件实现,其连接强度直接影响飞行安全与飞 机的使用寿命。由于问题的重要性,许多学者对复 合材料层合板连接强度进行了广泛的研究。考虑累 积损伤的连接件强度计算能够形象、客观地反映损 伤产生和演变过程,是目前最流行的计算模拟方 法<sup>[1-8]</sup>。对于损伤的表征,Chang等<sup>[9]</sup>在其累积损伤 模型假定只要有损伤发生,就将相应的材料常数退 化为 0; 而 Tan 等<sup>[10]</sup>人用不同的损伤内状态变量来 表征相应的损伤模式引起的刚度下降,并通过试验 确定这些变量的值。

为了考虑损伤累积客观过程,需要不断地进行 有限元法迭代计算。由于复合材料层合板的构造特 点,这使得连接强度计算规模大且时间冗长。为了 改善连接件强度计算效率,有学者<sup>[11]</sup>利用子模型方 法研究孔边区域的累积损伤过程。子模型方法是先 建立较粗糙的整体模型网格,并进行计算;再从整体 模型中切割出子模型,并将整体模型切割边界上的 计算位移值作为子模型的边界条件,然后对子模型 区域建立细化的网格并进行分析。但在考虑损伤演 变的迭代计算中,很难将子模型中部分已退化的单 元性能参数重新赋给较粗糙的整体网格。

到目前为止,已有的研究工作主要集中于连接

结构的损伤表征和强度预测,或对明显损伤前的整体载荷-变形特性做出分析,但很少涉及到对其损伤和破坏过程中的变形和刚度变化历程的分析。

运用三维累积损伤模型的方法研究复合材料层 合板的强度问题要用到相应的失效准则和材料性能 退化方法,不同的失效准则和退化方法对预测的结 果影响较大,至今还没有普遍适用的失效准则和退 化方法。本文针对金属和复合材料层合板单钉连接 结构,讨论相应数值模型的构造方法,建立相关的子 结构来降低计算的规模,研究三维累积损伤扩展方 法中参数退化对连接件强度和刚度的影响,确定合 适的参数退化方式。

## 1 连接件强度试验

1.1 单钉连接试验件

试验件为 TC4 钛合金板与 CCF300/QY8911 碳/双马树脂复合材料层合板混合单搭接连接,采用 TC4 钛合金螺栓普通螺接。试验件尺寸与连接形式 如图 1 所示 6 个试验件分别编号为 *N*-1~*N*-6。金 属板和层合板名义厚度相同均为 4.0 mm。层合板 为准各向同性铺层 [45/0/-45/90]<sub>4</sub>, 单层厚度 0.125 mm 材料性能为:

收稿日期: 2013-04-01 基金项目: 航空科学基金(20120953010) 资助 作者简介: 刘向东(1979—),西北工业大学博士研究生,主要从事复合材料结构力学的研究。  $E_{11} = 133$  GPa,  $E_{22} = 9.9$  GPa,  $E_{33} = 9.9$  GPa,  $G_{12} = 6.67$  GPa,  $G_{13} = 6.67$  GPa,  $G_{23} = 3.9$  GPa,  $v_{12} = v_{13} = v_{23} = 0.27$ ,  $X_T = 2$  134.2 MPa,  $X_C = 1$  121.2 MPa,  $Y_T = 33$  MPa,  $Y_C = 191.3$  MPa,  $Z_T = 40.1$  MPa,  $Z_C = 191.3$  MPa,  $S_{12} = 87$  MPa,  $S_{13} = 87$  MPa,  $S_{23} = 110$  MPa 金属板材料常数: E = 115 GPa,  $\nu = 0.31$ 。螺栓剪切 强度  $\tau_b = 675$  MPa。试件两端均粘贴玻璃钢垫板。



图 1 单钉试验件的尺寸/(单位:mm)

#### 1.2 强度试验

试验在 MTS 810.13 电液伺服材料试验系统上 进行。螺栓预紧力的大小参考文献 [12]选取为6 Nm。在试验中,对单搭接试验件加装了防弯夹具, 这样更符合实际结构的受力状况,如图2所示。在 夹板和试验件接触区域垫上1层聚四氟乙烯润滑薄 膜,并控制夹板紧固螺栓的拧紧扭矩,尽可能减少夹 板通过与试验件的摩擦传载;进行拉伸试验;以较小 的载荷先反复预载、卸载3次,以消除摩擦、间隙影 响;再正式加载及测量。采用分级加载、保载测量方 法,直至拉断并记录破坏载荷。试验得到的位移值 通过图2的引伸计测得,上、下卡口间距为25 mm。



图 2 防弯夹具和位移测量装置

图 3 为试验件最终破坏的实物照片,层合板孔 边已出现明显的挤压损伤;螺栓杆在层合板和金属 板搭接面处剪断。而金属板上并没有产生明显损伤 和永久变形。因此,在有限元计算中将只考虑层合 板和螺栓的损伤和破坏。



图 3 连接件破坏形态

## 2 基于子模型方法强度计算

#### 2.1 层合板累积损伤分析过程

累积损伤预测分析流程是先进行层合板应力分 析 再使用失效准则 对每个层合板单元进行失效判 定。若有失效发生 ,则对失效单元的材料属性进行 相应退化。继续加载 ,重复上述过程 ,直到整体失 效 终止计算。连接件整个分析过程可用图 4 说明。



图 4 分析过程

#### 2.2 破坏判定准则

应用 Hashin<sup>[1,13]</sup> 失效准则确定具体的损伤 模式。

基体拉伸失效( $\sigma_{22}>0$ )

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \ge 1 \qquad (1)$$

基体压缩失效( $\sigma_{22}$ <0)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \ge 1$$
 (2)

纤维拉伸失效( *σ*11>0)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \ge 1 \qquad (3)$$

纤维压缩失效(  $\sigma_{11} < 0$ )

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 \ge 1 \tag{4}$$

纤维/基体剪切失效( $\sigma_{11}$ <0)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \ge 1 \qquad (5)$$

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \ge 1$$
 (6)

压缩分层失效( $\sigma_{33}$ <0)

$$\frac{\sigma_{33}}{Z_c}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \ge 1$$
(7)

层合板最终失效判定准则是: 当螺栓挤压方向 出现严重挤压破坏, 且层合板任一种角度铺层在挤 压方向纤维断裂方式都扩展到2倍螺栓孔径即 2D时<sup>[5]</sup>。

2.3 常规性能退化方法

随着载荷增加,层合板的纤维和基体逐渐发生 破坏,结构刚度不断降低,可以用材料的弹性常数的 退化来表征损伤的扩展。Chang<sup>[9]</sup>和 Tan<sup>[10]</sup>分析带 孔板累积损伤过程分别采用的2种参数退化方式如 表1所示。

#### 表1 材料性能退化原则

Failure Mode	Chang's rule	Tan´s rule
Matrix tensile cracking	$E_{22} = v_{12} = 0$	$E_{22} \rightarrow 0.2E_{22}$ , $G_{12} \rightarrow 0.2G_{12}$ , $G_{23} \rightarrow 0.2G_{23}$
Matrix compressive cracking	$E_{22} = v_{12} = 0$	$E_{22} \rightarrow 0.4E_{22}$ , $G_{12} \rightarrow 0.4G_{12}$ , $G_{23} \rightarrow 0.4G_{23}$
Fibre tensile failure	$E_{11} = E_{22} = E_{33} = G_{12} = G_{23} = G_{13} = v_{12} = v_{23} = v_{13} = 0$	$E_{11} \rightarrow 0.07 E_{11}$
Fibre compressive failure	$E_{11} = E_{22} = E_{33} = G_{12} = G_{23} = G_{13} = v_{12} = v_{23} = v_{13} = 0$	$E_{11} \rightarrow 0.14E_{11}$
Fibre-matrix shear-out	$G_{12} = v_{12} = 0$	$G_{12} = v_{12} = 0$
Delamination in tension	$E_{33} = G_{23} = G_{13} = v_{23} = v_{13} = 0$	$E_{33} = G_{23} = G_{13} = v_{23} = v_{13} = 0$
Delamination in compression	$E_{33} = G_{23} = G_{13} = v_{23} = v_{13} = 0$	$E_{33} = G_{23} = G_{13} = v_{23} = v_{13} = 0$

#### 2.4 连接件有限元模型

将螺栓、螺母和垫片简化为一个整体。金属板 和螺栓用 SOLID185 实体单元,层合板用 SOLID185 层合单元。模型中考虑接触、摩擦及预紧力的影响, 其中钉-孔之间、钉头-板之间、板-板之间接触单元采 用 CONTA173,目标单元为 TARGET170。接触面之 间摩擦力的大小通过库伦摩擦来控制,摩擦因数大 小均取为0.2。通过定义预紧力单元 PRETS179 实 现预紧力的施加。预紧力的大小为6Nm。图 5a)为 连接件整体有限元模型。

#### 2.4.1 层合板子结构

由于三维累积损伤模型需要判断层合板各个铺 层出现的损伤情况,还要能够精确地计算出层间应 力,因此要对每个铺层都要划分1层单元,这样,整



图 5 连接件有限元模型

个模型就会生成较多单元。连接件的破坏主要出现 在钉孔附近的区域 因此就可以参照文献 [11]的做 法 仅对所关心区域的材料性质做相应的退化 ,而将 远离此区域的单元凝聚成子结构,不做材料属性退 化,这样这部分的单元刚度矩阵就不用在非线性迭 代过程中重复计算。这里将搭接部分以外的层合板 单元凝聚成子结构,图 5b)为采用子结构方法构造 的有限元模型。可以看出,层合板单元中构成子结 构部分的单元数量多于搭接部分单元的数量。对金 属板也可作类似处理。

2.4.2 螺栓子结构

对于单钉单剪的连接结构,往往出现钉被剪断 的破坏模式。

螺栓与板孔间通常定义成接触对。接触算法是 一种非线性的行为,整个计算过程需要反复迭代,螺 栓网格的规模对整个机时的影响不容忽视。为了获 得更高的计算精度,并减少计算量,将螺栓整体用六 面体单元划分,如图 6a)所示。然后再分成 2 部分, 一部分如图 6b)所示,另一部分如图 6c)所示凝聚 成子结构。



#### 图6 螺栓模型

#### 2.5 计算结果

为了研究层合板的破坏过程,在有限元分析过 程中暂不考虑螺栓的破坏,仅考虑螺栓的弹性变形。 在处理有限元模型边界条件时,已经考虑了防弯夹 具的等效作用,在有限元模型相应的节点上施加了 位移约束。载荷施加的方式为:模型一端固定,另一 端等位移加载。图7 绘出载荷-位移曲线的实测结 果和分别采用 Chang、Tan 退化规则的数值计算 结果。

### 3 刚度退化及修正过程

从图 7 的计算结果可以看出,按 Chang 和 Tan 的退化方式,载荷位移曲线过早发生下降,预测的强 度结果都偏小,后者更接近试验结果。Tserpes 等<sup>[1]</sup>



图 7 连接件载荷位移曲线(1)

运用三维有限元模型研究单钉连接件累积损伤过 程,也证明了Tan 的退化方式比 Chang 的退化方式 更合理。此外,本文对Tan 退化规则中的其他参数 也做了相应分析,这些参数的改变对连接件强度的 影响很小;而挤压破坏模式中,*E*<sub>11</sub>和*E*<sub>22</sub>的取值对连 接件强度影响较大。

Chang 和 Tan 的退化方式都是针对开孔板受到 拉压载荷情况下提出的,而连接件中层合板受力显 然不同于开孔板。钉孔受到螺栓作用,在孔壁周围 产生挤压损伤。损伤的材料堆积在孔边,当损伤范 围向周边扩大时,损伤材料会受到周边材料的约束 而能够继续承载,并且随着外载荷的增加,这种约束 作用会越来越大,使得损伤材料的剩余承载能力 ( 刚度) 有逐渐提高的趋势。



图 8 连接件载荷位移曲线(2)

针对挤压破坏的上述特点,我们在 Tan 的退化 方式的基础上,采取了一种特殊的刚度修正办法。 当按(2)式和(4)式检测到面内纤维压缩或基体压 缩失效时,令 *E*<sub>11</sub>降到原值的14%或 *E*<sub>22</sub>降到原值的 20%。在后续计算中,一旦在某载荷步 i 后检测到 整体载荷-位移曲线出现过早下降的趋势时,则返回 到上一载荷步 将已经历上述刚度退化的单元的  $E_{11}$ 和  $E_{22}$ 放大  $k_i$  倍 ,再返回到第 i 步开始重新计算。重 复上述步骤 ,直到曲线下降的趋势被遏制 ,再进入下 一载荷步计算。最终当层合板任一种角度铺层在挤 压方向纤维断裂区域都扩展到 2 倍螺栓孔径即 2D 时 ,结束计算。本文取  $k_i = 0.05$  ,从图 8 可以看出 , 采用变刚度退化方式后 ,载荷-位移曲线与试验结果 吻合较好。

其中图 8 中 *A* 点为采用本文刚度退化修正方法计算时 ,螺栓最大剪应力达到其剪切强度的外载 荷值。因为未考虑计算过程中螺栓的塑性变形 ,导 致计算结果与试验结果有偏差。

### 4 结 论

讨论了运用子结构技术建立复合材料连接件的 有限元模型 结合试验对纤维增强复合材料接头层 合板静强度进行了预测,并对损伤累积过程、损伤 机理及退化方式进行了研究。

 将子结构技术应用于连接件结构强度分析, 降低了运算规模,能够在有限的计算设备资源上求 解大规模层合板连接件的非线性计算问题。

 2) 在连接件强度有限元分析中,针对基体和纤维挤压损伤变形特点,对已损伤退化的单元采取刚 度递增处理方式,较好地模拟了连接件整体的强度 刚度行为。

## 参考文献:

- Tserpes K I G. Labeas P Papanikos. Strength Prediction of Bolted Joints in Graphite/Epoxy Composite Laminates. Composites: Part B, 2002, 33: 521-529
- [2] Icten B M, Karakuzu R. Progressive Failure Analysis of Pin-Loaded Carbon-Epoxy Woven Composite Plates. Compos Sci Technol, 2002, 62: 1259–1271
- [3] Tserpes K I, Labeas G, Kermanidis T H. A Three-Dimensional Progressive Damage Model for Bolted Joints in Composite Laminates Subjected to Tensile Loading. Fatigue Fract Engng Mater Struct, 2002, 24(10): 673-686
- [4] Ireman T, Ranvik T, Eriksson I. On Damage Development in Mechanically Fastened Composite Laminates. Comp Struct, 2000, 49: 151–171

[5] 王丹勇 温卫东. 静应力作用下的层合板接头损伤失效分析. 力学学报, 2008, 40(5): 707-715 Wang Danyong, Wen Weidong. Damage Failure Analysis for Composite Bolted Joints Subjected to Static Loading. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2008, 40(5): 707-715 (in Chinese)

- [6] Camanho P P, Matthews F L. A Progressive Damage Model for Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates. Comp Mater, 2000, 33: 906-927
- [7] Dano M L, Gendron G, Picard A. Stress and Failure Analysis of Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates. Composite Structures, 2000, 50: 287-296
- [8] Dano M L, Kamal E, Gendron G. Analysis of Bolted Joints in Composite Laminates: Strains and Bearing Stiffness Predictions. Composite Structures, 2007, 79: 562-570
- [9] Chang F K, Lessard L B. Damage Tolerance of Laminated Composites Containing an Open Hole and Subjected to Compressive Loadings: Part I ——Analysis. J Compos Mater, 1991, 25: 2-43
- [10] Tan S C , Perez J. Progressive Failure of Laminated Composites with a Hole Under Compressive Loading. J Reinf Plas Compos , 1993 , 12: 1043–1057
- [11] 严子焜 /侯赤. 基于子模型方法的钉群连接结构强度分析研究. 航空工程进展 2011 2(4):419-424 Yan Zikun, Hou Chi. Strength Analysis Approach for Multi-Bolt Joints Based on Sub-Modeling Technique. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(4): 419-424 (in Chinese)
- [12] 中国航空研究院. 复合材料连接手册. 北京: 航空工业出版社,1994 Chinese Aeronatatical Establishment. Composite Materials Connection Manual. Beijing: Aviation Industry Press,1994 (in Chinese)
- [13] Hashin Z. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites. Journal of Applied Mechanics , 1980 , 47: 329-335

## On Numerical Modeling and Tensile Strength of Bolted Composite Joints

#### Liu Xiangdong ,Li Yazhi ,Li Biao ,Hu Bohai

(College of Aeronautics Northwestern Polytechnical University, Xi´an 710072)

**Abstract**: Mechanical strength of single-bolt composite joints was investigated using the cumulative damage theory combined with the finite element substructure technique. In the finite element model of the joint , substructures of laminated plate and bolt were conceived according to their characteristics of loading. The effect of material properties degradation on the strength prediction was analyzed when the damage of laminated plate occurred. The investigation reveals that the selection of parameter values for material properties degradation after the occurrence of damages in composite plays an important role in the prediction of joint strength and stiffness especially the selection of parameter values for material properties degradation due to compressive damage. A composite single-bolt joint for a kind of metal was analyzed. The predicted results of joint strength and stiffness with suggested selection of parameter values for material properties degradation achieve good agreement with test results. The introduction of substructure technique distinctly improves the computing efficiency.

Key words: bolted joints , computational efficiency , experiments , failure modes , finite element method , laminated composites , loading , materials properties , measurements , mathematical models , stiffness , strength of materials , mechanical joint , progressive damage , substructure

## 《机械科学与技术》第 32 卷(2013 年) 第 11 期有 31 篇论文 其英文摘要关键词共含 33 个 21 世纪的 Ei 主题词

《机械科学与技术》第 32 卷(2013 年) 第 11 期有 31 篇论文,其英文摘要关键词共含 33 个 21 世纪的 Ei 主题词 平均每篇 1.06 个。21 世纪的 Ei 主题词是指 Ei Thesaurus, Revised, 6th Edition 中的在 2001 年以后 (含 2001 年)出现的 Ei 主题词。第 32 卷第 11 期各篇论文分别含 0 至 4 个 21 世纪 Ei 主题词:含 4 个的 1 篇,含 3 个的 2 篇,含 2 个的 7 篇,含 1 个的 9 篇,不含的 11 篇。

含 2 个以上的 21 世纪 Ei 主题词的 10 篇论文 ,每篇的第一作者、所属工作单位、页数、21 世纪 Ei 主题词 如下表所示。

第一作者	所属工作单位	页数	21 世纪 Ei 主题词
刘金利	西北工业大学	1561	angle of attack , flow fields , mesh generation , turbulence models
曹惠玲	中国民航大学	1616	fault detection , structural health monitoring , support vector machines
覃琨	西北工业大学	1620	MATLAB , parameterization , shape optimization
赵晓博	西北工业大学	1579	parameterization, reliability analysis
焦建军	兰州交通大学	1628	controllers , intelligent systems
王丰元	青岛理工大学	1659	autocorrelation, structural optimization
张翼	中国空空导弹研究院	1675	air to air missiles, fatigue damage
管声启	西安工程大学	1703	image fusion, wavelet decomposition
欧阳伟	湖南大学	1712	controllers , MATLAB
何宽芳	湖南科技大学	1670	fault detechtion, wavelet decomposition

胡沛泉 2013年12月