复合材料混合连接结构拉伸性能与影响因素分析

黄文俊 程小全 武鹏飞 李钟海

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016) (北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 胶螺混合连接设计适当,能够提高结构的连接效率. 针对复合材料胶螺(螺钉)混合连接结构中存在的分析与设计问题,在 ABAQUS 软件平台上建立了损伤累积三维有限元模型,其中考虑了胶层物理非线性以及非线性接触等问题,连接结构拉伸强度及损伤破坏过程的计算结果与试验结果基本吻合,证明了所建模型的有效性. 在此基础上,研究了复合材料层合板端头翻边、胶层厚度、胶层韧性以及接触面摩擦系数等因素的影响. 结果表明:复合材料层合板端头翻边对混合连接结构具有增强作用,能够提高结构的拉伸强度;韧性胶层能够提高结构的拉伸强度,但胶层厚度对结构的强度基本没有影响;螺钉杆与连接孔接触面间摩擦系数越大,连接结构的拉伸强度越高.

关 键 词: 复合材料层合板; 胶螺混合连接; 拉伸; 强度; 损伤

中图分类号: TB 332

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)10-1408-06

Analysis on tensile properties and influence factors of composite hybrid joints

Huang Wenjun

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Cheng Xiaoquan Wu Pengfei Li Zhonghai

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

Abstract: Proper bolted or screw / bonded hybrid joint design can improve the structure efficiency. In order to solve the analysis and design problems that exist in screw / bonded hybrid composite joint structures, a 3D damage accumulation finite element analysis (FEA) model was established based on the software of ABAQUS. Non-linear properties of the adhesives and non-linear touch problems were included in this model. The analysis results of the tensile strength and damage propagation and failure of the joint structures agree with the test results. And the model effectiveness was proved. Then the influence factors such as the flange at the tip of the laminates, adhesive film thickness, adhesive toughness and contact surface friction coefficients on the joint tensile properties were studied. The results show that the flange at the laminate tip can reinforce the hybrid joint structures and improve their tensile strength. Adhesive with high toughness can improve the joint tensile strength and the film thickness almost has no effect on the strength. Higher friction coefficient between the screw pin and the hole surface can give greater joint tensile strength.

Key words: composite laminate; screw / bonded hybrid joint; tension; strength; damage

复合材料胶螺混合连接存在质量控制和无损检测都困难、多钉连接时胶层与螺栓之间的载荷分配无法确定,以及容易发生内聚破坏等问题,因此在飞行器主传力结构中一直没有得到广泛应用. 但是,复合材料混合连接结构具有传力路径多,通过合理设计可以在重量增加非常小的情况下提高载荷传递能力等优点,其在飞行器结构中拥有非常大的应用潜力. 事实上,复合材料胶螺混

收稿日期: 2012-12-28; **网络出版时间**: 2013-03-05 09:03

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130305.0903.001.html

作者简介: 黄文俊(1972-),男,江西临川人,博士生,chrdihwj@163.com.

合连接已经在导弹等一次性使用的航天飞行器复合材料结构中得到了应用.

到目前为止,国内外有关胶螺/铆混合连接的研究不多. 文献[1]对胶螺复合材料连接接头进行了传力分析,计算了胶层与螺栓传载的比例. 文献[2]对复合材料胶铆单搭连接结构进行了试验研究与理论分析,采用弹簧与阻尼模型,建立了混合连接结构拉伸强度的计算方法. 文献[3]对复合材料胶螺单搭连接接头进行了理论分析,其中考虑了不同预紧力对结构性能的影响. 文献[4]使用 ABAQUS 对金属板的胶铆双搭接进行了试验研究和有限元分析. 文献[5]使用有限元素法,对螺栓松动后的胶螺混合双搭接头进行了分析,研究了螺栓松动对于接头性能的影响. 文献[6-7]使用螺栓加胶接共固化的方法加工接头,对其进行了静载与疲劳试验研究与理论分析,发现接头的静强度和疲劳寿命都有较大提高. 文献[8]使用有限元素法对采用韧性胶的胶螺混合连接接头进行分析,指出计算中须对胶层使用多层网格,以提高计算精度. 文献[9]对胶螺混合连接接头力学性能进行了试验研究,考察了胶层材料对混合连接结构性能的影响. 国内这方面研究的公开成果非常少.

本文将针对某工程实际问题,并在文献[10]研究的基础上,开展进一步的平面编织复合材料胶螺(单排螺钉)混合连接结构拉伸性能研究,分析层合板翻边、胶层厚度、胶层韧性以及摩擦系数等因素的影响,为复合材料混合连接结构的工程应用奠定技术基础.

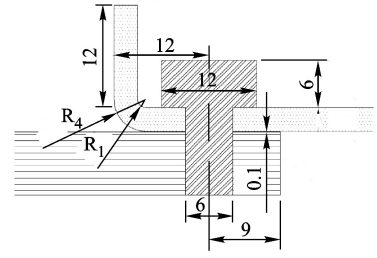
1　复合材料混合连接结构

如图 1 所示为根据某航天实际结构设计的试验件示图,该结构由复合材料层合板与金属板通过螺钉和胶层单搭连接而成. 层合板采用 RTM 工艺成形. 在层合板上使用金刚石涂层刀具钻出横向一排 4 个光孔,4 颗 ϕ6 的螺钉将复合材料锁紧到钢板上,钢板与层合板之间铺设的胶膜通过二次固化实现胶接. 由于实际结构空间的限制,在复合材料层合板的连接端头有一个垂直翻边.

复合材料层合板的铺层材料为 3327 碳布/6808 环氧树脂,铺层形式为$[(\pm45)/(0,90)]_{3S}$,共 12 层,单层名义厚度 0.25 mm,层合板名义厚度 3.0 mm;翻边高度为 12 mm,R_1 = 9 mm,R_4 = 12 mm. 金属板与连接螺钉材料相同,为 30CrMnSi 钢材,金属板名义厚度为 8 mm,螺钉直径为 6 mm. 该结构的名义宽度为 80 mm. 4 个螺钉均匀布置在宽度方向上,钉距为板宽的 1/4,边距为板宽的 1/8. 胶层为航天结构专用的 J-47A 胶黏剂,厚度为 0.1 mm. 连接结构其他尺寸见图 1b. 为了保证试验加载的对中性,试件两端进行了局部加厚,使其厚度与单搭接部分的结构厚度相同.



a　混合连接结构



b　结构连接细节及尺寸(单位:mm)

图 1　复合材料混合连接结构示图

3327/6808 铺层材料的基本性能见表 1. 钢板与螺钉材料的弹性模量为 196.0 GPa,泊松比为 0.3,屈服强度为 1 105 MPa. 胶层材料的剪切模量为 3.0 GPa,剪切强度为 30.0 MPa,泊松比为 0.3,并认为其为脆性材料. 该结构拉伸性能测量的试验方法与结果见文献[10].

表 1　3327/6808 铺层材料性能

基本性能	经向模量 E_{11}/GPa	经向拉伸强度 X_T/MPa	经向压缩强度 X_C/MPa	纬向模量 E_{22}/GPa	纬向拉伸强度 Y_T/MPa	纬向压缩强度 Y_C/MPa	纵横剪切强度 S_{12}/MPa	纵横剪切模量 G_{12}/GPa	层间剪切强度 S_{13}/MPa	泊松比
数值	75.0	750	550	74.2	750	550	70.0	3.5	70.0	0.061

2　连接结构三维有限元模型

2.1　三维有限元建模

假设每个螺钉与层合板连接孔的配合无间隙且条件完全相同. 根据结构、位移边界及载荷的对称性,选取结构的 1/8 在 ABAQUS 软件平台中建模,并在模型边界处施加对称边界条件和位移载荷,如图 2 所示.

图 3 所示为混合连接结构有限元网格图. 其中复合材料层合板采用 C3D8R 六面体 8 节点缩减积分实体单元,单元厚度为单层厚度;胶层同样采用 C3D8R 实体单元,并在厚度方向划分 2 层单

元;螺钉与钢板的单元与胶层相同,并将螺钉与钢板按一个实体进行网格划分. 出于网格划分方便,避免元素出现尖角的考虑,在螺钉中央挖去一个直径为 1 mm 小圆柱,由此对螺钉光杆部分的刚度特性影响很小,可以忽略不计.

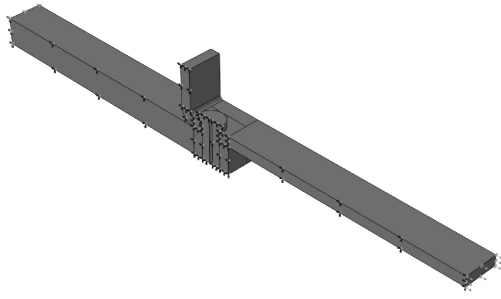


图 2 混合连接结构边界条件及加载方式

为了保证精度,复合材料层合板与金属板在孔边区域网格划分较密,远离孔的区域网格较稀.

去掉翻边会给该连接结构带来什么影响,是本文后面要分析的问题,因此,同时还建立了无翻边混合连接结构有限元模型,如图 4 所示.

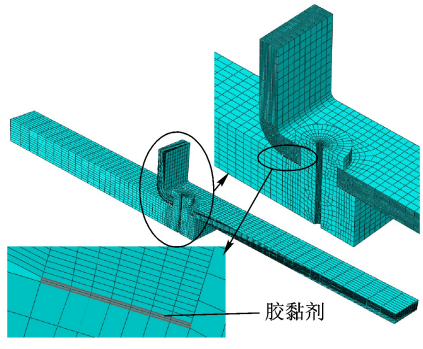


图 3 混合连接结构有限元网格图

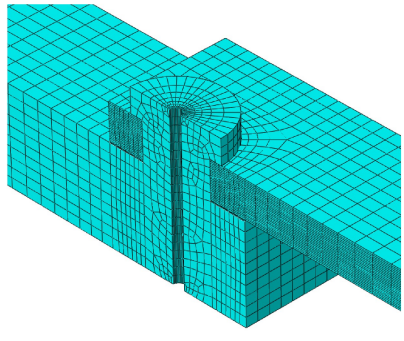


图 4 无翻边混合连接结构有限元模型

2.2 ABAQUS 中对接触问题的模拟

复合材料层合板孔壁表面受螺钉杆挤压产生变形,同时螺钉在孔壁的弯曲和剪切载荷作用下也会发生变形. 螺钉连接挤压破坏过程是一种高度非线性的行为,国内相关研究大都未考虑接触问题[11-12],而国外所采用的节点对表面接触单元也属低阶次单元[13-14],需要划分较密网格才能达到计算所必须的精度. 本文采用 ABAQUS 中面对面接触来模拟螺钉与复合材料孔壁的接触. 螺钉上的接触面如图 5 所示.

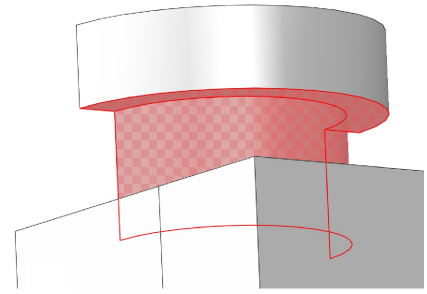


图 5 螺钉上的接触面

2.3 材料损伤判据与结构破坏准则

对于平面编织布铺层,由于在横向有纤维约束,所以不能直接使用单向带铺层复合材料结构分析中大量使用的 Hashin 分类损伤判据[15-18],而需要对其进行修正. 根据 Hashin 分类判据和文献[19]中分层损伤判据修正后的平面织物铺层分类损伤判据[10]如下:

1) 经向纤维拉伸破坏($\sigma_{11}>0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1 \tag{1}$$

2) 经向纤维压缩破坏($\sigma_{11}<0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)\geqslant 1 \tag{2}$$

3) 纬向纤维拉伸破坏($\sigma_{22}>0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2\geqslant 1 \tag{3}$$

4) 纬向纤维压缩破坏($\sigma_{22}<0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2\geqslant 1 \tag{4}$$

5) 纤维基体剪切破坏:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{Y_C}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1 \tag{5}$$

6) 拉伸分层($\sigma_{33}>0$):

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

7) 压缩分层($\sigma_{33}<0$):

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_C}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2\geqslant 1 \tag{7}$$

式中,σ_{11},σ_{22},σ_{33}分别代表平面布经向、纬向以及层合板厚度方向的正应力;τ_{12},τ_{13},τ_{23}代表 3 个方向的剪切应力分量;X_T,X_C 代表铺层经向的拉伸、压缩强度;Y_T,Y_C 代表纬向的拉伸、压缩强度;Z_T,Z_C 代表厚度方向的拉伸、压缩强度;S_{12},S_{13},S_{23}代表面内和层间剪切强度.

由于该连接结构中,钢板厚度较大,不容易发生偏弯;在试验中,整个拉伸过程没有产生明显的离面位移,结构也未发生剥离破坏,因此,对于胶层只考虑剪切破坏,采用最大剪应力破坏判据,即

$$\tau_{\max} = \frac{\sigma_1 - \sigma_3}{2} \tag{8}$$

式中,σ_1 和 σ_3 分别是胶层的最大和最小主应力;$\tau_{\max}$为最大剪应力. 当胶层中的剪切应力 $\tau_{\max}$ 超过其剪切强度时,胶层发生破坏.

金属材料采用最大应力判据,即螺钉与钢板中的最大主应力 σ_1 达到材料屈服极限时,则金属发生破坏.

当结构内纤维或金属断裂贯穿结构宽度(或到达连接端头),或螺钉破坏,或结构整体变形超过 10 000$\mu\varepsilon$ 时,认为结构发生总体破坏.

2.4　模量衰减准则

文献[20-22]针对碳纤维平面布铺层分别给出了 0.1,0.07 和 0.05 的模量衰减系数. 在前面所建立的有限元模型中分别利用这 3 种模量衰减系数,计算得到的结构拉伸强度分别为 62.2,51.7和 42.8 kN. 而试验得到的 3 个试验件的拉伸破坏载荷分别为 40.9,42.0 和 49.1 kN. 可见,衰减系数取 0.07 和 0.05 比 0.1 更合适. 本文选定 3327/6808 铺层的模量衰减系数为 0.07. 具体的铺层材料模量衰减准则见表 2 所示.

表 2　平面编织布铺层材料模量衰减准则

损伤形式	衰减准则
经向纤维破坏	$E_{11}=0.07E_{11}$, $E_{33}=0.2E_{33}$, $G_{12}=0.07G_{12}$, $G_{13}=0.07G_{13}$, $v_{12}=0.07v_{12}$, $v_{13}=0.07v_{13}$
纬向纤维破坏	$E_{22}=0.07E_{22}$, $E_{33}=0.2E_{33}$, $G_{12}=0.07G_{12}$, $G_{23}=0.07G_{23}$, $V_{12}=0.07v_{12}$, $v_{23}=0.07v_{23}$
纤维基体剪切破坏	$G_{12}=0.01G_{12}$, $v_{12}=0.01\ v_{12}$
分层	$E_{33}=0.01E_{33}$, $G_{12}=0.01G_{12}$, $G_{13}=0.01G_{13}$, $v_{23}=0.01v_{23}$, $v_{13}=0.01v_{13}$

3　混合连接结构拉伸强度计算

图 6 所示为有限元计算得到的混合连接结构载荷-位移曲线,其中的实线是有翻边接头的结果,同时还能给出不同载荷时结构各元素的损伤情况,以及损伤扩展的状态.

计算结果显示,复合材料混合连接结构在拉伸过程中,胶层首先发生损伤,当载荷达到 20.7 kN 时,胶层破坏区域达到一半,接着层合板开始产生初始损伤,这时对应于载荷-位移曲线中的第 1 个拐点,也就是试验中的第一声响.

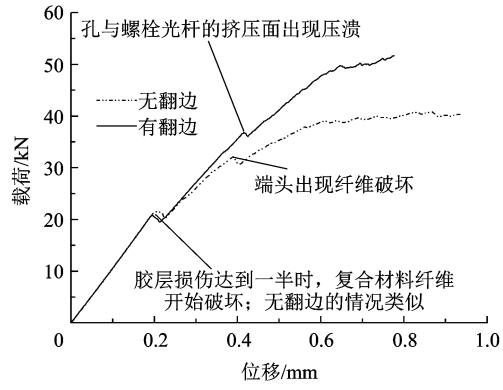


图 6　有/无翻边接头载荷-位移曲线

当载荷达到 36.8 kN 时,层合板连接孔的挤压面压碎,这时对应于曲线中的第 2 个拐点.

随着位移增加,载荷继续增大,但是结构刚度明显下降. 复合材料铺层纤维破坏向侧边逐渐扩展,最后拉断,载荷骤降.

整个拉伸过程中,螺栓和钢板中的最大应力为 879 MPa,低于材料的屈服强度,因此,它们保持完好. 这与试验结果相符.

有限元计算所得的拉伸破坏载荷为 51.7 kN,与试验结果 44.0 kN 的相对误差小于 15%.

由此可见,所建模型对于混合连接结构拉伸过程中的初始损伤、损伤扩展以及相应的载荷预测准确,表明该模型可靠有效.

4　影响因素分析

基于以上有限元模型,下面对有无翻边、胶层厚度、胶层韧性以及接触面摩擦系数等因素的作用进行分析,以便为类似连接结构的设计提供参考.

4.1　翻边的影响

无翻边混合连接结构有限元模型见图 4. 除了去除翻边外,其他与有翻边结构完全相同.

图 6 中的虚线为无翻边连接结构的拉伸载荷-位移曲线计算结果. 从图中曲线可以看出,无翻边连接结构出现初始损伤(在胶层上)的载荷为 21.5 kN,略高于有翻边结构. 在初始损伤出现后,无翻边结构由于层合板端头已经出现损伤,因此刚度下降较有翻边结构要大,层合板孔边挤压纤维断裂起始载荷为 32.1 kN,比无翻边结构的低;最终拉伸强度为 40.8 kN,比有翻边结构的低 21%.

由于无翻遍结构端距螺钉直径比仅为 1.5,因此结构表现为层合板端头纤维断裂与分层破坏,即端头劈裂.

可见,翻边对复合材料混合连接结构拉伸强

度的提高是有明显作用的.

4.2 胶层厚度的影响

实际结构胶层厚度为0.1 mm. 图7所示为胶层厚度为0.2 mm和0.3 mm时混合连接结构的拉伸载荷-位移曲线. 在有限元模型中,对于不同的胶层厚度,螺钉光杆长度做了适当调整,其他条件不变.

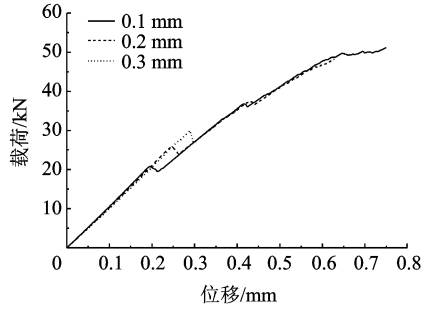


图7 不同胶层厚度的连接结构载荷-位移曲线

从图中结果可以看出,随着胶层厚度增加,第1个拐点出现得越来越晚. 这是由于胶层厚度大,其总体变形能力大,分配到的载荷相对小. 后期的载荷-位移曲线基本一致,其破坏过程基本相同,最终破坏载荷也基本一致. 可见,增加胶层厚度对该连接结构的整体性能基本没有影响.

4.3 胶层韧性的影响

为了研究胶层力学性能对混合连接结构拉伸性能的影响,需要考虑胶层韧性的作用. 图8所示为脆性胶层和韧性胶层的应力-应变曲线. 脆性胶层基本可以用线弹性材料来模拟,而韧性胶层则须要使用两条折线来模拟.

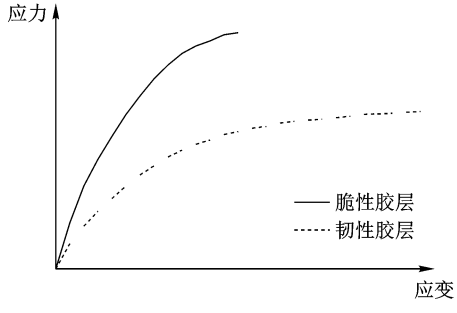


图8 脆性和韧性胶层的应力-应变曲线

胶层厚度取0.1 mm. 分别用破坏应变为25 000,30 000,35 000,40 000,50 000,60 000 με的胶层代入有限元模型,计算结果如图9所示.

从图中结果可以看出,韧性胶层与脆性胶层有较明显的差别. 不同韧性胶层的混合连接结构拉伸性能基本相同,并且在40 kN之前都相当平滑,而脆性胶层在20 kN就已经出现拐点;韧性胶层结构的最终破坏载荷都高于脆性胶层结构.

进一步研究表明,对于韧性胶层,0.1,0.2与0.3 mm三种胶层厚度对混合连接结构的拉伸性能基本没有影响.

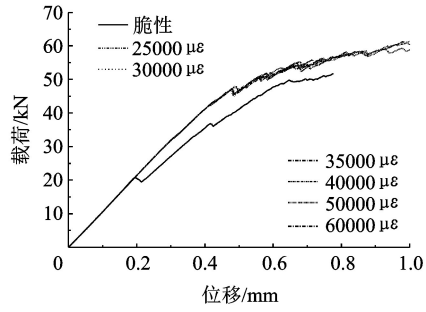


图9 含不同韧性胶层结构的载荷-位移曲线

4.4 接触面摩擦系数的影响

复合材料胶螺混合连接结构中,层合板上的孔与螺钉光杆之间存在接触与摩擦. 图10所示为不同摩擦系数下连接结构的拉伸载荷-位移曲线.

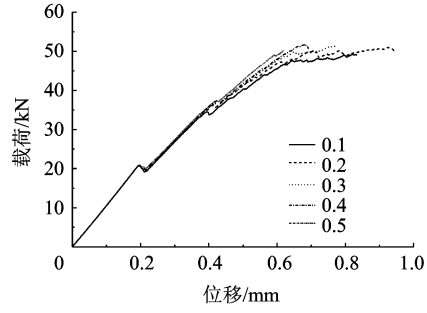


图10 不同摩擦系数下连接结构的载荷-位移曲线

从图中结果可以看出,摩擦系数越大,拉伸过程后期(35 kN以上)结构刚度相对要高一些,最终破坏载荷也更大.

5 结 论

1) 所建立的三维有限元模型能够很好地计算复合材料混合连接结构的拉伸强度与损伤过程,并且能够计及胶层力学性能非线性的影响.

2) 复合材料层合板端头翻边对混合连接结构具有增强作用,能够提高结构的拉伸强度. 对于端头空间受到限制的连接结构,可以考虑使用端头翻边来弥补复合材料层合板端距的不足.

3) 无论是脆性胶粘剂还是韧性胶粘剂,胶层厚度会影响到混合连接结构初始损伤载荷的大小,且胶层越厚,初始损伤载荷越高;但对最终拉伸强度基本没有影响.

4) 与脆性胶层相比,韧性胶层能够提高混合连接结构的拉伸强度,但韧性胶层的韧性高与低,对混合连接结构的拉伸性能影响很小.

5) 混合连接结构中螺钉杆与连接孔接触面间摩擦系数越大,连接结构的最终拉伸强度越高.

参考文献（References）

[1] Kelly G. Load transfer in hybrid (bonded/bolted) composite single-lap joints [J]. Composite Structures, 2005, 69(1): 35-43

[2] Gomez S, Onoro J, Pecharroman J. A simple mechanical model of a structural hybrid adhesive/riveted single lap joint [J]. International Journal of Adhesion & Adhesives, 2007, 27(4): 263-267

[3] Barut A, Madenci E. Analysis of bolted-bonded composite single-lap joints under combined in-plane and transverse loading [J]. Composite Structures, 2009, 88(4): 579-594

[4] Sadowski T, Knec M, Golewski P. Experimental investigations and numerical modeling of steel adhesive joints reinforced by rivets [J]. International Journal of Adhesion & Adhesives, 2010, 30(5): 338-346

[5] Ding K, Dhanasekar M. Flexural behavior of bonded-bolted butt joints due to bolt looseness [J]. Advances in Engineering Software, 2007, 38(8-9): 598-606

[6] Ryosuke M, Motoko S, Akira T. Improving performance of GFRP/aluminum single lap joints using bolted/co-cured hybrid method [J]. Composites: Part A, 2008, 39(2): 154-163

[7] Fu M F, Mallick P K. Fatigue of hybrid (adhesive/bolted) joints in SRIM composites [J]. International Journal of Adhesion & Adhesives, 2001, 21(2): 145-159

[8] Hoang-Ngoc C T, Paroissien E. Simulation of single-lap bonded and hybrid (bolted/bonded) joints with flexible adhesive [J]. International Journal of Adhesion & Adhesives, 2010, 30(3): 117-129

[9] Kweon J H, Jung J W, Kim T H, et al. Failure of carbon composite-to-aluminum joints with combined mechanical fastening and adhesive bonding [J]. Composite Structures, 2006, 75(1/2/3/4): 192-198

[10] 程小全,汪源龙,张纪奎,等. 平面编织复合材料胶螺混合连接接头拉伸性能分析[J]. 固体力学学报,2011,32(4):346-352
Cheng Xiaoquan, Wang Yuanlong, Zhang Jikui, et al. Tensile performance analysisi of combined adhesive and bolted joints for plain woven composites [J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2011, 32(4): 346-352 (in Chinese)

[11] 陈浩然,息志臣. 复合材料机械连接件非线性接触应力分析[J]. 航空学报,1990,11(7):410-414
Chen Haoran, Xi Zhichen. Nonlinear contact stress analysis of composite bolted joints [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(7): 410-414 (in Chinese)

[12] 陈浩然,息志臣. 具有销钉承载孔的复合材料层合板的接触应力分析 [J]. 航空学报,1990,11(8):379-382
Chen Haoran, Xi Zhichen. Contact stress analysis of composite laminate with pin-loaded holes [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(8): 379-382 (in Chinese)

[13] Tserpes K I, Papanikos P, Labeas G, et al. Fatigue damage accumulation and residual strength assessment of CFRP laminates [J]. Composite Structures, 2004, 63(2): 219-230

[14] Papanikos P, Tserpes K I, Labeas G, et al. Progressive damage modeling of bonded composite repairs [J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2005, 43(2): 189-198

[15] Yi X, Takashi I. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part II: modeling and simulation) [J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(7/8): 1032-1043

[16] Kallmeyer A R, Stephens R I. Finite element model for predicting time-dependent deformations and damage accumulation in laminated composite bolted joints [J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(9): 794-826

[17] Reifsnider K, Case S. The mechanics of composite strength evolution [J]. Composite Science and Technology, 2000, 60(12/13): 2539-2546

[18] Kim Y M, Hong C S. Progressive failure model for the analysis of laminated composites based on finite element approach [J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1992, 11(10): 1078-1092

[19] Chang F K, Springer G S. Strengths of fiber reinforced composite bends [J]. Journal of Composite Materials, 1986, 20(1): 30-45

[20] Tserpes K I, Labeas G. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates [J]. Composite Part B: Engineering, 2002, 33(7): 521-529

[21] Tserpes K I, Papanikos P, Kermanidis T. A three-dimensional progressive damage model for bolted joints in composite laminates subjected to tensile loading [J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2002, 24(10): 673-686

[22] Riccio A, Scaramuzzino F. Embedded delamination growth in composite panels under compressive load [J]. Composites: Part B, 2001, 32(3): 209-218

(编　辑:李　晶)