

# 复合材料径向和轴向螺栓连接失效 预测方法及失效模式分析

刘丰睿<sup>1</sup>, 章凌<sup>2</sup>, 杨帆<sup>2</sup>, 石玉红<sup>2</sup>, 王鹤轩<sup>1</sup>, 赵丽滨<sup>3</sup>

- 北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191;
- 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;
- 河北工业大学机械工程学院, 天津 300401)

**摘要:** 大型火箭舱段间的复合材料端框连接主要由径向螺栓连接和轴向螺栓连接组成, 设计了不同铺层和几何尺寸的连接试验件, 并通过试验获得了失效载荷和失效形式。然后, 选择了3种渐进损伤方法进行了连接结构的失效预测, 并将预测结果与试验结果进行比较, 结果表明: 采用基于细观力学的复合材料渐进损伤方法, 15组径向连接试验件失效载荷计算误差最大为17.3%; 4组轴向连接失效载荷计算误差最大7.4%; 预测的失效形式与试验结果接近, 为连接结构确定了合适的失效预测方法。采用数值分析结果揭示了复合材料单向层的主要失效模式。为复合材料端框连接的设计研究提供了可用的失效预测方法及详细的失效模式分析结果。

**关键词:** 复合材料; 螺栓连接; 渐进损伤方法; 失效载荷预测; 失效模式分析

**中图分类号:** V214.8 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2023) 05-0020-09

## The Failure Analysis of the Composite Bolted Radial and Axial Connection

LIU Fengrui<sup>1</sup>, ZHANG Ling<sup>2</sup>, YANG Fan<sup>2</sup>, SHI Yuhong<sup>2</sup>, WANG Hexuan<sup>1</sup>, ZHAO Libin<sup>3</sup>

- School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;
- Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;
- School of Mechanical Engineering, Hebei University of Technology, Tianjin 300401, China)

**Abstract:** The composite end frame joints between large rocket compartments mainly consists of radial bolt connections and axial bolt connections. This article designed composite material radial joints and pull-off joints test pieces with different layers and geometric sizes, and conducted experiments to obtain failure loads and failure models. Three progressive damage methods were used to predict the failure of bolted joints, and the predicted results were compared with experimental results. The results showed that in the failure prediction results of the composite material progressive damage model proposed by our research group based on micromechanics, the calculation errors of 15 groups of the radial joints are below 17.3% and the calculation errors of the 4 groups of the axial joints are all below 7.4%. The predicted failure model is close to the experimental results, verifying the applicability of the model. Finally, the progressive damage method proposed

收稿日期: 2023-05-31; 修订日期: 2023-09-09

基金项目: 基础研究项目 (514010104)

作者简介: 刘丰睿 (1984-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为复合材料结构强度分析。

通信作者简介: 章凌 (1985-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为结构强度分析。

by our group was used to reveal the failure mode of the joints. This article can provide available failure prediction methods for subsequent design research of end frame joints.

**Key words:** Composite material; Bolted joints; Progressive damage method; Failure load prediction; Failure model analysis

## 0 引言

碳纤维增强树脂基复合材料具有比强度高、比刚度高和性能可设计等优点，其应用可以减小飞行器结构系统质量，提高飞行器性能<sup>[1-2]</sup>。所以复合材料用量和应用范围已成为衡量飞行器先进性的重要指标<sup>[3-4]</sup>。但是由于大型火箭的舱段间载荷大，连接结构集中传载，复合材料层间性能极差等因素，连接结构的失效分析已成为进一步增加复合材料用量必须解决的关键问题。

典型火箭舱段间连接结构如图 1 所示，其中右侧局部图中红色螺栓沿筒段轴向，称为轴向连接，螺栓承受轴向载荷，复合材料层合板承受拉脱载荷；右侧图中绿色螺栓轴向沿筒段的直径方向，称为径向连接，螺栓承受剪切载荷，层合板承受孔边挤压载荷。两种连接形式共同形成了舱段间的端框连接，是复合材料结构的薄弱环节。

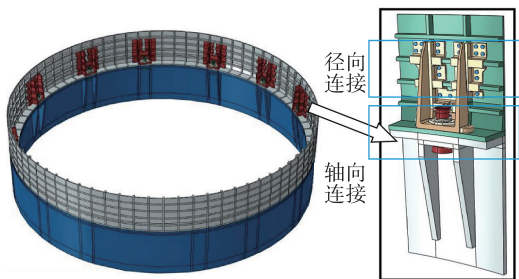


图 1 典型火箭舱段连接结构示意图<sup>[18]</sup>

Fig. 1 Schematic diagram of launch vehicle cabins joints<sup>[18]</sup>

复合材料径向螺栓连接结构失效预测方法有强度包线法<sup>[5-8]</sup>，特征曲线法<sup>[9-11]</sup>和渐进损伤方法<sup>[12-17]</sup>；复合材料轴向螺栓连接的失效分析也可采用渐进损伤方法，其他分析方法很少。渐进损伤方法能够预测复合材料发生初始失效、失效扩展及最终失效的过程并揭示失效机理，是结构分析和设计的首选方法。渐进损伤方法的三要素是详细的有限元模型、合适的失效准则和材料退化模型，其中退化模型对失效预测结果影响最大，也是研究重点。Camanho 等<sup>[12]</sup>采用基于试算法提出的渐进损伤模型退化系数，对复合材料螺栓连接结构进行失效预测，并用试验进行了验证。

Wang 等<sup>[14]</sup>和 Cao 等<sup>[15]</sup>采用逐渐退化到 0 的退化系数进行了结构失效预测，并且用试验结果进行了验证。Zhang 等<sup>[13]</sup>基于细观力学理论建立了纤维和基体的代表体积单元，并推导了退化系数理论计算公式，使得退化系数可以用材料参数计算获得，提高了渐进损伤方法的通用性。

但是研究表明，很难有一种方法能适用于所有的连接结构。这是因为不同的复合材料力学性能存在差异，连接结构亦存在构型复杂、缺陷多样、应力集中显著等分析难点。不同研究者已提出多种方法<sup>[12-17]</sup>，对所研究结构有好的适用性，但是其他作者应用时会有表现精度低等问题。为了给端框连接的分析提供可用的失效预测方法，本文选择了 3 种渐进损伤方法<sup>[13-15]</sup>应用到径向和轴向螺栓连接失效预测中，并设计和开展了不同参数复合材料螺栓连接结构静力测试试验，通过将 3 种方法预测的结果与试验结果比较，确定了适用的失效预测方法。

## 1 试验方案和试验方法

为了提供方法验证数据，设计了复合材料径向连接包括单钉单剪和三钉单剪连接，设计了一种轴向连接。两种连接试验件如图 2~图 4 所示，图中十字虚线表示紧固件。考虑了孔径、零度铺层比、端径比和宽径比的影响，连接件的几何参数如表 1~表 3 所示。试验件采用 TG800/P802 复合材料制备，材料性能参数如表 4 所示。LD-8、YD-3 和 LT-4 试验件的螺栓直径为 8 mm，其余试验件的螺栓直径均为 10 mm。试验件两端设计了长为 70 mm，

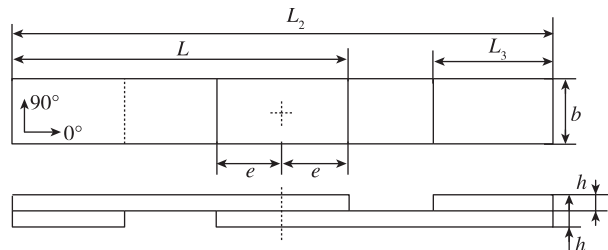


图 2 单钉单剪径向螺栓连接结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of single-bolt single-lap radial joints

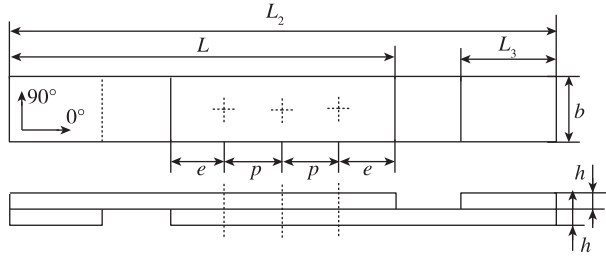


图 3 三钉单剪径向螺栓连接结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of three-bolt single-lap radial joints

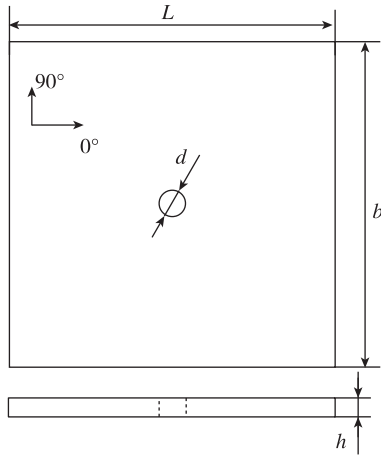


图 4 轴向连接复合材料板示意图

Fig. 4 Schematic diagram of laminates of axial bolt joints

表 1 单钉单剪径向螺栓连接结构参数

Tab. 1 Structural parameters of single-bolt single-lap radial joints

试件编号	铺层顺序	长度 $L/\text{mm}$	宽度 $b/\text{mm}$	孔径 $d/\text{mm}$	端距 $e/\text{mm}$
LD-1	A1	200	50	10	30
LD-2	A1	200	50	10.5	30
LD-3	A1	200	50	11	30
LD-4	A1	200	50	10.2	25
LD-5	A1	200	50	10.2	20
LD-6	A1	200	50	10.2	30
LD-7	A2	200	50	10.2	30
LD-8	A1	188	40	8.2	24
YD-1	A1	200	50	10.2	30
YD-2	A2	200	50	10.2	30
YD-3	A1	200	40	8.2	24

表 2 三钉单剪径向螺栓连接结构参数

Tab. 2 Structural parameters of three-bolt single-lap composite radial joints

试件编号	铺层顺序	长度 $L/\text{mm}$	宽度 $b/\text{mm}$	孔径 $d/\text{mm}$	端距 $e/\text{mm}$	排距 $p/\text{mm}$
LS-1	A1	280	50	10.2	30	40
LS-2	A2	280	50	10.2	30	40
YS-1	A1	280	50	10.2	30	40
YS-2	A2	280	50	10.2	30	40

表 3 轴向连接复合材料板参数

Tab. 3 Structural parameters of laminates of axial bolt joints

试件编号	铺层顺序	厚度 $h/\text{mm}$	长度 $L/\text{mm}$	宽度 $b/\text{mm}$	孔径 $d/\text{mm}$
LT-1	A1	4.8	120	120	11
LT-2	A1	4.8	120	120	10
LT-3	A2	4.8	120	120	11
LT-4	A1	4.8	96	96	8

表 4 TG800/P802 复合材料力学性能

Tab. 4 Mechanical properties of the TG800/P802 composite material

$E_{11}/\text{GPa}$	$E_{22}/\text{GPa}$	$E_{33}/\text{GPa}$	$G_{12}/\text{GPa}$	$G_{13}/\text{GPa}$	$G_{23}/\text{GPa}$	$\nu_{12}$	$\nu_{13}$	$\nu_{23}$
164	9.31	9.31	5.69	5.69	2.92	0.38	0.38	0.59
$X_T/\text{MPa}$	$X_C/\text{MPa}$	$Y_T/\text{MPa}$	$Y_C/\text{MPa}$	$Z_T/\text{MPa}$	$Z_C/\text{MPa}$	$S_{12}/\text{MPa}$	$S_{13}/\text{MPa}$	$S_{23}/\text{MPa}$
2 424	1 583	58.9	255	58.9	255	101	101	87.6

厚度为 4.8 mm 厚的加强片，用于保证加载轴线穿过试验件承载平面，每种试验件加工 5 件。

试验件的 A1 铺层顺序为  $[45/-45/0/90/45/-45/0/90/45/-45/0/90/45/-45/0/90]$  s, A2 铺层顺序为  $[45/-45/0/90/45/-45/0/0/45/$

$-45/0/0/45/-45/0/90]$  s。表 1 中，LD 表示单钉拉伸试验件，YD 表示单钉压缩试验件；表 2 中，LS 表示三钉拉伸试验件，YS 表示三钉压缩试验件。螺栓为钛合金。

径向连接结构拉伸试验时，将试验件直接夹

持在试验机的两个夹头上，施加拉伸载荷。采用引伸计测量孔变形，试验机直接记录力载荷数据，夹持状态如图 5 (a) 所示。径向连接结构压缩试验时，将试验件装进防偏弯夹具，然后放置在两个夹头中间，施加压缩载荷，试验机记录载荷和夹头位移数据。夹具的设计和试验方法参考了 ASTM D5961/D5961M 标准<sup>[19]</sup>，如图 5 (b) 所示。轴向连接结构通过拉脱夹具加载，夹具的设计和试验方法参考了 ASTM D7332 标准<sup>[20]</sup>，如图 5 (c) 所示。

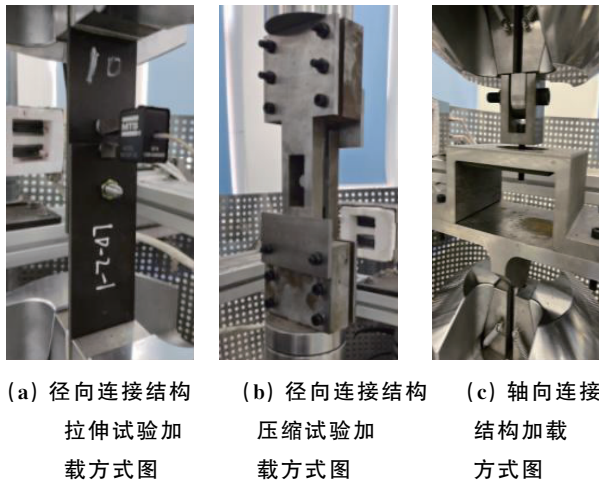


图 5 试验加载方式图  
Fig. 5 Experiment loading method diagrams

## 2 复合材料渐进损伤方法

复合材料渐进损伤方法的流程如图 6 所示，具体过程如下：

- 1) 建立复合材料连接结构的有限元模型，施加初始位移载荷。
- 2) 进行有限元模型静力分析，获得结构总载荷和复合材料应力。
- 3) 根据结构总载荷变化判断结构是否发生整体失效，如果是，则计算结束。
- 4) 如果没有发生整体失效，将应力结果带入失效准则，判断材料失效。
- 5) 如果材料发生失效，将失效部位的材料弹性性能进行退化，并转入 2)。
- 6) 如果没有发生材料失效，转入 2)。

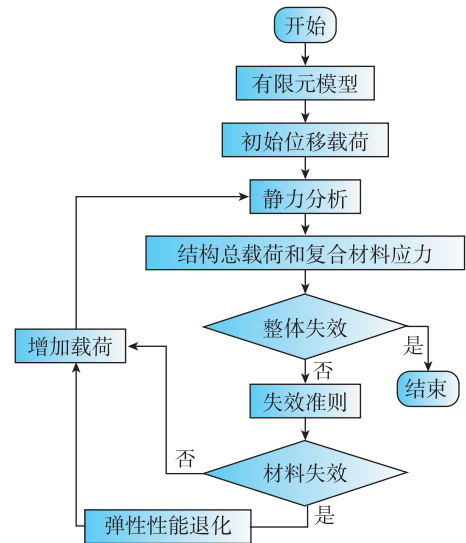


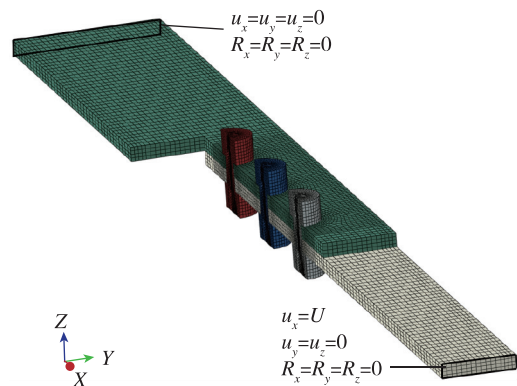
图 6 渐进损伤方法流程图  
Fig. 6 Flow chart of progressive damage method

## 3 基于细观力学的复合材料渐进损伤方法

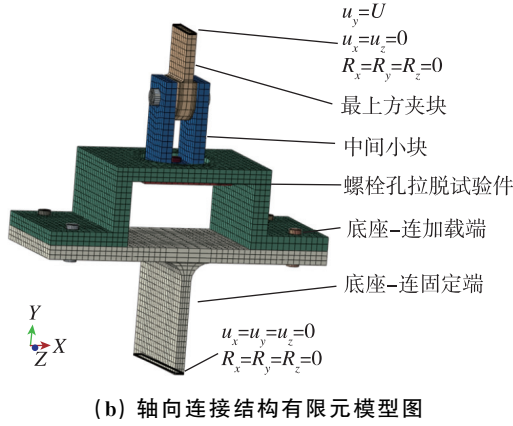
Zhang 等<sup>[13]</sup>提出的基于细观力学的复合材料渐进损伤方法主要内容<sup>[13,16]</sup>包括：用三维模型进行应力计算，采用 Tserpes 的失效准则<sup>[17]</sup>进行失效判断，基于细观力学理论建立了纤维基体的单包模型并推导了弹性性能退化系数理论公式，以及渐进损伤分析时当结构的载荷位移曲线上载荷降低了 20% 后停止计算，并以此时的载荷位移曲线的最大载荷作为结构整体失效载荷。对于螺栓径向连接和轴向连接试验件，渐进损伤模型的具体内容如下。

### 3.1 有限元模型

两种复合材料螺栓连接结构的有限元模型如图 7 所示。



(a) 径向连接结构有限元模型图



(b) 轴向连接结构有限元模型图

图7 复合材料螺栓连接结构有限元模型图

Fig. 7 Finite element model of composite material bolted joints

### 3.2 失效准则

采用 Tsepers 改进的三维 Hashin 失效准则<sup>[17]</sup>作为复合材料的失效判据, 该失效准则可以判定纤维拉伸失效、纤维压缩失效、基体拉伸失效、基体压缩失效、纤维基体剪切失效、拉伸分层失效和压缩分层失效 7 种失效模式, 各失效模式的评估公式如下<sup>[13]</sup>:

$$\begin{aligned} & \text{纤维拉伸失效, 即 } \sigma_{11} > 0 \\ & (\sigma_{11}/X_T)^2 \geq 1 \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \text{纤维压缩失效, 即 } \sigma_{11} < 0 \\ & (\sigma_{11}/X_C)^2 \geq 1 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} & \text{基体拉伸失效, 即 } \sigma_{22} > 0 \\ & (\sigma_{22}/Y_T)^2 + (\tau_{12}/S_{12})^2 + (\tau_{23}/S_{23})^2 \geq 1 \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} & \text{基体压缩失效, 即 } \sigma_{22} < 0 \\ & (\sigma_{22}/Y_C)^2 + (\tau_{12}/S_{12})^2 + (\tau_{23}/S_{23})^2 \geq 1 \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} & \text{纤维基体剪切失效, 即 } \sigma_{11} < 0 \\ & \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + (\tau_{12}/S_{12})^2 + (\tau_{13}/S_{13})^2 \geq 1 \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} & \text{拉伸分层失效, 即 } \sigma_{33} > 0 \\ & (\sigma_{33}/Z_T)^2 + (\tau_{13}/S_{13})^2 + (\tau_{23}/S_{23})^2 \geq 1 \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} & \text{压缩分层失效, 即 } \sigma_{33} < 0 \\ & (\sigma_{33}/Z_C)^2 + (\tau_{13}/S_{13})^2 + (\tau_{23}/S_{23})^2 \geq 1 \end{aligned} \quad (7)$$

其中,  $\sigma_{ij}$  ( $i, j = 1, 2, 3$ ) 是应力的分量,  $X_T, X_C, Y_T, Y_C, Z_T, Z_C, S_{12}, S_{13}, S_{23}$  均为复合材料的强度。

### 3.3 材料性能退化模型

当发生上述 7 种失效后, 需对材料弹性性能进行退化, 每种失效模式发生后需退化的材料性能如下<sup>[13]</sup>:

$$\text{纤维拉伸失效, 即 } \sigma_{11} > 0$$

$$E_{11}^d = d_{ft} E_{11} \quad (8)$$

纤维压缩失效, 即  $\sigma_{11} < 0$

$$E_{11}^d = d_{fc} E_{11} \quad (9)$$

基体拉伸失效, 即  $\sigma_{22} > 0$

$$\begin{aligned} E_{22}^d &= d_{mt} E_{22}, G_{12}^d = d_{mt} G_{12}, G_{23}^d = d_{mt} G_{23}, \\ \nu_{12}^d &= d_{mt} \nu_{12}, \nu_{23}^d = d_{mt} \nu_{23} \end{aligned} \quad (10)$$

基体压缩失效, 即  $\sigma_{22} < 0$

$$\begin{aligned} E_{22}^d &= d_{mc} E_{22}, G_{12}^d = d_{mc} G_{12}, G_{23}^d = d_{mc} G_{23}, \\ \nu_{12}^d &= d_{mc} \nu_{12}, \nu_{23}^d = d_{mc} \nu_{23} \end{aligned} \quad (11)$$

纤维基体剪切失效, 即  $\sigma_{11} < 0$

$$\begin{aligned} G_{12}^d &= d_{fm1} G_{12}, G_{13}^d = d_{fm1} G_{13}, G_{23}^d = d_{fm2} G_{23}, \\ \nu_{12}^d &= d_{fm1} \nu_{12}, \nu_{13}^d = d_{fm1} \nu_{13}, \nu_{23}^d = d_{fm2} \nu_{23} \end{aligned} \quad (12)$$

拉伸分层失效, 即  $\sigma_{33} > 0$

$$\begin{aligned} E_{33}^d &= d_{dt} E_{33}, G_{13}^d = d_{dt} G_{13}, G_{23}^d = d_{dt} G_{23}, \\ \nu_{13}^d &= d_{dt} \nu_{13}, \nu_{23}^d = d_{dt} \nu_{23} \end{aligned} \quad (13)$$

压缩分层失效, 即  $\sigma_{33} < 0$

$$\begin{aligned} E_{33}^d &= d_{dc} E_{33}, G_{13}^d = d_{dc} G_{13}, G_{23}^d = d_{dc} G_{23}, \\ \nu_{13}^d &= d_{dc} \nu_{13}, \nu_{23}^d = d_{dc} \nu_{23} \end{aligned} \quad (14)$$

在式 (8) ~ 式 (14) 中,  $E_{ij}^d$  ( $i, j = 1, 2, 3$ ) 表示退化了的材料参数  $E_{ij}$  ( $i, j = 1, 2, 3$ ),  $d_{ft}$  为纤维拉伸失效退化系数,  $d_{fc}$  为纤维压缩失效退化系数,  $d_{mt}$  为基体拉伸失效退化系数,  $d_{mc}$  为基体压缩失效退化系数,  $d_{fm1}$  和  $d_{fm2}$  为纤维基体剪切失效退化系数,  $d_{dt}$  为拉伸分层失效退化系数,  $d_{dc}$  为压缩分层失效退化系数。

上述公式给出了需要退化的材料性能, 退化的程度由退化系数确定。Zhang 等<sup>[13]</sup>的基于细观力学的复合材料渐进损伤方法的关键特点就在于提出了退化系数的理论计算公式, 仅采用材料弹性性能即可计算退化系数, 使得对于任何新的复合材料都能方便地通过计算获得退化系数。材料退化系数理论公式如下<sup>[13]</sup>:

$$\text{纤维拉伸失效, 即 } \sigma_{11} > 0$$

$$d_{ft} = E_{11}^d/E_{11} = c_m E_m/E_{11} \quad (15)$$

其中,  $c_m$  是基体的体积含量百分比,  $E_m$  是基体的弹性模量,  $E_{11}$  是复合材料沿纤维方向的弹性模量。

$$\text{纤维压缩失效, 即 } \sigma_{11} < 0$$

$$d_{fc} = \min\left(\frac{E_{11}^d}{E_{11}}\right) \quad (16)$$

基体拉伸和拉伸分层失效

$$d_{mt} = d_{dt} = 0 \quad (17)$$

基体压缩和压缩分层失效

$$d_{mc} = d_{dc} \approx 0 \quad (18)$$

纤维基体剪切失效，即  $\sigma_{11} < 0$

$$d_{fm1} = \frac{G_m}{G_{12}} \left[ 1 - \sqrt{c_f} + \frac{\sqrt{c_f}}{1 - \sqrt{c_f}} \right]^{-1}$$

$$d_{fm2} = \frac{G_m}{G_{23}} \left[ 1 - \sqrt{c_f} + \frac{\sqrt{c_f}}{1 - \sqrt{c_f}} \right]^{-1} \quad (19)$$

其中， $c_f$  是复合材料纤维体积含量， $G_m$  是基体的

剪切模量。

#### 4 失效预测结果与试验结果比较

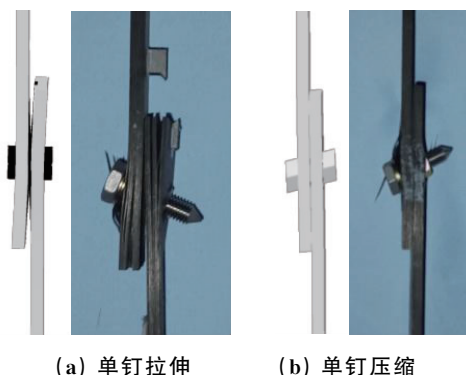
根据表 1~表 3 中试验件模型的几何尺寸分别进行建模，采用第 3 章的渐进损伤方法计算试验件失效载荷，并与试验结果比较，结果如表 5 所示。

表 5 失效载荷预测结果与试验结果比较

Tab. 5 Comparison of failure load prediction results and test results

组别	试验载荷/kN	Zhang 模型		Camanho 模型		Wang 模型	
		载荷/kN	误差/%	载荷/kN	误差/%	载荷/kN	误差/%
LD-1	22.7	24.3	7.2	15.6	31.1	13.7	39.6
LD-2	19.8	22.7	14.9	12.9	35.0	10.2	48.4
LD-3	17.9	21.0	17.3	15.9	10.9	13.9	22.5
LD-4	21.0	24.2	15.4	16.0	23.8	13.8	34.2
LD-5	20.6	22.7	10.2	15.9	22.8	13.9	32.4
LD-6	24.8	24.1	3.0	15.9	35.7	13.9	44.1
LD-7	23.1	23.3	0.9	16.7	27.6	15.0	35.3
LD-8	20.6	18.4	10.7	10.8	47.5	9.7	53.0
YD-1	-30.8	-28.2	8.4	-17.5	43.2	-13.3	56.7
YD-2	-33.6	-28.3	15.8	-18.3	45.5	-15.2	54.7
YD-3	-27.4	-26.4	10.4	-11.7	57.4	-9.5	65.2
LS-1	66.7	77.2	15.8	59.2	11.3	49.8	25.4
LS-2	70.4	81.3	15.5	62.6	11.1	58.1	17.5
YS-1	-64.9	-71.1	9.6	-55.8	14.0	-30.8	52.5
YS-2	-67.9	-73.9	8.8	-58.8	13.4	-41.8	38.5
LT-1	22.3	23.0	3.1	10.1	54.6	9.4	58.0
LT-2	21.7	23.3	7.4	9.4	56.7	8.7	60.0
LT-3	22.7	22.8	0.4	10.0	55.9	9.2	59.4
LT-4	18.7	18.3	2.1	10.1	45.8	10.1	45.8

由表 5 可知，Camanho 模型和 Wang 模型预测结果均远低于试验结果，这是退化系数低导致的。Zhang 模型的失效预测结果中，径向连接试验件失效载荷计算误差均在 17.3% 以下；轴向连接试验件失效载荷计算误差均在 7.4% 以下。所以 Zhang 模型适用性更高。图 8 给出预测的失效形式与试验结果的比较情况。可以看到两者形式相似，进一步验证了 Zhang 模型的适用性。



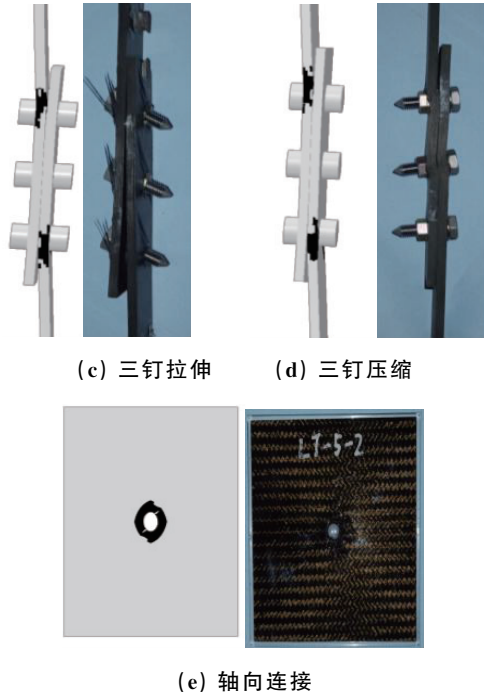


图 8 失效形式预测结果与试验结果比较  
 Fig. 8 Comparison of failure mode prediction results and experimental results

### 5 连接结构单层失效模式分析

接下来采用 Zhang 模型详细分析结构的失效情况，为揭示失效机理进行结构改进设计提供指导。考虑到径向连接沿  $0^\circ$  方向施加拉伸/压缩载荷，所以复合材料层合板中的  $0^\circ$  铺层起主要承载作用，图 9~图 12 给出层合板  $0^\circ$  单层的失效模式。轴向连接结构不同角度铺层对承载贡献相同，并且相同角度铺层的失效形式相似，所以图 13 给出 4 种铺层角度的单层失效模式情况。图 9~图 12 中

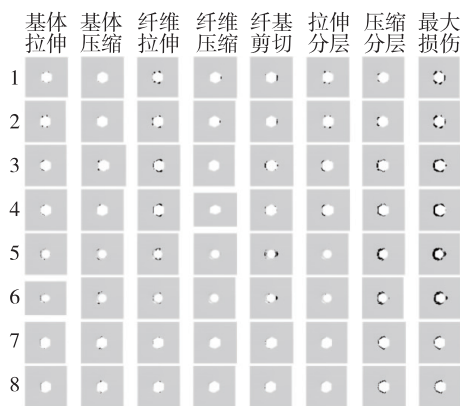


图 9 单钉拉伸孔周  $0^\circ$  层失效云图  
 Fig. 9 The failure mode of  $0^\circ$ -ply of the single-bolt single-lap composite joints under tension load

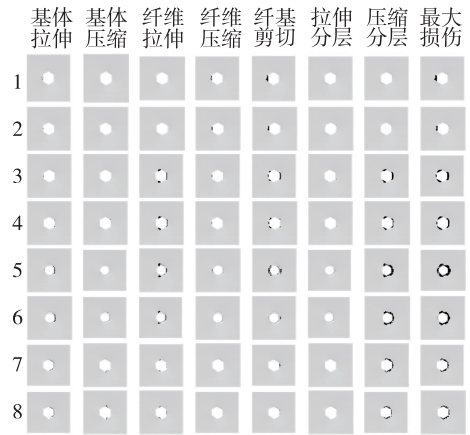


图 10 单钉压缩孔周  $0^\circ$  层失效云图  
 Fig. 10 The failure mode of  $0^\circ$ -ply of the single-bolt single-lap composite joints under compression load

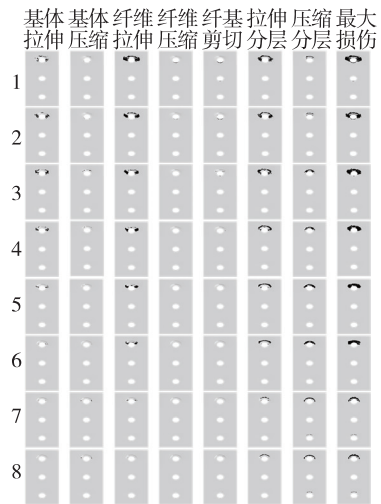


图 11 三钉拉伸孔周  $0^\circ$  层失效云图  
 Fig. 11 The failure mode of  $0^\circ$ -ply of the three-bolt single-lap composite joints under tension load

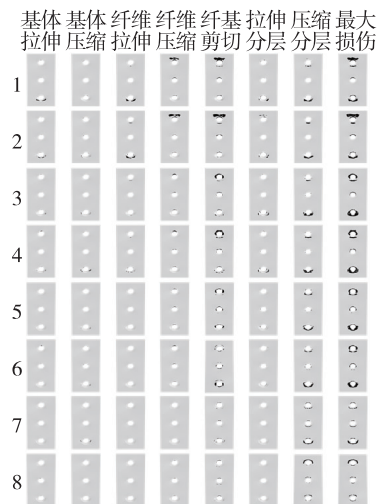


图 12 三钉压缩孔周  $0^\circ$  层失效云图  
 Fig. 12 The failure mode of  $0^\circ$ -ply of the three-bolt single-lap composite joints under compression load

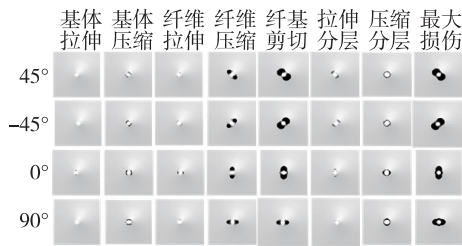


图 13 轴向连接孔周各层失效云图

Fig. 13 The failure mode of bolt hole pull-off joints

最左侧 1~8 表示 0°层由层和板接触区域到外表面的 8 个零度层。黑色表示失效。

由图 9 和图 10 可知, 复合材料单钉结构在拉伸和压缩载荷下 0°层失效模式均以纤维拉伸失效、纤维-基体剪切失效和压缩分层失效为主, 但是失效位置不同。由图 11 可知, 复合材料三钉连接结构在拉伸载荷下 0°层失效模式以基体拉伸失效、纤维拉伸失效、拉伸分层失效和压缩分层失效为主。由图 12 可知, 复合材料三钉连接结构在压缩载荷下 0°层失效模式以纤维压缩失效、纤维-基体剪切失效和压缩分层失效为主。由图 13 可知, 轴向连接结构各角度铺层的失效模式以纤维压缩失效和纤维-基体剪切失效为主, 不同角度铺层失效面积相似。

## 6 结论

本文针对大型火箭舱段间端框连接结构的典型径向连接和轴向连接设计并制备了试验件, 开展试验研究, 得到失效载荷和失效模式。调研了失效预测的渐进损伤方法, 并对 3 种方法的适用性进行验证。结果表明: 基于细观力学的复合材料渐进损伤模型的失效预测结果中, 径向连接试验件失效载荷计算误差均在 17.3% 以下; 轴向连接试验件失效载荷计算误差均在 7.4% 以下; 预测的失效形式与试验结果接近, 验证了模型的适用性。最后, 采用失效预测结果分析了 5 种连接的 7 种失效的分布, 给出了主要失效模式: 单钉结构在拉伸和压缩载荷下 0°层均以纤维拉伸失效、纤维-基体剪切失效和压缩分层失效为主, 但是失效位置不同。三钉连接结构在拉伸载荷下 0°层以基体拉伸失效、纤维拉伸失效、拉伸分层失效和压缩分层失效为主; 在压缩载荷下 0°层以纤维压缩失效、纤维-基体剪切失效和压缩分层失效为主。轴向连接结构以纤维压缩失效和纤维-基体剪切失效为主, 不同角度铺层失效面积相似。

## 参考文献

- [1] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.
- [2] 顾佳辉, 杨子涵, 刘德博, 等. 用于航天器贮箱的复合材料层合板低速冲击损伤及其渗漏规律研究[J]. 宇航总体技术, 2023(3): 35-43.
- [3] 中国航空研究院. 复合材料连接手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
- [4] 赵丽滨, 徐吉峰. 先进复合材料连接结构分析方法[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- [5] 山美娟, 赵丽滨. CFRP 复合材料螺栓连接失效载荷不确定性的评估方法[J]. 复合材料学报, 2021, 38(5): 1468-1475.
- [6] Camanho P P, Lambert M. A design methodology for mechanically fastened joints in laminated composite materials[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(15): 3004-3020.
- [7] Liu F R, Zhao L B, Mehmood S Q, et al. A modified failure envelope method for failure prediction of multi-bolt composite joints[J]. Composites Science and Technology, 2013, 83: 54-63.
- [8] Liu F R, Fang Z A, Zhao L B, et al. A failure-envelope-based method for the probabilistic failure prediction of composite multi-bolt double-lap joints[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 172: 593-602.
- [9] Chang F K, Scott R A, Springer G S. Strength of mechanically fastened composite joints[J]. Journal of Composite Materials, 1982, 16(6): 470-494.
- [10] Zhang J Y, Liu F R, Zhao L B, et al. Investigation on characteristic length testing methods for failure prediction of composite multi-bolt joints[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2015, 34(8): 636-648.
- [11] Zhang J Y, Liu F R, Zhao L B, et al. A novel characteristic curve for failure prediction of multi-bolt composite joints[J]. Composite Structures, 2014, 108: 129-136.
- [12] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(24): 2248-2280.
- [13] Zhang J Y, Zhou L W, Chen Y L, et al. A micromechanics-based degradation model for composite progressive damage analysis[J]. Journal of Composite Materials, 2016, 50(16): 2271-2287.



- [14] Wang J X, Qin T L, Mekala N R, et al. Three-dimensional progressive damage and failure analysis of double-lap composite bolted joints under quasi-static tensile loading [J]. *Composite Structures*, 2022, 285: 115227.
- [15] Cao Y J, Zhi J, Zuo D Q, et al. Mesoscale modelling of progressive damage and failure in single-lap and double-lap thin-ply laminated composite bolted joints [J]. *Compos Struct*, 2023, 316: 117046.
- [16] 周龙伟. 碳纤维增强复合材料结构失效的宏-细观分析研究方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018.
- [17] Tserpes K I, Labeas G, Papanikos P, et al. Strengthpre-  
diction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2002, 33(7): 521-529.
- [18] 田彤辉. 箭(弹)级间螺栓法兰连接结构失效实验与数值仿真研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2021.
- [19] ASTM D5961/D5961M-17. Standard test method for bearing response of polymer matrix composite laminates[S]. 2017.
- [20] ASTM D7332-16. Standard test method for measuring the fastener pull-through resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite[S]. 2016.

**引用格式:** 刘丰睿, 章凌, 杨帆, 等. 复合材料径向和轴向螺栓连接失效预测方法及失效模式分析[J]. *宇航总体技术*, 2023, 7(5): 20-28.

**Citation:** Liu F R, Zhang L, Yang F, et al. The failure analysis of the composite bolted radial and axial connection [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2023, 7(5): 20-28.