

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20200102.001

碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头拉伸失效机制

郭丽君¹, 陆方舟¹, 李想¹, 蔡登安¹, 张庆茂², 陈建农², 刘伟先², 周光明^{*1}

(1. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016; 2. 成都飞机设计研究所, 成都 610091)

摘 要: 通过试验及数值模拟对碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头轴向拉伸失效机制进行研究。基于 ABAQUS 有限元软件, 通过连续介质损伤模型及内聚区模型, 分别对碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头各部件及界面进行模拟, 编写用户自定义材料子程序 (UMAT), 建立复合材料的渐进损伤模型, 最终得到碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头的应力分布和载荷-位移曲线, 并与试验结果对比确定结构的失效机制。结果表明: 有限元分析所得碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头损伤部位及失效模式与试验吻合, 失效载荷与试验值相差较小, 证明仿真分析方法的有效性。通过对比失效模式发现, 拉伸载荷作用下, 链环是主承力部件, 其弧形端部是应力集中处, 纤维断裂即从此处开始发生并向外扩展, 导致链环断裂及整体结构破坏。

关键词: 缠绕接头; 复合材料; 轴向拉伸; 失效机制; 内聚区模型

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2020)09-2163-10

Tensile failure mechanism of carbon fiber/epoxy composite winding joint

GUO Lijun¹, LU Fangzhou¹, LI Xiang¹, CAI Deng'an¹, ZHANG Qingmao²,
CHEN Jiannong², LIU Weixian², ZHOU Guangming^{*1}

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China)

Abstract: The axial tensile failure mechanism of carbon fiber/epoxy composite winding joint was studied by means of experiment and simulation. Based on ABAQUS, the continuum damage model and cohesive zone model were used to simulate each part and interface of the carbon fiber/epoxy composite winding joint, respectively. The progressive damage model of the carbon fiber/epoxy composite was established by writing user-defined material subroutine(UMAT). As a result, the stress distribution and load-displacement curve of the carbon fiber/epoxy composite winding joint were obtained and the failure mechanism of the structure was determined by comparison with the experimental results. The results show that the calculated damage position and failure modes of the carbon fiber/epoxy composite winding joint agree well with the experimental results, and the difference between the calculated value and test value of the failure load is small, which proves the validity of the simulation analysis method. By comparing the failure modes, it is found that under tensile load, the loop plies are the main bearing component, and the curved end of which is the position where the stress is concentrated. The fiber fracture starts from here and gradually spreads outward until the loop plies fracture, which leads to the structural damage.

Keywords: winding joint; composite; axial tensile; failure mechanism; cohesive zone model

复合材料因其轻质高强、可设计性强等优良特性, 现已被广泛应用于航空航天领域。且随着科技的不断发展, 适用范围逐渐扩展至机身、机翼甚至接头等主承力部件^[1]。美国的一些复合材料计划更是将复合材料设计和制造理念作为研究重点, 复合材料接头的设计和制造则是其中重要的组成部分^[2-4]。

为满足不同的使用条件, 复合材料接头的结构形式多种多样, 总体而言可分为平面内接头和非平面内接头两大类^[5]。其中, 研究较多的平面

收稿日期: 2019-10-23; 录用日期: 2019-12-13; 网络首发时间: 2020-01-02 18:27:04
网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200102.001>
基金项目: 江苏高校优势学科建设工程 (PAPD); 江苏省基础研究计划 (自然科学基金)(BK20190394); 中央高校基本科研业务费专项资金 (NS2019001)
通信作者: 周光明, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为先进复合材料结构设计及工程问题的计算机建模 E-mail: zhougm@nuaa.edu.cn
引用格式: 郭丽君, 陆方舟, 李想, 等. 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头拉伸失效机制 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(9): 2163-2172.
GUO Lijun, LU Fangzhou, LI Xiang, et al. Tensile failure mechanism of carbon fiber/epoxy composite winding joint[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(9): 2163-2172(in Chinese).

内接头主要有整体层压板式接头和三维编织接头^[6],整体层压板式接头成型工艺成熟,制作过程简易;三维编织接头整体性较好,不易分层。非平面内接头主要有T型接头、L型接头、 π 型接头等^[7],结构形式复杂,主要通过试验测试和仿真分析对其进行研究^[8]。

Chang等^[9]结合Yamada破坏准则,研究出预测复合材料接头破坏强度及失效模式的方法。Wolff等^[10]根据试验分析结果,建立了基于Weibull形状参数的结合分散数据法。Kassapoglou等^[11]提出有效截面应力方程预测复合材料耳片接头拉伸失效。Wallin等^[12]通过试验和仿真相结合的方式,得到复合材料连接耳片的刚度强度及破坏模式。

总体而言,目前广泛使用的依然是整体层压式接头,不少学者提出通过长纤维缠绕的方式提高复合材料接头的承载能力。史坚忠等^[13-14]提出一种缠绕铺层方式,采用解析法推导出复合材料接头受内外压力时的应力表达式。程家林^[15]推导了平面环绕型复合材料承力接头危险部位的强度解析式,用于预测其承载能力。张文荣^[16]通过试验研究了复合材料耳片接头的拉伸、剪切和弯曲承载能力及破坏模式,确定环绕铺层对接头承载能力的增强效果。王强等^[17]通过试验研究发现,改用平面缠绕铺层成型可有效解决复合材料接头成型过程中温度引起的层间开裂问题。

Havar等^[18-19]研制出了用于转子叶片连接的复合材料缠绕型接头,并对其进行了轴向拉压、横向及复合载荷加载试验,发现后两种加载方式容易导致接头层间剥离,通过试验和仿真相结合,证明对缠绕型接头进行3D加强可以很好地减轻接头的剥离情况,提高接头承载能力。在此基础上,雷良超等^[20-21]提出了一种新型复合材料缠绕接头,该种接头可充分利用纤维方向的连续性,并通过有限元仿真验证该结构的合理性。

本文基于连续介质损伤力学,进一步修正了碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头的有限元分析模型。并通过与拉伸试验结果对比,明确了碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头的拉伸失效模式及损伤机制,为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头的结构优化及实际应用提供有效指导。

1 拉伸试验

1.1 原材料

本文所研究的复合材料缠绕接头由链环、中

间件和内衬环三部分胶接而成。碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头的结构及具体尺寸如图1所示,内衬环内半径为7 mm,外半径为9 mm,链环外半径为11 mm,中间件长度(即圆心距)为200 mm,缠绕接头厚度为10 mm。其中,内衬环由CF3031/BA9916-Ⅱ碳纤维双向布预浸料沿0°方向缠绕成型,共9层,中间件由CCF300/BA9916-Ⅱ碳纤维单向布预浸料沿z轴方向按[45/0/-45/0/90/0/45/0/-45/0]_{4S}的方式铺设成型,链环由CCF300/BA9916-Ⅱ碳纤维单向带预浸料沿0°方向在中间件和内衬环外表面缠绕成型,共16层。部件间选用J-116B结构胶粘连,复合材料性能参数如表1所示。试件共4件,编号分别为T-1~T-4。

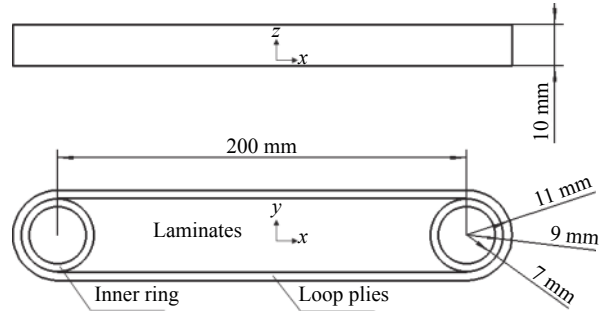


图1 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头几何尺寸

Fig. 1 Geometry configuration of carbon fiber/epoxy composite winding joint

表1 碳纤维/环氧树脂复合材料的性能参数

Table 1 Properties of carbon fiber/epoxy composite

	CCF300/BA9916-Ⅱ	CF3031/BA9916-Ⅱ
E_{11} /GPa	120	60
E_{22} /GPa	7.7	59
E_{33} /GPa	7.7	7.7
$\mu_{12}=\mu_{13}=\mu_{23}$	0.27	0.05
$G_{12}=G_{13}$ /GPa	5.5	6.4
G_{23} /GPa	5.5	6.4
X_T /MPa	1 400	500
X_C /MPa	1 300	450
Y_T /MPa	35	450
Y_C /MPa	160	455
Z_T /MPa	35	50
Z_C /MPa	160	155
$S_{12}=S_{13}$ /MPa	163	105
S_{23} /MPa	86	83

Notes: E_{ii} ($i, j=1, 2, 3$)—Elastic modulus in direction of fibre, perpendicular to fibre in plane and out of plane; X_T, Y_T, Z_T —Tensile strength in the three directions above, respectively; X_C, Y_C, Z_C —Compress strength in the three directions above, respectively; μ_{ij}, G_{ij}, S_{ij} ($i, j=1, 2, 3$)—Poisson's ratio, shear modulus and shear strength for 1-2, 1-3, 2-3 plane, respectively.

1.2 试验方法

拉伸试验在 MTS370.25 疲劳试验机上进行，该试验机精度为 0.2%。试验夹具为自行设计所得，由夹具主体、螺栓和金属衬套组成，试件通过螺栓与夹具主体相连，金属衬套用于限位，防止试件在加载过程中发生滑动，从而保证拉伸载荷的对心，最终将夹具装夹到试验机上，如图 2 所示。图 3 为试件一端装夹示意图。



图 2 复合材料缠绕接头试件加载示意图

Fig. 2 Loading diagram of composite winding joint specimen

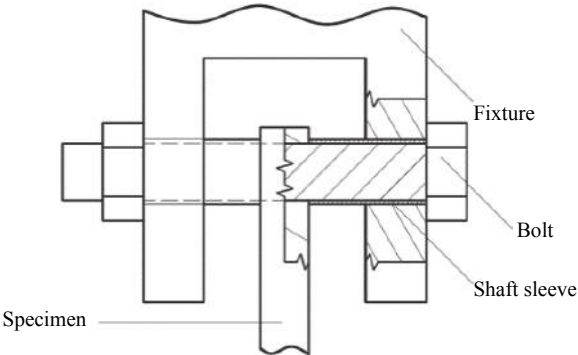


图 3 复合材料缠绕接头试件装夹示意图

Fig. 3 Clamping diagram of composite winding joint specimen

为研究缠绕接头的变形行为，需要在特定位置粘贴应变片获取应变数据并分析。为了掌握界面处脱胶情况，在链环、中间件和内衬环三者界面处对称布置对应的应变片，此外，为了掌握链环不同位置及中间件中心处应变情况，在这些位置也布置一定数量的应变片(花)，应变片(花)布

置如图 4 所示，共计 28 个通道(括号内数字为反面对应位置应变片编号)。采用 DH3816 静态应变测试系统采集应变数据，精度为 0.5%。

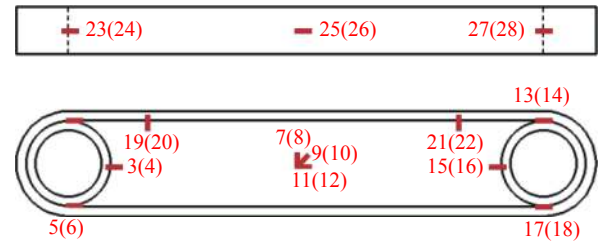


图 4 复合材料缠绕接头应变片布置示意图

Fig. 4 Schematic of strain gauge positions of composite winding joint

试验前进行预试，消除间隙，拉紧试件，并检查加载系统等是否处于良好状态。正式试验时以 0.5 mm/min 的速率加载，每隔 1 kN 记录一次应变数据，直至试件破坏。

1.3 试验结果

表 2 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头轴向拉伸试验结果。可知，破坏载荷的离散系数较小，表明试验具有较好的重复性。图 5 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头的载荷-位移曲线。可

表 2 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头轴向拉伸试验结果
Table 2 Axial tensile load test results of carbon fiber/epoxy composite winding joint

Specimen number	Failure load/kN	Average load/kN	Coefficient of variation/%
T-1	41.94	41.07	6.49
T-2	38.73		
T-3	38.56		
T-4	45.06		

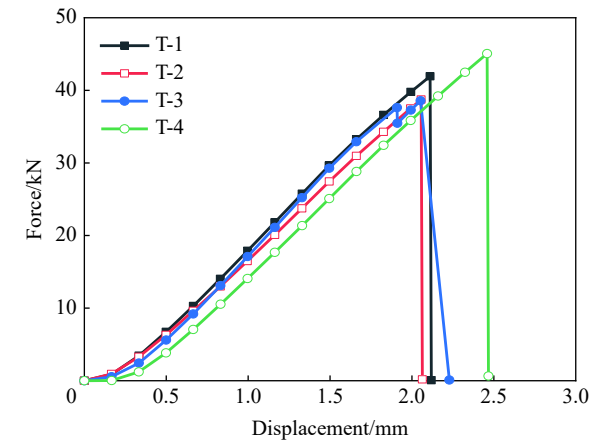


图 5 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头的载荷-位移曲线
Fig. 5 Load-displacement curves of carbon fiber/epoxy composite winding joint

知，试件 T-3 在最终破坏前出现短暂卸载现象，是由于链环-中间件界面处突然脱粘所致，其余试件均未出现此情况。

图 6 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头试件 T-1 的应变-载荷曲线，根据粘贴位置，将应变片数据分成 5 组。由于接近最终破坏时，大量应

变片无法继续采集数据，因此图中仅给出载荷为 34 kN 之前的应变。可知，由于粘贴位置的偏差及试验误差的影响，碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头对应位置数据未完全重合，但各组数据大致呈线性，且一致性较好。

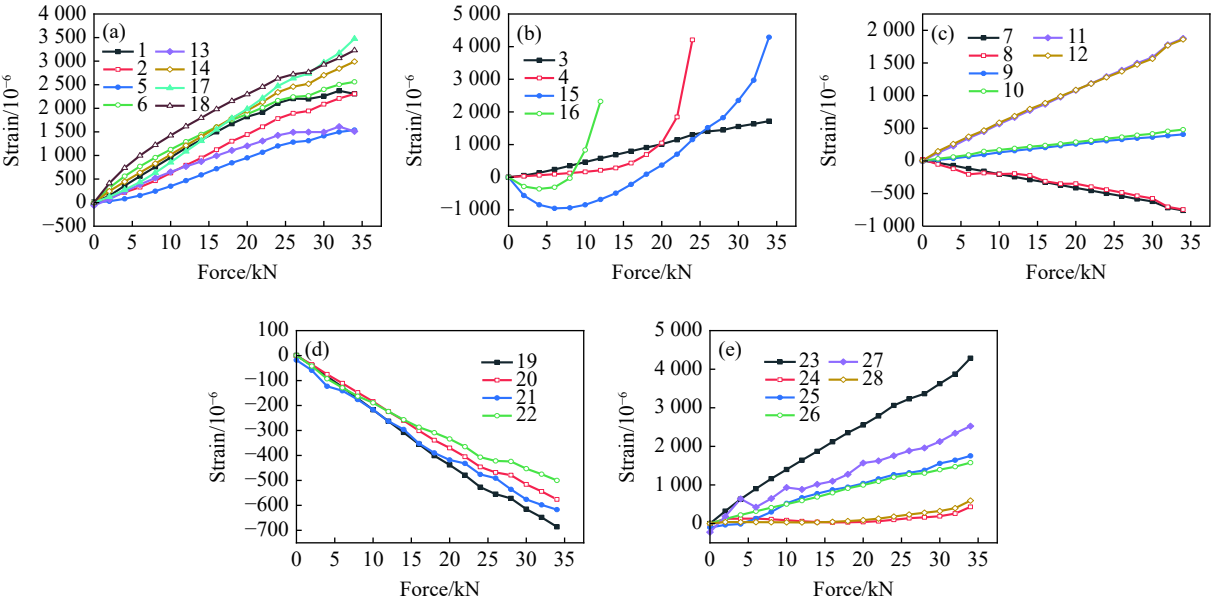


图 6 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头试件 T-1 应变-载荷曲线
Fig. 6 Strain-load curves of carbon fiber/epoxy composite winding joint specimen T-1

从图 6(a) 可以看出，链环、中间件、内衬环三者界面处应变缓缓增大，在此过程中该处胶层未失效。从图 6(b) 可以看出，内衬环-中间件界面处随载荷增大而应变增大速度较快，且在较早时就无法采集数据，这是由于该界面处胶层较早破坏所致。从图 6(c) 可以看出，中间件外表面中心处应变较小，沿加载方向最大，载荷为 34 kN 时，应变为 $1\,861\times10^{-6}$ ，垂直于加载方向应变为 -745×10^{-6} ，沿纤维方向应变为 479×10^{-6} 。从图 6(d) 可以看出，链环-中间件界面处应变较小，在此过程中该处胶层未失效。从图 6(e) 可以看出，链环两端测点应变较大，载荷为 34 kN 时，应变最大可达 $4\,285\times10^{-6}$ ；中间测点应变较小，载荷为 34 kN 时，应变为 $1\,754\times10^{-6}$ 。

2 数值模拟方法

运用 ABAQUS 有限元软件，基于连续介质损伤力学理论，建立缠绕接头三维渐进损伤有限元模型。分析时，将链环、中间件和内衬环均简化

为层合板，单层板本构关系由经典层合板理论^[22]确定。初始失效准则选用加入了 Yeh 分层失效准则的三维 Hashin 准则^[23]，纤维拉伸失效、纤维压缩失效、基体拉伸失效、基体压缩失效、拉伸分层失效及压缩分层六种失效模式分别为纤维拉伸失效 ($\sigma_{11} \geq 0$):

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

纤维压缩失效 ($\sigma_{11} < 0$):

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

基体拉伸失效 ($\sigma_{22} + \sigma_{33} \geq 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{1}{S_{23}^2}\right)(\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}) + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \tag{3}$$

基体压缩失效 ($\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{2S_{23}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{22}+\sigma_{33}}{Y_C}\right)\left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2-1\right]+\left(\frac{1}{S_{23}^2}\right)\left(\tau_{23}^2-\sigma_{22}\sigma_{33}\right)+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1$$

(4)

拉伸分层失效 ($\sigma_{33} \geqslant 0$):

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

(5)

压缩分层失效 ($\sigma_{33} < 0$):

$$\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1$$

(6)

复合材料层合板出现损伤后，损伤单元的性

能严重降低，工程弹性常数应做相应的折减处理，当用初始失效判据判定复合材料出现某种损伤后，一般通过建立相应的刚度退化准则折减相应单元的刚度来表征单元的损伤。

本文选用较为简单的 Camanho^[24] 线性退化准则，具体退化方式如表 3 所示。结合本构方程、三维 Hashin 准则及 Camanho 线性退化方法编写用户自定义材料子程序 (UMAT)，研究各复合材料部件的渐进损伤过程及失效机制，其中，损伤状态变量 SDV1~6 分别对应纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、基体压缩、拉伸分层、压缩分层六种失效模式。

表 3 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头性能退化方式

Table 3 Degradation modes of carbon fiber/epoxy composite winding joint

Failure mode	Stiffness degradation of material
Tensile fracture of fiber	$E'_{11}=0.07E_{11}$
Compression fracture of fiber	$E'_{11}=0.14E_{11}$
Tensile cracking of matrix	$E'_{22}=0.2E_{22}, G'_{12}=0.2G_{12}, G'_{23}=0.2G_{23}$
Compression cracking of matrix	$E'_{22}=0.4E_{22}, G'_{12}=0.4G_{12}, G'_{23}=0.4G_{23}$
Delamination	$E'_{33}=G'_{13}=G'_{23}=v'_{13}=v'_{23}=0$

为了探究界面胶层损伤情况，运用内聚区模型 (CZM) 模拟胶层，即在不同部件之间插入内聚力单元对界面破坏进行仿真。内聚力单元本构基于牵引-分离准则，判断单元初始失效时采用二次应力准则，即假设当各个方向应力比的平方和达到 1 时，单元开始发生损伤，表达式如下：

$$\left\{\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}\right\}^2+\left\{\frac{t_s}{t_s^0}\right\}^2+\left\{\frac{t_t}{t_t^0}\right\}^2=1$$

(7)

式中： t_n 、 t_s 、 t_t 分别为内聚力单元法向、第一切向及第二切向应力； t_n^0 、 t_s^0 、 t_t^0 分别为内聚力单元三个方向对应的损伤应力阈值； $\langle \rangle$ 为 Macaulay 括弧，表示压应力或压应力状态均不能引起内聚力单元损伤。

损伤演化准则控制内聚力单元起始损伤后界面刚度的退化方式和退化速率^[25]。本文采用基于能量的线性损伤扩展准则，损伤因子 D 计算如下：

$$D=\frac{\delta_m^f\left(\delta_m^{\max}-\delta_m^0\right)}{\delta_m^{\max}\left(\delta_m^f-\delta_m^0\right)}$$

(8)

式中： δ_m^0 为单元开始损伤时的位移； $\delta_m^{\max}$ 为加载历程中的最大位移； $\delta_m^f=2G_C/T_{\text{eff}}$ 为单元完全损伤时的位移，其中 G^C 为内聚力单元完全损伤时总的断裂能， T_{eff} 为满足损伤判据时的有效应力。

3 仿真分析

3.1 复合材料缠绕接头有限元模型

由于复合材料缠绕接头在几何形式上的对称性，可建立其四分之一模型以简化计算，实际所受载荷值及位移值均为模型计算所得值的两倍。在 CATIA 中建立复合材料缠绕接头的实体模型，如图 7 所示。实际建模时考虑胶层厚度为 0.1 mm，链环内外半径对应分别增大为 9.1 mm 和 11.1 mm。

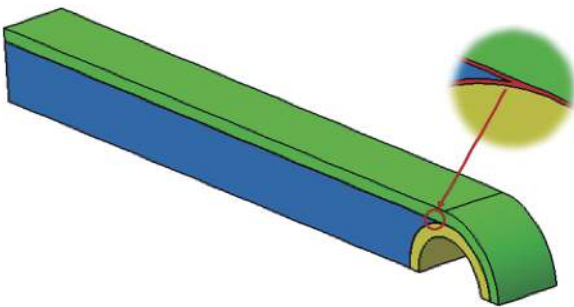


图 7 复合材料缠绕接头三维实体模型

Fig. 7 3D solid model of composite winding joint

运用 Hypermesh 按实际铺层数划分实体网格，并导入 ABAQUS 中完成材料属性的赋予、单元类型的选择及约束加载等。复合材料部件均选用 8 节点六面体减缩积分单元 (C3D8R)，胶层选用三维内聚力单元 (COH3D8)，计算时所用材料 (J-

116B 结构胶) 参数如表 4 所示。对模型边界处采用对称约束, 各复合材料部件与胶层之间采用绑定 (Tie) 约束。由于螺栓的变形不是本次研究重点, 可使用解析刚体模拟螺栓, 通过对其参考点施加

沿 x 轴正向的位移, 从而对整个模型施加载荷, 螺栓与内衬环之间为面面接触。图 8 为模型约束加载示意图, 最后调用 UMAT 子程序实现计算。

表 4 J-116B 结构胶材料属性
Table 4 Material properties of J-116B

$E/E_{nn}/(\text{MPa}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_1/E_{ss}/(\text{MPa}\cdot\text{mm}^{-1})$	$G_2/E_{tt}/(\text{MPa}\cdot\text{mm}^{-1})$	t_n^0/MPa	t_s^0/MPa	t_t^0/MPa	$G^C/(\text{J}\cdot\text{m}^{-2})$
1 000	300	300	20	30	30	2

Notes: E/E_{nn} , G_1/E_{ss} , G_2/E_{tt} —Interface stiffness for three directions, respectively; t_n^0 , t_s^0 , t_t^0 —Interface strength for three directions, respectively.

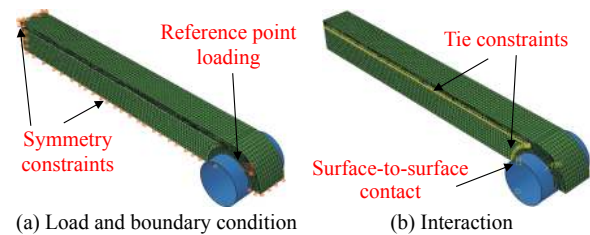


图 8 复合材料缠绕接头有限元模型约束加载示意图
Fig. 8 Schematic of constraint and load for finite element model of composite winding joint

3.2 复合材料缠绕接头有限元结果

图 9 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头有限元计算所得载荷-位移曲线。可知, 破坏载荷为 40.14 kN。根据载荷-位移曲线, 有限元模型受载过程可分为四个阶段 (分别对应于图中 I、II、III 和 IV 区域): (1) 载荷与位移呈线性递增关系; (2) 曲线斜率有所减小, 但载荷与位移依然大致呈线性关系; (3) 随着位移的增加, 载荷缓慢增大并很快达到最大载荷值; (4) 随着位移的增加, 载荷

减小, 计算终止。
结合碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头载荷-位移曲线、应力-应变云图及损伤状态变量可得缠绕接头渐进损伤过程及失效机制, 其中第四阶段对应结构破坏过程, 不再分析, 主要分析缠绕接头受载的前三个阶段。

图 10 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头第一阶段应力云图变化。可知, 内衬环的应力主要集中在与螺栓接触的部分, 而链环的最大应力位置则比较接近链环的转角位置处, 此时结构完整, 各部件共同承载。

图 11 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头第二阶段胶层的损伤演化过程及对应的应力云图。可知, 当碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头所受载荷达到 9.65 kN 时, 内衬环-中间件界面胶层出现损伤并向外扩展, 随着内衬环-中间件界面的损伤, 中间件承受载荷减小, 链环成为主要承力部件。内衬环-中间件界面基本完全失效时, 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头所受载荷为 32.75 kN 时, 位移为 1.28 mm。

图 12 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头第三阶段主要为链环的损伤演化过程。可知, 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头第三阶段的损伤演化过程中主要出现了纤维拉伸断裂损伤及基体压缩损伤。图 13 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头第三阶段链环应力云图。由图 12 和图 13 可知, 当载荷达到 36.92 kN 时, 两种损伤同时发生, 而纤维拉伸断裂损伤发生于应力集中处 (该点已在图 9 中标出), 基体压缩损伤发生于链环内侧受压处。随后, 集中应力区域逐渐向初始损伤单元相邻外层处转移, 链环纤维断裂损伤迅速扩展, 结构很快达到最大承载力 (40.14 kN), 此时链

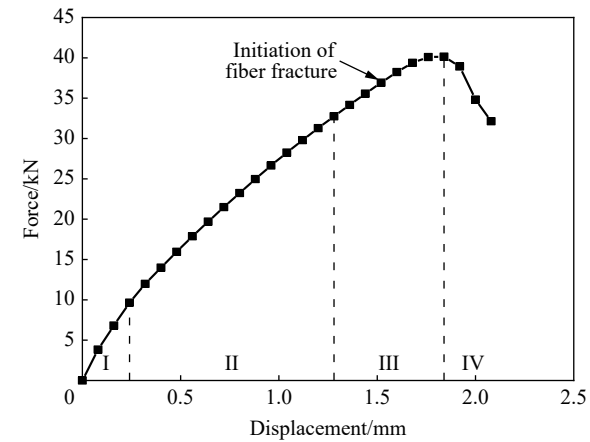


图 9 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头有限元模型载荷-位移曲线
Fig. 9 Load-displacement curve of finite element model for carbon fiber/epoxy composite winding joint

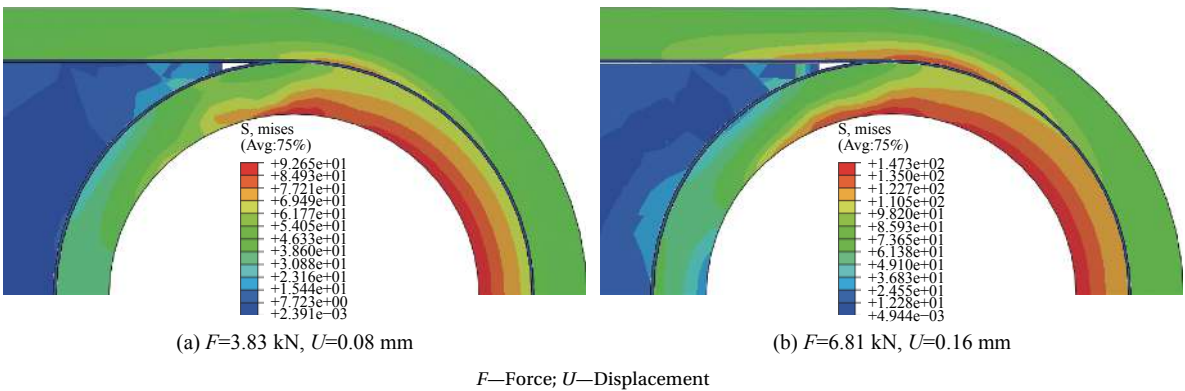


图 10 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头第一阶段应力云图

Fig. 10 Contour of stress of carbon fiber/epoxy composite winding joint in the first stage

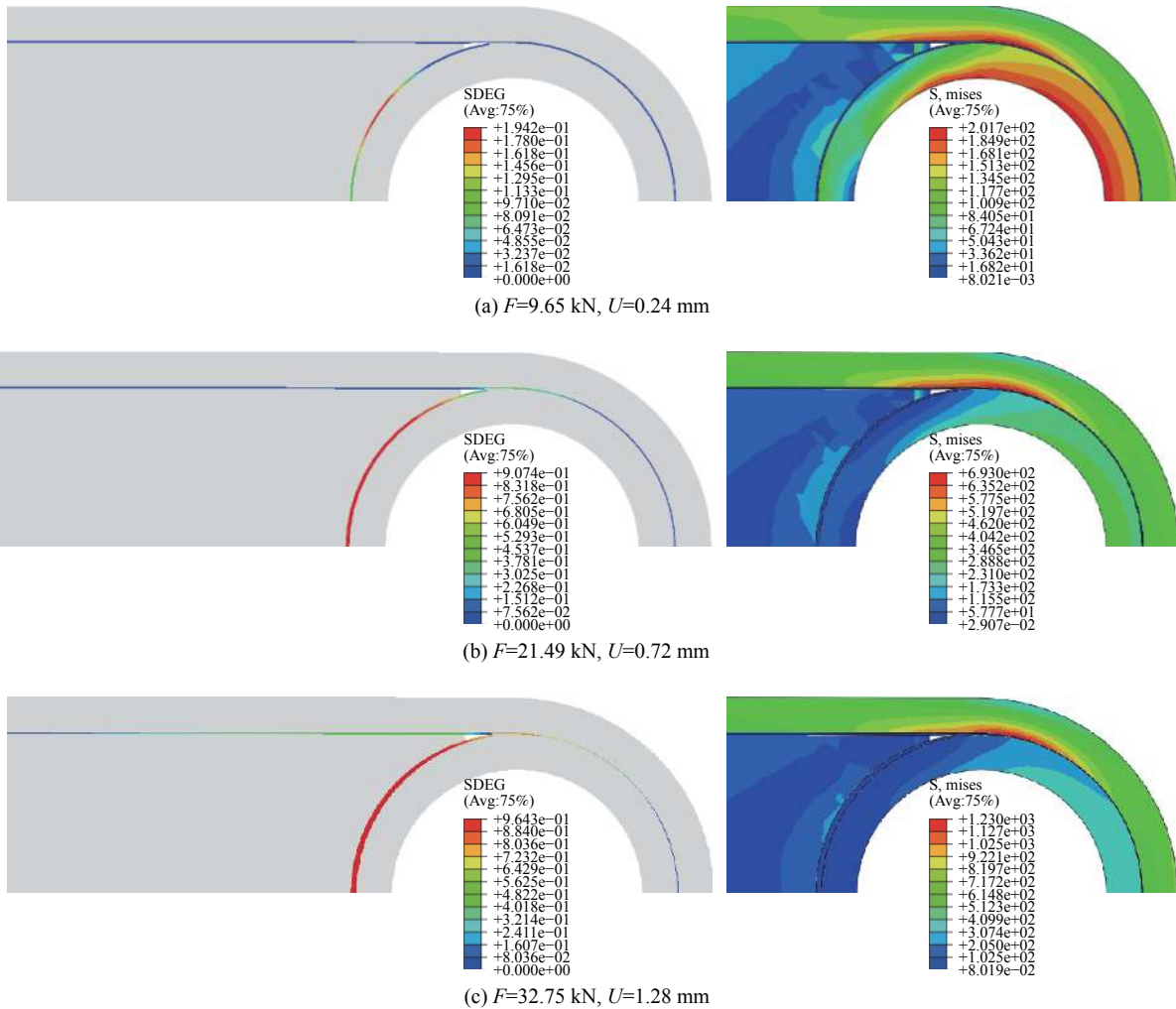


图 11 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头第二阶段胶层损伤演化及对应应力云图

Fig. 11 Contour of damage evolution and corresponding stress for adhesive layer of carbon fiber/epoxy composite winding joint in the second stage

环纤维断裂损伤基本完全，基体压缩损伤也有所扩展，但主要沿环向，因此链环断裂，结构破坏主要由纤维断裂造成。

4 结果与讨论

由图 6 可以看出，对应位置处应变数据一致性较好，说明试验夹具设计的合理性保证了碳纤

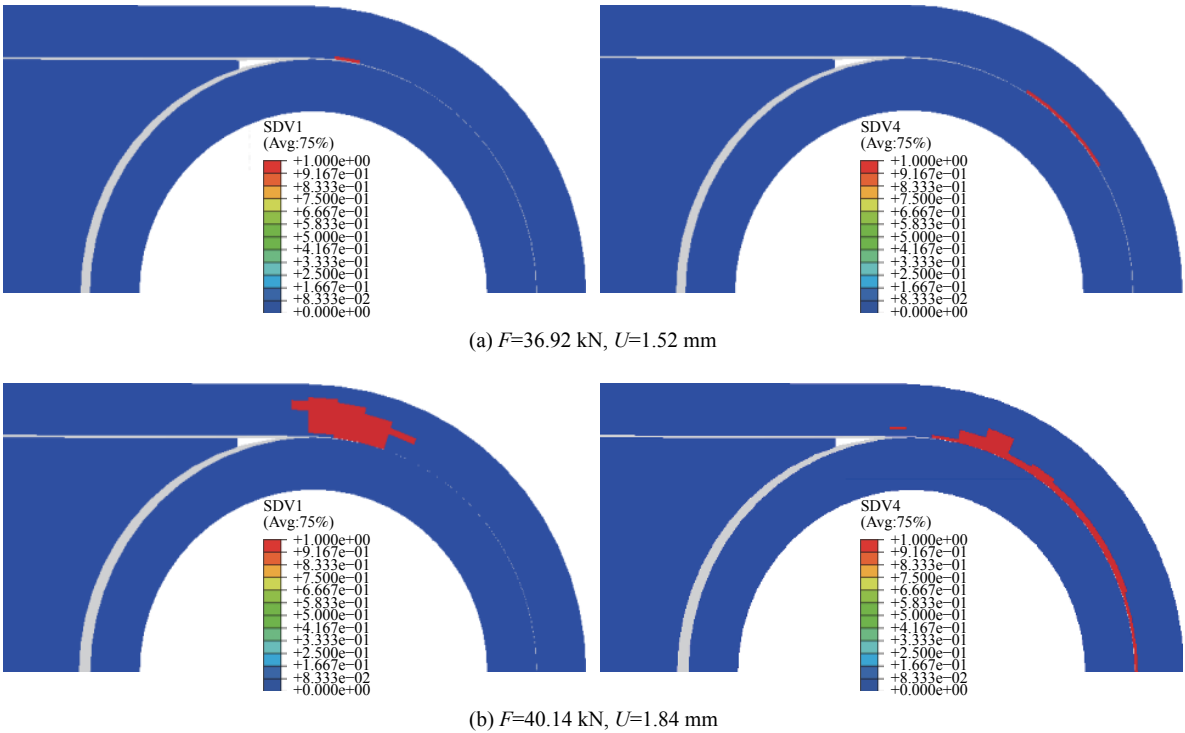


图 12 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头第三阶段链环损伤演化过程

Fig. 12 Contour of damage evolution for loop plies of carbon fiber/epoxy composite winding joint in the third stage

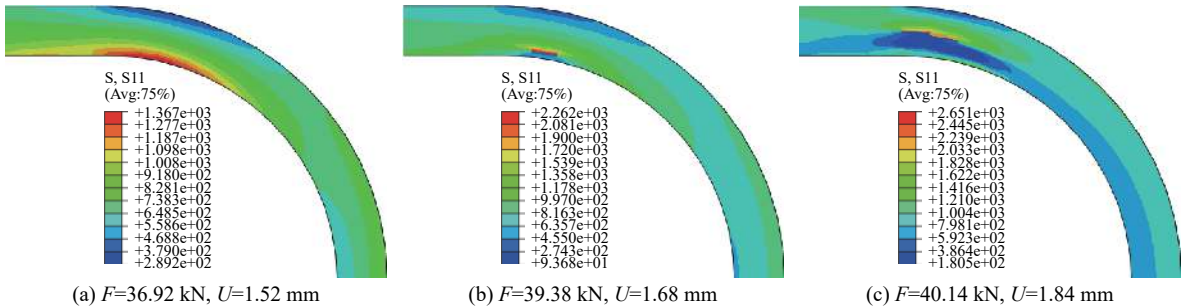


图 13 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头第三阶段链环应力云图

Fig. 13 Contour of stress for loop plies of carbon fiber/epoxy composite winding joint in the third stage

维/环氧树脂复合材料缠绕接头试件的对称性，从而也提高了试验结果的可靠性。由图 5 可知，破坏载荷平均值为 41.07 kN，仿真计算所得结果 (40.14 kN) 与试验结果相差 2.26%，说明所建立的渐进损伤有限元模型的有效性。

图 14 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头试件 T-1~T-4 失效模式。可以看出，破坏位置为链环弧形端部，内衬环-中间件界面脱开，而链环-中间件界面损伤区域较小。图 15 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头胶层最终损伤形式。可知，至最终破坏时，链环-中间件界面胶层有所损伤但并未失效，链环与内衬环之间胶层亦有所损伤，同时在链环与内衬环接触上端区域胶层损伤程度

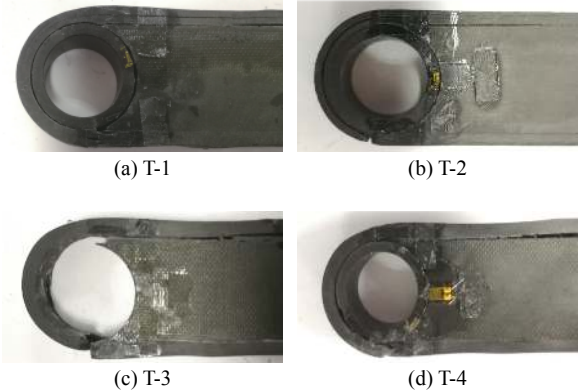


图 14 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头试件 T-1~T-4 失效模式

Fig. 14 Failure modes of carbon fiber/epoxy composite winding joint specimens T-1~T-4



图 15 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头胶层最终损伤形式

Fig. 15 Final form of damage for adhesive layer of carbon fiber/epoxy composite winding joint

略高，仅中间件与内衬环界面基本完全脱胶失效。对比结果表明，仿真与试验所得胶层损伤模式吻合较好。

为了验证有限元计算所得应变分布的准确性，取计算载荷为 34.17 kN 时，链环上及中间件中心这几个具有代表性的应变测点（7、9、11、23、25）处的应变值与试验值进行比对。表 5 为碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头部分测点应变仿真值与试验值对比。可知，除测点 7 处应变仿真值与试验值相差较大外（在合理范围内），其余测点处均吻合较好，再次说明有限元计算方法的可靠性。

表 5 碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头部分测点
应变仿真值与试验值对比

Table 5 Comparison of simulation and test values of some
strain gauges on carbon fiber/epoxy composite winding joint

Strain gauge number	Simulation value/ 10^{-6}	Test value/ 10^{-6}	Error/ %
7	-420	-745	43.62
9	619	479	29.23
11	1 993	1 861	7.09
23	4 124	4 285	3.76
25	1 863	1 754	6.21

5 结论

(1) 对碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头在轴向拉伸载荷作用下的失效机制进行试验研究，自行设计了专用夹具保证满足试验加载的要求，结果表明该方法有效。

(2) 采用有限元法，基于 ABAQUS 软件平台，采用内嵌的用户自定义子程序 (UMAT)，编制了碳纤维/环氧树脂复合材料失效判据及失效扩展方法。同时结合内聚区模型，建立了相应的渐进损伤有限元模型，得到碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头载荷-位移曲线、应力分布情况及损伤过程。

(3) 计算所得破坏载荷与试验值平均值相差较小；相近载荷下，计算所得对应应变测点处应变与试验值相差较小；预测碳纤维/环氧树脂复合材

料缠绕接头的损伤部位也与试验吻合，均表明仿真分析方法的有效性。分析发现，碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头先后发生胶层损伤和链环损伤，随着内衬环-中间件界面胶层的损伤扩展，链环逐渐成为主要承力部件，链环弧形端部成为应力集中区域，此处产生由内而外的纤维拉伸断裂损伤造成接头结构最终破坏。采用本文的研究方法可以有效预测碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头的失效模式。

参考文献：

[1] 杨乃宾, 章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.

YANG N B, ZHANG Y N. Composite structure design of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002(in Chinese).

[2] HOLZWARTH R C. The structural cost and weight reduction potential of more unitized aircraft structure: AIAA-98-1872[R]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.

[3] BUTLER B, FELLOW A. Composites affordability initiative: AIAA-2000-1379[R]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.

[4] ENGELSTAD S P, BERRY O T, RENIERI G D, et al. A high fidelity composite bonded joint analysis validation study Part I : Analysis: AIAA-2005-2166[R]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

[5] PHILIPS H J, SHENOI R A. Damage tolerance of laminated tee-joints in FRP structures[J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 1998, 29 (4): 465-478.

[6] 王国平, 黄领才, 王冠. 复合材料层板多钉连接设计与试验研究[C]//第19届全国直升机年会论文. 哈尔滨: 中国航空学会, 2003: 65-70.

WANG G P, HUANG L C, WANG G. Design and experimental research of composite laminate multi-bolted joint[C]// The 19th National Helicopter Conference. Harbin: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2003: 65-70(in Chinese).

[7] 孙旋, 童明波, 陈智, 等. 碳纤维复合材料接头力学性能试验与

- 仿真分析[J]. 复合材料学报, 2016, 33(11): 2517-2527.
- SUN X, TONG M B, CHEN Z, et al. Test and simulation analysis of mechanical properties for joint of carbon fiber composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(11): 2517-2527(in Chinese).
- [8] 石好男, 王继辉, 张桂明. 复合材料L型接头的损伤与破坏模式研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2019(3): 16-20.
- SHI H N, WANG J H, ZHANG G M. The research on damage and failure modes of composite L-joint[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2019(3): 16-20(in Chinese).
- [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] WOLFF R V, LEMON G H. Reliability prediction for composite joints-bonded and bolted: AD-A026408[R]. [s. l.]: [s. n.], 1976.
- [11] KASSAPOGLOU C, TOWNSEND W A. Failure prediction of composite lugs under axial loads[J]. *AIAA Journal*, 2003, 41(11): 2239-2243.
- [12] WALLIN M, SAARELA O, LAW B, et al. RTM composite lugs for high load transfer applications[C]//Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Hamburg: Helsinki University of Technology, 2006.
- [13] 史坚忠, 黄维扬. 复合材料缠绕接头几种受力状态的解析分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(6): 722-726.
- SHI J Z, HUANG W Y. Analysis of winding composite joints at several load conditions[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 1999, 31(6): 722-726(in Chinese).
- [14] 史坚忠, 黄维扬. 复合材料承力接头设计的相关理论与应用概述[J]. 洪都科技, 1999(1): 1-7.
- SHI J Z, HUANG W Y. A survey of related theory and application of bearing-load joints of composite materials[J]. *Hongdu Science and Technology*, 1999(1): 1-7(in Chinese).
- [15] 程家林. 层压复合材料连接接头设计及其在大飞机中的应用[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 640-644.
- CHENG J L. Design of composite laminated joint and its application in large aircrafts[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(3): 640-644(in Chinese).
- [16] 张文荣. 复合材料耳片接头承载能力试验[J]. 洪都科技, 2001(1): 38-42, 54.
- ZHANG W R. Test for load-bearing capacity of lug connector of composite material[J]. *Hongdu Science and Technology*, 2001(1): 38-42, 54(in Chinese).
- [17] 王强, 王建华, 黎小宝, 等. 环绕型复合材料接头层间开裂问题分析和改进措施[J]. 教练机, 2013(2): 62-65.
- WANG Q, WANG J H, LI X B, et al. Analysis and improvement on laminated cracking of circular composite joint[J]. *Trainer*, 2013(2): 62-65(in Chinese).
- [18] HAVAR T, WERCHNER C, MIDDENDORF J. Design and manufacturing of composite aerospace load introduction structures[C]//AIAA/ASME/ASCE/AHS /ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [19] HAVAR T, DRECHSLER K. Design and progressive failure analysis of 3D-reinforced composite force introduction loops[C]//49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [20] 雷良超, 周光明, 陆方舟, 等. 复合材料缠绕接头拉伸失效性能有限元分析[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(4): 174-178.
- LEI L C, ZHOU G M, LU F Z, et al. Finite element analysis on tensile properties of composite winding joint[J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2018, 39(4): 174-178(in Chinese).
- [21] 雷良超. 复合材料缠绕接头力学性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- LEI L C. Research on mechanical properties of the winding composite lug[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018(in Chinese).
- [22] 王耀先. 复合材料力学与结构设计[M]. 上海: 华东理工大学出版社, 2012.
- WANG Y X. Mechanics and structural design of composite materials [M]. Shanghai: East China University of Science and Technology Press, 2012(in Chinese).
- [23] HASHIN Z. Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1981, 48(4): 846-852.
- [24] CAMANHO P P, DÁVILA C G. Mixed-mode decohesion elements for the simulation of delamination in composite materials: NASA/TM-2002-211737[R]. Washington: NASA, 2002.
- [25] 陈丁丁, 朱萌, 胡其高, 等. 含拼接铺层碳纤维增强树脂复合材料拉伸破坏机制[J]. 复合材料学报, 2020, 37(6): 1312-1320.
- CHEN D D, ZHU M, HU Q G, et al. Tensile failure mechanism of carbon fiber reinforced polymer composites with ply splice[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2020, 37(6): 1312-1320(in Chinese).