

填表说明

一、本报告中相关的技术或数据如涉及知识产权保护、军工项目保密等内容，请作脱密处理。

二、请用宋体小四字号撰写本报告，可另行附页或增加页数，A4纸双面打印。

三、表中所涉及的签名都必须用蓝、黑色墨水笔，亲笔签名或签字章，不可以打印代替。

四、同行专家业内评价意见书编号由工程师学院填写，编号规则为：年份4位+申报工程师职称专业类别(领域)4位+流水号3位，共11位。

一、个人申报

(一) 基本情况【围绕《浙江工程师学院（浙江大学工程师学院）工程类专业学位研究生工程师职称评审参考指标》，结合该专业类别(领域)工程师职称评审相关标准，举例说明】

1. 对本专业基础理论知识和专业技术知识掌握情况(不少于200字)

在专业实践中系统掌握了复合材料结构设计与分析的核心理论及工程技术，具体体现在以下方面：

理论基础：深入理解复合材料层合板失效机理，包括纤维主导失效（如纤维断裂、屈曲）和基体主导失效（如基体开裂、分层），熟练应用Hashin准则和Cohesive单元模型进行损伤预测。通过文献研究与企业技术规范（如德国工艺标准）结合，构建了复合材料机匣法兰边R角区域的力学响应模型，明确分层损伤与纤维/基体失效的竞争关系。

技术能力：精通Ansys、LS-

Dyna等仿真软件，完成无缺陷试验件的仿真建模，并通过参数优化提升模型精度（误差<5%）。掌握元件级试验方法设计，开发模块化夹具适配多工况测试（拉伸、剪切复合加载），结合DIC技术捕捉应变场演化，实现损伤路径的可视化分析。

2. 工程实践的经历(不少于200字)

研究内容：针对复合材料机匣法兰边开发一种元件级试验方法，综合考虑不同失效模式的影响，表征其强度，反映实际承载状态情况，通过结构建模和仿真模拟研究分层损伤行为及其对结构性能的影响，以廉价高效地优化验证其设计的不同参数，探究R角区域缺陷大小、位置对其承载能力的影响。

①试验方法设计：开发一种能够准确反映复合材料机匣法兰边实际承载情况的元件级试验方法，综合考虑不同失效模式的影响，确保实验结果具有高度的可靠性和再现性。

②夹具设计：设计并制作能够适应不同测试需求的夹具，确保在测试过程中能够有效地模拟实际工况，对不同参数进行精准的控制和调整。

③结构建模和仿真：通过先进的仿真软件（如Ansys、LS-Dyna等）进行结构建模，模拟分层损伤行为及其对结构性能的影响，以优化验证设计的不同参数。

④分层损伤行为研究：通过实验和仿真相结合的方式，深入研究复合材料在不同应力条件下的分层损伤行为，探索其对整体结构性能的影响。

⑤R角区域缺陷研究：探究R角区域的缺陷大小和位置对其承载能力的影响，提出针对性优化方案，以提高复合材料机匣法兰边的整体性能。

团队分工：1人负责试验方法设计、夹具设计及后续测试仿真；1人负责试验方法审核及夹具设计优化；1人负责仿真参数调整和优化。

本人承担任务及完成情况：试验方法设计、夹具设计及后续测试仿真，目前试验方法和夹具已设计完毕，试验件制备完毕，无缺陷试验件仿真完成。

3. 在实际工作中综合运用所学知识解决复杂工程问题的案例（不少于1000字）

在此次实习实践中，通过技术应用创新和成果转化，本项目成功解决了企业的多个工程实际问题，取得了显著的经济和社会效益。

首先，在“复合材料机匣法兰边R角拉脱试验及仿真”项目中，本项目开发了一种元件级试验方法，综合考虑了不同失效模式的影响，成功表征了复合材料机匣法兰边的强度，反映了其实际承载状态情况。通过这一创新方法，能够更准确地评估复合材料在不同条件下的性能，为企业在新产品开发和现有产品优化提供了科学依据。这一方法不仅提升了实验的准确性和效率，还大幅降低了实验成本。其次，通过结构建模和仿真模拟，本项目深入研究了分层损伤行为及其对结构性能的影响。利用LS-

Dyna仿真软件，探究了R角区域缺陷大小和位置对承载能力的影响。通过优化设计参数，本项目提高了复合材料机匣法兰边的整体性能和可靠性。这些成果不仅为企业节约了研发成本，还缩短了新产品的开发周期，增强了产品在市场上的竞争力。

在项目实施过程中，本项目注重技术成果的转化，积极推动研究成果的应用。目前，本项目相关中文论文已经录用，旨在将实验与仿真相结合的方法及其应用推广至更广泛的工程实践中。通过学术论文的发表，希望分享本项目的研究成果，推动行业技术进步，并为更多企业解决实际工程问题提供参考。

此外，项目的成功实施还带来了显著的社会效益。通过优化复合材料机匣法兰边的设计，本项目提升了产品的安全性和可靠性，减少了潜在的工程风险，保障了用户的安全。同时，项目的顺利推进也提升了企业的技术水平和创新能力，增强了企业的市场竞争力，为行业的可持续发展做出了积极贡献。

综上所述，通过技术应用创新、成果转化和解决企业工程实际问题，本项目在此次实习实践中取得了显著的经济和社会效益。这不仅为企业带来了直接的经济收益，也为行业技术进步和社会发展做出了积极贡献。

此外，我的研究生学位论文选题与项目研究内容高度相关。该项目提供了丰富的实验数据和实证分析，为我的学位论文提供了坚实的理论基础和实践依据。在项目实践中，我深入研究了复合材料机匣法兰边的力学性能和失效机理，通过实验和仿真结合的方式，系统地探讨了R角区域缺陷大小和位置对承载能力的影响。这些研究内容与我的学位论文选题基本一致，为我的论文撰写提供了宝贵的第一手资料。通过项目实践，我能够将理论知识与实际应用相结合，提升了学位论文的学术价值和实践意义。此外，通过项目实践，我提升了研究能力和写作水平，能够更加系统地进行学术研究和论文撰写。项目中的技术难点和研究挑战，也为我提供了深入思考和解决问题的机会，增强了我的学术研究能力和创新思维。

综上所述，通过项目实践，我的学位论文选题与内容得到了丰富和深化，提升了论文的学术价值和实践意义，为我的研究生学位论文撰写奠定了坚实的基础。

(二) 取得的业绩(代表作)【限填3项, 须提交证明原件(包括发表的论文、出版的著作、专利证书、获奖证书、科技项目立项文件或合同、企业证明等)供核实, 并提供复印件一份】

1. 公开成果代表作【论文发表、专利成果、软件著作权、标准规范与行业工法制定、著作编写、科技成果获奖、学位论文等】

成果名称	成果类别 [含论文、授权专利(含发明专利申请)、软件著作权、标准、工法、著作、获奖、学位论文等]	发表时间/授权或申请时间等	刊物名称/专利授权或申请号等	本人排名/总人数	备注
复合材料L型螺栓连接件拉伸试验设计及其渐进失效行为研究	核心期刊	2025年03月07日	材料科学与工程学报	1/6	已录用

2. 其他代表作【主持或参与的课题研究项目、科技成果应用转化推广、企业技术难题解决方案、自主研发设计的产品或样机、技术报告、设计图纸、软课题研究报告、可行性研究报告、规划设计方案、施工或调试报告、工程实验、技术培训教材、推动行业发展中发挥的作用及取得的经济社会效益等】

(三) 在校期间课程、专业实践训练及学位论文相关情况	
课程成绩情况	按课程学分核算的平均成绩： 89 分
专业实践训练时间及考核情况(具有三年及以上工作经历的不作要求)	累计时间： 1.1 年（要求1年及以上） 考核成绩： 85 分
本人承诺	
<p>个人声明：本人上述所填资料均为真实有效，如有虚假，愿承担一切责任，特此声明！</p> <p style="text-align: right;">申报人签名：丁琪煜</p>	

浙江大学研究生院
攻读硕士学位研究生成绩表

学号: 22260259	姓名: 丁琪煜	性别: 女	学院: 工程师学院	专业: 材料与化工	学制: 2.5年						
毕业时最低应获: 24.0学分		已获得: 26.0学分		入学年月: 2022-09	毕业年月:						
学位证书号:			毕业证书号:			授予学位:					
学习时间	课程名称	备注	学分	成绩	课程性质	学习时间	课程名称	备注	学分	成绩	课程性质
2022-2023学年秋季学期	新时代中国特色社会主义思想理论与实践		2.0	90	专业学位课	2022-2023学年春季学期	研究生英语基础技能		1.0	免修	公共学位课
2022-2023学年秋季学期	高性能复合材料制造技术及装备		2.0	90	专业学位课	2022-2023学年春季学期	飞机数字化装配技术与系统		2.0	85	专业学位课
2022-2023学年秋季学期	工程技术创新前沿		1.5	82	专业学位课	2022-2023学年春季学期	研究生英语		2.0	免修	专业学位课
2022-2023学年秋季学期	数值计算方法		2.0	91	专业选修课	2022-2023学年春季学期	复合材料成型工艺		2.0	85	专业选修课
2022-2023学年秋冬学期	研究生论文写作指导		1.0	92	专业选修课	2022-2023学年春季学期	自然辩证法概论		1.0	86	专业学位课
2022-2023学年秋冬学期	高阶工程认知实践		3.0	90	专业学位课	2022-2023学年夏季学期	“四史”专题		1.0	94	公共选修课
2022-2023学年冬季学期	产业技术发展前沿		1.5	98	专业学位课		硕士生读书报告		2.0	通过	
2022-2023学年秋冬学期	工程伦理		2.0	97	专业学位课						

说明: 1. 研究生课程按三种方法计分: 百分制, 两级制(通过、不通过), 五级制(优、良、中、及格、不及格)。
2. 备注中“*”表示重修课程。

学院成绩校核章:
成绩校核人: 张梦依
打印日期: 2025-03-20



稿件录用通知书

丁祺煜, 冯嘉瑞, 张婷, 段月文²⁴⁷⁰²⁷⁹ 等作者的论文“复合材料L型螺栓连接
拉伸试验设计及其渐进失效行为研究”被我刊录用, 初步拟定在本刊 2025 年
第 6 期— 2026 年第 1 期上发表 (本刊双月刊)。

需要提醒您的是, 论文的录用仅是论文得以顺利发表的第一步。之后我刊将按以下顺序对论文进行一系列处理: 初排版→提请作者校对(通过电子邮件联络)→正式排版→校对(一校、二校、三校)→校对中发现的问题要求作者澄清或确认→三次修改→正式定稿→印刷→出版。因此, 其中必须取得作者的密切配合才能保证论文按时出版。希望作者必须保持可靠的电子邮箱的畅通, 以便我们随时联系你, 并请你务必认真校对, 确保论文质量, 否则将贻误你的论文出版时机。

特此通知

《材料科学与工程学报》编辑部

2025年3月7日

文章编号:

复合材料 L 型螺栓连接件拉伸试验设计及其渐进失效行为研究

丁琪煜¹, 冯嘉璠², 张婷³, 王欢², 刘毅², 欧阳文婷^{2*}

(1.浙江大学工程师学院, 浙江省杭州市 310015; 2.浙江大学材料科学与工程学院, 浙江省杭州市 310058; 3.中国航发商用航空发动机有限责任公司设计研发中心, 上海市 200241)

【摘要】 本文结合数值模拟与数字图像相关技术(DIC), 设计并研究了复合材料 L 型螺栓连接件在拉伸载荷作用下的力学响应及其渐进失效行为。试验结果表明, 试验件的 R 角区域作为应力集中区域, 最先发生分层引起初始载荷下降, 并逐步扩展至螺栓孔周围导致承载能力显著降低, 试验测得拉伸强度为 31.42 MPa。基于有限元方法, 建立了精细化仿真模型, 重点分析了 R 角区域及螺栓孔周围的应力分布与分层演化过程。仿真发现基体拉伸损伤主导 R 区分层扩展, 孔周纤维压缩损伤导致峰值载荷后承载能力快速下降。仿真获得的载荷-位移曲线在弹性阶段、损伤扩展阶段以及失效阶段与试验结果高度一致, 峰值载荷误差为 7.92%, 拉伸强度误差为 9.71%。研究结果验证了数值模拟的准确性, 为复合材料安装边结构的元件级试验设计与优化提供了可靠的理论依据与实践指导。

【关键词】 复合材料安装边结构; 拉伸性能; 数值模拟; DIC; 分层

中图分类号: TB332

文献标志码: A

Study on the Tensile Test Design and Progressive Failure Behavior of Composite L-shaped Bolted Joints

Qiyu Ding¹, Jiafan Feng², Ting Zhang², Huan Wang², Yi Liu², Wenting Ouyang^{2*}

(1.Polytechnic Institute, Zhejiang University, Hangzhou, Zhejiang, 310015; 2.School Of Materials Science And Engineering, Zhejiang University, Hangzhou, Zhejiang, 310058)

【Abstract】 This study combines numerical simulation and Digital Image Correlation (DIC) techniques to analyze the mechanical response and progressive failure behavior of L-shaped bolted composite joints under tensile loading. Experimental results show that delamination initiates in the R-region due to stress concentration, causing an initial load drop and propagating to the bolt hole, significantly reducing the load-bearing capacity, with a measured tensile strength of 31.42 MPa. A refined finite element model was developed to analyze stress distribution and delamination evolution. The simulation shows that matrix tensile damage dominates R-region delamination, while fiber compression damage around the bolt hole leads to rapid capacity loss after the peak load. The simulated load-displacement curves align well with experimental results, with peak load and tensile strength errors of 7.92% and 9.71%, respectively. These findings validate the simulation's accuracy and provide a theoretical basis for component-level test design and optimization of composite flange structures.

【Keywords】 Composite flange structures; tensile performance; finite element modeling; DIC; delamination

收稿日期: ; 修订日期:

基金项目: 国家自然科学基金联合基金资助项目(U2133213)

作者简介: 丁琪煜(2001—), 硕士研究生, 研究方向: 复合材料结构仿真。E-mail:dqyuuu@yeah.net.

通讯作者: 欧阳文婷(1995—), 博士, 助理研究员, 主要研究方向: 复合材料结构设计。E-mail:wentingouyang@zju.edu.cn.

1 前言

碳纤维复合材料以其高比强度、高比模量、耐腐蚀性及可设计性，在风电^[1]、能源^[2]、轨道交通^[3]及船舶等多个工业领域得到了广泛应用^[4]。目前，已有大量研究探讨了复合材料平板、圆筒等较为规则结构的性能^[5-10]，然而在复合材料多种工程应用中，结构连接部位作为整个结构的最薄弱环节，其设计和制造对结构整体性能起着至关重要的作用。周向连接结构作为一种常见的结构连接，其安装边用于实现组件间的紧密配合。与传统的金属连接边铆接结构相比，复合材料整体翻边结构通过省略铆钉连接，实现了轻量化，并消除了金属与复合材料交界处的热应力，这既简化了制造过程又增强了结构的可靠性。然而，复合材料结构在复杂加载环境下，周向连接结构的可靠性仍存在挑战。安装边的承载能力是衡量周向结构承载能力的重要指标，安装边 R 区主要承受轴向的拉伸或压缩载荷，根据其承载特性，L 型试验件的拉伸可作为评估安装边拉伸载荷承载能力的一种有效方法^[11]。目前，Zhang 等^[12]研究了螺栓位置和搭接长度对箱型 L 型接头失效模式的影响；Li 等^[13]研究了船舶用夹层复合材料 L 型接头的疲劳特性，提出了一种基于最大位移预测复合材料疲劳寿命的模型；Di 等^[14]研究比较了等厚度和变厚度过渡区的 L 型件拉伸性能，提出了一种改进 Hashin 准则进行数值模拟；Geleta 等^[15]研究了弯曲载荷下 L 型接头的分层行为，采用 CZM 模型模拟分层，并探讨了不同加载方式下的复合材料分层扩展行为。然而，L 型试验件的 R 角区域为试件承载时的薄弱区域，其对整体结构力学性能影响机制仍不够明晰。

本文将围绕复合材料法兰翻边结构的力学性能展开研究，提出了一种可行的 L 型元件级试验方法，重点分析 R 角区域的应力分布及其对试验件整体承载能力的影响。通过实验测试和数值模拟相结合的方法，研究 L 型试验件的拉伸失效模式，通过试验和仿真探讨解决安装边 R 角区域元件级试验设计的可行策略。本研究的成果将为复合材料安装边结构元件级试验件的设计和制造提供理论依据和实践指导，进而提高其在轨道交通、压力容器、风电等领域应用中的可靠性和安全性。

2 L 型试验件设计、制备与测试

2.1 L 型试验件设计

本文研究的复合材料 L 型试验件如图 1 所示，尺寸参数如表 1 所示。

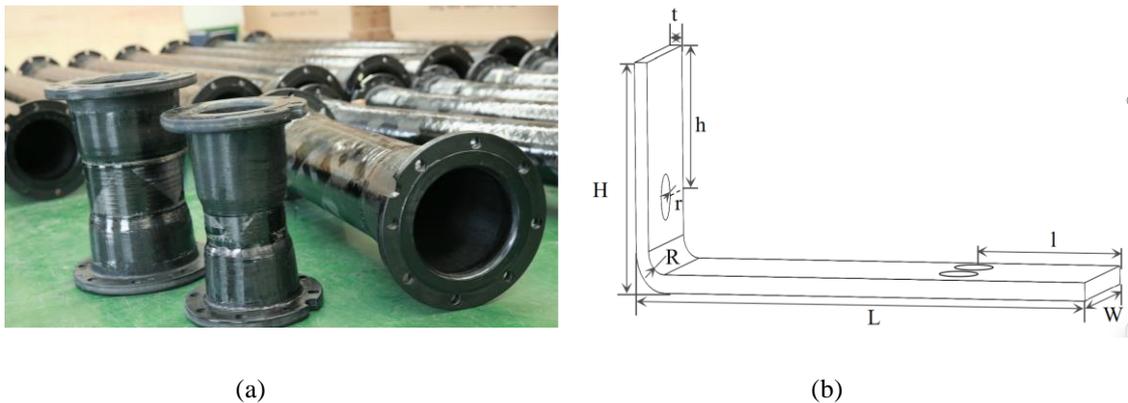


图 1 复合材料 L 型试验件设计示意图(a)复合材料周向连接结构；(b)L 型试验件尺寸示意图

Fig.1 Design diagram of composite material-type L test piece (a) schematic diagram of peripheral connection structure of composite material; (b) size diagram of L-type test piece

表 1 试验件尺寸参数表

Table 1 Dimension Parameter Design Table

Dimension Name	Specific Value
Total Specimen Length, L	150 mm
Fixed End Height, H	50 mm
Flange Specimen Width, W	40 mm
Radius of R Corner, R	3 mm
Specimen Theoretical Thickness, t	4 mm
Bolt Hole Radius, r	5 mm
Fixed End Bolt Hole Distance (from center to edge), h	15 mm
Moving End Bolt Hole Distance (from center to edge), l	30 mm
Specimen Layout Design	[0, ±60] ₁₀

2.2 试验件制备

L 型试验件制备主要的工艺流程为取料下料、工装准备、铺贴、缺陷定位放置、封装、固化及机加和质量检测, 工艺流程如图 2 所示。首先, 从冷库中取出手铺预浸料, 置于洁净间进行解冻处理。预浸料解冻后, 使用自动裁布机进行下料处理。在料片衬纸上标注铺贴基准线、铺贴层数及铺贴角度, 以确保铺贴过程的精确性。随后取出零件成型工装, 对工装进行清理, 并均匀涂刷脱模剂以便后续脱模操作。零件铺贴过程从底层预浸料开始, 首层铺贴完成后进行预压处理。在铺贴过程中, 每三层需进行一次预压实, 预压时间不少于 5 分钟, 预压真空度需维持在 -0.08 MPa 以上。全部料片铺贴完成后, 依次铺贴隔离膜、透气毡及真空袋进行封装处理。封装后抽真空至 -0.08 MPa, 保持密封状态, 并进行密封性测漏检查。检查合格后, 将封装好的零件及工装送入热压罐进行固化成型。固化结束后进行拆封并脱模。在脱模过程中使用专用脱模工具, 避免使用金属工具以防止对零件表面造成损伤。脱模完成后, 对图 3(a)所示的零件表面进行检查。为方便后续结果分析, 制备的三个试验件分别命名为 WQX-1、WQX-2、WQX-3。

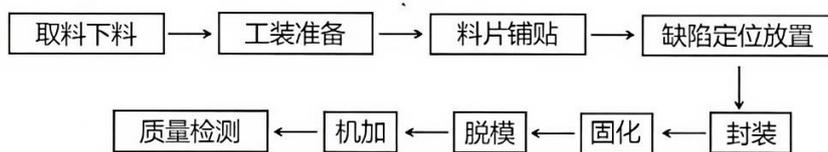


图 2 试验件工艺流程图

Fig.2 Test Specimen Process Flow Diagram

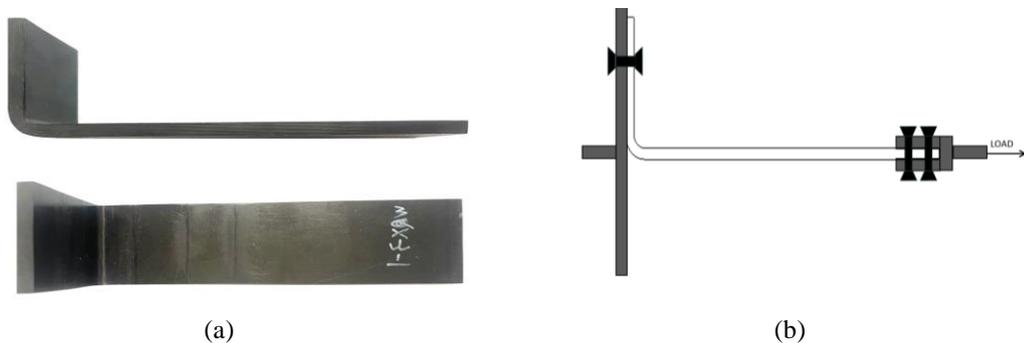


图 3 (a)试验件实物图; (b)拉伸试验原理示意图

Fig.3 (a) Physical Image of Test Specimen; (b) Schematic Diagram of the Tensile Test Principle

2.3 拉伸试验

针对 L 型试验件的拉伸测试，本文设计的装夹工装及其承载示意图如图 3(b)所示。试验在 Zwick/Roell 材料试验机上进行，结合 DIC 技术（GOM-ARAMIS 设备）进行应变场的采集、测量与分析，如图 4 所示。试验件在进行夹具装配后，一端固定，另一端受试验机拉伸。以 2 mm/min 的加载速率启动拉伸加载设备，待载荷位移曲线成直线段，额外加载 50 N 后卸载，反复 5 次操作使试验件两个加载夹具段自动对中。开始持续加载至安装边元件级试验件完全破坏，以峰值载荷和截面面积比值作为评估 L 型试验件的拉伸强度的性能指标。

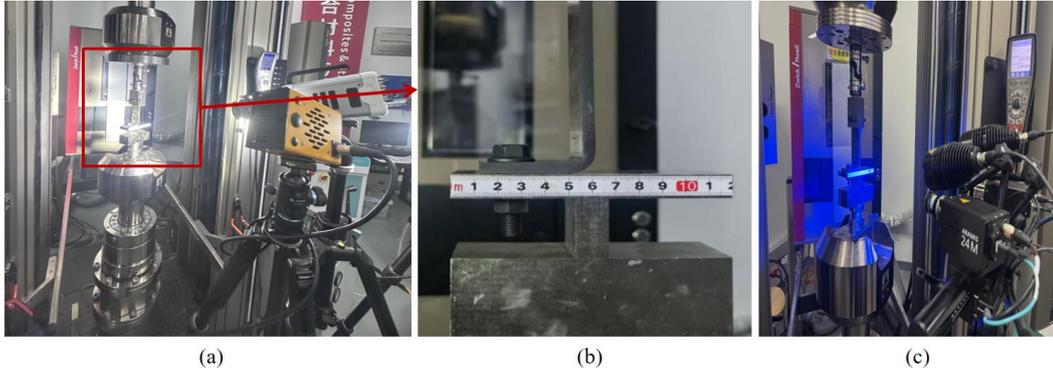


图 4 拉伸试验及设备(a)高速摄像机设备；(b)试验件装配；(c)DIC 设备图像采集

Fig.4 Tensile Test and Equipment(a) High-Speed Camera Equipment;(b) Test Specimen Assembly;(c) DIC Equipment Image Acquisition

3 L 型试验件仿真模型

3.1 复合材料损伤失效判据

复合材料的损伤通常可以分为两大类：层内损伤和层间损伤。层内损伤主要包括纤维拉伸破坏、纤维压缩破坏以及剪切破坏。而层间损伤则主要表现为分层等。在分析复合材料的损伤时，为更有效地预测复合材料在复杂载荷和多变环境条件下的性能变化，选择与损伤类型相匹配的损伤失效判据至关重要。

Chang-Chang 失效准则^[7]属于多模式失效判据，引入渐进损伤分析方法来预测层合板的损伤扩展和极限强度，已被证明能有效模拟层内损伤，捕捉复合材料层内微裂纹的产生和发展，真实模拟材料对于加载的响应^[16,17]。LS-DYNA 有限元分析软件中包括两种基于 Chang-Chang 失效准则的复合材料本构模型^[18]，即 MAT22 和 MAT54，MAT54 材料模型在 MAT22 材料本构的基础上，能够定义纤维压缩失效，同时能够考虑应变率效应。其纤维/基体的失效判据如下所示：

纤维拉伸失效($\sigma_{11} > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (1)$$

式中， X_t 为轴向拉伸强度， S_c 是面内剪切强度， σ_{11} 是纤维方向上的应力， σ_{12} 是面内剪切力， α 是确定剪切应力对纤维拉伸损伤起始的贡献系数 ($0 \leq \alpha \leq 1$)。

纤维压缩失效($\sigma_{11} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (2)$$

式中， X_c 为轴向压缩强度。

基体拉伸失效($\sigma_{22} > 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (3)$$

式中, Y_t 为横向拉伸强度。

基体压缩失效($\sigma_{22} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_c}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_c}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{failed} \\ < 0 & \text{elastic} \end{cases} \quad (4)$$

式中, Y_c 是横向压缩强度。

本文采用内聚力单元模拟层间损伤的发生和扩展。LS-DYNA 有限元分析软件中 MAT138 为最常用的内聚力单元材料本构模型, 分层损伤的演变遵循典型的双线性牵引分离定律, 如图 5 所示。

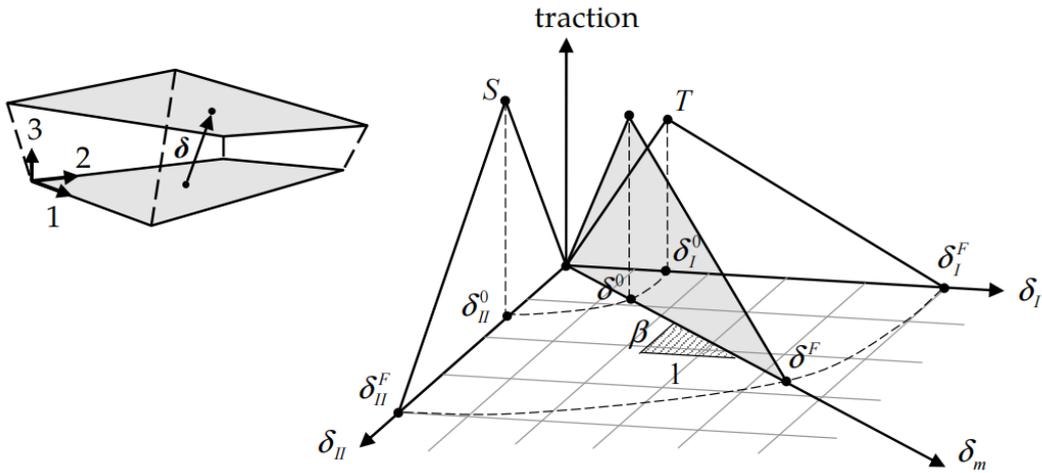


图 5 混合模式牵引分离定律^[19]

Fig.5 Mixed-mode traction-separation law

该材料模型中, δ_I 为法向方向 (模式 I) 的分离, δ_2 为切向方向 (模式 II) 的分离, 其公式如下:

$$\delta_I = \delta_3 \quad (5)$$

$$\delta_{II} = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2} \quad (6)$$

在局部正交坐标系下, 总混合模式的相对位移定义为:

$$\delta_m = \sqrt{\delta_I^2 + \delta_{II}^2} \quad (7)$$

混合模式起始失效位移 (软化起始) 的计算公式为:

$$\delta^0 = \delta_I^0 \delta_{II}^0 \sqrt{\frac{1 + \beta^2}{(\delta_{II}^0)^2 + (\beta \delta_I^0)^2}} \quad (8)$$

式中, $\delta_I^0 = T / EN$ 和 $\delta_{II}^0 = S / ET$ 为单一损伤模式的起始位移, 如图 1 所示, $\beta = \delta_{II} / \delta_I$ 。

根据 power law 准则, 混合模式指数 $XMU > 0$ 时, 界面混合模式完全失效位移的计算公式为:

$$\delta^F = \frac{2(1 + \beta^2)}{\delta^0} \left[\left(\frac{EN}{GIC}\right)^{XMU} + \left(\frac{ET \times \beta^2}{GIC}\right)^{XMU} \right]^{-1/XMU} \quad (9)$$

根据 Benzeggagh-Kenane 准则，混合模式指数 $XMU < 0$ 时，界面混合模式完全失效位移的计算公式为：

$$\delta^F = \frac{2}{\delta^0 \left(\frac{1}{1+\beta^2} EN^\gamma + \frac{\beta^2}{1+\beta^2} ET^\gamma \right)^{1/\gamma}} \left[GIC + (GIIC - GIC) \left(\frac{\beta^2 \times ET}{EN + \beta^2 \times ET} \right)^{|MMU|} \right] \quad (10)$$

式中， EN 和 ET 分别为 cohesive 单元的法向和面内界面刚度， GIC 和 $GIIC$ 分别为层间 I 型断裂韧性和 II 型断裂韧性。

3.2 数值仿真模型

本文采用的材料体系基本力学性能如表 2 所示，界面单元的性能参数如表 3 所示。

表 2 复合材料层合板的基本力学性能

Table 2 Mechanical properties of composite laminates

Property	Average value
Mass Density	1.81 g/cm ³
Modulus (fibre direction), E_{11}	146 GPa
Modulus (transverse direction), E_{22}	8.01 GPa
In-plane shear modulus, G_{12}	5.06 GPa
In-plane shear modulus, G_{23}	3.03 GPa
In-plane Poisson's ratio, ν_{21}	0.02
Tensile strength (fibre direction), X_t	2160 MPa
Compressive strength (fibre direction), X_c	1290 MPa
Tensile strength (transverse direction), Y_t	45.9 MPa
Compressive strength (transverse direction), Y_c	226 MPa
In-plane shear strength, S_{12}	99.3 MPa

表 3 复合材料层合板的层间性能参数

Table 3 Interlaminar properties of composite laminates

Property	Average value
Mass Density	1.25 g/cm ³
Cohesive bond normal strength, T	45.9 MPa
Cohesive bond shear strength, S	60.8 MPa
Mode I fracture toughness, GIC	0.26 mJ/mm ²
Mode II fracture toughness, $GIIC$	1.59 mJ/mm ²
Cohesive bond normal stiffness, E	1×10^4 MPa/mm
Cohesive bond shear stiffness, ET	1×10^4 MPa/mm
Mixed-mode loading parameter, α	1

本文基于试验件的几何特性，建立有限元仿真模型。试验件由 30 层八节点厚壳单元组成，每层厚度为 0.146 mm，总厚度为 4.38 mm，模型尺寸同试验件尺寸。几何建模使用 Solidworks 软件完成，网格划分通过 Hypermesh 软件实现，层内损伤采用 MAT_054 材料本构模型，层间损伤通过零厚度 Cohesive 单元模拟，使用 MAT_138 材料本构模型表征。关键区域如螺栓孔与 R 角区域的网格进行了局部细化，单元尺寸为 1 mm，而其他区域网格单元尺寸为 2 mm，如图 6 所示。基于实际受力状态设置边界条件，对下夹具节点集施加固支约束所有自由度，通过 INITIAL_STRESS_SECTION 卡片为螺栓孔施加预紧力，以模拟螺栓紧固效果；对上夹具节点集施加

固支, 约束 X 和 Z 方向的自由度, 以保证横向和垂直方向的位移稳定性。在 Y 方向对其施加随时间线性变化的位移曲线, 以模拟渐进加载过程。为避免动态效应的干扰, 加载时间设置为试验件最低模态周期 10 倍。

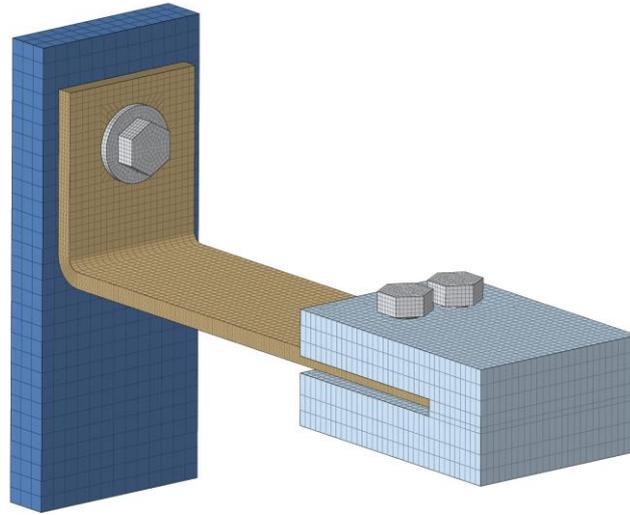


图 6 仿真模型

Fig.6 simulation model

由于试验件固定端的螺栓孔孔径为 10 mm, 螺杆部分参考实际使用的部分无螺纹螺栓设计, 其无螺纹部分略长于试验件厚度, 以避免因螺纹接触引发的应力集中现象。因此, 螺杆部分在建模时简化为圆柱体。螺母部分则参考真实使用的安装边双六角螺母的尺寸和夹具均使用实体单元划分网格。

4 试验与仿真结果分析

4.1 L 型试验件的拉伸力学响应

对 WQX-1、WQX-2、WQX-3 三个试验件分别进行拉伸测试, 其和仿真获得的载荷-位移曲线如图 7 所示, 试验所得拉伸性能相关参数如表 4 所示。试验得到的载荷-位移曲线, 整体趋势表现出良好的一致性: 弹性阶段为线性阶段; 曲线在 2.52 mm 位移处出现初始载荷下降, 表明样件内部出现初始损伤, 进入非线性阶段, 曲线波动式上升呈锯齿状, 出现多个小幅下降台阶, 表明样件内部损伤扩展; 曲线在位移达到 4.34 mm 附近载荷发生骤降, 降至峰值载荷的 30% 以下, 即试验结束。拉伸强度的平均值为 31.42 ± 1.03 MPa, 表明试验件的制造工艺和测试方法具有较高的可靠性。

对比仿真所获载荷-位移曲线和试验结果, 可以发现仿真曲线与试验件曲线在初始加载的弹性阶段几乎完全重合, 表明仿真模型在弹性区的材料属性设置合理, 能准确反映复合材料在低载荷下的变形特性。其次, 仿真曲线与试验曲线在接近峰值载荷后的非线性下降阶段表现出相似的趋势, 尤其在载荷下降区域, 仿真曲线与试验曲线均表现出多级波动特征, 仿真能够较为准确地捕捉试验过程中材料局部失效、损伤扩展及载荷多次下降的过程。对比表 4 所示拉伸行为关键参数, 仿真所得载荷-位移曲线达到峰值时, 峰值载荷为 5903 N, 与试验件的平均峰值载荷 6411 N 对比, 误差仅为 7.92%; 仿真结果计算所得拉伸强度为 28.37 MPa, 和试验件平均拉伸强度 31.42 MPa 对比, 误差仅为 9.71%; 仿真拉伸过程中, 拉伸达到载荷下降最大幅度点时, 试验件变形为 4.38 mm, 与试验件载荷下降最大幅度点平均位移 4.34 mm 对比, 误差仅为 0.46%。

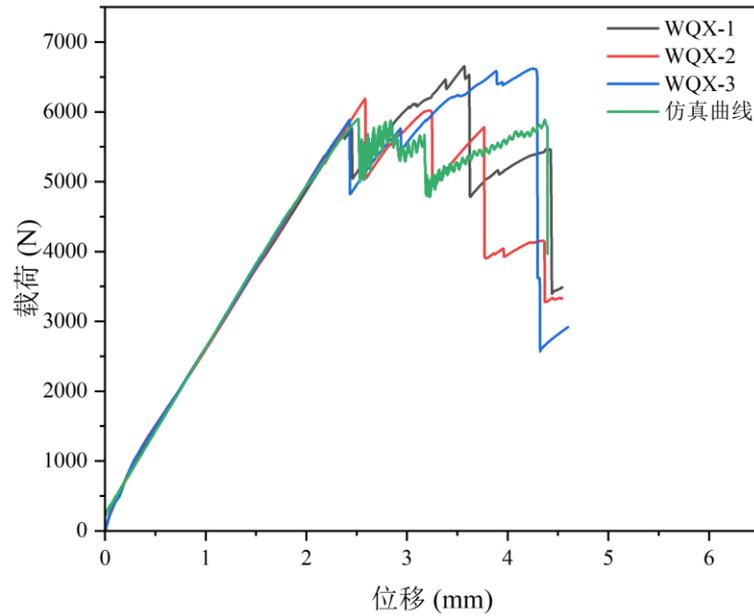


图 7 仿真和试验结果载荷-位移曲线

Fig.7 Comparison of load-displacement curves between simulation and test results

表 4 试验件拉伸性能

Table 4 Tensile Properties of Defect-Free Specimen

编号	峰值载荷 P_{max}/N	载荷下降最大幅度位移 $\delta_{f,u}/mm$	拉伸强度 σ_p/MPa
WQX-1	6423	4.39	31.75
WQX-2	6189	4.36	30.27
WQX-3	6620	4.26	32.25
平均值	6411	4.34	31.42
仿真结果	5903	4.38	28.37
误差	7.92%	0.34%	9.71%

4.2 L 型试验件的渐进失效行为

以 WQX-3 试样失效过程为典型代表,其失效模式可以分为三个阶段:弹性阶段 I、非线性阶段 II、剧烈破坏阶段 III,如图 8 所示。针对载荷-位移曲线上的局部力学响应,提取相应的 DIC 采集图像和计算结果进行分析,如图 9、10 所示。弹性阶段 I:在 a 点处,这一阶段试验件无明显应变集中区域;非线性阶段 II:随着试验件继续拉伸,在 b 点处 R 区出现了明显的分层情况,并随着拉伸位移增大,在 c 点、d 点处可见在 R 区已有的分层沿界面逐渐扩展,且出现多个分层,说明该区域已经承受较大的应力集中,在 e 点处峰值载荷处, DIC 应变云图 R 区侧面观察到了大量分层损伤;剧烈破坏阶段 III: f 点对应应变云图表明, R 区的分层扩展至螺栓孔周围区域,此阶段的 DIC 应变云图和采集图像清晰地显示了螺栓周围的破坏和 R 区分层缺陷沿着层间界面扩展共同影响,最终导致试验件失效。

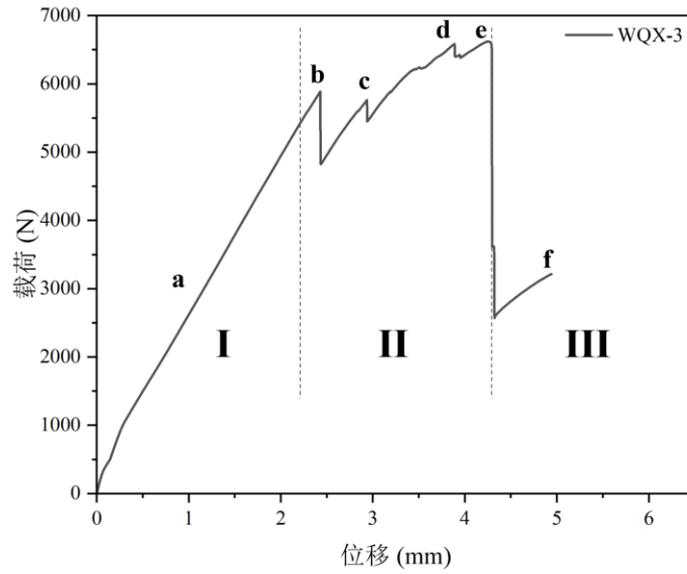


图 8 WQX-3 试验件载荷位移曲线

Fig.8 Load-Displacement Curve of WQX-3 Specimen

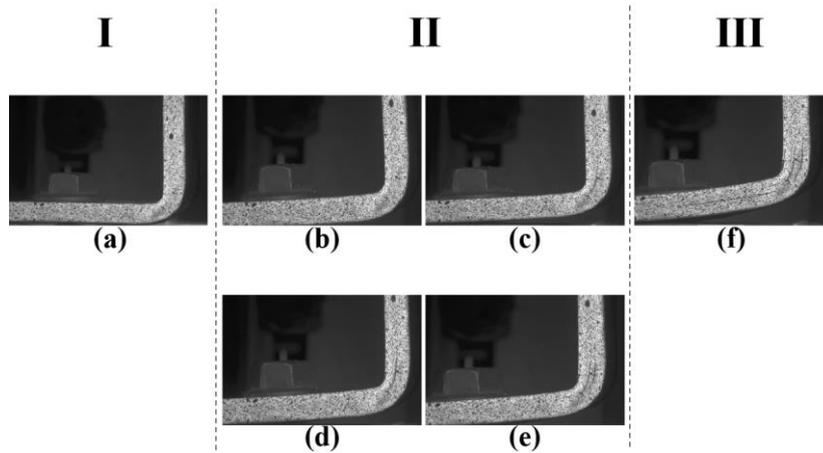


图 9 DIC 采集图像

Fig.9 DIC Captured Images

仿真结果捕获的试验分层损伤演变过程见图 11, 云图颜色对应单元损伤程度, 蓝色表示未损伤, 红色表示完全损伤。对比 DIC 计算结果和仿真过程中试验件 R 区侧面的分层情况, 可以发现, 仿真试验件拉伸过程中同样经历了弹性阶段 I、非线性阶段 II、剧烈破坏阶段 III, 失效模式与真实试验件基本一致。此外, 沿 X 轴剖切获得其内部损伤云图 (图 12), 仿真结果进一步表明, 基体拉伸损伤是分层损伤的主要诱因, 其扩展路径与分层损伤高度一致, 贯穿 R 区和螺栓孔区域; 基体压缩损伤主要集中在螺栓孔边缘, 随着载荷增加, 损伤累积并加速了整体承载能力的下降; 纤维压缩损伤则集中于螺栓孔周上表面区域, 是导致载荷-位移曲线在峰值载荷后迅速下降的主要原因; 试验过程几乎未出现纤维拉伸损伤。

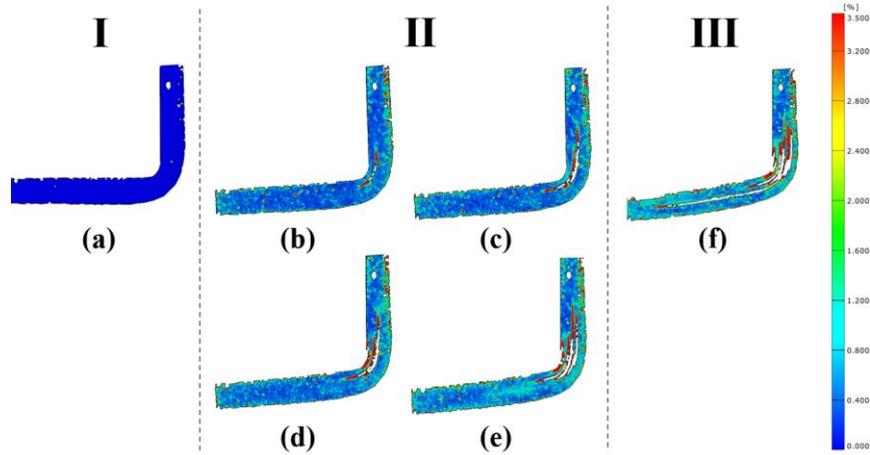


图 10 DIC 应变云图

Fig.10 DIC Strain Contour Map

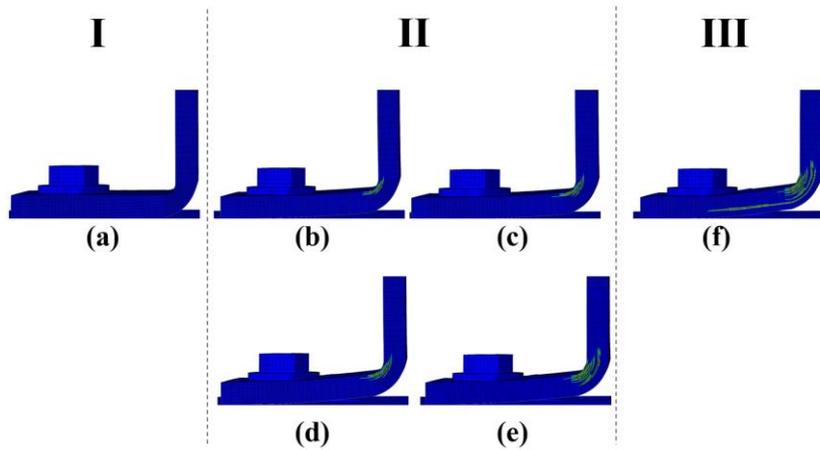


图 11 试验件分层损伤演变仿真

Fig.11 Simulation of Delamination Defects in Defect-Free Specimens

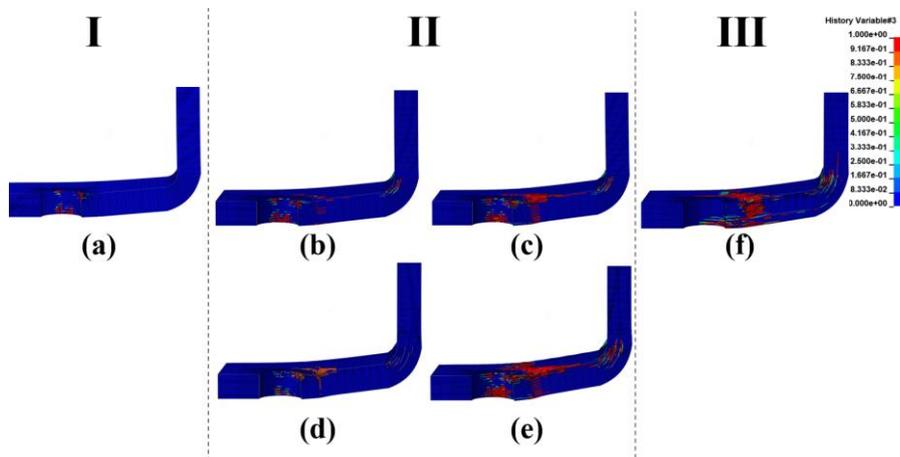


图 12 基体拉伸损伤剖切云图

Fig.12 Simulation of Matrix Tensile Damage Cross-Sectional Contour Map

5 结 论

本文通过数值模拟与 DIC 技术, 对复合材料安装边结构进行了 L 型元件级拉伸试验设计与力学行为分析, 得出以下结论:

(1) 试验件拉伸所得载荷-位移曲线较吻合, 平均拉伸强度为 $31.42 \text{ MPa} \pm 1.03 \text{ MPa}$, 表明所采用的试验方法具有较高的可重复性。

(2) L 型试验件的失效模式可分为三个阶段: 弹性阶段、R 区分层损伤演变阶段和螺栓孔周围破坏阶段。其中, R 角区域的应力集中显著, 是试验件拉伸初期最先发生分层的部位。分层基体拉伸损伤引起, 沿界面逐渐扩展并增加, 其演变决定了试验件的峰值载荷和拉伸强度。

(3) 随着 R 区分层的进一步扩展, 螺栓孔周围在拉伸过程中表现出较高的应力集中, 纤维压缩损伤导致螺栓孔区域的破坏加剧。R 区分层缺陷与螺栓孔破坏共同成为结构最终失效的决定性因素。

(4) 仿真结果与试验结果高度一致, 弹性阶段的曲线斜率、峰值载荷、拉伸强度及损伤扩展趋势均与实际试验相符, 峰值载荷误差仅为 7.92%, 验证了仿真方法的准确性和可靠性。

综上所述, 本研究对复合材料安装边结构的元件级测试进行了合理设计, 试验方法具有良好的可重复性。建立的仿真模型能够准确捕捉力学响应及其损伤行为, 揭示了 L 型试验件的损伤扩展失效机制, 有助于进一步优化安装边结构参数, 提高其在工程应用中的可靠性。

参 考 文 献

- [1] O'Leary K, Pakrashi V, Kelliher D. Optimization of composite material tower for offshore wind turbine structures[J]. *Renewable Energy*, 2019, 140: 928-942.
- [2] Zheng J, Liu X, Xu P, et al. Development of high pressure gaseous hydrogen storage technologies[J]. *International journal of hydrogen energy*, 2012, 37(1): 1048-1057.
- [3] Liu Y, Lin X, Li Z, et al. Design and application of carbon fiber composite material in end box of rail transit vehicles[C]//IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2019, 612(3): 032200.
- [4] Zhang J, Lin G, Vaidya U, et al. Past, present and future prospective of global carbon fibre composite developments and applications[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2023, 250: 110463.
- [5] 拓宏亮. 先进复合材料损伤分析方法及应用研究[D]. 西北工业大学, 2022.
- [6] Ballard M K, Whitcomb J D. Effective use of cohesive zone-based models for the prediction of progressive damage at the fiber/matrix scale[J]. *Journal of Composite Materials*, 2017, 51(5): 649-669.
- [7] Chang F K, Chang K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations[J]. *Journal of composite materials*, 1987, 21(9): 834-855.
- [8] Karthik K, Teferi A B, Sathish R, et al. Analysis of delamination and its effect on polymer matrix composites[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2023.
- [9] Qiao Y, Cui H, Guo J, et al. Tensile and flexural failure behaviors of bolted T-joint consisting of T300/BMP316 composite laminates and TC4 alloy[J]. *Composite Structures*, 2022, 297: 115943.
- [10] Trask R S, Hallett S R, Helenon F M M, et al. Influence of process induced defects on the failure of composite T-joint specimens[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2012, 43(4): 748-757.
- [11] 雷帅, 刘畅, 贾林江, 等. RTM 成型聚酰亚胺复合材料机匣安装边结构强度性能[J]. *航空材料学报*, 2022, 42(5): 119-126.
- [12] Zhang Q, Cheng X, Zhang J, et al. Experimental and numerical investigation of composite box joint under tensile load[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2016, 107: 75-83.
- [13] Li M, Yan R, Shen W, et al. Fatigue characteristics of sandwich composite joints in ships[J]. *Ocean*

-
- Engineering, 2022, 254: 111254.
- [14] Di Z, Fei B, Meiqi W, et al. Tensile Failure Analysis of Carbon Fiber Composite Material L-shaped Joint[J]. Applied Composite Materials, 2024, 31(1): 291-312.
 - [15] Geleta T N, Woo K, Lee B. Delamination behavior of L-shaped laminated composites[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2018, 19: 363-374.
 - [16] Raza H, Rodera O, Carpenter K, et al. Predictive methods for initiation of delamination and intra-laminar damage in carbon fibre reinforced polymer laminates subject to impact[J]. The Aeronautical Journal, 2024, 128(1323): 846-874.
 - [17] Wang W, Su C, Li T, et al. Research on Impact Resistance of Carbon-Ceramic Brake Disc Friction Surface to Foreign Particles[M]//New Materials, Machinery and Vehicle Engineering. IOS Press, 2023: 445-457.
 - [18] Rossi T A, Fayazbakhsh K, Fawaz Z. Application of LS-DYNA constitutive material model laws to simulate low velocity impact damage to composite plates[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2020, 33(6): 04020065.
 - [19] Ranz D, Cuartero J, Castejon L, et al. A cohesive zone model approach to interlaminar behaviour of carbon/epoxy laminated curved beams[J]. Composite Structures, 2020, 238: 111983.