

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.02.006

铺丝伴生楔形间隙/搭接缺陷对复合材料疲劳性能影响研究

孙强, 安鲁陵, 赵聪, 金士博

(南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 针对楔形间隙/搭接缺陷在自动铺丝过程中难以避免, 影响构件的质量并给其力学性能带来不确定性。以含楔形间隙/搭接缺陷试样为研究对象, 结合实验和有限元仿真方法, 探究不同缺陷尺度对复合材料疲劳性能的影响, 为复合材料许用值的确立和自动铺丝技术断送丝策略提供理论依据。

关键词: 复合材料; 自动铺丝技术; 间隙; 搭接; 疲劳性能

中图分类号: V262 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2026)02-0031-05

Study on Influence of Wedge-shaped Gap/Overlap Defects Caused by Wire Laying on Fatigue Properties of Composite Materials

SUN Qiang, AN Luling, ZHAO Cong, JIN Shibo

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

Abstract: For the unavoidable edge gap/overlap defects in automatic wire laying process, affecting the quality of the component and bringing uncertainty to its mechanical properties, this paper, taking samples containing wedge-shaped gaps/overlap defects as the research subject, explores the effects of different defect sizes on the fatigue properties of composite materials by combining experiments and finite element simulation methods, which provides theoretical basis for the establishment of allowable values for composite materials and wire breaking strategy for automatic wire laying technology.

Keywords: composite materials; automated fiber placement; gaps; overlaps; fatigue properties

0 引言

近年来复合材料在诸多领域有着广泛的应用^[1-3], 传统手工铺放工艺制造复合材料存在着许多问题, 如制造效率低、构件性能不稳定和成本高昂等问题^[4-6]。随着复合材料制造工艺研究的不断深入, 自动铺丝技术 (AFP) 以其高效、高质量和低成本的优势广泛应用于型面复杂的大型复合材料构件制造^[7]。但是自动铺丝技术仍存在局限性, 如铺丝过程中会引入各种伴生缺陷^[8]。

自动铺丝过程中通常采用多根预浸丝束集束成一条预浸带进行铺放, 当铺丝轨迹运行到边界区域时, 若不加以处理便会与上一层预浸丝束产生重叠部分^[9]。由于各丝束可以被单独控制, 可以通过剪切单根丝束来改变丝带的局部宽度以适应铺放路径宽度^[10-13], 但由于切刀裁切始终沿着丝束垂直方向, 因而产生了楔形间隙或搭接缺陷。间隙和搭接缺陷的形成往往无法避免, 缺陷的存在将会降低制造精度, 影响复合材料构件的力学性能^[14-17], 并且缺陷的存在可能会导致构件在载

荷作用下过早出现失效, 成为构件失效的起始点^[18]。

针对这一问题, 国内外诸多学者针对铺丝伴生缺陷对复合材料力学性能影响规律展开了研究。GUIN 等^[19]通过人为地在相邻丝束间设置一定宽度的间隙缺陷, 研究了间隙缺陷在不同铺层对试样的拉伸性能和压缩性能影响。CROFT 等^[20]研究了不同间隙缺陷尺度对复合材料试样压缩性能的影响, 并得出结论性能下降的主要原因来自于纤维的屈曲现象和缺陷导致的富树脂区域。FAYAZBAKHSH 等^[21]借助有限元仿真的手段对含间隙缺陷的铺放实验件进行了分析并发现, 无缺陷复合材料构件的屈曲载荷比直线纤维铺放复合材料构件高出 36%。然而针对铺丝伴生缺陷对复合材料疲劳性能影响的研究较为欠缺。

因此, 本文以自动铺丝中楔形间隙和搭接缺陷为研究对象, 借助有限元分析、实验等手段, 深入研究不同尺度下的缺陷对于复合材料疲劳性能的影响规律, 为先进铺丝工艺参数的确定提供参考^[22], 并且为确定复合材料的许用值提供数据

第一作者简介: 孙强 (1999—), 男, 江苏宿迁人, 硕士研究生, 研究方向为飞机复合材料装配、复合材料制造技术, tomato@nuaa.edu.cn。

支撑。

1 有限元模型建立

1.1 试样设计

自动铺丝过程中丝束之间不可避免地产生重叠现象,重叠程度用重叠率 f 表征。当重叠率 f 为0时,即两段丝束之间没有重叠区域,形成间隙缺陷;当重叠率 f 为1时,两段丝束在丝束末端部分完全重叠,形成搭接缺陷,不同重叠率下的缺陷如图1所示。

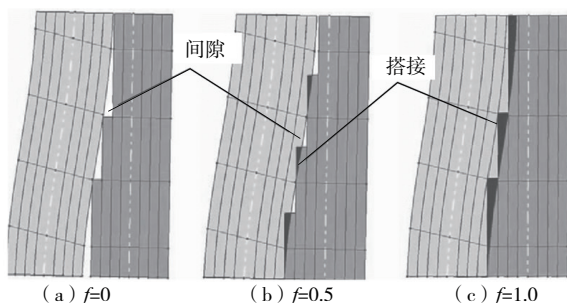


图1 不同重叠率下间隙/搭接缺陷示意图

为方便从实验和有限元的角度开展力学性能研究,对缺陷区域进行一定的简化,如图2所示,用重叠率、丝束宽度和丝束夹角表征形成缺陷的尺度大小,选取简化后缺陷区域(虚线范围内的部分)作为复合材料试样的缺陷层。

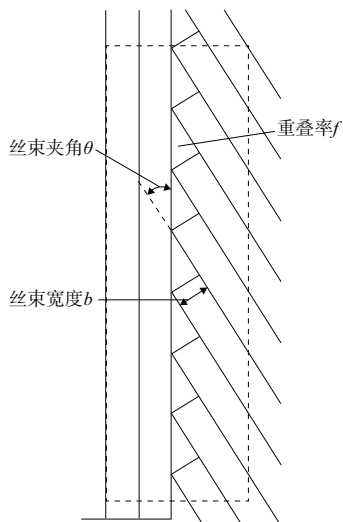


图2 缺陷区域简化示意图

试样均为尺寸相同的直条型试样,具体尺寸参数如图3(a)所示,缺陷层内纤维分布情况如图3(b)所示。

1.2 三维实体模型参数设计

依据设计的复合材料试样尺寸在Abaqus软

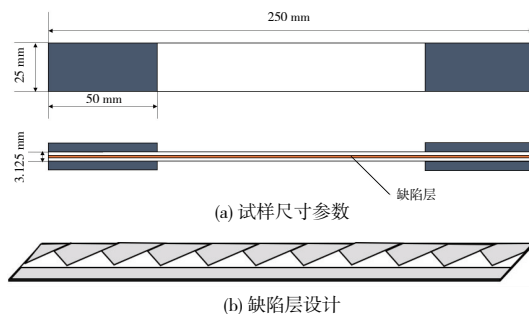


图3 试样设计

件中建立有限元模型层合板,类型选取为实体模型,模型的尺寸为 $250\text{ mm} \times 25\text{ mm} \times 3.125\text{ mm}$,按照 $[(0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ)_4/0^\circ]$ 的顺序设置层合板内纤维角度,共计17层,层合板的理论厚度为 3.125 mm 。

设置模型网格大小为 1 mm ,在模型厚度方向划分为17层,每一纤维铺层单独划分一层网格有利于分析复合材料中每一层的应力和损伤情况^[23]。其中缺陷层设置在中间的 0° 层,按照设计的缺陷层尺寸单独建立,其中间隙缺陷区域使用树脂材料填充,搭接缺陷区域增厚一层复合材料铺层。网格类型选取线性缩减积分单元C3D8R,能够有效避免剪切闭锁的问题,同时加快模型的计算速度。分析步的总步长设置为1,类型选择为静态分析步,为提高效率并保证收敛性,分析步的步长增量设置为 0.01 ^[24],建立的复合材料拉伸模型如图4所示。

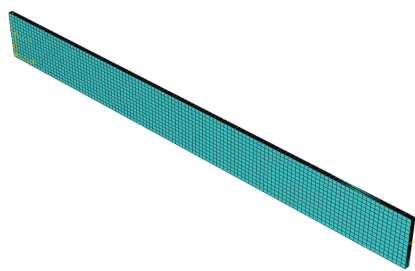


图4 试样有限元模型

2 试验设计

2.1 缺陷规格设计

间隙/搭接缺陷的尺度大小主要受丝束重叠率 f 、丝束夹角 θ 和丝束宽度 b 影响。在影响缺陷尺度的各个因素方面,均选取具有代表性的因素水平。重叠率选取0、0.5和1共3个水平,丝束宽度选取实际中使用较多的 6.35 mm 和 12.7 mm ,丝

束夹角选取 30° 与 60° , 因而得到不同尺度缺陷参数设置, 如表 1 所示。

由于实验组众多, 选取具有代表性无缺陷试样与 G12.7-30 试样进行拉伸实验与疲劳实验, 每组实验重复 3 次, 得出的实验数据与有限元模型所得数据进行对比, 以验证有限元模型的准确性, 后续的性能分析将以验证后的有限元模型数据为主。

表 1 不同尺度缺陷参数设置

试件编号	重叠率	丝束宽度 b/mm	丝束夹角 $\theta/(\circ)$
G6.35-30	0 (G)	6.35	30
G6.35-60			60
G12.7-30		12.7	30
G12.7-60			60
H6.35-30	0.5 (H)	6.35	30
H6.35-60			60
H12.7-30		12.7	30
H12.7-60			60
O6.35-30	1 (O)	6.35	30
O6.35-60			60
O12.7-30		12.7	30
O12.7-60			60

2.2 试样制备

根据表 1 所示的试样规格, 通过人工铺放来制备实验所需的试件, 保证缺陷在试件中的位置及形态。

实验中所用预浸料的材料牌号为 USN20000/TZ700S/GE16/33%, 为中温固化环氧树脂单向碳纤维预浸料, 预浸料单层厚度为 0.125 mm 。采用厚度为 0.5 mm 的不锈钢板作为垫板, 放置在层合板的上表面。放置平板模具有利于促进预浸料内部的树脂流动, 得到更为平整的表面。固化完成后冷却至室温取出层合板, 根据缺陷的相对位置取样, 将层合板切割成标准试样。为避免试样在实验过程中被夹具夹裂或造成损伤, 使用 $50\text{ mm} \times 25\text{ mm} \times 2\text{ mm}$ 的铝片作为加强片粘贴在试样的两端并用环氧树脂型黏接剂进行粘接。图 5 分别为内嵌间隙缺陷试样和内嵌搭接缺陷试样的截面微观图。

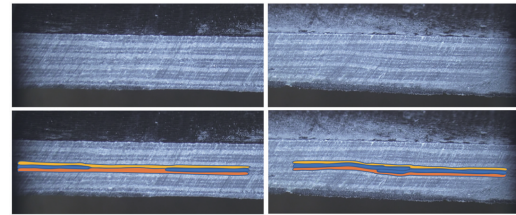


图 5 不同缺陷尺度试样的截面图

2.3 测试条件

实验参考 GB/T35465.1—2020《聚合物基复合材料疲劳性能测试方法第 1 部分通则》标准进行, 拉伸实验所用设备为 PT-1165GDW 型号拉伸机, 最大拉力为 100 kN , 测量力值精度误差低于 $\pm 1\%$, 疲劳实验所用设备为 QBG-100 高频疲劳试验机。该设备具备最大静载荷 100 kN , 最大动载荷 50 kN , 加载频率在 $60 \sim 300\text{ Hz}$ 范围内, 相对误差不超过 0.5% 。

3 结果与讨论

3.1 有限元模型验证

无缺陷试样与试样 G12.7-30 进行拉伸实验的极限载荷实验结果与有限元仿真结果对此如表 2 所示, 从实验数据中可以看出, 实验结果与有限元仿真相比较, 误差均在 10% 以内。

表 2 极限载荷数据对比结果

试样编号	试样数值/ kN	平均值/ kN	有限元/ kN	误差/ $\%$
无缺陷	36.63	37.63	34.62	8.69
	37.14			
	39.12			
G12.7-30	35.23	34.24	33.45	2.36
	34.56			
	32.93			

两组情况下实验与有限元分析的载荷位移曲线对比如图 6 所示, 从图 6 中可以看出有限元模型对于含缺陷复合材料试样在承载阶段的仿真结果与实验情况较为吻合。并且发现两者的拉伸位移曲线中没有突降的情况, 能够说明在拉伸的过程中, 缺陷的存在并没有导致材料强度和材料模量的突变。

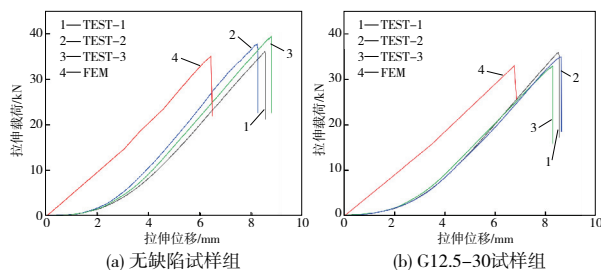


图6 实验与仿真载荷-位移曲线图

无缺陷试样进行疲劳实验,在不同应力水平下的疲劳寿命结果与有限元疲劳寿命对比如表3所示。对无缺陷试样在4种应力水平下分别进行3次重复试验,取平均值作为该应力水平下的疲劳寿命。从表3中可以看出有限元疲劳模型所得的结果相较于实验整体偏低,且误差范围在30%以内,在可接受范围内。将点绘制在随施加应力(applied stress) S 而变化的复合材料疲劳寿命(cycles to failure) N_f 曲线图中,为了方便后续分析,本文的疲劳寿命曲线均用一次函数拟合,如图7所示,对比可以看出有限元仿真结果与实验所得的疲劳寿命曲线趋势较为符合。综上所述,所建立的有限元模型对疲劳寿命的分析具有一定的准确性。

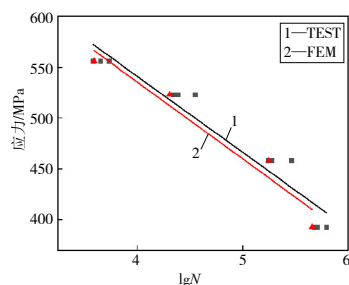


图7 实验与仿真数据 S-N 曲线分布图

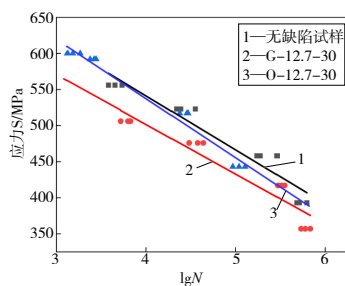


图8 不同重叠率下试样 S-N 曲线图

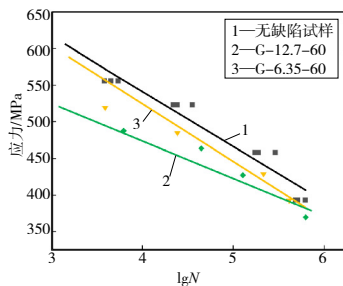


图9 不同丝束宽度下试样 S-N 曲线图

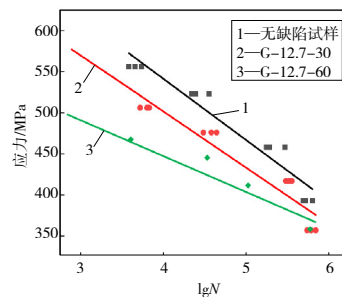


图10 不同丝束夹角下试样 S-N 曲线图

表3 疲劳寿命对比

试样 编号	应力 水平/%	疲劳寿命/ 千次	平均寿命/ 千次	有限元疲劳 寿命/千次
无 缺 陷	85	4.6	3.8	5.4
	80	21.9	24.2	35.4
	70	174.3	189.2	290.2
	60	482.2	512.1	623.3
			539.2	458.3

3.2 疲劳寿命分析

由于疲劳实验的实验组众多,无法通过实验的手段得到全部不同因素水平下的含缺陷试样疲劳寿命,因此在疲劳寿命分析的过程中,未进行实验的试样通过已验证过的有限元模型得出疲劳寿命数据。

为探究缺陷重叠率对疲劳寿命影响,分别选取相应的试样 G12.7-30、O12.7-30 疲劳数据与无缺陷试样对比,绘制 S-N 图如图8所示,从图8中可以分析出,搭接缺陷对复合材料疲劳寿命的影响较小,在较高的应力水平下,疲劳寿命相较于无缺陷试样有着小幅度的提升,含缺陷试样的疲劳寿命一直低于无缺陷试样,在较高的应力水平下更加明显,但在应力水平较低时,3种试样的疲劳寿命较为接近。

丝束宽度和丝束夹角在高应力水平下同样对疲劳寿命均具有较大的影响,其中丝束宽度越小,试样的疲劳性能越好, S-N 曲线与无缺陷试样越接近,且走势几乎一致,如图9所示。原因是丝束宽度越小,间隙缺陷的区域越小,越接近满覆盖的无缺陷试样。缺陷的丝束角度对疲劳寿命也有着一定程度的影响,也呈现出高应力水平下疲劳寿命大幅度下降,低应力水平下与无缺陷试样疲劳寿命接近的趋势。试样 G-12.7-30 的疲劳性能要明显高于试样 G-12.7-60,说明较小的丝束夹角有助于提高复合材料的疲劳性能,不同丝束夹角下试样 S-N 曲线图如图10所示。

3.3 疲劳损伤分析

为了细致地了解试样在疲劳载荷施加过程中的微观损伤等情况,使用已验证的疲劳有限元模型对试样施加疲劳载荷后的损伤情况进行分析。考虑到试样中损伤在较高应力水平下扩展较快,选取不同试样在60%应力水平下的疲劳分析过程,观察不同试样表面铺层的损伤发展情况。从有限元分析结果中可以得出结论,在加载初期,试样G-12.7-30边缘区域出现一定程度的基体损伤和纤维损伤,两种损伤的严重程度相差不大。随着载荷加载到中期阶段,纤维损伤沿着原有损伤的位置向内部扩展,基体损伤逐渐发展为区域性块状破坏,这与疲劳实验中观察到的损伤情况相似。到疲劳寿命末期,层内发生了严重的基体损伤,基体损伤已经扩展到整个层内,纤维损伤也开始呈块状分布。

4 结语

1) 无缺陷试样与含缺陷试样的疲劳寿命均随着应力水平的增大而减少。相比于无缺陷试样,不同尺度下的间隙/搭接缺陷均会降低复合材料的疲劳寿命。在较高的应力水平下,间隙/搭接缺陷对复合材料疲劳寿命的影响更加明显,在较低的应力水平下,含缺陷试样疲劳寿命与无缺陷试样疲劳寿命接近。

2) 提高丝束重叠率对缺陷试样疲劳寿命有较大增益,并能够减少试样基体损伤和纤维损伤在试样中心区域的分布。减小丝束夹角和丝束宽度也对缺陷试样的疲劳性能有着提升作用。疲劳载荷下,缺陷的存在使得试样在加载初期和中期发生了较为严重的基体损伤和纤维损伤。

参考文献:

- [1] 马封安,赵广慧,田程,等. 缺陷对连续纤维增强复合材料力学性能影响的研究进展[J]. 中国塑料,2025,39(1):104-111.
- [2] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报,2007,24(1):1-12.
- [3] GRANT C. Automated processes for composite aircraft structure[J]. Industrial Robot,2006,33(2):117-121.
- [4] 戎笑远,潘利剑,岳广全,等. 热压罐成型典型制造缺陷对复合材料的力学性能影响研究[J]. 航空制造技术,2024,67(3):96-105.
- [5] 赵渠森. 先进复合材料手册[M]. 北京:机械工业出版社,2003:5-6.
- [6] 赵云峰,孙宏杰,李仲平. 航天先进树脂基复合材料制造技术及其应用[J]. 宇航材料工艺,2016,46(4):1-7.
- [7] GRANT C. Automated processes for composite aircraft structure[J]. Industrial Robot,2006,33(2):117-121.

- [8] LUKASZEWICZ D H A, WARD C, POTTER K D. The engineering aspects of automated prepreg layup: history, present and future[J]. Composites Part B: Engineering, 2012,43(3):997-1009.
- [9] BUR N, JOYOT P, GHNATIOS C, et al. On the use of model order reduction for simulating automated fibre placement processes [J]. Advanced Modeling and Simulation in Engineering Sciences, 2016,3(1):4.
- [10] 孙振起,吴安如. 先进复合材料在飞机结构中的应用[J]. 材料导报,2015,29(11):61-64,69.
- [11] 吴昊,孙跃. 制孔分层缺陷对复合材料螺栓连接结构力学性能的影响研究[C]//北京力学学会. 北京力学学会第26届学术年会论文集. 北京:北京力学学会,2020:598-605.
- [12] 王显峰,张育耀,赵聪,等. 复合材料自动铺丝设备研究现状[J]. 航空制造技术,2018,61(14):83-90.
- [13] 王志凯,陈志鹏,杨娜娜,等. 初始缺陷对复合材料层合板力学性能影响研究[J]. 西北工业大学学报,2019,37(4):730-736.
- [14] 史耀辉,庄纯,王树宏,等. 分层缺陷深度对复合材料层合板力学性能的影响[J]. 理化检验-物理分册,2023,59(1):16-18,42.
- [15] 韩振宇,王振宇,边东岩,等. 自动铺丝构件缺陷形成机理的研究进展[J]. 纤维复合材料,2014,31(4):3-7.
- [16] 曹忠亮,郭登科,林国军,等. 碳纤维复合材料自动铺放关键技术的现状与发展趋势[J]. 材料导报,2021,35(21):21185-21194.
- [17] 杨丕. 缠绕成型工艺参数对复合材料孔隙缺陷及力学性能影响研究[D]. 合肥:合肥工业大学,2024.
- [18] 王显峰,段少华,唐珊珊,等. 复合材料自动铺放技术在航空航天领域的研究进展[J]. 航空制造技术,2022,65(16):64-77.
- [19] GUIN W E, JACKSON J R, BOSLEY C M. Effects of tow-to-tow gaps in composite laminates fabricated via automated fiber placement [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2018,115:66-75.
- [20] CROFT K, LESSARD L, PASINI D, et al. Experimental study of the effect of automated fiber placement induced defects on performance of composite laminates [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2011,42(5):484-491.
- [21] FAYAZBAKHS K, ARIAN NIK M, PASINI D, et al. Defect layer method to capture effect of gaps and overlaps in variable stiffness laminates made by Automated Fiber Placement[J]. Composite Structures, 2013,97:245-251.
- [22] 张策. 碳纤维表面修饰对复合材料界面、力学及抗疲劳性能的影响[D]. 天津:天津工业大学,2018.
- [23] 于书宇. 沉头孔结构对复合材料构件强度性能影响规律研究[D]. 天津:天津大学,2017.
- [24] 王杰雄,李兴福,裴兆东,等. 基于数据驱动的复合材料层合板疲劳分层扩展研究[J]. 航空科学技术,2025,36(5):44-50.

收稿日期:2024-03-04