

基于碳纳米传感器的复合材料双螺栓连接结构损伤监测研究



张璐¹, 胡立晟¹, 李星亮², 解云琪¹, 卢少微¹

1. 沈阳航空航天大学, 辽宁 沈阳 110136

2. 北京航空精密机械研究所, 北京 100076

摘 要:随着航空技术的不断发展,复合材料结构已广泛应用于各种复杂的工作环境及承力部位。然而,复合材料在螺栓连接过程中容易引发初始损伤,如基体开裂、纤维断裂和分层等,导致结构承载效率下降,并增加失效风险。因此,对螺栓连接结构在服役期间的损伤进行实时监测变得尤为重要。传统的无损检测方法受环境和设备限制,难以对结构损伤进行实时监测。本文基于碳纳米传感器对双螺栓连接结构的损伤过程进行了研究,通过温度监测试验、疲劳监测试验和双螺栓结构的应变监测试验分析了碳纳米传感器在温度变化和疲劳载荷下电阻变化率的响应规律。研究结果表明,该传感器在温度和损伤监测中具有较好的有效性,为复合材料结构的健康监测提供了新的研究思路和方法。

关键词:碳纳米传感器; 结构健康检测; 双螺栓结构; 复合材料; 无损检测

中图分类号:TB34

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.06.004

为了追求飞机各部件更加优异的性能,复合材料结构已广泛应用于各种复杂的工作环境及承力部位。而纤维增强复合材料相比于金属有着更高的比强度和比刚度,并且在制作过程中有更好的可设计性,可以满足飞行器轻质、高强、耐腐蚀等性能需求,因此,复合材料正在逐步取代传统金属材料^[1-4]。通常飞机各部件之间需要通过连接结构进行组装,而常见的连接方式为机械连接、胶接和混合连接(机械紧固和胶接混合使用),其中机械连接又分为螺栓连接、铆钉连接等。螺栓连接因具有高刚度、可拆卸性、使用维护简单等优点被广泛应用于大型结构的连接^[5]。然而在螺栓连接结构制造的过程中,钻螺孔会导致紧固件周围产生初始损伤,如基体开裂、纤维断裂和分层,从而破坏结构的完整性^[6],这些损伤会造成复合材料结构在负载的情况下发生危险性破坏,导致结构整体失效。同时,邹鹏等^[7]证明了螺栓铤窝的几何误差对复合材料螺栓强度的影响也较为严重。因此,针对复合材料螺栓连接结构在负载下的损伤状态进行实时监测变得尤为重要,其对接头优化设计和

寿命准确预测也有重要影响^[8]。同时螺栓打孔对纤维层产生的初始损伤导致接头处材料的微观结构发生改变,进而会使试样在负载情况下产生各种复杂的失效模式^[9],相比于金属连接结构其承载效率有极大的降低(承载效率的定义为连接部位的最大承载能力与层合板的最大承载能力之比),这也是现阶段面临的一个瓶颈性问题。

在复合材料螺栓连接中,单螺栓接头在负载情况下会产生端部翘曲,端部剥离应力相对较大,并且黏合层在剥离应力下会很快失效,导致结构承载力下降^[10-11],因此,更多选用双螺栓接头来减少端部翘曲,因此,有必要对双螺栓连接结构进行损伤监测。无损检测就是为了在不破坏被检测对象内部及表面结构、状态的情况下检测试样内部情况,观察其服役状态。采用无损检测技术,可以大大降低检测成本和时间,目前主要的监测方法有超声检测(UT)、光纤光栅检测、热成像和声发射等^[12-14]。但是在工程应用中,无损检测对于检测环境有着直接要求,而大部分试样的服役环境都达不到检测的要求,同时对于航空领域来讲,由于复合

收稿日期: 2025-01-02; 退修日期: 2025-03-26; 录用日期: 2025-04-28

基金项目: 航空科学基金(20220003054001, 201903054001); 教育部春晖计划项目(HZKY20220428); 沈阳市科技计划社会治理科技专项(23-407-3-39)

引用格式: Zhang Lu, Hu Licheng, Li Xingliang, et al. Research on structural damage monitoring of double-bolted composite joints based on carbon nanosensors[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(6): 33-39. 张璐, 胡立晟, 李星亮, 等. 基于碳纳米传感器的复合材料双螺栓连接结构损伤监测研究[J]. 航空科学技术, 2025, 36(6): 33-39.

材料结构较大,因此,对于无损检测设备也有极高的要求,通常为了监测某一飞机结构件的完整应变状态,需要产生巨大的设备投资成本与科研时间^[15-17]。同时,无损检测通常需要在停机状态下对结构进行检测,无法对服役结构进行实时监测,这大大降低了设备的生产效率。这些因素都限制了无损检测在工程上的广泛应用,所以寻求一种可以实时无损检测螺栓连接结构服役状态下内部损伤情况和失效模式的方法极为重要。

碳纳米传感器主要由碳纳米管制作而成,碳纳米管具有较强的导电特性和较高表面吸附能力,在与树脂进行混合制备材料时相容性较好,同时复合材料损伤时容易导致电阻发生变化,因此,制作出的碳纳米传感器缺陷较少,且进行检测时灵敏度较高,广泛应用于复合材料的健康监测领域^[18-19]。近年来,随着传感器技术的不断发展和其应用领域的不断扩展,各产品对其性能提出了更高的要求。碳纳米传感器作为其中的重要一类,其制备技术也在不断创新。李兴辉等^[20]在柔性聚对二甲苯C基底上成功制备了一种基于单壁碳纳米管的小型化、高灵敏且反应快速的气体传感器,为环境监测提供了新的技术手段。与此同时,罗永健^[21]将传感器健康监测技术与超声无损检测技术相结合,成功应用于玻璃纤维增强材料(GFRP)结构检测,试验表明,这种结合为健康监测技术带来了新的发展方向。在温度传感器领域,李青青^[22]通过赋予核/壳类聚合物微球温敏和荧光两种性质,制备了一种新型纳米传感器,其具有优异的环境温度响应性和温度传感性能。该传感器可以在一些传统温度计难以使用的特殊场合下使用,并可以有效预测环境温度。安柄奇^[23]研究表明,温度降低时传感器电阻会下降,并且电阻变化率与装载、卸载呈现出线性关系。碳纳米传感器具有良好的稳定性和应变监测同步性,因此,可以满足复合结构健康监测的需求。但当温度超过一定阈值时,电阻的增加速率会减缓,从而影响传感器的灵敏度。因此,在利用碳纳米传感器进行温度监测时,正确确定传感器的正常工作范围至关重要。本文主要探讨了复合材料双螺栓连接结构一体化成形的高灵敏度碳纳米传感器的监测性能。研究揭示了复合材料螺栓连接结构在温度和应变作用下对传感器电阻响应信号的影响规律,同时实现了对该连接结构服役过程中的温度监测。通过疲劳试验验证,碳纳米传感器具有良好的稳定性和较长的使用寿命,为复合材料结构的健康监测提供了新的技术支持。

1 试验

1.1 试验材料

本文研究使用的是纯度在95%以上的商用多壁碳纳米管(MWCNTs)。MWCNTs的直径和长度分别在5~12nm和30~50nm之间。柔性印制电路板(FPC)由生产厂家根据设计图纸加工而成。玻璃纤维单向预浸料(G2000)面密度为200g/m²,树脂含量为30%~40%,厚度为0.2mm。

1.2 碳纳米传感器的制备

该传感器使用真空过滤方法制备,具体流程如图1所示。首先用电子秤称量多壁碳纳米管600mg在其中加入曲拉通5mL,进行研磨2h,然后倒入1000mL去离子水进行机械搅拌3h,之后利用超声波细胞破碎仪超声处理1h。超声结束后利用台式离心机进行离心20min,最后取出离心后的上清液为分散均匀的多壁碳纳米管溶液,最后将分散后的溶液放入真空抽滤装置进行真空抽滤,成膜后将其放入烘箱中70℃保存30min,取出后将薄膜与滤膜剥离得到厚度仅为20μm的碳纳米管传感器薄膜,将薄膜切成直径为10mm的薄膜圆片,利用导电银浆与柔性电路(FPC)的电极连接到一起,最后在70℃下固化20min,依靠FPC其高可靠性、弯曲性的特点增加传感器的使用寿命。



图1 碳纳米传感器的制备流程

Fig.1 Process of making carbon nanosensors

1.3 双螺栓试样制备

在制作双螺栓试样时,首先需要对试样尺寸进行设计,如图2所示,本文的试样尺寸按照ASTM-D5961标准设计为170mm×36mm×1mm,玻璃纤维预浸料的铺层顺序为[0/90]₅,制作时将碳纳米纸传感器嵌入层合板内部一体化热压成形。复合材料层合板在2MPa、120℃条件下固化2h,然后冷却至室温脱模。

将试样取出后去除表面杂质,保证试样平整,根据ASTM-D5961标准设计双螺栓接头尺寸,螺栓孔直径为

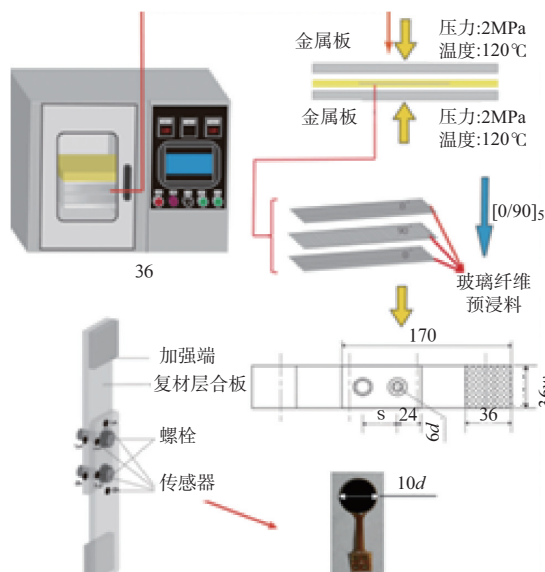


图2 复合材料层合板试样制备流程与尺寸(单位:mm)

Fig.2 Sample preparation process and size diagram of composite laminate(Unit: mm)

6.5mm,端径比为端头到孔中心的距离与螺栓直径的比值为4,本文选用的是强度为6.8级、材料为304不锈钢的6mm螺栓,得到的试样通过图2所示的双螺栓进行连接,螺栓预紧力为5N·m,试样两端粘贴加强铝片,最终得到的试样如图2所示。

1.4 传感器机理

碳基纳米传感器工作原理是碳基纳米材料在复合材料中形成的隧穿效应,而传感器的灵敏度则与隧穿电阻或隧穿电阻与传感器的总电阻的比值呈正相关。碳基纳米材料形成的导电网络的电阻最主要有两个来源,一是本身结构所导致的本征电阻,二是碳纳米管之间形成的接触点产生的接触电阻,如图3所示。在试验过程中,由于碳纳米管具有较高的弹性模量和抗拉强度,在受较小力的情况下,本身形态变化较小,而其电阻产生变化的主要原因是依附的复合基材料发生相对位置改变而带动碳纳米管位置发生移动,进而改变隧穿电阻的大小,并且其本身本征电阻变化微小,可以忽略不计。

2 结果与讨论

2.1 碳纳米传感器的温度监测

由于纤维和树脂的热膨胀系数差异较大,而且在高温条件下树脂基体会发生一定的物理或化学变化,树脂与纤维界面结合力减弱,使复合材料螺栓连接结构在高温下的微损伤演化机制与传统相比差异较大。为验证碳纳米传感

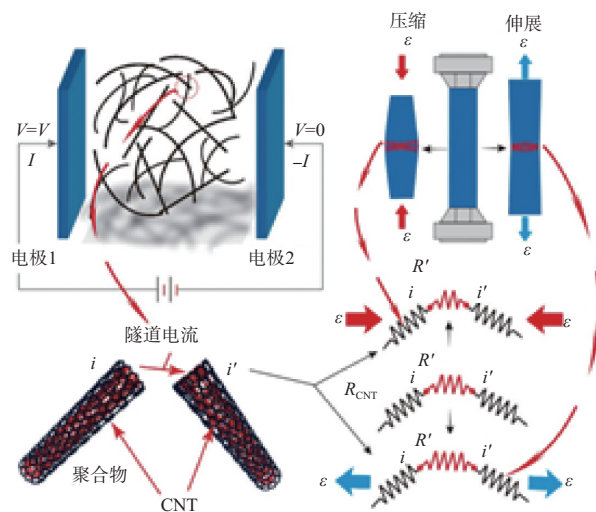


图3 碳纳米传感器的电阻响应传感机理

Fig.3 Resistance response sensing mechanism of carbon nanosensors

器在高温状态下依旧可以稳定测量实时温度,进行了温度监测对比试验,通过碳纳米传感器收集的电阻变化率实时反应实际温度变化。图4为通过Fluke收集的温度变化曲线和通过碳纳米传感器收集的电阻变化率曲线,在图4中可以看出电阻变化率的波动范围为0~0.18,监测温度变化为0~273°C,随着试验时间的增长,监测温度及电阻变化率曲线均为稳定上升,两曲线上升趋势相近且相差较小,当温度即将达到所设温度极限时,显示监测温度上升趋势变缓,电阻变化率曲线发生小幅波动,但波动范围与监测温度的变化趋势相近,这表明碳纳米传感器测量时仍然较为准确。

2.2 复合材料层合板的振动疲劳监测

传感器的稳定性是衡量传感器性能的重要指标,为验

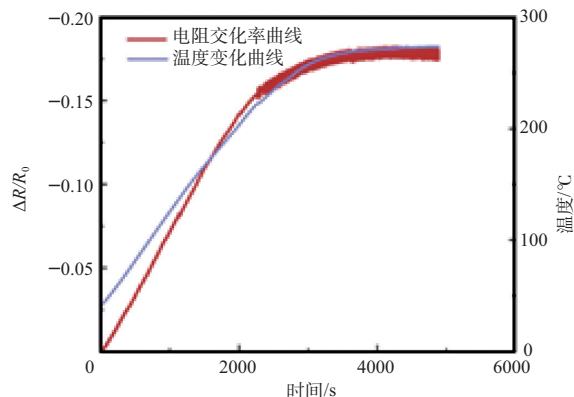


图4 碳纳米传感器电阻变化率—温度曲线拟合图

Fig.4 Resistance change rate of carbon nanosensor/experimental temperature curve fitting diagram

证该传感器在工作状态下的稳定性,本文试验通过对布置有传感器的双螺栓结构进行振动测试,振动试验仪器主要包括振动试验台、频率放大器等。利用夹具将双螺栓试样布置在振动台上,该试验设计为悬臂梁结构,一端固定,另一端利用激励源实现振动,如图5所示。接着对结构进行正弦扫频处理,通过得到的共振频率进行之后的疲劳监测。

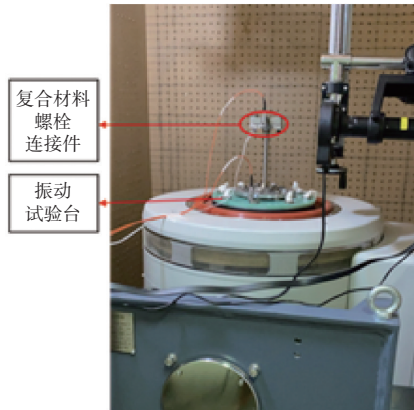


图5 复合材料层合板振动监测试验装置

Fig.5 Vibration test monitoring device of composite laminates

图6为碳纳米传感器对应变疲劳监测的响应曲线,通过监测碳纳米传感器的电阻率变化来观察其受到振动时的监测效果。随机选取一段曲线进行放大处理,由图6可以看出,电阻变化率波动范围较为稳定,基本维持在0附近,放大片段的波形同样保持正弦波形式。将电阻变化率曲线进行拟合处理,可以得到拟合曲线的斜率为1.11,碳纳米传感器经过150000次循环监测后,其监测出的电阻变化率依旧呈现出良好的线性关系且受到的影响较小,这表明此碳纳米传感器的稳定性较高且监测周期较长,可以完成较长时间和较为复杂的监测工作。

2.3 复合材料双螺栓连接结构拉伸损伤监测

为探究碳纳米传感器是否能够稳定监测双螺栓试样的应力变化情况和层板在受力中的整个损伤过程,对试样进行了拉伸试验,该试验根据 ASTM D5961 标准对复合材料双螺栓连接结构进行拉伸测试,将双螺栓试样置于 MTS 万能试验机上,所设加载速度为 1mm/min,试验期间,传感器数据通过 Fluke 电阻测试仪采集得到,拉伸载荷—位移响应曲线通过试验机得到,如图7所示。由图7可以看出,当位移为0~1mm时,由于螺栓与叠合板之间存在摩擦,当施加力达到最大静摩擦力 1.35kN 时,拉伸载荷的测量值达到顶点,随后出现滑动摩擦力,拉伸载荷出现小幅下降趋势,从图7曲线左侧可以

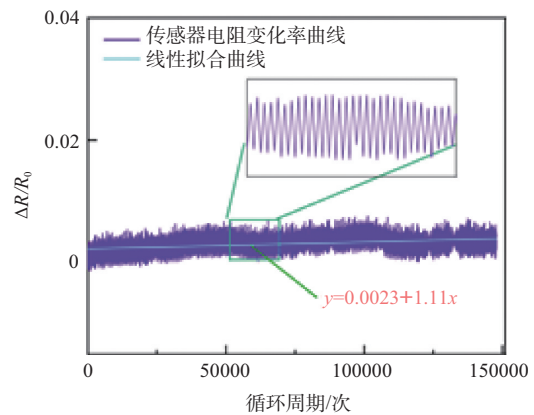


图6 基于碳纳米传感器的复合材料疲劳监测图

Fig.6 Fatigue detection diagram of composite laminates based on carbon nanosensors

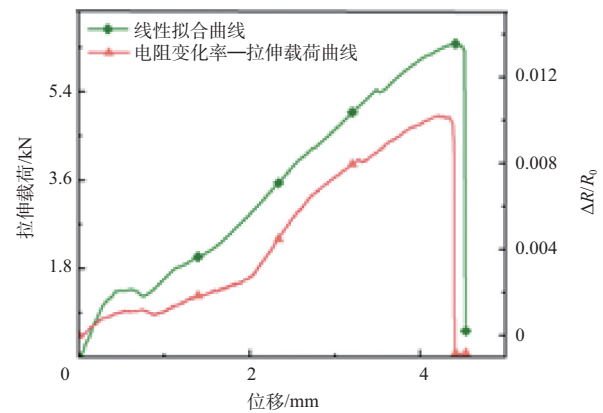


图7 碳纳米传感器电阻变化率/拉伸载荷—位移曲线

Fig.7 Resistance change rate/tensile load-displacement curve of carbon nanosensor

观察到有明显的转折点。在位移达到1mm之后,螺栓与孔壁完全接触,曲线呈现出较为平缓的上升趋势,但在位移达到3.2~3.5mm时,会发生较为明显的波动现象,这说明层合板表面产生损伤,受力并不稳定,在位移达到4mm后,拉伸载荷达到承力极限6.35kN,试样发生断裂,拉伸载荷曲线和碳纳米传感器电阻变化率曲线出现骤降趋势,这说明传感器整体失效。碳纳米传感器的电阻变化率曲线与拉力—位移曲线有较好的同步性,且在发生断裂后,碳纳米传感器能够完整捕捉到复合材料层合板的整个应力变化情况,且在试件在受力过程中碳纳米传感器并未发生损坏,这说明碳纳米传感器能够在复杂的工况下完成螺栓应力监测的任务。

图8为拉伸载荷和电阻变化率的关系图及其拟合曲线图,从图8可以看出,拟合曲线的回归系数为0.97,拟合程度较高,这说明碳纳米传感器的监测结果与实际情况相似度

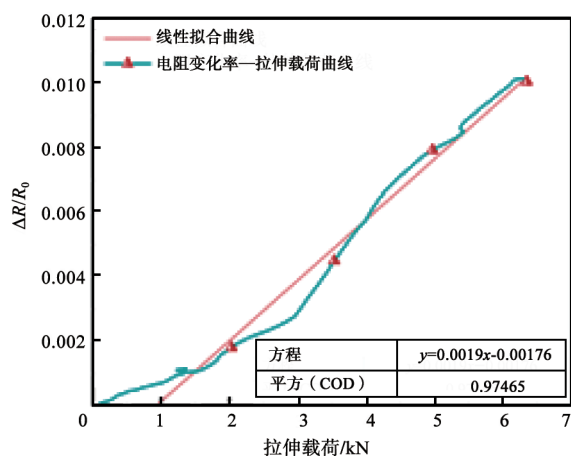


图8 拉伸载荷与电阻变化率曲线及拟合图

Fig.8 Fitting diagram of tensile load and resistance change rate

较高,因此,碳纳米传感器可以较为准确地监测复合材料部件应力变化趋势。

3 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1)碳纳米传感器的温度监测试验研究表明,碳纳米传感器温度的有效监测范围为0~273℃,通过观察碳纳米传感器的电阻变化率曲线与Fluke电阻测试仪监测的实际温度曲线可以看出,两曲线的拟合程度较高,这表明碳纳米传感器的温度监测误差较小。碳纳米传感器能够通过电阻变化率较为准确地监测复合材料螺栓连接结构件在0~273℃的温度变化。

(2)复合材料振动疲劳试验研究表明,碳纳米传感器在经历150000次循环后,其电阻变化率响应明显且波动范围较为稳定,这说明碳纳米传感器经过150000次疲劳试验周期后仍然具有较为稳定的传感特性,因此,碳纳米传感器具有较高的稳定性和较长的使用寿命。

(3)复合材料拉伸试验研究表明,碳纳米传感器能够对高温后的复合材料螺栓连接结构在拉伸载荷下从微裂纹萌生到宏观裂纹形成进行连续性监测,可以通过传感器电阻变化率精确反馈出复合材料螺栓连接结构损伤的实时状态。

AST

参考文献

- [1] 王华. 飞机先进复合材料结构装配协调技术研究现状与发展趋势[J]. 航空制造技术, 2018, 61(7): 26-33.
Wang Hua. Research status and development trend of advanced

composite structure assembly coordination technology for aircraft [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61 (7): 26-33. (in Chinese)

- [2] 杜晨, 贺高. 复合材料与金属毛化连接试验及仿真分析[J]. 航空科学技术, 2016, 27(12): 53-58.

Du Chen, He Gao. Joint test and simulation analysis of composite materials and metal woolen [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(12): 53-58. (in Chinese)

- [3] 樊星. 碳纤维复合材料的应用现状与发展趋势[J]. 化学工业, 2019, 37(4): 12-16+25.

Fan Xing. Application status and development trend of carbon fiber composites [J]. Chemical Industry, 2019, 37(4): 12-16+25. (in Chinese)

- [4] 宁莉, 杨绍昌, 冷悦, 等. 先进复合材料在飞机上的应用及其制造技术发展概述[J]. 复合材料科学与工程, 2020, 47(5): 123-128.

Ning Li, Yang Shaochang, Leng Yue, et al. Application of advanced composite materials in aircraft and development of manufacturing technology [J]. Composite Science and Engineering, 2020, 47(5): 123-128. (in Chinese)

- [5] 山美娟, 赵丽滨. 复合材料螺栓连接的增强设计与分析研究进展[J]. 复合材料学报, 2023, 40(7): 3771-3784.

Shan Meijuan, Zhao Libin. Research progress on reinforced design and analysis of bolted composite joints [J]. Journal of Composite Materials, 2023, 40(7): 3771-3784. (in Chinese)

- [6] Thostenson E, Chou T. Carbon nanotube-based health monitoring of mechanically fastened composite joints [J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(12): 2557-2561.

- [7] 邹鹏, 刘盈利. 沉头螺栓镗窝误差对复合材料连接结构承载性能影响分析[J]. 航空科学技术, 2024, 35(6): 37-43.

Zou Peng, Liu Yingli. Analysis of influence of countersink error on load bearing performance of composite structure [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(6): 37-43.

- [8] 李雄. 螺栓连接的复合材料层板在弯曲载荷下的破坏形式与承载能力[J]. 航天工艺, 1992, 10(5): 33-34+37.

Li Xiong. Failure mode and bearing capacity of bolted composite laminates under bending load [J]. Aerospace Technology, 1992, 10(5): 33-34+37. (in Chinese)

- [9] 刘礼平, 段科好, 徐卓, 等. 碳纤维增强树脂基复合材料层合板胶螺混合连接失效机制[J]. 复合材料学报, 2023, 40(1):

- 590-600.
- Liu Liping, Duan Kehao, Xu Zhuo, et al. Carbon fiber reinforced resin matrix composite laminated plates plastic screw mixed connection failure mechanism [J]. Journal of Composite Materials, 2023, 40(1): 590-600. (in Chinese)
- [10] 顾亦磊. 复合材料机械连接强度分析及影响因素研究[D]. 西安:西北工业大学, 2006.
- Gu Yilei. Study on mechanical connection strength analysis and influencing factors of composite materials [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [11] 赵美英. 复合材料机械连接失效分析及强度影响因素研究[D]. 西安:西北工业大学, 2006.
- Zhao Meiyang. Failure analysis of mechanical connection of composite materials and study on influencing factors of strength [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [12] 徐超, 周帮友, 刘信恩, 等. 机械螺栓连接状态监测和辨识方法研究进展[J]. 强度与环境, 2009, 36(2): 28-36.
- Xu Chao, Zhou Bangyou, Liu Xin'en, et al. Research progress on monitoring and identification methods of mechanical bolt connection [J]. Strength & Environment, 2009, 36(2): 28-36. (in Chinese)
- [13] 孙国峰. 基于超声波技术的螺栓紧固轴力测量应用研究[D]. 杭州:浙江工业大学, 2012.
- Sun Guofeng. Application research of bolt fastening axial force measurement based on ultrasonic technology [D]. Hangzhou: Zhejiang University of Technology, 2012. (in Chinese)
- [14] 陈国达, 郝枫飞, 计时鸣, 等. 螺栓无损检测方法综述[J]. 制造技术与机床, 2017, 67(11): 22-28.
- Chen Guoda, Xi Fengfei, Ji Shiming, et al. Review of non-destructive testing methods for bolts [J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2017, 67(11): 22-28. (in Chinese)
- [15] 武湛君, 渠晓溪, 高东岳, 等. 航空航天复合材料结构健康监测技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2016, 41(15): 92-102+109.
- Wu Zhanjun, Qu Xiaoxi, Gao Dongyue, et al. Aerospace composite structural health monitoring technology research progress [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 41(15): 92-102+109. (in Chinese)
- [16] 耿荣生, 郑勇. 航空无损检测技术发展动态及面临的挑战[J]. 无损检测, 2002, 25(1): 1-5.
- Geng Rongsheng, Zheng Yong. Development trends and challenges of aviation non-destructive testing [J]. Non-destructive Testing, 2002, 25(1): 1-5. (in Chinese)
- [17] 徐丽, 张幸红, 韩杰才. 航空航天复合材料无损检测研究现状[J]. 材料导报, 2005, 19(8): 79-82+95.
- Xu Li, Zhang Xinghong, Han Jiecai. Research status of nondestructive testing of aerospace composites [J]. Materials Review, 2005, 19(8): 79-82+95. (in Chinese)
- [18] 蒋孝伟. 基于碳微纳米传感器的螺栓连接结构状态监测[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学, 2022.
- Jiang Xiaowei. State monitoring of bolted joint structures based on carbon micro and nano sensors [D]. Shenyang: Shenyang University of Aeronautics and Astronautics, 2022. (in Chinese)
- [19] 聂鹏, 张大国, 陈彦海, 等. 碳纳米管薄膜传感器及其应变传感特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(4): 677-684.
- Nie Peng, Zhang Daguo, Chen Yanhai, et al. Carbon nanotube thin film sensor and its strain sensing characteristics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(4): 677-684. (in Chinese)
- [20] 李兴辉, Selvarasah S, 刘宇, 等. 柔性高灵敏单壁碳纳米管气体传感器研究[J]. 传感器与微系统, 2011, 30(7): 38-40+44.
- Li Xinghui, Selvarasah S, Liu Yu, et al. Research on flexible and highly sensitive single-wall carbon nanotube gas Sensor [J]. Sensors and Microsystems, 2011, 30(7): 38-40+44. (in Chinese)
- [21] 罗永健. 基于碳纳米传感器复合材料修补损伤监测[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学, 2021.
- Luo Yongjian. Repair damage monitoring based on carbon nanosensor composites [D]. Shenyang: Shenyang University of Aeronautics and Astronautics, 2021. (in Chinese)
- [22] 李青青. 新型纳米传感器的制备与环境温度传感研究[D]. 天津:天津工业大学, 2021.
- Li Qingqing. Study on preparation of new nanosensors and environmental temperature sensing [D]. Tianjin: Tianjin Polytechnic University, 2021. (in Chinese)
- [23] 安柄奇. 碳纳米传感器对高硅氧纤维复合材料的应变监测[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学, 2019.
- An Bingqi. Strain monitoring of high silicon oxygen fiber composites by carbon nanosensors [D]. Shenyang: Shenyang University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

Research on Structural Damage Monitoring of Double-bolted Composite Joints Based on Carbon Nanosensors

Zhang Lu¹, Hu Licheng¹, Li Xingliang², Xie Yunqi¹, Lu Shaowei¹

1. *Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China*

2. *Beijing Institute of Aeronautical Precision Machinery, Beijing 100076, China*

Abstract: With the continuous development of aviation technology, composite structures have been widely used in various complex working environments and load-bearing parts. However, composite materials are prone to initial damage during bolt connections, such as matrix cracking, fiber fracture, and delamination, leading to a decrease in structural load-bearing efficiency and an increased risk of failure. Therefore, real-time monitoring of damage to bolted connection structures during service has become particularly important. Traditional non-destructive testing methods are limited by the environment and equipment, making it difficult to monitor structural damage in real-time. This paper studies the damage process of double bolt connection structures based on carbon nanosensors. Through temperature monitoring experiments, fatigue monitoring experiments, and strain monitoring experiments of double bolt structures, the response law of the resistance change rate of carbon nanosensors under temperature changes and fatigue loads is analyzed. The research results indicate that the sensor has good effectiveness in temperature and damage measurement, providing new research ideas and methods for health monitoring of composite material structures.

Key Words: carbon nanosensor; structural health detection; double bolt structure; composite material; nondestructive examination

Received: 2025-01-02; **Revised:** 2025-03-26; **Accepted:** 2025-04-28

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20220003054001, 201903054001); Chunhui Project Foundation of the Education Department of China (HZKY20220428); Science and Technology Project of Shenyang (23-407-3-39)