

基于光纤光栅传感器内埋的 复合材料加筋板冲击位置识别

王文娟, 宋 昊, 吴 天, 薛景锋

(中航工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

[摘要] 光纤光栅传感器是实现复合材料内部结构健康监测的最佳选择, 可实现对复合材料冲击载荷位置的实时识别, 锁定损伤区域, 视情检测, 提高效率, 减小安全隐患。将光纤光栅传感器在复合材料层合板预浸料阶段埋入, 通过热压罐固化方式成型为一体化结构, 研究传感器对层合板不同位置载荷冲击的识别技术; 并将 12 支光纤光栅传感器内埋于航空飞机典型复合材料加筋板结构, 通过互相关函数算法成功实现了小尺寸加筋板结构的冲击定位判别。

关键词: 复合材料; 光纤光栅传感器; 内埋; 冲击位置识别

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2016.15.103



王文娟

硕士, 毕业于北京航空航天大学材料科学与工程专业, 主要从事基于光纤光栅传感的复合材料结构健康监测技术研究, 对内埋不同光纤密度对复合材料力学性能的影响、内埋光纤对复合材料微观界面的影响, 以及复合材料平板、加筋板、机翼油箱综合盒段的受冲击载荷定位识别技术有深入研究。

碳纤维复合材料层压板凭借其独特的质轻、比强度高、设计性强等优势在飞机关键部位的用量与日俱增, 然而该材料在冲击载荷作用下, 内部易出现分层、脱粘等损伤, 表面难以察觉, 易带来重大安全隐患^[1]。传统周期性的损伤检查方式如超声波检查等, 以人工为主, 检查速率低且无针对性区域, 耗时耗力且耗费巨大, 无法满足新一代装备结构实时健康监测的需求。需要结合实时监测的方式对冲击位置和能量进行预先识别, 根据载荷情况锁定待检区域, 视情检查, 提高效率, 确保安全性。传统的载荷监测传感器为表贴式, 所用胶粘剂在飞机所处恶劣环境中易老化, 耐久性差, 易受电磁干扰, 布线繁琐; 另一方面无法真实感知材料内部结构变化, 难以真正实现复合材料结构的预测与健康管理 (PHM)。光纤布拉格光栅 (FBG) 传感器结构灵巧似“头发丝”, 易内埋于复合材料结构内部形成一体化结构, 可靠性高,

抗电磁干扰, 一根光纤可实现上百个测量点, 是内埋于复合材料内部结构监测的最佳传感器^[2-3]。

美国波音公司利用 FBG 传感技术测试了航天飞机结构在实际飞行环境中的温度、应变、腐蚀的变化情况, 并在波音 777 和 787 中均采用了 FBG 光纤手段进行相关参数的跟踪, 效果显著^[4]; 美国将 FBG 传感器内埋于碳纳米管增强复合材料, 监测不同载荷下的碳纳米管的应变变化^[5]; 空客公司提出了基于 FBG 传感技术的整体结构健康监测项目, 并将其应用于 C-27J “斯巴达人”运输机的温度、微应变等空中监测研究^[6]; 日本宇航研发机构利用 FBG 传感器应用于复合材料机翼结构进行健康监测并通过耐久性试验验证其可长期使用的能力, 并在复合材料上安装了近 250 支 FBG 传感器监测飞机机翼盒段在飞行载荷测试中的应变场和载荷分布^[7-9]。瑞士联邦技术协会利用 FBG 传感器内埋于复合材料来

监测内部弹性应变和纤维树脂分层损伤情况^[10]。

国内以高校和科研机构为代表,南京航空航天大学袁慎芳等在复合材料机翼盒段上利用表面安装的FBG传感器实现了盒段承受载荷的有效监测^[11-12];北京航空航天大学张博明等^[13]开展了新型的分布式光纤传感器,针对复合材料固化过程的监测;武汉理工大学和哈尔滨工业大学主要侧重开展桥梁、大坝等民用领域的健康监测。

国外虽有具体型号应用的报道,但未对光纤传感器内埋复合材料的技术细节进行披露,国内研究侧重民用和实验室阶段,技术尚未成熟,对内埋工艺、应变、载荷监测的研究处于起步阶段。

中航工业计量所^[2,6]立足航空复合材料智能监测需求,已经形成包括光纤光栅传感器和解调仪生产、封装、测试服务等技术能力,并开展了大量的光纤内埋复合材料工艺和性能测试研究,保证了光纤光栅传感器的高成活性、埋植工艺一致性,信号可靠性,支撑了光纤光栅传感器内埋航空复合材料结构进行冲击载荷定位监测技术的研究。

本文将光纤光栅传感器在复合材料层合板预浸料阶段埋入,通过热压罐固化方式成型为一体化结构,研究传感器对层合板不同位置载荷冲击的识别技术;并将4串(12支)光纤光栅传感器内埋于航空飞机典型复合材料加筋板结构,通过互相关函数算法成功实现了小尺寸加筋板结构的冲击定位判别。

内埋 FBG 传感器的复合材料平板冲击理论分析

试件材料为碳纤维增强环氧基复合材料,制件尺寸为150mm×100mm×4mm,符合ASTM D 7137M-07标准,单层预浸料厚0.125mm,共32层,铺层方式为

[45/0/-45/90]_{4s}。在复合材料预浸料热压罐成型前,将4个光纤光栅传感器(编号1-1、1-2、2-1、2-2)预埋在第16层至第17层之间,传感器布局及测试系统组成如图1所示。采用的光纤光栅传感器及解调仪如图2所示,光纤光栅传感器为直径155μm耐300℃的聚酰亚胺涂覆型,光纤光栅解调仪为中航工业计量所生产,型号为FI220,采样频率可达

2kHz,分辨率为1pm。

首先针对该平板进行简单的有限元定性分析。网格划分如图3(a)所示,划分为30×20个小网格,将冲击能量设定为2J,冲击方式选用球状冲击,冲击位置为层压板的中心部位,得到冲击后瞬间的应变云图如图3(b)所示。由图3(b)可知,在冲击点区域的应变值最大,远离冲击位置的部位应变逐渐变小,可利用冲击

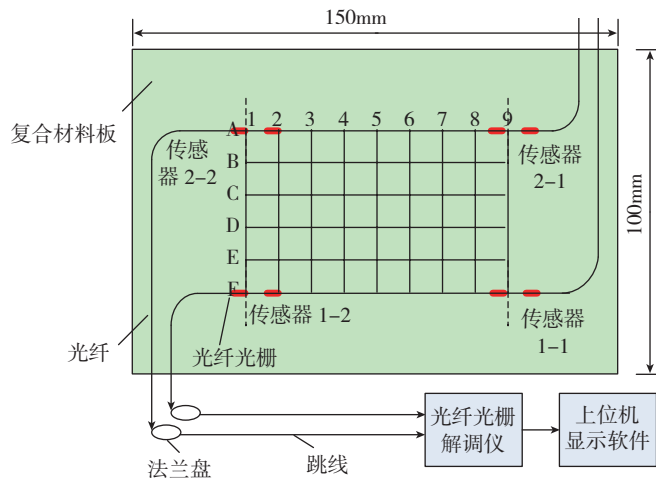


图1 传感器布置位置及测试系统

Fig.1 Sensor layout position and test system



图2 光纤光栅传感器及解调仪

Fig.2 FBG sensors and demodulator

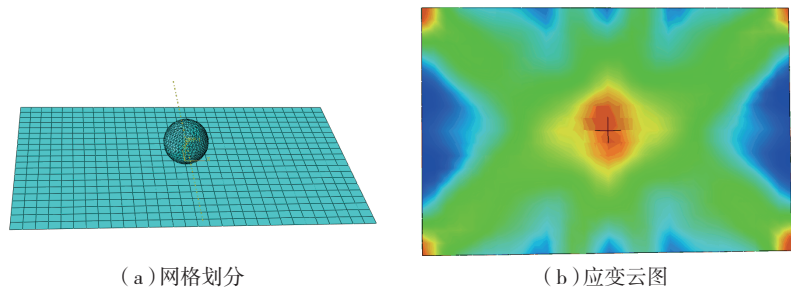


图3 复合材料平板冲击有限元分析

Fig.3 Finite element analysis of composite plate

瞬间应变峰值的响应来判定冲击位置。主要思路是接近冲击点的FBG传感器监测的应变幅值较大,该方法的优点是不需要材料的性能及几何数据,仅需知道每个FBG传感器的相对位置,从理论分析上验证了方法的可行性。

内埋FBG传感器的复合材料平板冲击试验

从试验的角度验证内埋复合材料的光纤光栅传感器对冲击载荷的识别情况,包括冲击事件的记录、不同位置的敏感程度以及数据重复性等。

1 FBG传感器监测冲击事件的发生

将试件中部区域划分成如图1所示的二维网格,将试件进行四边固

支,采用弹簧冲击力锤作为冲击载荷发生装置,锤头半球直径为22mm,冲击能量为0~2J可调,精度为0.1J。试验用解调仪频带宽度为40nm,波长精度为1pm,动态范围为25dB,扫描频率为2000Hz。试验前首先目视检查,冲击表面都未见凹坑,然后用超声C扫描检测,试件内部无明显损伤。

以0.7J的能量对如图1所示的C1~C9位置进行冲击试验为例,传感器1-1和1-2的冲击响应曲线如图4所示。可以看出,当冲击发生时,靠近冲击点的FBG传感器波长均会发生一个突变,可以判定冲击事件的发生。同时冲击位置由C1逐渐变至C9时,距C9点较近的传感器1-1的中心波长变化量的绝对值呈逐渐增

大的趋势,传感器1-2反之。因此找到冲击时应变响应的最大点和冲击位置的关系是可行的。

分别冲击C2点和C8点时4个传感器的瞬间波形曲线如图5(a)和图5(b)所示。可以看出,冲击事件响应时间约为1.5ms左右,采用频率为2000Hz的仪表,每个波形只能采到冲击事件发生时的3~4个点,由于所采的数据点较少,会影响测试能量的精度,但是对冲击位置的测试依据同一时刻的相对应变大小,该频率的仪表可以满足要求。如图5(a)所示,当冲击C2点时,距离该点较近的传感器1-2和2-2瞬时波长变化较大;同理,当冲击C8点时,距离该点较近的传感器1-1和2-1瞬时波长变化较大,实现复合材料层压板冲

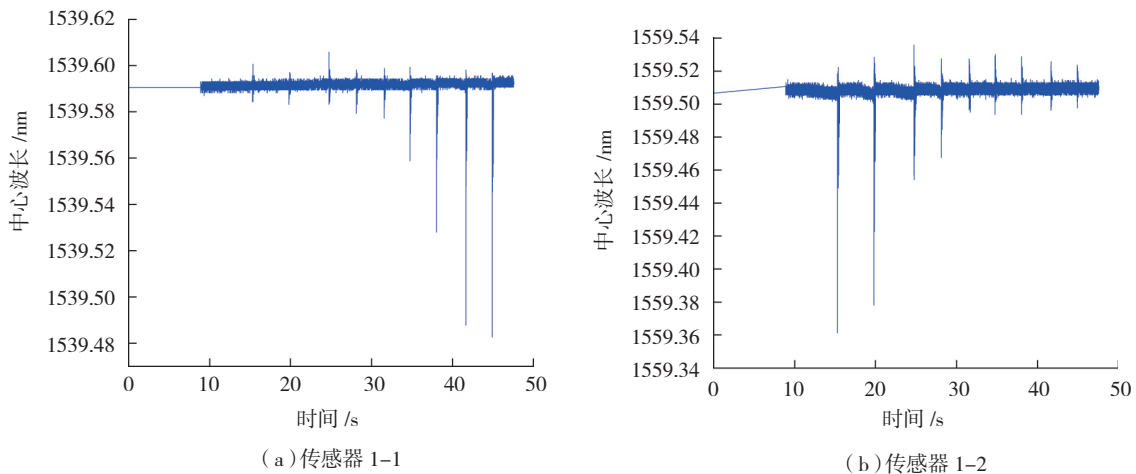


图4 传感器1-1和1-2响应曲线

Fig.4 Sensor 1-1 and 1-2 response curves

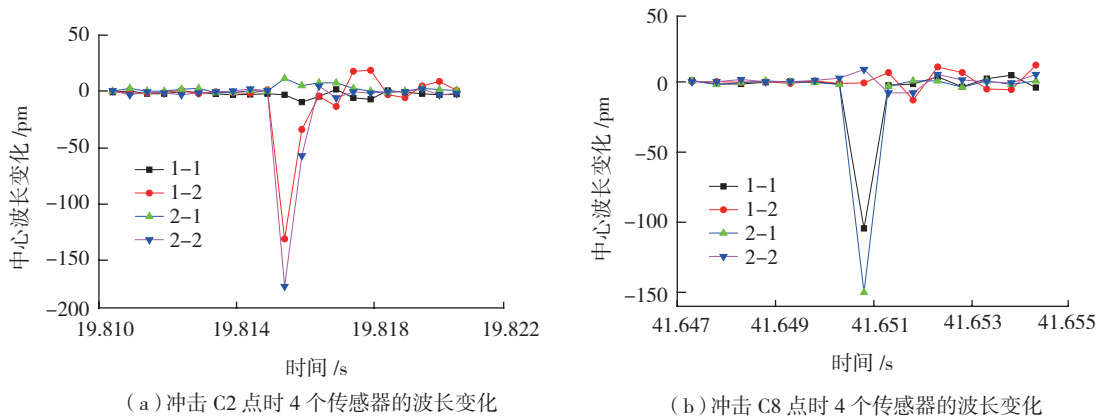


图5 冲击C2、C8位置时4个传感器的波长变化

Fig.5 Wavelength variation of four sensors with impact positions at C2、C8

击事件的监测。

2 FBG在相同冲击能量下对不同冲击位置的敏感性

相同能量冲击(0.5J为例)条件下,将A列长度方向等分为9个冲击点,按照A1, A2, ..., A9的顺序逐点进行冲击。记录4个传感器在每次冲击下的中心波长与初值的变化。4个传感器在A列不同位置冲击后的波长差值变化如图6所示,在A列的1#和2#位置处,传感器2-2波长变化较大,约为0.30nm,这两个冲击点接近传感器2-2。同理,在A列8#和9#位置处,传感器2-1波长变化较大,最大可达0.15nm。可见,内埋的光纤光栅对于附近的冲击事件能很好地监测到。

3 FBG传感器对冲击事件识别的数据重复性

以能量0.5J冲击A行的A1点

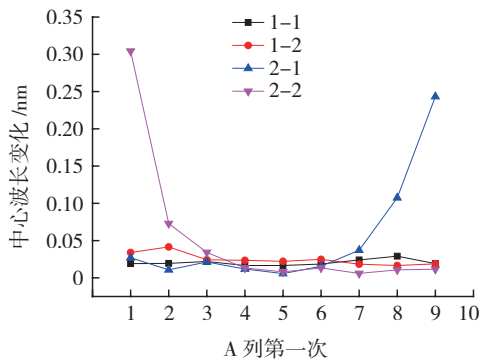


图6 4个传感器在A列不同位置冲击后的中心波长变化
Fig.6 Wavelength difference changes of 4 sensors with different impact locations in column A

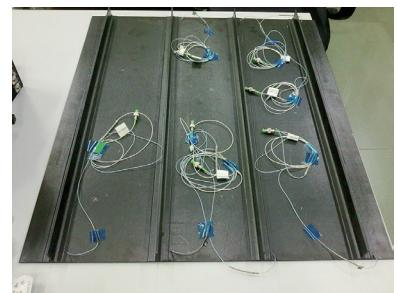
至A9点为例,冲击过程同样重复两次。传感器2-1和2-2波长随着冲击位置A1至A9的变化情况如图7(a)和图7(b)所示。传感器2-1基本呈上升的趋势,这是因为冲击点逐渐靠近传感器2-1。相反传感器2-2则呈下降的趋势。当冲击A9点和A1点时,因为冲击点正好分别位于传感器2-1和传感器2-2的位置,瞬间影响到光栅的周期性结构,因此这两个点的传感器波长有一定偏差,最大在75pm左右,仍属于冲击定位误差范围内。因此,FBG传感器对冲击事件识别的数据重复性一致性较好。

内埋光纤光栅传感器的复合材料加筋板冲击定位研究

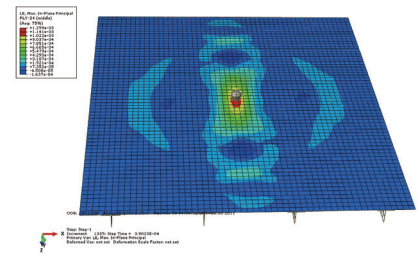
采用航空机翼常用的复合材料T型加筋板,材料体系选用国产CCF300碳纤维增强环氧基复合材料,预浸料单层厚度为0.125mm,加筋板的蒙皮尺寸为620mm×500mm,蒙皮厚度为3mm,铺层顺序为 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]_s$ 。筋条的铺层顺序为 $[45^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ/-45^\circ/0^\circ]_s$ 。筋条的高度为26.5mm,凸缘宽度

为30mm。复合材料加筋板共4根筋条,每根筋条与蒙皮连接中间埋植3个光栅,光栅之间的间距为200mm。内埋光纤光栅传感器的复合材料T型加筋板形状如图8(a)所示。

与平板试件类似,首先对加筋板进行有限元分析,利用冲击锤以2J的能量冲击加筋板的中心位置,得到的应变云图如图8(b)所示,理论上可以得出,利用冲击点周围的应变分布可以实现加筋板的冲击荷载定位识别。

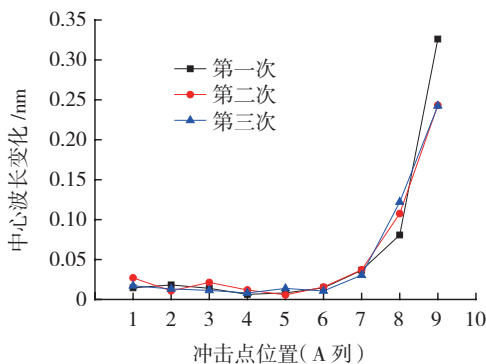


(a) 内埋光纤光栅传感器的复合材料加筋板

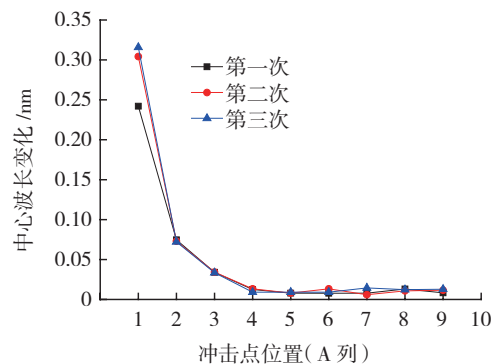


(b) 2J冲击载荷下的应变云图

图8 复合材料加筋板实物及有限元分析
Fig.8 Stiffened composite plate and finite element analysis



(a) 传感器2-1



(b) 传感器2-2

图7 传感器在3次相同冲击条件下的波长变化

Fig.7 Wavelength difference changes of sensors under the three same impact conditions

针对有限元分析结果,将复合材料加筋板有效面积分割成 9 行 10 列共 90 个单元格,如图 9 所示,每个单元格长宽均为 5cm,共有 12 个 FBG 传感器(见图中 12 个红点)内埋在

复合材料中。

在加筋板冲击试验中,光纤光栅传感器的信号采集、冲击载荷下的特征信号提取以及冲击定位数据处理方法如图 10 所示。

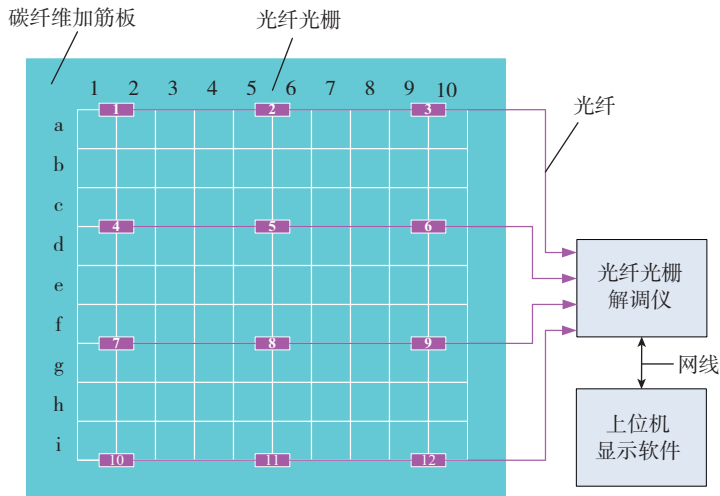


图9 光纤光栅内埋复合材料加筋板简化图

Fig.9 Simplified diagram of stiffened composite plate with FBG sensors embedded

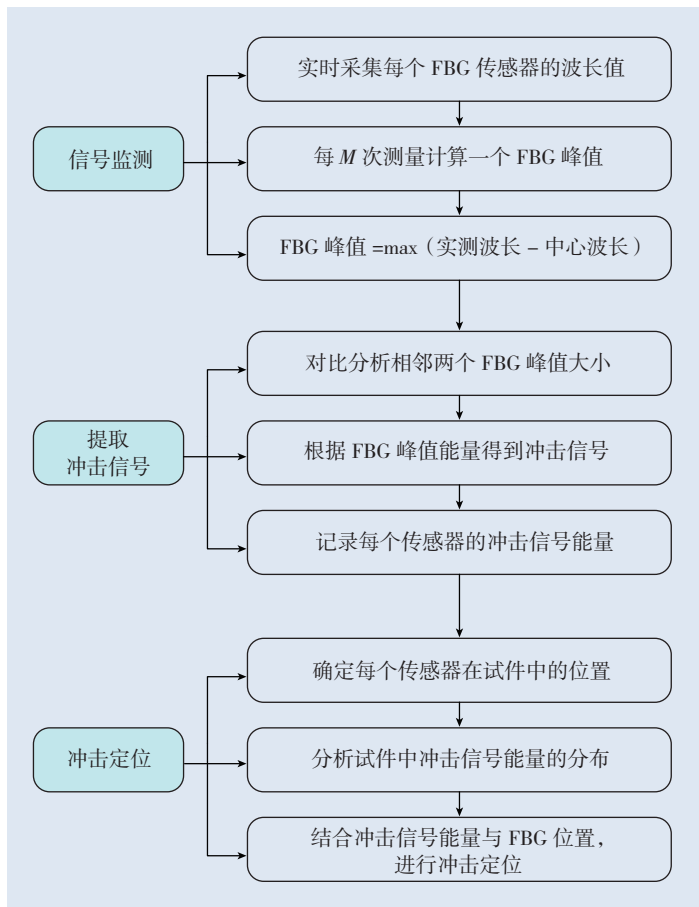


图10 数据处理方法

Fig.10 Data processing method

加筋板冲击定位算法采用互相关函数定位算法,如图 11 所示。

光纤嵌入复合材料加筋板试件冲击定位监测系统如图 12 所示,系统包含 4 个部分:内埋光纤光栅传感器的复合材料加筋板、弹簧冲击锤、光纤光栅解调仪以及运行冲击监测

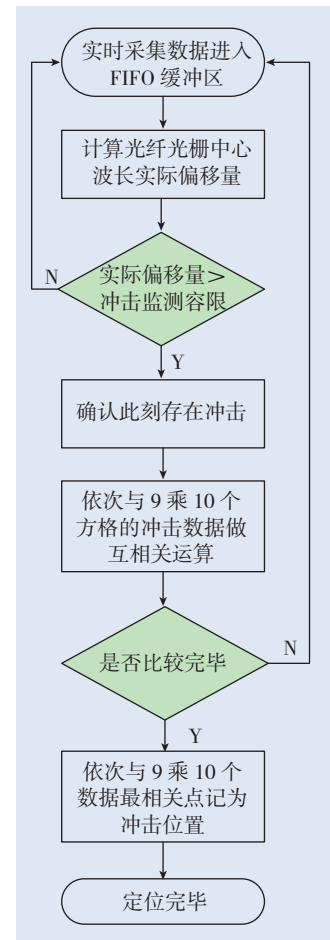


图11 互相关冲击定位流程图

Fig.11 Cross-correlation impact location flow chart

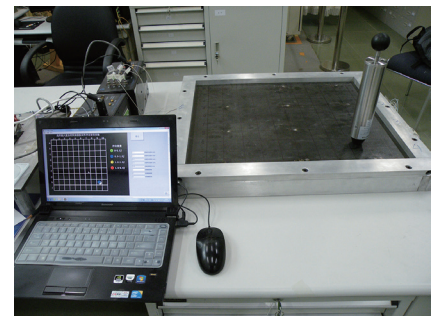


图12 加筋板冲击定位识别系统

Fig.12 Stiffened plate impact location identification system

软件的上位机。

应用文中所述的互相关冲击定位方法实现冲击载荷位置的识别。本试验中识别的最小区域为边长 5cm 的方格,以冲击加筋板任意位置作为实际冲击点,取方格区域的正中心作为识别的冲击位置。识别结果如表 1 所示。

互相关算法对冲击位置识别的平均绝对误差为:

$$Err_{平均} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N Err(i) = 3.18cm$$

式中, $N=20$ 为试验样本总数。最大误差为 11.97cm,相当于两个最小识别区域的距离。平均绝对误差仅为

3.18cm。由此可见,实际冲击点与识别冲击点基本位于同一个小方格 (5cm × 5cm) 内,基于互相关理论的冲击定位算法具有较高的定位精度。

结论

将光纤光栅传感器埋入树脂基复合材料层合板内部,其波长突变可以用来判定冲击事件的发生;FBG 传感器对不同的冲击能量,不同的冲击位置具有不同的敏感性,距离冲击点较近和冲击能量较大时,FBG 波长变化较大,可实现对冲击位置的识别;并将光纤光栅传感器在复合材料加筋板成型时埋入形成一体化结构,通过互相关冲击定位的算法成功

实现了复合材料加筋板的冲击载荷定位识别,冲击定位平均绝对误差小于 5cm。

基于内埋光纤光栅传感器的复合材料冲击载荷定位精度主要取决于光栅密度、解调仪的采样频率和定位算法。若能进一步提高这几个关键技术,就可以提高冲击定位精度,更好地满足飞机复合材料结构的冲击定位实时监测,缩小损伤检测范围,更快捷地检测和修复损伤,减小飞机安全隐患。

参考文献

[1] TAKEDA S, MINAKUCHI S, OKABE Y, et al. Delamination monitoring of laminated composites subjected to low-velocity impact using small-diameter FBG sensors[J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 2005, 36(7):903-908.

[2] SONG H, WANG W J, ZHOU Y J, et al. Mechanical properties of composites with embedded fbg sensors in different layer[C] // International Conference on Cybernetics & Intelligent Systems. New York: IEEE, 2011.

[3] WANG W J, SONG H, XUE J F, et al. Overview of intelligent composites with embedded fbg sensors[C] // 5th International Conference on Cybernetics and Intelligent Systems (CIS). New York: IEEE, 2011.

[4] LEE J R, RYU C Y, KOO B Y, et al. In-flight health monitoring of a subscale wing using a fiber bragg grating sensor system[J]. Smart Materials and Structures, 2003, 12(1): 147-155.

[5] ZHAO X F, GOU J H, SONG G B, et al. Strain monitoring in glass fiber reinforced composites embedded with carbon nanopaper sheet using fiber bragg grating (FBG) sensors[J]. Composites Part B: Engineering, 2009, 40(40):134-140.

[6] 薛景锋,宋昊,王文娟. 光纤光栅在航空结构健康监测中的应用前景 [J]. 航空制造技术, 2012(22):45-49.

XUE Jingfeng, SONG Hao, WANG Wenjuan. The application prospect of fiber Bragg grating in aircraft structural health monitoring[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012 (22):45-49.

[7] MURAYAMA H, TACHIBANA K,

表1 冲击定位试验互相关算法监测数据

序号	实际冲击位置 /cm				识别冲击位置 /cm				识别绝对误差 Err/cm
	坐标		简易坐标		坐标		简易坐标		
	x	y	x	y	x	y	x	y	
1	2.42	2.58	1	1	2.5	2.5	1	1	0.12
2	2.42	42.83	1	9	2.5	42.5	1	9	0.34
3	2.50	27.42	1	6	2.5	27.5	1	6	0.08
4	7.50	22.58	2	5	2.5	22.5	1	5	5.00
5	7.58	17.58	2	4	7.5	17.5	2	4	0.12
6	7.75	42.75	2	9	7.5	42.5	2	9	0.35
7	12.58	12.83	3	3	12.5	12.5	3	3	0.34
8	18.08	43.08	4	9	12.5	32.5	3	7	11.97
9	22.50	37.50	5	8	27.5	37.5	6	8	5.00
10	22.58	22.58	5	5	27.5	22.5	6	5	4.92
11	22.58	37.67	5	8	27.5	42.5	6	9	6.89
12	27.50	2.58	6	1	22.5	2.5	5	1	5.00
13	27.42	27.50	6	6	27.5	27.5	6	6	0.08
14	37.17	7.92	8	2	37.5	7.5	8	2	0.53
15	37.58	27.67	8	6	42.5	27.5	9	6	4.92
16	42.25	37.50	9	8	47.5	42.5	10	9	7.25
17	42.58	7.58	9	2	42.5	7.5	9	2	0.12
18	42.58	22.83	9	5	42.5	22.5	9	5	0.34
19	47.50	12.58	10	3	42.5	12.5	9	3	5.00
20	47.75	42.83	10	9	42.5	42.5	9	9	5.26

HIRANO Y, et al. Distributed strain and load monitoring of 6m composite wing structure by FBG arrays and long-length FBGs[J]. The International Society for Optical Engineering, 2012, 8421:84212D-84212D-4.

[8] TAKEDA S, AOKI Y, NAGAO Y. Damage monitoring of CFRP stiffened panels under compressive load using FBG sensors[J]. Composite Structures, 2012, 94: 813-819.

[9] AOKI T, YOKOZEKI T. Some of the topics in composites research projects in japan[C]//50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2009: 1-20.

[10] BOTSIS J, HUMBERT L, COLPO F, et al. Embedded fiber Bragg grating sensor for internal strain measurements in polymeric materials[J]. Optics & Lasers in Engineering, 2005, 43(3-5):491-510.

[11] 邱雷,袁慎芳,苗苗. 基于FBG的机翼盒段结构健康监测系统功能验证研究[J]. 压电与声光, 2009, 31(3): 350-353.

QIU Lei, YUAN Shenfang, MIAO Miao. An evaluation research on the wing box structure health monitoring system based on FBG sensor[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2009, 31(3): 350-353.

[12] 陆观,梁大开,胡兴柳,等. 光纤复

合材料结构低速冲击判位研究[J]. 仪器仪表学报, 2010, 31(3): 577-580.

LU Guan, LIANG Dakai, HU Xingliu, et al. Energy detection of low velocity impact on fiber optic composite material structure[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2010, 31(3): 577-580.

[13] 张博明,郭艳丽. 基于光纤传感网络的航空航天复合材料结构健康监测技术研究现状[J]. 上海大学学报, 2014, 20(1): 33-42.

ZHANG Boming, GUO Yanli. Survey of aerospace structural health monitoring research based on optic sensor networks[J]. Journal of Shanghai University, 2014, 20(1): 33-42.

Impact Location Identification of Stiffened Composite Plates Based on FBG Sensors Embedded

WANG Wenjuan, SONG Hao, WU Tian, XUE Jingfeng

(AVIC Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095)

[ABSTRACT] Fiber Bragg grating (FBG) sensors have become the best choice of the composite material structure health monitoring. On-line identification of the composites impact location can be achieved to lock the damaged area, detect appropriately, improve efficiency and reduce the security hidden danger. The FBG sensors are embedded in the composite laminates at the prepreg stage through autoclave curing methods to become an integrated structure. The impact recognition technology of different places with sensors in the laminate is researched. Then, twelve fiber grating sensors are embedded in the aviation aircraft typical stiffened composite plate structure, impact location identification of which is successfully achieved through a cross-correlation function algorithm.

Keywords: Composite; Fiber Bragg grating sensor; Embedded; Impact location identification

(责编 大漠)

(上接第 102 页)

compositestructures. Therefore, it's necessary to monitor, diagnose, evaluate and predict the structural health condition of aerospace composite structures. Information obtained through real-time monitoring will be used to determine the health condition of structures and the response to external loads, and further predict possible defects and failures that may occur in the future so that actions can be taken at the appropriate period of time to ensure the safety and service of composite structures to achieve maximum economic benefits. The state of structural health monitoring technology for composite is reviewed in this paper, including global condition perception technology (optical fiber sensing monitoring method), global damage detection technology (guide wave propagation damage detection method), local damage detection method (impedance method, vacuum monitoring method and intelligent recoating method), and setup method of sensor network is discussed. The development trend and the challenges of structural health monitoring of aerospace composite are also discussed.

Keywords: Aerospace structure; Composite; Structural health monitoring; Optical fiber; Guide wave; Impedance; Vacuum monitoring; Intelligent recoating

(责编 大漠)