

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2020.04.012

复合材料结构的低功耗冲击区域监测方法

林晓冬 邱雷* 袁慎芳 许其运

(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)

摘 要: 复合材料凭借优异性能而被广泛应用于民用飞机结构,但复合材料结构可能会因冲击而产生内部损伤并严重降低结构的性能。因此,以低功耗方法不间断地对飞行器复合材料结构进行冲击监测就显得尤为关键。面向机载提出了一种基于反向加权求和的低功耗冲击区域定位算法,该算法基于数字化冲击监测原理,依据冲击响应数字序列进行冲击事件的区域定位。算法运算过程简单高效,便于通过嵌入式软件编程至核心处理器,并显著减少在核心处理器执行算法所需的功耗、时间和存储空间,有利于冲击监测系统的低功耗设计和应用。此外,将算法应用在低功耗小型化冲击监测系统中,并评估了冲击区域定位算法在复合材料机翼盒段结构上的准确率。评估结果显示,低功耗冲击区域监测方法可以准确的监测每次冲击事件,且冲击区域定位准确率达到 96%。

关键词: 复合材料结构;冲击监测系统;低功耗;数字序列;压电传感器

中图分类号: V243; TB33; V214.8

文献标识码: A



0 引言

复合材料因其比强度高、比刚度大、抗疲劳性能和可设计性能好等特点,被广泛应用于现代飞行器结构以提高结构性能^[1]。在民用航空领域,国外部分民用飞机的复合材料占比逐年成上升趋势^[2]。在国内,国产大型客机 C919 的复合材料使用量也约占结构重量的 15%^[3]。然而飞机复合材料结构在飞行、维修等过程中难免要承受外物的冲击,冲击具有瞬时性和随机性并且容易造成复合材料结构的内部不可见损伤,导致结构力学性能和承载能力降低,从而产生安全隐患^[4-5]。对于大面积飞机结构,常规的无损检测既费时又费力,并且需要定期进行维护,难以及时监测冲击损伤。因此迫切需要对飞机复合材料结构进行机载在线的冲击监测,在事故之前给出预警从而进行维护,有利于降低维护费用以及延长飞机的使用寿命,对保证飞机结构安全具有重要意义^[6]。

国内外对冲击监测方法进行了广泛研究和报

道,包括根据信号时间差的监测方法、冲击成像定位方法以及根据小波变换、人工神经网络等监测方法^[7-10]。然而这些冲击监测方法旨在进行冲击的精确定位,对获取到的模拟信号进行计算和处理,就需要冲击监测系统应具有信号调理放大模块、高速的 A/D 数据采集模块、处理复杂算法的嵌入式处理器等模块,这些模块功耗高、体积大、重量大,难以满足机载系统的要求,也不利于实现对冲击的不间断监测。

为了实现冲击事件的在线不间断的监测需求,南京航空航天大学袁慎芳教授团队提出了基于数字化原理的冲击区域定位方法^[11-12]。该方法一方面将复杂的冲击模拟信号转化成简单的数字信号进行处理,极大的简化了算法程序;另一方面,冲击区域的概念通过在一定程度上降低冲击定位精度,实现区域定位,来达到系统低功耗、小型化的需求。而实现冲击的区域定位,也能在很大程度上减少不必要的大面积无损检测,为地面维护人员提供区域指导,从而更快的识别冲击损伤,降低维护的

* 通信作者。E-mail: lei.qiu@nuaa.edu.cn

引用格式: 林晓冬,邱雷,袁慎芳,等. 复合材料结构的低功耗冲击区域监测方法[J]. 民用飞机设计与研究,2020(4):63-68.
LIN X D, QIU L, YUAN S F, et al. Low power impact region monitoring method for composite structures[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(4):63-68 (in Chinese).

成本和时间。

本文依据数字化冲击区域定位原理,提出了一种低功耗的冲击区域监测方法。针对飞机复合材料结构,将其应用在低功耗小型化的冲击监测系统上,并且对低功耗的冲击区域监测方法进行了冲击定位准确性的实验验证。

1 数字化冲击监测原理

通过图 1 中的示例来说明数字化冲击监测方法的基本原理。图 1(a)为布置了压电传感器网络的飞机复合材料结构,其中 9 个压电传感器共组成了 4 个冲击监测子区域。在监测区域上产生冲击后,9 个压电传感器输出的典型冲击响应模拟信号如图 1(b)所示;与传统的冲击监测方法不同的是,这些模拟信号不会被常规的数据采集系统直接获得,而是通过数字化转换方法被直接转换成由低电平“0”和高电平“1”组成的数字序列,如图 1(c)所示。

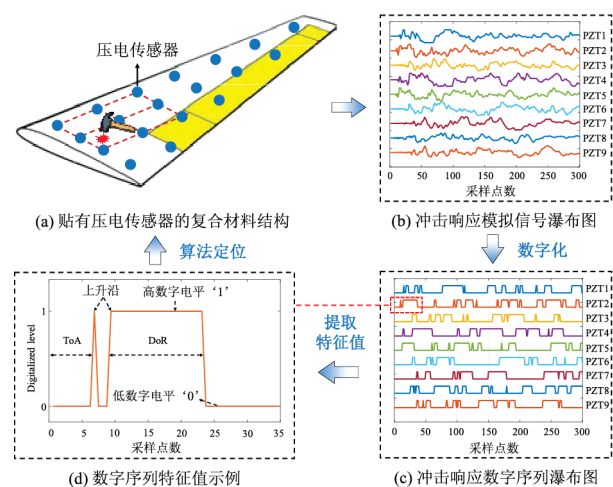


图 1 数字化冲击监测方法原理

数字化的思想是将冲击响应信号的电压限制在标准数字信号的电压范围内,然后直接由低功耗核心处理芯片的 I/O 管脚获取数字信号。为了保护核心处理芯片,可以使用无额外功耗的稳压二极管来限制冲击响应信号的电压。最终冲击数字序列的一些特征值可以被提取计算并用于冲击区域的定位,例如图 1(d)中所示的高电平“1”的首个上升沿到达时间(Time of Arrival, 简称 ToA)和高电平“1”的持续时间总和(Duration of Rise, 简称 DoR)。

2 基于 RWS 的冲击区域定位算法

从图 2(b)中可以发现压电传感器距离冲击点位置越近,其受到冲击响应信号影响的时间越早,且受到的影响越大。即距离冲击点位置越近的压电传感器,其数字序列靠前的部分中高电平“1”的数量也越多。依据这一特征,提出了基于反向加权和(Reverse Weighted Sum, 简称 RWS)的冲击区域定位算法,算法包括以下几个步骤:

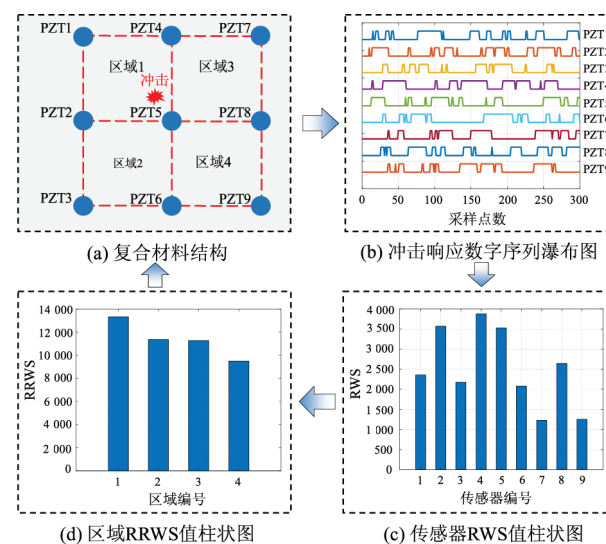


图 2 基于反向加权和的冲击区域定位算法示例

步骤 1: 每个压电传感器输出的数字序列的 RWS 用式(1)表示,其中, r 是压电传感器的数量, S 是每个数字序列的长度, j 是对应于数字序列时间的采样点, W_j 是采样点中第 j 个点对应的数字电平, W_j 的值为 0 或 1。图 2(c)是将数字序列长度取为 100 个采样点后计算出的所有压电传感器的 RWS 值柱状图。

$$RWS_r = \sum_{j=1}^S [(S+1-j) \times W_j] \quad (1)$$

步骤 2: 根据图 2(c)可知,编号为 1、2、4、5 的 4 个压电传感器的 RWS 相对较大,该冲击发生在由这 4 个压电传感器构成的区域中。因此,区域反向加权和(Region Reverse Weighted Sum, 简称 RRWS)可以用来表征冲击对监测子区域的影响程度,由式(2)表示,是用于构造第 q 个冲击监测区域的压电传感器的 RWS 的总和, q 是监测子区域的编号。

$$RRWS_q = \sum RWS_r \quad (2)$$

步骤 3: 根据所有监测区域的 RRWS 值,可以将

RRWS 最大的区域确定为冲击发生的区域,如式(3)所示, M 为冲击监测区域的编号。

$$\text{Impact Region} = \arg \max \{ \text{RRWS}_1, \dots, \text{RRWS}_M \} \quad (3)$$

根据上式,图 2(d) 计算出了四个冲击监测区域的 RRWS,可以确定具有最大 RRWS 的区域 1 是实际冲击发生的区域。从以上步骤可知,该算法不只依赖某一个数字特征值信息,而是通过表征每一个传感器受到冲击的影响程度来进行冲击区域定位。此外,该方法的计算过程非常简单,只包含整数的加法、乘法和求取最大值等计算。该算法的这一特性可以显著减少在核心处理器执行该算法所需的功耗和存储空间,有利于冲击监测系统的低功耗、小型化设计和应用。

3 低功耗小型化冲击监测系统

南京航空航天大学结构健康监测与预测研究团队基于数字化冲击区域监测原理,自主研制了面向机载的低功耗小型化冲击监测系统,该系统具备功耗低、体积小、重量轻以及能够对冲击进行在线连续不间断的监测等特点,如图 3 所示。



图 3 低功耗小型化冲击监测系统

该系统将压电传感器输出的冲击响应信号经过预处理后进行数字化采集,获取冲击响应数字序列,再通过基于 RWS 的冲击区域定位算法进一步处理,该算法通过嵌入式软件编程至核心处理器中运行。通过 USB 总线传输监测数据的同时也可以将冲击监测结果进行本地存储,方便对冲击历史数据的下载和回放。此外,该系统支持电池供电和外部电源供电的两种供电模式,既可进行在线冲击监测,也可以单独工作进行离线的冲击监测,实现了对飞机结构的不间断监测。系统的部分技术指标如表 1 所示。

表 1 冲击监测节点技术指标

名称	技术指标
尺寸(L×W×H)	50 mm ³ ×50 mm ³ ×25 mm ³
重量	80 g
功耗	1.29 mW
通道数	32
供电方式	可充电电池和机载电源混合/ 单一供电
通讯方式	USB 总线
工作温度	-20 ℃ ~ +60 ℃
航空接头	满足 GJB2446 规范

4 低功耗冲击区域监测方法的实验验证

4.1 验证系统说明

实验验证系统如图 4 所示,包括复合材料机翼盒段结构、低功耗小型化冲击监测系统、冲击锤和监测结果显示设备,用于验证基于 RWS 的冲击区域定位方法的准确性。冲击监测区域面积为 850 mm ×

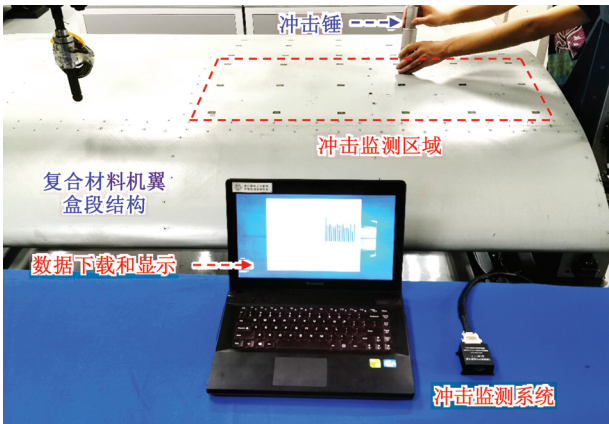


图 4 验证系统设置

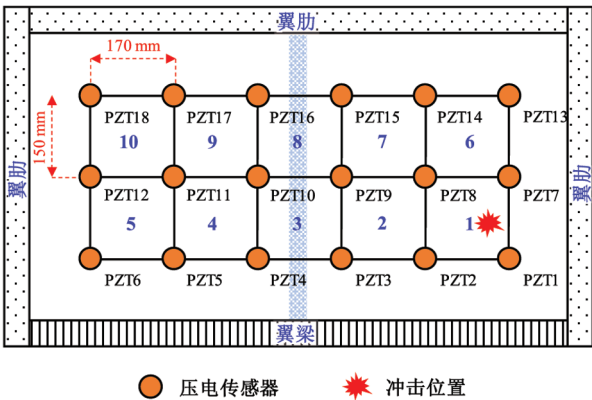


图 5 传感器布置示意图

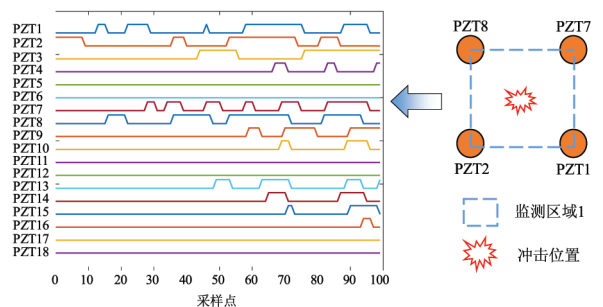
300 mm,由 18 个布置在结构内侧的压电传感器组成了 10 个冲击监测子区域,每个监测子区域面积为 $150\text{ mm} \times 170\text{ mm}$,其中区域 5 和区域 6 之间存在一根金属翼肋,如图 5 所示。

压电传感器通过线缆连接冲击监测系统,信号经过低功耗冲击监测系统一系列的信号转换和信号处理,将冲击区域监测结果上传至监测中心,监测中心也可以下发命令,提取历史冲击监测数据。弹簧冲击锤在机翼盒段结构上的不同区域模拟产生不同能量等级的冲击。

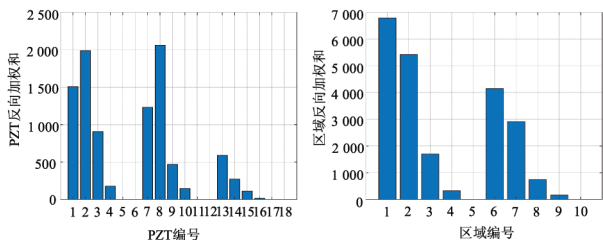
4.2 冲击区域定位准确性验证结果

冲击监测系统在每次冲击发生后会将采集到的数字序列发送到监测中心显示并存储数据,以其中三次发生在监测子区域 1、9 和 3 的冲击实验为例,分别给出三次冲击的数字序列瀑布图,并根据本文提出的反向加权算法,通过数字序列计算出每次冲击后所有传感器的 RWS 值和监测区域的 RRWS 值,并找出 RRWS 值最大的区域判断为冲击发生的区域,结果分别如图 6 ~ 图 8 所示。

从图 6 可知,冲击发生在监测区域的中间位置,PZT1、PZT2、PZT7 和 PZT8 的 RWS 值相比其他传感器更大,相应地,监测子区域 1 的 RRWS 值也是最大的,因此可以将此次冲击定位在监测子区域 1,与实际冲击区域相同。



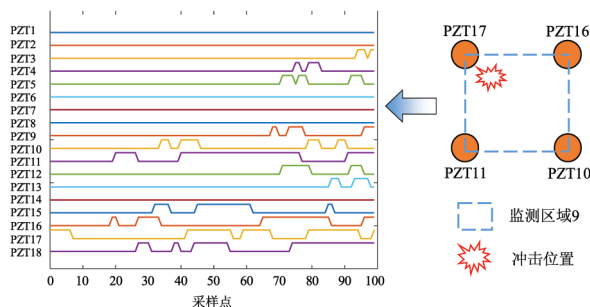
(a) 冲击数字序列瀑布图



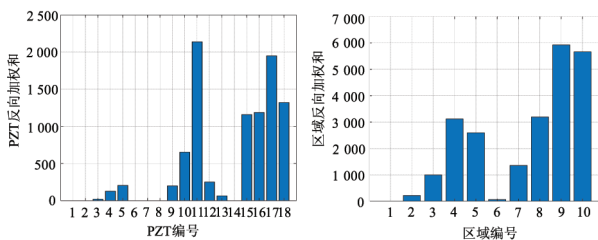
(b) 传感器和区域特征值柱状图

图 6 发生在区域 1 的冲击监测结果

从图 7 可知,冲击发生在监测区域的边缘位置,PZT11、PZT16 和 PZT17 的 RWS 值相对较大,但 PZT10 的 RWS 值较小,这与冲击位置与 PZT10 距离较远有关,但是通过对各区域 RRWS 值的计算可知区域 9 具有最大的 RRWS,因此可以将冲击定位在区域 9。该结果也充分体现了基于反向加权法的冲击区域定位方法的容错率。



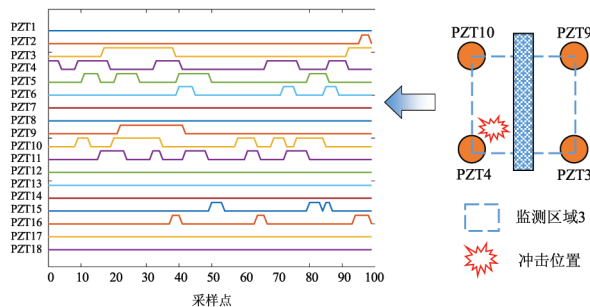
(a) 冲击数字序列瀑布图



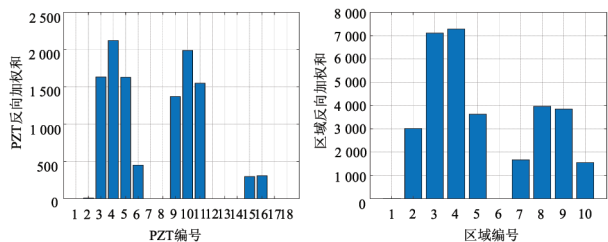
(b) 传感器和区域特征值柱状图

图 7 发生在区域 9 的冲击监测结果

从图 8 可知,冲击发生在含有翼肋的监测区域,PZT4 和 PZT10 的 RWS 值较大,但 PZT3 和 PZT9 的 RWS 值比 PZT5 和 PZT11 略小,最终得到的 RRWS 值中,区域 4 的 RRWS 值略大于区域 3,因此将冲击定位在了区域 4。分析定位错误的原因是由于在此区域中间有翼肋经过,导致 PZT3 和 PZT9 的信号强度有一定的衰减。



(a) 冲击数字序列瀑布图



(b) 传感器和区域特征值柱状图

图8 发生在区域3的冲击监测结果

对每个监测子区域分别用冲击锤施加冲击5次,将总计50次的冲击区域定位结果与实际冲击区域进行对比。验证结果表明,使用基于反向加权求和的冲击区域定位算法在复合材料机翼盒段结构上的定位准确率达到了96%。其中冲击定位错误的两次情况均出现在含有翼肋区域的边缘,因此,复杂的结构形式也是影响冲击定位准确性的主要因素之一。

5 结论

针对飞机复合材料结构的低功耗、在线不间断的冲击监测需求,提出了基于RWS的冲击区域定位算法,该算法简单高效并且可以降低核心处理器的运算时间和功耗,有利于实现对飞机结构的实时监测。此外,将算法应用到低功耗小型化冲击监测系统中,在复合材料机翼盒段结构上进行了冲击区域定位准确性验证,结果表明,使用该算法的冲击区域定位准确率达到了96%,能够准确地监测每次冲击事件并进行定位。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] MARSH G. Airbus A350 XWB update[J]. Reinforced Plastics, 2010, 54(6):20-24.
- [3] 王运锋, 何蕾, 郭薇. C919大型客机总装下线助推我国材料产业发展[J]. 新材料产业, 2016(1): 25-31.
- [4] MARZANI A, TESTONI N, MARCHI L. D, et al. An open database for benchmarking guided waves structural health monitoring algorithms on a composite full-scale outer wing demonstrator[J]. Structural Health Monitoring, 2019, 1-18.

- [5] 王嘉浏, 宋春艳, 刘军. 某大型民用客机机头顶部板结构抗鸟撞性能优化研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2014(01):42-45; 71.
- [6] YUAN S F, REN Y Q, QIU L, et al. A Multi-Response Based Wireless Impact Monitoring Network for Aircraft Composite Structures[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(12):7712-7722.
- [7] 邱雷, 袁慎芳, 苏永振, 等. 基于Shannon复数小波和时间反转聚焦的复合材料结构多源冲击成像定位方法[J]. 航空学报, 2010, 31(12):2417-2424.
- [8] ZHU K G, QING X L P, LIU B. A two-step impact localization method for composite structures with a parameterized laminate model[J]. Composite Structures, 2018, 192: 500-506.
- [9] YUAN S F, BAO Q, QIU L, et al. A single frequency component-based re-estimated MUSIC algorithm for impact localization on complex composite structures[J]. Smart Materials and Structures, 2015, 24(10): 105021.
- [10] REN Y Q, QIU L, YUAN S F, et al. A diagnostic imaging approach for online characterization of multi-impact in aircraft composite structures based on a scanning spatial-wavenumber filter of guided wave[J]. Mechanical Systems & Signal Processing, 2017, 90: 44-63.
- [11] 邱雷, 钱伟锋, 袁慎芳, 等. 一种基于两级判别逻辑的小型化冲击区域监测系统[J]. 航空学报, 2014, 35(09):2551-2558.
- [12] YUAN S F, MEI H F, QIU L, et al. On a digital wireless impact-monitoring network for large-scale composite structures[J]. Smart Materials and Structures, 2014, 23(8):085007.

作者简介

林晓冬 男, 硕士研究生。主要研究方向: 结构健康监测系统集成。E-mail: linxiaodong@nuaa.edu.cn

邱雷 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 结构健康监测。E-mail: lei.qiu@nuaa.edu.cn

袁慎芳 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 智能结构与健康监测。E-mail: ysf@nuaa.edu.cn

许其运 男, 博士研究生。主要研究方向: 结构健康监测系统集成。E-mail: xuqiyun@nuaa.edu.cn

Low power impact region monitoring method for composite structures

LIN Xiaodong QIU Lei * YUAN Shenfang XU Qiyun

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Composite materials are widely used in civil aircraft structures due to their excellent properties. But composite structures may be subjected to internal damages caused by impact events, which can seriously degrade the property of the structures. So, it is critical to continuously monitor the impact of aircraft composite structures with low power consumption method. In this paper, a low power impact region localization method based on reverse weighted sum is proposed for airborne. The method is based on the principle of digital impact monitoring and the impact region localization is carried out according to the impact response digital sequences. The method is simple and efficient, and it is easy to program to the processor through embedded software. The power consumption, time and storage space of the processor are significantly reduced, which is beneficial to the low power design and application of the impact monitoring system. In addition, the method is applied to a low power miniaturized impact monitoring system, and experiment is carried out to verify the accuracy of impact region localization on the composite wing box structure. The evaluation results show that the low power impact monitoring method can accurately monitor each impact event, and the location accuracy is up to 96%.

Keywords: composite structure; impact monitoring system; low power consumption; digital sequence; piezoelectric sensor

* Corresponding author. E-mail: lei.qiu@nuaa.edu.cn