

激光超声技术在复合材料检测中的应用*

季宏丽, 张超, 裘进浩

(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] 激光超声检测技术采用脉冲激光照射的手段激励结构中的 Lamb 波, 可以实现远距离、非接触式的 Lamb 波传播波场数据测量。针对复合材料在航空领域应用中所面临的安全和可靠性能评估问题, 南京航空航天大学开展了基于激光超声技术的复合材料检测研究。采用信号处理方法提取了 Lamb 波传播特征参数, 进行了复合材料的损伤成像、刚度参数识别和疲劳特性评估, 取得了理论和试验验证上的进展, 为航空领域的复合材料无损检测技术提供了新方法。

关键词: 激光超声; 无损检测; 复合材料; 信号处理

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.15.016



季宏丽

副教授、硕士生导师, 香江学者, 全国优博获得者。一直从事智能材料与结构的研究, 主要包括智能结构的减振降噪、结构无损检测、结构健康监测等, 发表期刊论文 80 余篇, SCI 收录 70 余篇, SCI 他引 290 余次。

* 基金项目: 973 计划项目(2015CB057501); 国家自然科学基金项目(11372133); 江苏省基金重点项目(BK20150061); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(NP2016201); 333 工程项目(BRA2015310)。

复合材料在航空领域中的广泛应用是科学技术不断发展的必然趋势。与传统的金属结构相比, 复合材料结构的比强度和比刚度更高, 同时兼备耐磨损、抗腐蚀等优点, 具有极强的可设计性, 满足航空领域对结构苛刻性能的追求。许多研究表明, 将先进复合材料大量应用于飞行器之中, 不仅能够实现结构显著减重, 而且可以提高飞行器的机动及隐身性能。例如, 美国 NASA 的 Langley 研究中心在《航空航天用先进复合材料发展报告》中指出, 复合材料机翼机身和气动剪裁技术能够获得亚音速运输机 24.3% 的减重效果^[1]。复合材料吸波结构在不明显增加结构重量的前提下具有吸波和承载双重功能, 是先进航空装备实现高隐身不可或缺的关键材料^[2]。然而, 由于加工工艺原因, 复合材料本身具有非常明显的分散性, 且材料内部的微结构形式和非线性特征复杂, 导致其强度、破坏形式及使用寿命难以预测

^[3]。因此, 开展针对复合材料的原位、快速、高效的损伤检测和性能评估方法的研究可以提高航空结构安全性, 促进复合材料结构的应用^[4]。

在众多无损检测方法中, 激光超声技术随着激光激励技术的日益发展得到了越来越多的关注。与常规的水浸式超声检测利用压电换能器激励结构中的超声波不同, 激光超声技术采用激光照射产生的热弹效应激励结构中的超声波, 其特点在于激励方式是远距离、非接触的, 且通过偏转反射镜的角度进行光路的控制就能够实现大范围的扫描^[5-6]。目前, 在结构内部损伤评估^[7]、材料表面缺陷识别^[8]等方面, 激光超声技术都进行了很好的试验验证。特别是针对具有复杂曲面的结构(如管壁结构、钻头、风机桨叶以及涡轮叶片等), 该方法也有很好的检测效果^[9-11]。随着硬件系统的进一步集成与发展, 激光超声技术的应用已得到初步的工程验证。西班牙先进航空技术中心

利用激光超声检测系统对复合材料机翼前缘进行了激光纵波的检测方法验证,实现了该方法在复合材料中的孔隙率检测^[12]。韩国全北国立大学根据激光激励出的 Lamb 波,对复合材料机翼结构进行了扫查,初步实现了结构冲击损伤的定位^[13]。此外,洛克希德·马丁公司采用激光超声检测技术对 F-22 的复合材料进气道进行了无损检测方法的验证^[14]。本文以南京航空航天大学开展的激光超声技术研究为基础,针对复合材料应用中存在的安全评估问题,介绍了激光超声技术在复合材料损伤成像、力学参数识别以及疲劳特性评估 3 方面的应用。

激光超声技术原理

激光超声技术采用高能激光脉冲照射结构表面产生热应力区激发出超声波。根据超声波传导形式不同,该技术可分为纵波与 Lamb 波两种形式。其中,利用纵波的激光超声检测与传统的超声 C 扫检测类似。根据沿厚度方向传播的纵波回波或透射情况对结构进行损伤识别^[15];而利用 Lamb 波的激光超声检测则是采用扫描激励或扫描传感的方式获取结构中待测区域的 Lamb 波传播数据,通过分析 Lamb 波的传播特征参

数实现结构损伤、材料参数等方面的识别,综合评估结构的安全性能^[16]。

以扫描激励式的激光超声技术为例, Lamb 波传播数据测量的原理如图 1 所示,高能激光脉冲在结构的待测区域内激励 Lamb 波,同时在固定位置采用激光多普勒测振仪或声发射传感器获取 Lamb 波响应信号。基于声学互易原理,获得的 Lamb 波信号可以认为是在检测区域内布置传感器获取固定点激励的 Lamb 波信号。当激励点进行扫描并采集信号时,这个过程可以等效为在检测区域内密布了传感器阵列同时获取固定位置激励的 Lamb 波,从而形成波场数据。提取波场数据中任意时刻 t 的数据,则可获得该时刻下 Lamb 波的波场强度图。沿着时间轴逐次抽取相应时刻的波场强度图并以动态视频的形式表现就可以将 Lamb 波的传播过程可视化。

表 1 给出了南京航空航天大学搭建的激光超声检测系统参数。其中,单个激光脉冲的能量在 0~55mJ 之间可调。在实际应用过程中,为了避免激光对结构产生烧蚀损伤,特别是在复合材料结构的检测过程中,激光脉冲的能量应控制在 10mJ 以内。激光器的重复频率最高可达 1kHz,即每秒可获取最多 1000 个 Lamb 响

应信号。增加激光的重复频率可以减少扫描时间,提高检测效率,但当重复频率过高时,前一次激励所产生的 Lamb 波还未完全衰减,从而影响采集的信号。二维扫描装置的偏转角度范围为 $\pm 24^\circ$,扫描精度为 0.008° ,根据几何光学中的反射定律可知,系统在距离待测结构 10m 范围以内都可以保持毫米级的扫描精度。本文的试验中,检测距离均小于 10m,可以保证试验所需的 1mm 的扫描精度。检测所使用的声发射传感器体积小、质量轻,其频带范围为 (20~500)kHz,满足 Lamb 波检测的需求。本文涉及的试验均采用该系统进行结构中 Lamb 波传播数据的测量。图 2 给出了不同时刻下 Lamb 波在碳纤维复合材料(Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP)中的传播结果。试件中心包含有 10J 的冲击损伤,当 Lamb 波经过冲击损伤后,波场产生了异常区域。通过逐个时间点观察波场的方式可以判断出

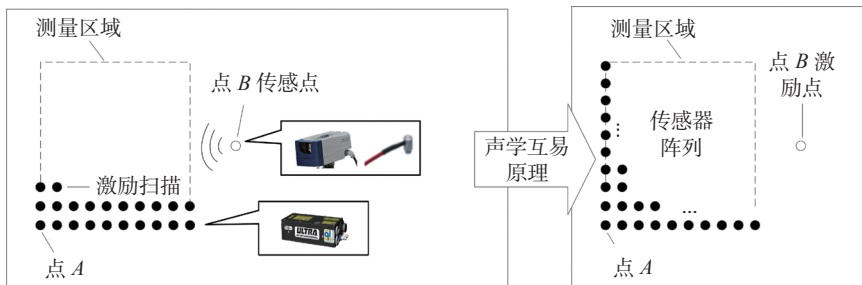


图1 激光超声技术的Lamb波传播可视化原理

Fig.1 Lamb wave visualization principle by using laser ultrasonic technique

表1 激光超声检测系统参数

激光激励装置			二维扫描装置		AE 传感装置		
脉冲能量 /mJ	脉宽时间 /ns	重复频率 /Hz	扫描范围 /($^\circ$)	扫描精度 /($^\circ$)	通频带 /kHz	质量 /g	尺寸 / (mm × mm)
0~55	50	1k	± 24	0.008	20~500	0.2	$\Phi 3 \times 3$

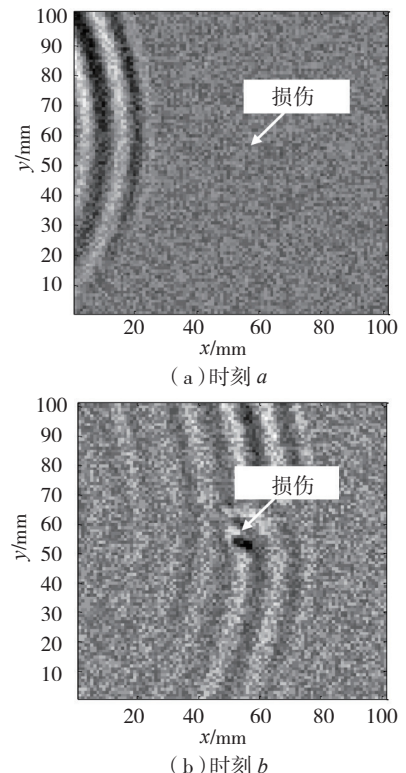


图2 碳纤维复合材料中Lamb波的传播

Fig.2 Lamb wave propagation in CFRP plate

损伤出现的大致位置^[17]。

复合材料的损伤成像技术

层合板结构是目前应用最为广泛的复合材料结构形式之一,通过改变铺层的方向和顺序,层合板能够在不改变单层板材料的情况下,设计出满足工程上不同需求的结构。然而,由于这类结构的层间强度不足,结构对垂直于表面的冲击载荷作用具有较低的抗性,易出现基体开裂、层间分层和纤维断裂等多种形式组合的损伤^[18]。通常,在高能量和中等能量的冲击下,如飞机高速飞行时遇到的撞击、涡轮叶片工作时异物的碰撞等,这类冲击会直接穿透结构或在冲击位置背面产生大量的纤维断裂,穿透区域附近伴随着大面积的分层。因此,这类冲击损伤容易引起检测人员的注意。但是,低能量冲击,如飞机地面维护时的碰撞、飞机起降时受到的冰雹撞击等,所引起的基体开裂和分层等损伤通常发生在结构的内部^[19]。这种“目视勉强可见冲击损伤”(Barely Visible Impact Damage, BVID)难以在日常的飞机维护中被发现。许多研究表明,BVID会降低复合材料结构的抗拉能力,而对于压缩载荷的作用,这类损伤产生的影响更加严重^[20]。由此可见,对复合材料中低能冲击损伤的检测是保证结构安全性能的关键。

为了从复杂的 Lamb 波波场数据中提取特征参数进行损伤的定位与识别,许多信号处理方法相继提出和应用。首先,利用激光超声检测系统对复合材料板以矩形路线进行扫描,扫描点的间距为 1mm,扫描范围为 100mm × 100mm,激光能量为 8mJ,采样率为 10MHz。将采集的信号按图 2 的方式处理,即可获得 Lamb 波的波场数据。根据激光超声技术所获取的波场数据对 Lamb 波的传播过程进行重演,通过观察损伤位置处 Lamb 波发生的反射和

衍射现象对损伤进行定位是最为简单的一种方法^[21]。然而,损伤引起的 Lamb 波传播异常现象较弱,损伤的特征容易被忽略,从而导致损伤难以发现。为了将损伤产生的异常 Lamb 波信号增强,采用波数 - 频率域分析方法可以提取原始波场数据中的损伤反射波。在弱化了入射波信号的波场中,损伤位置的分辨率显著提升^[22]。类似的,采用相邻位置上获取的 Lamb 波信号作比较可以弱化波场中的入射信号,同样提高了损伤附近异常 Lamb 波的信号强度^[23]。但是,上述方法的共同缺点在于需要人为观察逐个时间点的波场图像,并且无法对损伤的形状进行有效的定量评估。针对这个问题,提取邻位 Lamb 波差信号的峰值,并选择合适的阈值进行过滤,能够将检测区域的异常位置显现出来^[13]。此外,根据测量数据计算得到整个扫描区域的波场能量分布也是一种损伤成像的有效方法^[24]。通过波场能量图中异常能量的分布能够对结构损伤形状进行初步的成像。更进一步地,干涉波能量提取的损伤检测方法结合了波数 - 频率域分析手段,消除了健康区域中的 Lamb 波能量,提高了损伤识别的分辨率^[16]。

在此基础上,入射波异常信号能量提取算法通过计算入射波异常信号的能量分布图实现了对 CFRP 层合板的冲击损伤成像^[17]。入射波异常信号能量 E_{aiw} 的定义为:

$$E_{aiw}(x, y) = \sum_{i=1}^N aiw^2(i, x, y) \quad (1)$$

式中, N 为采样时间点数, $aiw(i, x, y)$ 为位置 (x, y) 处在 i 时刻的入射波异常信号,即为相邻测量位置获取的入射波信号差值:

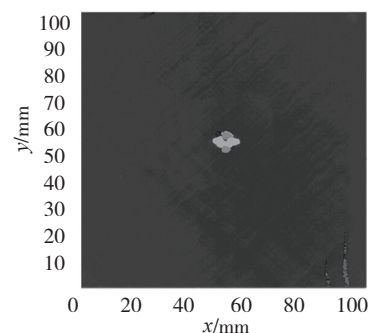
$$aiw(i, x, y) = iw(i, x, y) - iw(i + \Delta d, x + \Delta x, y) \quad (2)$$

式中, iw 为通过波数 - 频率域分析后获得的入射波, Δd 为 Lamb 波传播 Δx 距离所经历的时间延时。试

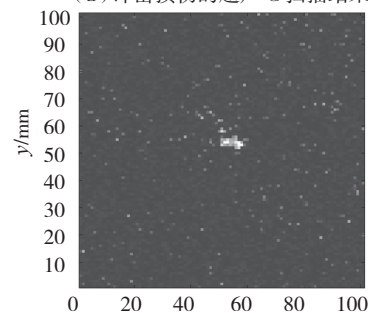
验研究的 CFRP 层合板的铺层形式为 $[45^\circ / -45^\circ / 0^\circ / 90^\circ]_s$, 冲击能量为 10J。图 3 (a) 给出了冲击损伤的超声 C 扫描结果。如图 3 (b) 所示, 入射波异常信号能量图能够识别损伤的形状和面积。

复合材料的刚度系数识别技术

随着使用时间的增加,复合材料内部的疲劳损伤不断积累,导致其力学性能逐渐衰退。因此,对复合材料力学参数的识别不仅能够辅助复合材料结构的设计,而且能够为识别结构的安全和可靠性能提供依据。目前,常用的复合材料刚度系数识别方法如拉伸试验、剪切试验等都难以用于复合材料结构现场、无损的测量评估。采用获取 Lamb 波传播波场数据的方式,通过分析 Lamb 波传播相速度与材料刚度系数之间的关系,反推材料刚度系数矩阵可作为无损测量复合材料力学参数的有效方法。由于该方法在完备重构复合材料刚度参数研究中的巨大潜力,一种



(a) 冲击损伤的超声 C 扫描结果



(b) 入射波异常信号能量图

图3 复合材料冲击损伤成像

Fig.3 Impact damage image in the composite structure

单激励-多响应的传感器阵列被用于检测复合材料板中不同方向传播的 Lamb 波相速度,并面向结构健康监测,旨在实现正交各向异性材料 9 个刚度系数的在线重构^[25]。其试验测量的速度值为特定群速度角度下传播的群速度值,而在利用遗传算法进行速度反演重构材料参数时,其正问题理论针对的为相速度值,二者研究对象的差异导致重构结果不可靠。采用激光测振仪获取复合材料板中较宽频带内的 Lamb 波相速度频散曲线,并将有限元方法作为正问题求解工具,实现了横贯各向同性复合材料 5 个刚度系数的测量,但其测量结果与材料真实值仍具有一定的差异。

在此基础上,一种基于激光超声技术的复合材料刚度系数识别技术实现了复合材料板 9 个刚度系数的重构,其原理如图 4 所示^[26]。

首先采用六自由度新型三阶板理论方法(Third-order Shear Deformation Theory, ToSDT)求解复合材料板结构中 Lamb 波的相速度频散曲线^[27];其次采用激光超声技术在极坐标扫描方式下获取结构中 Lamb 波的传播数据,如图 5 所示,为正交碳纤维层合板中的 Lamb 波在 20 μs 时刻下的传播情况,通过对应峰值的移动速度可以求得任意角度

下的 Lamb 波相速度值。为了提高重构刚度系数的效率和精度,研究了 Lamb 波传播参数与各个刚度系数之间的灵敏度关系,如表 2 所示,给出了在正交碳纤维层合板重构过程中所需要的 Lamb 波相速度信息情况。重构方案只基于 0°、45°、90° 3 个灵敏度最高的传播方向进行计算,大大降低了将多个传播方向上信息代入重构过程的复杂性。试验中为了获得 0°、45°、90° 3 个方向上的波速,在碳纤维层合板中沿 0°、45°、90° 方向各扫描 150mm 长的直线,扫描间隔为 1mm,激光能量为 8mJ,采样率为 10MHz。最后,定义归一化相速度误差函数作为遗传算法的优化目标函数 err :

$$err(C)|_{\theta} = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \left| \frac{v_i^f - v_i^T}{v_i^f} \right| \quad (3)$$

式中, C 表示待评估的刚度系数矩阵(含有 9 个独立刚度系数分量); θ 为群速度传播角度; M 为所用到的不同频率下的相速度值个数; V_i^f 表示在第 i 个频率下 Lamb 波试验测量得到的相速度值,该值不随 C 变化而变化; V_i^T 表示在第 i 个频率下 Lamb 波在刚度系数为 C 时的相速度理论

计算值。经过不断地迭代和更新,最终优化的 C 作为最小目标函数对应的解,为重构出的复合材料刚度系数值,如表 3 所示。图 6 (a) 给出了 3 个典型方向上的相速度理论和试验值,图 6 (b) 以 10° 为间隔显示了 0° ~90° 范围内的 Lamb 波试验与理论相速度值。结果表明了仅用 3 个特征方向的 Lamb 波信号进行刚度系数的重构,在简化计算过程的同时,确保了重构结果的准确性。

复合材料的疲劳特性评估技术

复合材料在承受疲劳载荷作用时,结构会产生基体裂纹、界面脱胶、层间分层和纤维断裂 4 种基本的破坏形式。与金属材料易产生一条控制整个结构疲劳性能的主裂纹不同,这 4 种基本破坏形式相互作用并以一定的密度分布在复合材料内部。当复合材料到达疲劳寿命后期,随着损伤密度的增加,材料内部的应力将重新分配,在应力集中程度严重的区域纤维加速断裂,最终导致突然破坏^[3]。结构破坏前,采用传统的无损检测方法难以对微观的基本

表2 正交碳纤维层合板重构所需角度和模态信息

刚度系数	模态	群速度传播方向	刚度系数	模态	群速度传播方向
C11	S0	0°	C33	S0	90°
C12	S0	45°	C44	A0	90°
C13	S0	0°	C55	A0	0°
C22	S0	47°	C66	S0	45°
C23	S0	48°			

表3 正交碳纤维层合板重构结果

模态和传播方向		刚度系数	重构结果 /GPa	Err/%
A ₀	0°	C ₅₅	1.51	0.79
	90°	C ₄₄	0.58	4.88
S ₀	0°	C ₁₁	93.6	0.24
		C ₁₃	10.1	
	90°	C ₂₂	65.7	0.20
		C ₂₃	11.7	
		C ₃₃	16.4	
	45°	C ₁₂	11.01	1.82
C ₆₆		3.99		

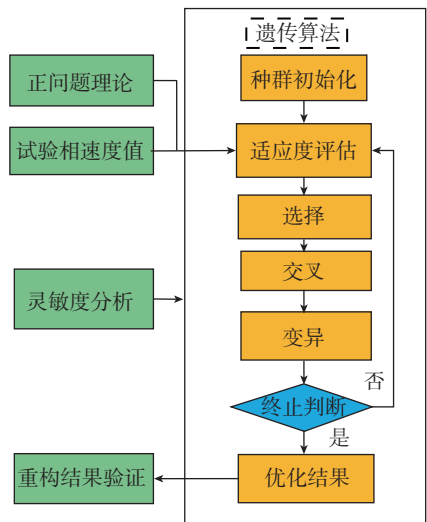


图4 逆问题求解的流程图

Fig.4 Flow chart of the inversion methodology

破坏形式进行评估。然而,复合材料的疲劳损伤积累会导致其力学属性,如刚度、阻尼等变化,进而影响 Lamb 波的传播特性。通过激光超声技术获取复合材料结构不同区域位置的 Lamb 波传播特性,能够对结构局部材料属性进行评估,从而达到结构全寿命健康状态评估的目的。

以玻璃纤维层合板结构为例,其铺层形式为 $[0^\circ / 90^\circ / 3_0 / 90^\circ / 3_0]_s$ 。在试验过程中选取了最大拉伸强度 32.4% 的载荷水平进行了疲劳特性的研究。试验系统主要分为激光超

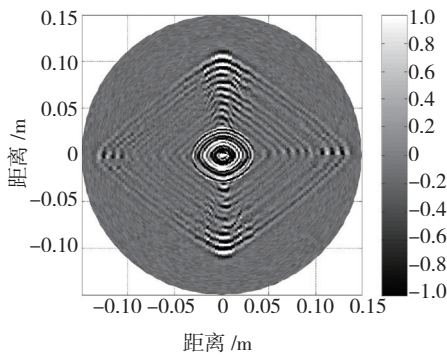
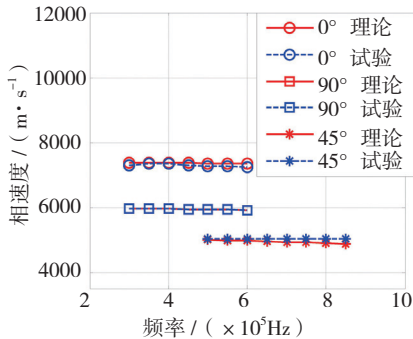
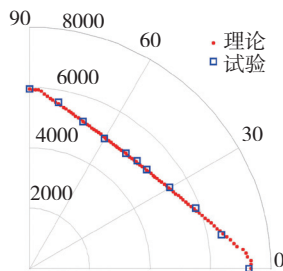


图5 正交层合板中的Lamb波传播
Fig.5 Lamb wave propagation in cross-ply plate



(a) 典型方向上的相速度理论和试验值



(b) Lamb 波试验与理论相速度值
图6 刚度系数的重构结果

图6 Results of stiffness reconstruction

声系统和疲劳拉伸试验机两部分,如图 7 所示。用于分析的 Lamb 波传播数据采用距离-时间图的形式:激光光源扫描一条延长线经过声发射传感器的路径,扫描间隔为 1mm,激光能量为 8mJ,采样率为 10MHz。采集激光光源扫描该路线上所有测点时传感器接收到的时域信号,即可绘制距离-时间 B 扫结果,如图 8 所示,为经过 209568 次周期载荷后的 Lamb 波传播图像。

研究表明, Lamb 波特征参数 (Lamb 波相速度和 Lamb 波模态能量分布情况) 能够反映复合材料疲劳加载的周期变化。图 9 分别给出了 3 个归一化后的参数与疲劳周期之间的关系,其中归一化

的刚度 (NStiffness) 通过试验中引伸计数据获取; 归一化的相速度值 (NVelocity) 利用距离-时间 B 扫结果中首个峰值的传播速度计算得到; 而归一化的模态能量分布比采用二维傅里叶变换的手段从 B 扫结果中分离出两种不同模态的能量,即图 8 中不同斜率的 Lamb 波分量,表示不同传播速度的 Lamb 波。定义归一化模态能量分布比 (NModeConvert) 为模态 1 与模态 2 能量的比。随着疲劳周期数的增加,3 个特征参数都出现了明显下降,且变化趋势类似。其中归一化的模态比值变化最为明显。在实际应用过程中,材料的刚度测量非常困难,因此根据 Lamb 波非接触式的测量,计算相速度和模态频

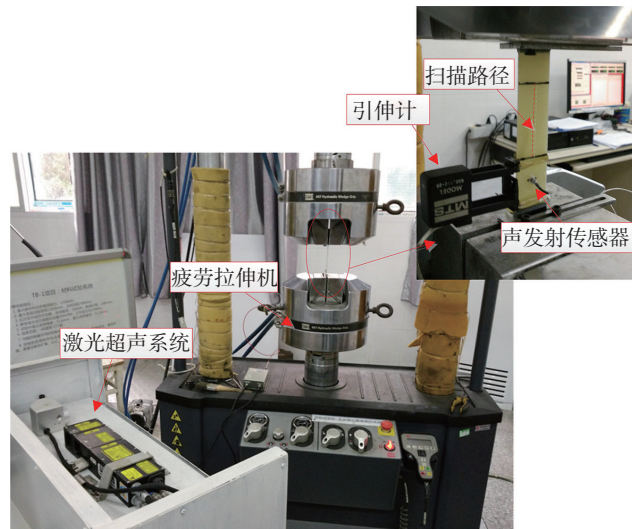


图7 激光超声技术在疲劳试验中的应用

Fig.7 Laser ultrasonic technique for the fatigue test

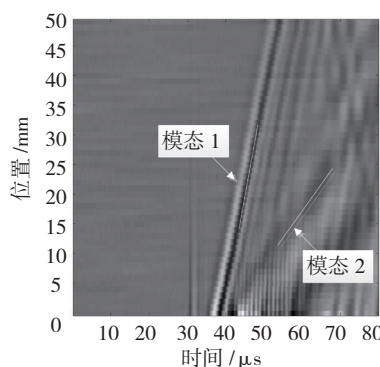


图8 Lamb波的时间-距离传播图像

图8 Time-space diagrams of Lamb wave wave

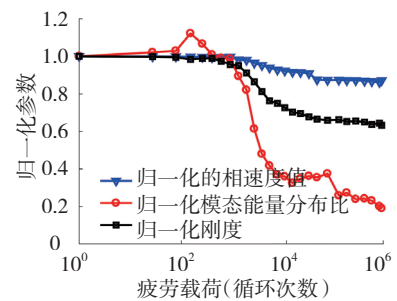
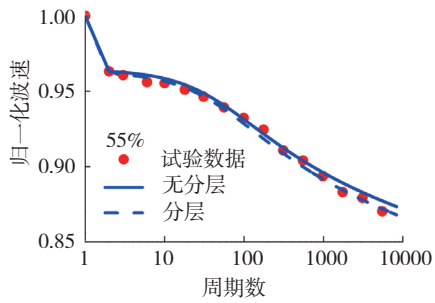
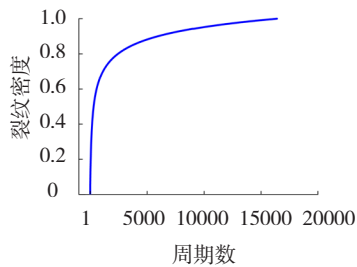


图9 归一化的Lamb波传播参数与疲劳周期数间的关系

图9 Relation between normalized parameters of Lamb wave propagation and fatigue load cycles



(a) Lamb 波相速度与模型预测的相速度衰减情况对比



(b) 基于模型预测的疲劳损伤密度曲线

图10 复合材料疲劳特性评估结果
Fig.10 Results of fatigue property evaluation in the composite

响特性能够实现对结构疲劳寿命的估计。

在研究了 Lamb 波传播特征参数与复合材料疲劳之间关系的基础上,一种刚度-波速衰减理论模型实现了复合材料疲劳损伤的预测。该模型以纤维断裂、基体裂纹和分层引起的刚度衰减为依据,导出了近似的剪滞模型,避免了预测过程中需要测量复合材料裂纹密度的问题。试验通过测量复合材料中 Lamb 波的相速度能够完成疲劳累积损伤的综合评估。图 10 给出了铺层为 $[45^\circ / 0^\circ / -45^\circ / 90^\circ]_2$ 的玻璃纤维复合材料在最大拉伸强度的 55% 载荷水平下的疲劳评估结果。图 10 (a) 为试验测得的 Lamb 波相速度与模型预测的相速度衰减情况对比,图 10 (b) 为基于模型预测的疲劳损伤密度曲线。

结束语

针对复合材料结构在安全和可靠性评估中所面临的问题,激光超声

技术提供了一种远距离、非接触式测量结构中 Lamb 波传播数据的新方法。通过对复合材料结构中 Lamb 波传播特征的提取,该方法能够实现复合材料损伤成像、复合材料刚度系数识别、复合材料疲劳特性评估 3 个方面的材料无损评价。目前,该技术的研 究已经取得了理论上的突破,在试验验证中也取得了不错的进展。然而,针对实际航空复合材料结构的检测,特别是现场、原位的结构检测,激光超声技术仍需要解决一系列的问题:(1) 研究激光超声系统的集成与优化,进一步提高现场测量的信噪比,促进该技术从实验室走向工程应用;(2) 研究具有更加复杂结构形式的复合材料连接件中 Lamb 波的传播特性,进一步拓展激光超声技术的应用范围;(3) 基于激光超声检测技术的检测结果,如复合材料的损伤信息和疲劳状况,研究复合材料结构剩余寿命的预测等。随着更多研究者的关注和大量高新技术应用于激光超声技术中,其检测效果、功能一定能够进一步提升,必将成为未来航空领域无损检测中不可或缺的新成员。

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.
DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1):1-12.
[2] 李斌太, 邢丽英, 包建文, 等. 先进复合材料国防科技重点实验室的航空树脂基复合材料研发进展[J]. 航空材料学报, 2016, 36(3): 92-100.
LI Bintai, XING Liying, BAO Jianwen, et al. Research and development progress of national key laboratory of advanced composites on advanced aeronautical resin matrix composites[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(3): 92-100.
[3] 吴富强. 纤维增强复合材料寿命预测与疲劳性能衰减研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
WU Fuqiang. Research on life prediction and fatigue property degradation of the fibre-

reinforced plastics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.

[4] 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(15): 92-102.

WU Zhanjun, QU Xiaoxi, GAO Dongyue, et al. Research progress on structural health monitoring technology for aerospace composite structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016 (15): 92-102.

[5] 吴郁程, 裘进浩, 张超, 等. 一种损伤反射波波场可视化的改进方法[J]. 中国激光, 2014, 41(3):149-156.

WU Yucheng, QIU Jinhao, ZHANG Chao, et al. A method to improve the visibility of the damage-reflected wave[J]. Chinese Journal of Lasers, 2014, 41(3): 149-156.

[6] 裘进浩, 张超, 季宏丽, 等. 基于激光激励技术的结构损伤成像[J]. 振动、测试与诊断, 2014, 34(4): 603-609.

QIU Jinhao, ZHANG Chao, JI Hongli, et al. Damage imaging for plate structures based on laser excitation[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2014, 34(4): 603-609.

[7] 施德恒, 陈玉科, 孙金锋, 等. 激光超声技术及其在无损检测中的应用概况[J]. 激光杂志, 2004, 25(5):1-4.

SHI Deheng, CHEN Yuke, SUN Jinfeng, et al. A review on laser ultrasonic technique and its applications in non-destructive testing[J]. Laser Journal, 2004, 25(5):1-4.

[8] 严刚, 徐晓东, 沈中华, 等. 激光超声表面缺陷检测的实验方法[J]. 光电子·激光, 2006, 17(1):107-110.

YAN Gang, XU Xiaodong, SHEN Zhonghua, et al. An experimental method of the laser-generated ultrasonic waves for detecting the surface-breaking defects[J]. Journal of Optoelectronics · Laser, 2006, 17(1):107-110.

[9] 董利明, 李加, 倪辰荫, 等. 基于光热调制检测发动机叶片疲劳裂纹的激光声表面波方法[J]. 中国激光, 2011, 38(11): 84-88.

DONG Liming, LI Jia, NI Chenyin, et al. Crack detection of engine blade based on laser-heating assisted surface acoustic waves generated by scanning laser[J]. Chinese Journal of Lasers, 2011, 38(11): 84-88.

[10] YASHIRO S, TAKATSUBO J, TOYAMA N. An NDT technique for composite structures using visualized lamb-wave propagation[J]. Composites Science & Technology, 2007, 67(15-16): 3202-3208.

[11] CHEN J, KATZ J. Health monitoring

of complex curved structures using an ultrasonic wavefield propagation imaging system[J]. Measurement Science & Technology, 2007, 18(12): 3816–3824.

[12] CUEVAS A E, GALLEGUILLOS C, GARCÍA R C, et al. Laser ultrasonics inspections of aeronautical components validated by computed tomography[C]// Proceedings of International Symposium on NDT in Aerospace, 2015.

[13] CHEN C, LEE J, PARK C, et al. Laser ultrasonic anomalous wave propagation imaging method with adjacent wave subtraction: Application to actual damages in composite wing[J]. Optics & Laser Technology, 2012, 44(2): 428–440.

[14] OSTERKAMP M A, KAISER D L. Application of laser ultrasonics for the non-destructive inspection of complex composite aerospace structures[C]// Proceedings of 1st International Symposium on Laser Ultrasonics: Science, Technology and Applications, 2008.

[15] SUN G, ZHOU Z, CHEN X, et al. Ultrasonic characterization of delamination in aeronautical composites using noncontact laser generation and detection[J]. Applied Optics, 2013, 52(26): 6481–6486.

[16] 张超, 季宏丽, 裘进浩, 等. 激光超声检测中干涉特征提取算法的研究[J]. 光学学报, 2014, 34(7): 150–158.

ZHANG Chao, JI Hongli, QIU Jinhao, et al. Research on interference energy calculation

method in laser ultrasonic technique[J]. Acta Optica Sinica, 2014, 34(7):150–158.

[17] ZHANG C, QIU J, JI H. Laser ultrasonic imaging for impact damage visualization in composite structure[C]// Proceedings of 7th European Workshop on Structural Health Monitoring, 2014.

[18] SULTAN M T H, WORDEN K, STASZEWSKI W J, et al. Impact damage characterisation of composite laminates using a statistical approach[J]. Composites Science & Technology, 2012, 72(10):1108–1120.

[19] 宁荣昌. 复合材料冲击损伤问题的研究现状[J]. 玻璃钢/复合材料, 1992(6):35–40.

NING Rongchang. Study status of composite impact failure[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 1992(6):35–40.

[20] (澳)霍斯金, (澳)贝克. 复合材料原理及其应用[M]. 沈真, 译. 北京: 科学出版社, 1992.

HOSKIN B C, BAKER A A. Principles and applications of composite materials[M]. SHEN Zhen, trans. Beijing: Science Press, 1992.

[21] TAKATSUBO J, WANG B, TSUDA H, et al. Generation laser scanning method for the visualization of ultrasounds propagating on a 3-d object with an arbitrary shape[J]. Journal of Solid Mechanics & Materials Engineering, 2007, 1(1):1405–1411.

[22] RUZZENE M. Frequency - wavenumber domain filtering for improved

damage visualization[J]. Smart Materials & Structures, 2007, 16(6): 2116–2129.

[23] LEE J, CHEN C, PARK C, et al. Laser ultrasonic anomalous wave propagation imaging method with adjacent wave subtraction: algorithm[J]. Optics & Laser Technology, 2012, 44(5):1507–1515.

[24] LIU Y, HU N, XU H, et al. Damage evaluation based on a wave energy flow map using multiple pzt sensors[J]. Sensors, 2014, 14(2):1902–1917.

[25] VISHNUVARDHAN J, KRISHN-AMURTHY C V, BALASUBRAMANIAM K. Genetic algorithm based reconstruction of the elastic moduli of orthotropic plates using an ultrasonic guided wave single-transmitter-multiple-receiver shm array[J]. Smart Materials & Structures, 2007, 16(5):1639.

[26] ZHAO J, QIU J, JI H. Reconstruction of the nine stiffness coefficients of composites using a laser generation based imaging method[J]. Composites Science & Technology, 2016, 126:27–34.

[27] ZHAO J, JI H, QIU J. Modeling of lamb waves in composites using new third-order plate theories[J]. Smart Materials & Structures, 2014, 23(23): 494–501.

通讯作者: 裘进浩, 教授, 研究方向为智能材料与结构, 主要包括结构无损检测、结构健康监测、自适应结构、结构减振降噪等, E-mail: qiu@nuaa.edu.cn。

Applications of Laser Ultrasonic Technology on Composite Structure Testing

JI Hongli, ZHANG Chao, QIU Jinhao

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] Laser ultrasonic technique employs pulse laser to generate the Lamb waves in the structures, achieving long-distance and non-contact Lamb wave measurement. Aiming at the problems of the safety and reliability detection in aviation composite structures, the research topics on laser ultrasonic based composite structure testing are carried out at Nanjing University of Aeronautics and Astronautics. Novel signal processing methods have been developed to extract the Lamb wave propagation characteristics, which can be used in damage imaging, stiffness reconstruction and fatigue property evaluation. The theoretical and experimental results show that laser ultrasonic technique can provide a novel non-destructive testing method for the composite structures in the aviation industry.

Keywords: Laser ultrasonic; Non-destructive testing; Composite structure; Signal processing

(责编 玲犀)