

无损评价固体板材疲劳损伤的非线性 超声兰姆波方法^{*}

邓明晰 裴俊峰

(后勤工程学院 重庆 400016)

2007 年 7 月 3 日收到

2007 年 12 月 13 日定稿

摘要 从理论上分析了采用非线性超声兰姆波方法准确评价固体板材疲劳损伤的可行性。对于未承受周期性载荷作用的航空铝板, 采用已建立的超声兰姆波实验系统测量了在其中传播的超声兰姆波的基波和二次谐波的幅频曲线, 并对所测得结果给予了合理的物理解释。对两块给定的航空铝板试件施加拉-拉疲劳载荷作用, 在超声兰姆波具有强烈非线性效应的条件下, 对于不同的载荷循环次数, 分别对两试件中超声兰姆波的基波和二次谐波的幅频曲线进行了测量。结果表明, 在板材疲劳损伤的初期, 超声兰姆波基波的应力波因子随循环次数的改变并不明显, 且与循环次数的对应关系也不确定; 然而, 在周期性载荷作用的最初阶段, 超声兰姆波二次谐波的应力波因子随循环次数的变化非常显著, 并表现出明显的单调对应关系, 表明超声兰姆波的非线性效应及相应的超声兰姆波二次谐波的应力波因子, 可望能为固体板材早期疲劳损伤的准确评价提供一条有效途径。

PACS 数: 43.25, 43.20

Nondestructive evaluation of fatigue damage in solid plates using nonlinear ultrasonic Lamb wave method

DENG Mingxi PEI Junfeng

(Logistics Engineering University Chongqing 400016)

Received Jul. 3, 2007

Revised Dec. 13, 2007

Abstract The feasibility of using a nonlinear ultrasonic Lamb wave approach for accurately evaluating fatigue damage in solid plates was theoretically analyzed. With the established experimental system for ultrasonic Lamb waves, the fundamental- and second-harmonic amplitude-frequency curves of Lamb waves, propagating in an aeronautic aluminum sheet without being subjected to any cyclic loading, were measured. Reasonable physical explanations were given for the data measured. The tension-tension fatigue loading was respectively applied to the two given aeronautic aluminum sheets. The fundamental- and second-harmonic amplitude-frequency curves of ultrasonic Lamb waves, propagating in the two specimens subjected to tension-tension fatigue loading for different numbers of loading cycles, were measured under the condition that ultrasonic Lamb waves had a strong nonlinearity. It was found, in the early stages of fatigue damage in the specimens, that the change in the Stress Wave Factor (SWF) of the fundamental waves of ultrasonic Lamb waves with the number of loading cycles (N) was not obvious, and that there was not a clear monotonic relationship between the SWF of the fundamental Lamb waves and N . In the initial stage of cyclic loading, however, the change in the second-harmonic SWF of ultrasonic Lamb waves was very sensitive to N , and there was a clear monotonic relationship between second-harmonic SWF of ultrasonic Lamb waves and N . It could be concluded that the nonlinear effects of ultrasonic Lamb waves and the corresponding second-harmonic SWF might offer a potential for accurately evaluating the early stages of fatigue damage in solid plates.

* 国家自然科学基金 (10674180) 和教育部新世纪优秀人才支持计划 (NCET-05-X) 资助项目

引言

固体板材结构在航空航天等领域得到广泛使用, 周期性载荷作用的存在将导致其发生疲劳损伤。固体板材的疲劳损伤程度决定了板材结构的可靠性和安全性。近年来, 超声兰姆波作为一种有效手段在固体板材疲劳损伤的监测与评价方面得到了较深入的研究^[1-6]。文献 1 给出了用超声兰姆波迅速检测 F-18 海军飞机尾舵蒙皮脱层及 H-60 直升机传动梁裂纹扩展的实际例子。文献 2 报道了用兰姆波方法监测铆接铝件在疲劳载荷作用下裂纹的发展和生长过程, 通过对兰姆波信号进行时-频分析和希耳伯特变换, 借助于相应的损伤参量可对宏观裂纹的出现及裂纹的发展和生长过程进行观察和监测。在对超声兰姆波进行一定程度分析的基础上, 文献 3 通过引入与压电阻抗变化相关的应力波损伤因子, 对板材的冲击损伤进行了实验评价研究。文献 4 采用压电换能器阵列方式以激发和接收适当的兰姆波模式, 对结构在周期性载荷作用过程中裂纹扩展的监测问题进行了研究。对于某些材料(例如航空树脂玻璃), 其体波声速和声衰减系数在周期性载荷作用之后(材料失效之前)发生的变化非常微小(对于航空树脂玻璃来说, 其相对变化小于 0.6%), 但兰姆波传播特性与疲劳载荷之间却存在着一定的对应关系, 高频兰姆波模式的传播特性在疲劳载荷作用之后(材料失效之前)的改变甚至可达 10%^[5]。

已开展的固体板材疲劳损伤的超声兰姆波评价方法研究仅考虑了超声兰姆波传播过程中的线性响应^[1-6]。为进一步准确表征周期性载荷作用过程中固体板材的疲劳损伤情况, 尤其是为了达到对固体板材的早期疲劳损伤程度进行准确预报的目的, 考虑兰姆波传播过程中的非线性效应是必要的。超声波传播过程中的非线性效应已被用来测量材料的微观结构变化^[7-9], 非线性超声测量方法在评价材料的疲劳损伤方面也取得了一系列有益的结果^[10-12]。近年来, 关于兰姆波非线性问题的研究工作已取得较大的进展。首先, 通过采用界面非线性声反射技术, 得到了兰姆波在共振条件下的具有积累增长效应的二次谐波之解析解^[13]; 在此基础上, 本文作者^[14-15]和 Lima W J, Hamilton M F 等人^[16]先后各自分别采用导波激发的模式展开方法, 在二阶微扰近似条件下, 分析得出了更为一般的兰姆波二次谐波声场之解。根据取得的理论结果, 从实验上验证了超声兰姆波在一定条件下确实具有强烈的非线性效应, 表现为超声兰姆波的二次谐波振幅随传播距离积累

增长^[17-19]。目前, 通过采用超声兰姆波的非线性效应, 在测量板材的声非线性参数及板材疲劳损伤的定征方面已取得初步进展^[19-20]。本文将在已有工作基础上^[13-20], 深入分析超声兰姆波的非线性效应与板材疲劳损伤之间存在的联系, 从理论上论证采用超声兰姆波的非线性效应评价板材疲劳损伤的可行性; 同时, 建立非线性超声兰姆波实验系统, 以 2024-T3 航空铝板作为疲劳实验的研究对象, 着重实验研究采用非线性超声兰姆波方法评价其早期疲劳损伤的可行性。

1 理论分析

为简化分析过程, 不考虑固体板材的各向异性和损耗, 对厚度为 $2d$ 的固体板建立坐标如图 1 所示。当频率为 f 、阶数为 l 的兰姆波模式沿 Oz 轴方向传播时, 因几何非线性及固体材料的体弹性非线性, 在固体板的表面和内部将分别存在二倍频的驱动应力张量 $P_l^{(2f)}$ 和二倍频的驱动彻体力 $F_l^{(2f)}$, 其作用是在固体板中激发出一系列二倍频兰姆波模式, 这些二倍频兰姆波模式叠加起来构成了 l 阶基频兰姆波的二次谐波声场 $U^{(2f)}$, 即有^[14-16]:

$$U^{(2f)} = \sum a_n(z) U_n^{(2f)}(y), \quad (1)$$

其中 $U_n^{(2f)}(y)$ 表示阶数为 n 的二倍频兰姆波模式的声场函数, 其具体形式已在文献 14 中给出; $a_n(z)$ 表示 n 阶二倍频兰姆波模式的展开系数, 其形式解表示如下:

$$a_n(z) = \frac{f_{n,l}^{(V)}(z) + f_{n,l}^{(S)}(z)}{4P_{nn} \times 2\pi f} \left[\frac{c_n^{(2f)} c_l^{(f)}}{c_l^{(f)} - c_n^{(2f)}} \right] \sin \left[2\pi f \frac{c_n^{(2f)} - c_l^{(f)}}{c_n^{(2f)} c_l^{(f)}} z \right], \quad (2)$$

其中 P_{nn} 是 n 阶二倍频兰姆波模式沿传播方向的平均功率流(沿 Ox 轴方向单位宽度), $c_l^{(f)}$ 和 $c_n^{(2f)}$ 分别表示 l 阶基频兰姆波和 n 阶二倍频兰姆波模式的相速度。当频率为 f 的 l 阶基频兰姆波模式在固体板中

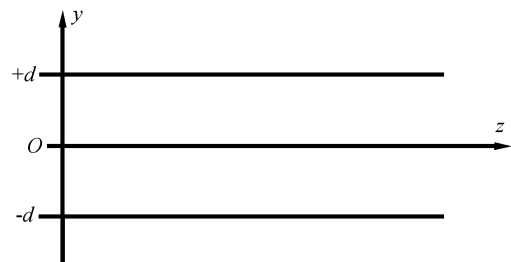


图 1 固体板及计算坐标系

传播时, $P_l^{(2f)}$ 和 $F_l^{(2f)}$ 与 n 阶二倍频兰姆波模式的声场相互耦合, 得到式 (2) 中的 $f_{n,l}^{(S)}(z)$ 和 $f_{n,l}^{(V)}(z)$, 分别称其为 n 阶二倍频兰姆波模式的面驱动源和体驱动源^[14]。 $f_{n,l}^{(S)}(z)$ 和 $f_{n,l}^{(V)}(z)$ 与板材的密度、二阶及三阶弹性常数有关, 还与 n 阶二倍频兰姆波的声场函数有关, 且正比于 l 阶基频兰姆波振幅的平方^[14-16]。

当 $c_l^{(f)} = c_n^{(2f)}$ 或 $c_l^{(f)} \approx c_n^{(2f)}$ 时, 式 (2) 表明展开系数 $a_n(z)$ 随传播距离 z 积累增长, 即 n 阶二倍频兰姆波模式随传播距离积累增长。相速度与 l 阶基频兰姆波模式不相等的其他二倍频兰姆波模式的振幅随传播距离的变化表现出“拍”效应, 用一定大小的换能器在固体板表面接收 $U^{(2f)}$ 时, 这些二倍频兰姆波模式对 $U^{(2f)}$ 的贡献可予以忽略^[14]。因此, 当 $c_l^{(f)} = c_n^{(2f)}$ 或 $c_l^{(f)} \approx c_n^{(2f)}$ 时, n 阶二倍频兰姆波模式在二次谐波声场 $U^{(2f)}$ 中占主导地位, 可不考虑其他二倍频兰姆波模式对 $U^{(2f)}$ 的贡献, 故在二次谐波的接收信号中不存在多个二倍频兰姆波模式相互混叠的问题。为能有效地检测到兰姆波的二次谐波信号, 可选择适当的基频兰姆波传播模式, 使其相速度与某一二倍频兰姆波模式的相速度相等或近似相等。

式 (1) 和式 (2) 表明, 固体板中超声兰姆波的非线性效应主要取决于^[14-20]: 板材的材料参数 (包括密度、二阶及三阶弹性常数等; 三阶弹性常数与材料的微观结构、内部组分或缺陷等因素密切相关, 反映了物质的动力学特征^[9,21])、板材的表面或界面性质、兰姆波的频散特性, 以及 l 阶基频兰姆波 (作为基波) 的声场分布等。在周期性疲劳载荷的作用下, 板材的微观结构将发生变化, 板材弹塑性发生的细微改变将使相应的三阶弹性常数 (或声非线性参数) 有较显著的改变^[9,21]; 同时, 疲劳可使板材参数发生变化, 进而影响到兰姆波的频散特性; 此外, 疲劳还可能在板材中导致可扩展的微裂纹, 使得超声兰姆波发生模式转换并改变其声场分布及声衰减等。对于在已承受周期性载荷作用的固体板中传播的兰姆波 (作为基波), 其二次谐波发生效应受诸多因素的影响, 归纳起来主要有: (1) 疲劳可使板材的三阶弹性常数发生较显著的改变^[9,21]; (2) 疲劳对板材力学参数的影响可使兰姆波的频散特性发生变化, 而频散特性决定了兰姆波二次谐波的振幅随传播距离积累增长的程度^[14], 即疲劳损伤导致的频散特性的变化将显著地影响到兰姆波二次谐波的发生效率; (3) 二次谐波振幅与基波振幅的平方成正比^[14-16], 故由疲劳损伤导致的影响兰姆波 (作为基波) 声场特性 (包括频散、衰减和模式转换等) 的诸因素, 可对兰姆波

的二次谐波发生效应产生更加显著的影响。根据上述分析可以预见, 超声兰姆波的非线性效应 (超声兰姆波传播过程中的二次谐波发生效应) 具备描述疲劳损伤的累积效应及总体效果的特点, 可望能对板材的疲劳损伤进行更为准确的描述, 尤其是在预报板材早期疲劳损伤方面将具有重要实际意义。

2 实验系统分析及分析

基于 Ritec-SNAP-5000 测量系统建立的超声兰姆波实验系统如图 2 所示, 其中 Ritec-SNAP-5000 测量系统可输出幅度、宽度和载波频率可调的射频脉冲激励信号, 同时可对接收信号进行分析处理^[22]。斜劈换能器 T_x 在射频脉冲的激励下, 将向固体板中激发出与斜劈倾角对应的兰姆波模式, 与 T_x 倾角相同的斜劈换能器 R_x 用于接收兰姆波。构成 T_x 和 R_x 的纵波直探头的中心频率分别为 2 MHz 和 4 MHz, 其有效辐射面直径均为 20 mm。Ritec-SNAP-5000 测量系统的 Ch1 通道用于接收基频信号, Ch2 通道用于接收经高通滤波后得到的谐波信号; 低通 (LP) 滤波器用于滤除激励信号中的高次谐波分量 (截止频率 3.1 MHz), 高通 (HP) 滤波器用于滤除接收信号中的基频信号 (截止频率 4.2 MHz)。斜劈换能器 T_x 和 R_x 除纵波直探头的中心频率不同外, 两者的外观形状和尺寸完全相同, 且 T_x 和 R_x 的倾角 θ 均为 10° 。采用性能稳定且有一定粘性的硅油作为斜劈换能器的耦合液, 借助于 Ritec-SNAP-5000 测量系统, 根据二次脉冲回波法^[22] 测得硅油的纵波声速 c_L 为 1.080 km/s。

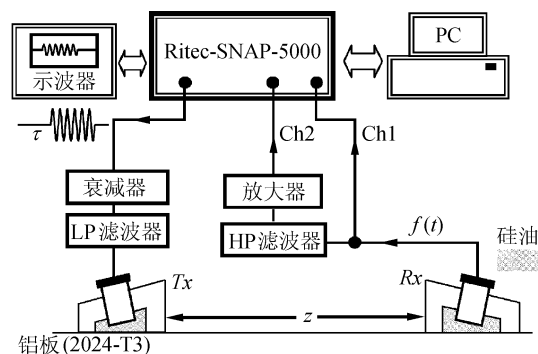


图 2 超声兰姆波测量系统框图

牌号为 2024-T3 的铝合金被广泛用于制造各类飞机的主要受力构件 (如蒙皮和翼肋等), 其纵波及横波声速分别为 6.217 km/s 和 3.136 km/s, 密度为 2800 kg/m³。本文将 2024-T3 航空铝板作为疲劳实验用固体板, 图 3 给出了在厚度为 2.5 mm 的该型铝板中传播的基频与二倍频兰姆波的频散曲线。已

有的分析表明^[14], 对于单层固体板中伴随 l 阶基频兰姆波传播所发生的二次谐波声场 $U^{(2f)}$, 其中的反对称二倍频兰姆波模式的展开系数 $a_n(z)$ 为零, 构成 $U^{(2f)}$ 的各个二倍频兰姆波模式均是对称的 (据此, $U^{(2f)}$ 也应是对称的), 故图 3 只给出了对称的二倍频兰姆波模式的频散曲线。因用于激励和接收兰姆波的斜劈换能器 Tx 和 Rx 的倾角 $\theta = 10^\circ$, 当用硅油作为耦合液时, 可激发出的兰姆波的相速度为 $c_P = c_L / \sin \theta = 6.219 \text{ km/s}$, 对应于图 3 中的水平点划线 H , 亦即可在铝板中激励出点 H_1 , H_2 和 H_3 所对应的兰姆波模式。另一方面, 将构成斜劈换能器 Tx 和 Rx 的纵波直探头近似为活塞型换能器 (有效辐射面直径为 20 mm), 考虑其衍射效应之后 (斜劈换能器及其与铝板之间的配置方式如图 4 所示), 图 3 还给出了在纵波直探头主瓣波束 -3 dB 范围内的入射倾角所对应的兰姆波模式的相速度范围, 即有 $c_P = c_L / \sin(\theta \pm \Delta\theta)$, 其中 $\Delta\theta$ 见图 4。

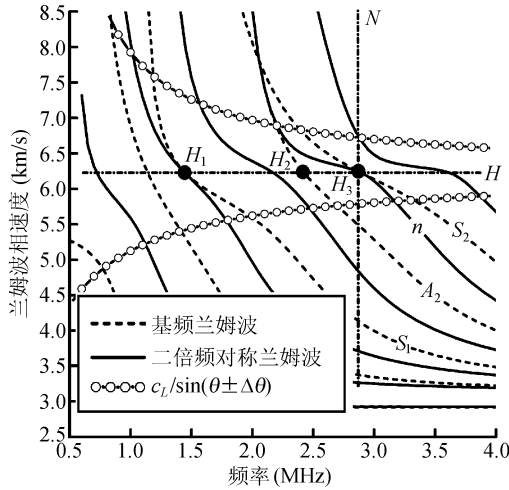


图 3 在厚度为 2.5 mm 的航空铝板中传播的兰姆波的频散曲线

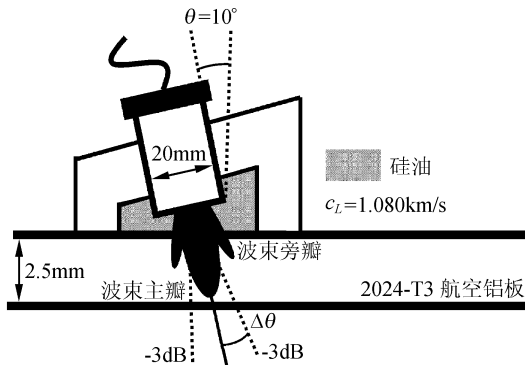


图 4 斜劈换能器及其与板材之间的配置示意图

斜劈换能器 Tx 在持续时间为 τ 的射频脉冲激励下, 将向固体板中激发出基频兰姆波时域脉冲信号。伴随基频兰姆波时域脉冲信号的传播, 在固体板中将导致二次谐波时域脉冲信号的发生, 有关物理过程已在文献 23 中作了详细的分析。用持续时间为

τ 、载波频率为 f 的射频脉冲激励斜劈换能器 Tx , 斜劈换能器 Rx 接收到的基波或二次谐波的时域脉冲信号在形式上可表示为 (Tx 与 Rx 之间的距离为 z)^[22-23]:

$$f(t) = A_r(t) \sin(2\pi f_r z + \varphi_r), \quad (3)$$

当 $f_r = f$ 时, $A_r(t)$ 和 φ_r 分别表示基波时域脉冲信号的包络和作为脉冲载波的兰姆波从 Tx 传播至 Rx 所引起的相移; 当 $f_r = 2f$ 时, $A_r(t)$ 和 φ_r 分别表示二次谐波时域脉冲信号的包络和作为脉冲载波的二倍频兰姆波从 Tx 传播至 Rx 所引起的相移。Ritec-SNAP-5000 测量系统对式 (3) 所示的脉冲信号进行分析处理, 然后向计算机输出两路存在 90° 相差的信号分量^[22]:

$$\begin{aligned} I_1 &= C \cos \varphi_r \int_{t_1}^{t_2} A_r(t) dt, \\ I_2 &= C \sin \varphi_r \int_{t_1}^{t_2} A_r(t) dt \end{aligned} \quad (4)$$

C 是与 Ritec-SNAP-5000 测量系统参数设置有关的常数, 称时域包络 $A_r(t)$ 的积分值 $\int_{t_1}^{t_2} A_r(t) dt$ 为积分振幅, 其形式可表为^[18,22-23]:

$$\bar{A}_r(f_r) = \int_{t_1}^{t_2} A_r(t) dt = C^{-1} \sqrt{I_1^2 + I_2^2}, \quad (5)$$

其中, 积分时间的上下限 t_2 和 t_1 由计算机设定, 要求由 Ch1 通道输入的基波时域脉冲或由 Ch2 通道输入的二次谐波时域脉冲完全位于 $t_1 \sim t_2$ 之间。当 $f_r = f$ 时, 将基频兰姆波视为时域脉冲信号 $f(t)$ 的载波, 式 (3) 给出的 $f(t)$ 可以是多个基频兰姆波时域脉冲信号在时域上叠加的结果, 积分振幅 $\bar{A}_r(f)$ 表示多个基频兰姆波模式干涉叠加后的合振幅^[23]。当 $f_r = 2f$ 时, 式 (3) 给出的时域脉冲信号 $f(t)$ 表示斜劈换能器 Rx 接收到的二次谐波时域信号, 已有的分析表明^[23], 积分振幅 $\bar{A}_r(2f)$ 表示基频兰姆波传播过程中所发生的二倍频兰姆波模式在 Rx 处干涉叠加后的合振幅。在图 3 竖直线点划线 N 所确定的频率处, S_2 兰姆波的相速度等于该频率处的二倍频兰姆波相速度, 则在该频率附近, 可望能测得较明显的二次谐波信号 $\bar{A}_r(2f)$ 。对于厚度为 2.5 mm 且未承受任何周期性载荷作用的 2024-T3 航空铝板, 当图 2 中 Tx 和 Rx 的间距 z 发生变化时 (变化范围为 $5 \sim 11 \text{ cm}$, 移动步距为 1 cm), 我们分别测量了相应的积分振幅 $\bar{A}_r(f)$ 和 $\bar{A}_r(2f)$ 的幅频曲线。图 5 给出了当 $z = 5 \text{ cm}$, 7 cm , 9 cm 和 11 cm 时 $\bar{A}_r(f)$ 和 $\bar{A}_r(2f)$ 的测量结果, 以及 Ritec-SNAP-5000 测量系统的有关参数设置。

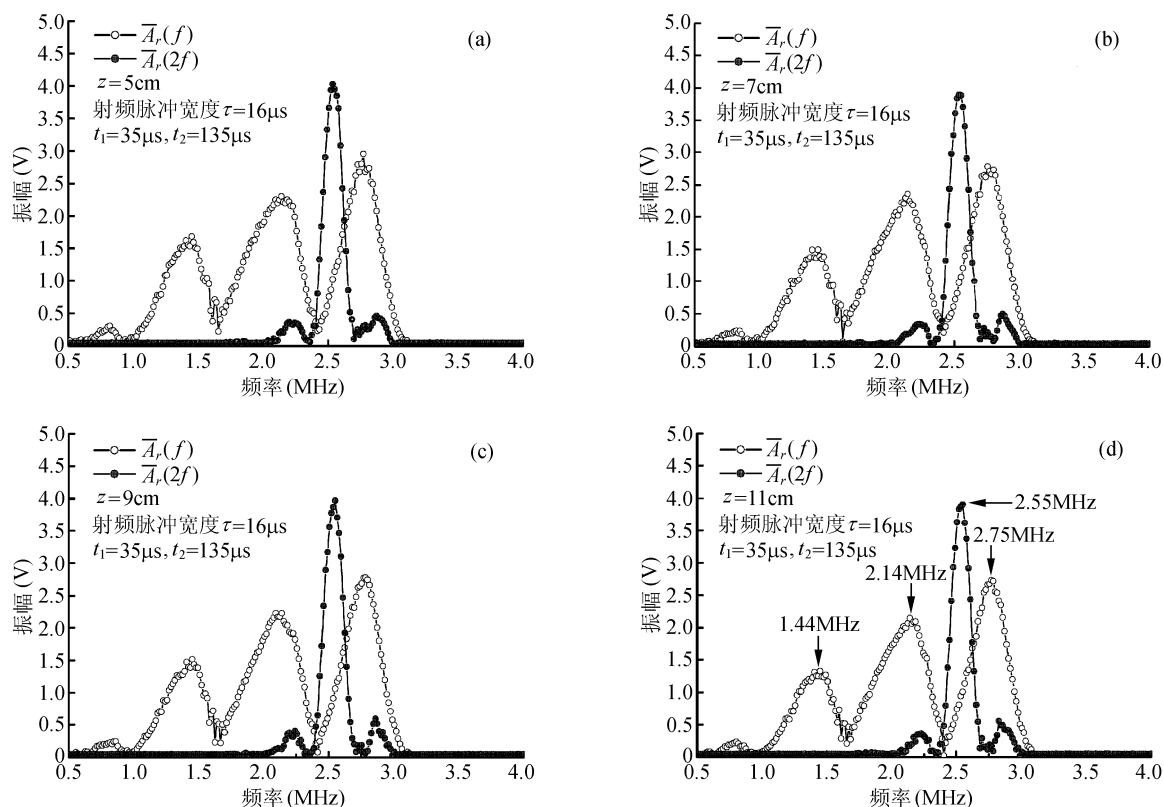


图 5 超声兰姆波基波和二次谐波的幅频曲线, 基波信号增益 30 dB, 积分幅度转换率 110 V/(V·ms); 二次谐波信号增益 46 dB, 积分幅度转换率 196 V/(V·ms)。

图 2 中激励端 LP 滤波器的截止频率为 3.1 MHz, 故经 Ritec-SNAP-5000 测量系统的 Ch1 通道测得的基频兰姆波的幅频曲线截止于 3.1 MHz (见图 5)。从图 5(d) 可见, 在频率 f 分别为 1.44 MHz, 2.14 MHz 和 2.75 MHz 时, 存在较明显的基频兰姆波模式。根据 $c_P = c_L / \sin \theta$ (c_L 为硅油纵波声速, θ 为斜劈倾角), 该三个频率值理论上应分别与图 3 中点 H_1 , H_2 和 H_3 所对应的频率值相一致。事实上, 图 3 中点 H_1 , H_2 和 H_3 所对应的频率值分别为 1.45 MHz, 2.43 MHz 和 2.80 MHz, 除频率 2.43 MHz 外, 其余两个频率的理论值与实验结果吻合良好。为何在频率 2.43 MHz 处出现较大差异 (实测为 2.14 MHz)? 图 6 给出了 A_2 基频兰姆波模式在固体板表面的相对位移振幅随频率变化的关系曲线, 从中容易看出, 在点 H_2 对应的频率 2.43 MHz 处, A_2 兰姆波模式在固体板表面的相对位移振幅取极小值, 这一结果与实测的基频兰姆波幅频曲线在 2.42 MHz 处取极小值几乎完全一致 (见图 5)。考虑到构成斜劈换能器 (Tx 和 Rx) 的纵波直探头的衍射效应, 在衍射主瓣波束的 -3 dB 入射倾角范围内 (见图 3 和图 4), 仍可激发出兰姆波模式。综合纵波直探头的衍射效应 (见图 4) 及 A_2 兰姆波模式在固体板表面的相对位移的幅频关系 (见图 6), 实际则在频率 2.14 MHz 处观察到了基频兰姆波

的极大值。

考虑到图 2 中激励端的 LP 滤波器的截止频率是 3.1 MHz, 而 Ch2 通道前端 HP 滤波器的截止频率为 4.2 MHz, 故 Ch2 通道只能接收基波频率为 2.1~3.1 MHz 范围内的二次谐波, 图 5 给出的二次谐波的幅频曲线正是在此频率范围之内。在图 3 竖直点划线 N 所确定的频率处 (理论值 2.80 MHz, 实测值 2.75 MHz), S_2 兰姆波的相速度等于该频率处的二倍频兰姆波相速度, 即存在关系 $c_l^{(f)} = c_n^{(2f)} (l = S_2)$, 由式 (2) 可知, 在该频率处 n 阶二倍频兰姆波模式

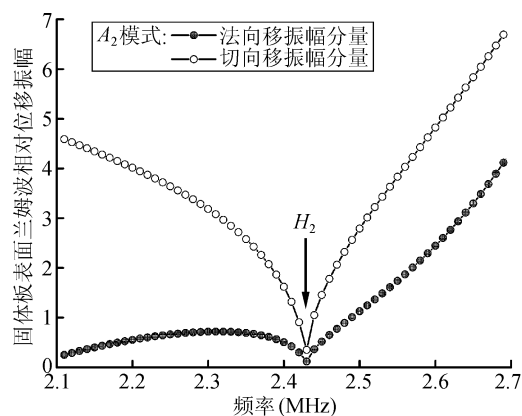


图 6 A_2 基频兰姆波模式在固体板表面的相对位移振幅随频率变化的关系曲线

随传播距离积累增长, 可望能观察到明显的二次谐波信号 $\bar{A}_r(2f)$ 。但图 5 的实际测量结果表明, 在 $f = 2.75$ MHz 附近, 二次谐波的振幅却取极小值。对此结果可给出如下定性解释。已有的理论分析表明^[14], 当 $c_l^{(f)} = c_n^{(2f)}$ 时, 伴随 l 阶 ($l = S_2$) 基频兰姆波传播所发生的 n 阶二倍频兰姆波模式随传播距离积累增长, 在固体板表面其法向位移分量为零, 仅存在沿固体板表面的切向位移分量。即使采用具有一定粘性的硅油作为耦合液 (见图 2 和图 4), 其耦合 n 阶二倍频兰姆波模式沿固体板表面的切向位移分量的能力仍是有限的, 故在 $f = 2.75$ MHz 处, 实际测得的二次谐波振幅取极小值。当频率适当偏离图 3 中竖直点划线 N 所确定的频率值时, 此时 $c_l^{(f)}$ 与 $c_n^{(2f)}$ 不再严格相等。根据已有的理论分析可知^[14], $c_l^{(f)}$ 和 $c_n^{(2f)}$ 之间适当的偏离, 可使 n 阶二倍频兰姆波模式沿固体板表面法向的位移分量显著增加, 且其依然具有随传播距离积累增长的性质。据此, 对于采用液体 (硅油) 耦合方式的斜劈换能器 Rx , 当频率适当偏离 2.80 MHz 时, 则可望观察到较显著的二次谐波信号。图 5 给出的二次谐波实测曲线证实了上述定性分析, 在 $f = 2.55$ MHz 处 (见图 5(d)), 即使 $c_l^{(f)}$ 与 $c_n^{(2f)}$ ($l = S_2$) 不再严格相等, 的确观察到了显著的二次谐波信号。

需说明的是, 当图 2 中构成斜劈换能器 Tx 的纵波直探头发出的体纵波 (频率为 f) 在硅油中传播时 (见图 4), 因液体介质的非线性, 将在硅油中发生二次谐波纵波, 该二次谐波纵波以入射角 θ 斜射进固体板, 将在板内激发出二倍频兰姆波模式。这一产生二倍频兰姆波模式的方式是一线性效应, 相应的二倍频兰姆波模式不具有随传播距离积累增长的性质。我们关心的是, 图 5 测得的显著二次谐波信号是否来自于伴随基频兰姆波 (S_2 模式) 传播

所发生的二次谐波, 因为按这种方式发生的二次谐波可更为准确地反映板材的性质 (见前面理论分析部分的论述)。根据图 2 中 Tx 和 Rx 的间距 z 发生变化时测得的超声兰姆波的幅频曲线 $\bar{A}_r(f_r)(f_r = f, 2f$; 见图 5), 当频率 $f = 2.55$ MHz 时, 可计算出 z 取不同值时 $\bar{A}_r(2f)/[\bar{A}_r(f)]^2$ 之值。图 7 给出了 $\bar{A}_r(2f)/[\bar{A}_r(f)]^2$ 与传播距离 z 的关系曲线, 显示出 $\bar{A}_r(2f)/[\bar{A}_r(f)]^2$ 具有随传播距离积累增长的性质, 表明在图 5 中 $f = 2.55$ MHz 处的显著二次谐波信号, 应是来自于伴随基频兰姆波 (S_2 模式) 传播所发生的二次谐波 (主要是 n 阶二倍频兰姆波模式, 见图 3)。

3 实验及结果

选择厚度均为 2.5 mm 的两块 2024-T3 航空铝板作为疲劳实验用试件 (编号: #A 和 #B), 两块试件的形状及尺寸如图 8 所示 (有效受力横截面积: $60 \times 2.5 \text{ mm}^2$)。采用液压控制的 MTS 疲劳试验机对试件施加正弦应力波形的拉—拉疲劳载荷, 施加于试件 #A 和 #B 的载荷应力幅度、平均应力及加载频率各不相同。研究表明, 若周期性载荷的加载频率低于 200 Hz, 其对金属疲劳损伤所产生的影响可予以忽略^[24]。2024-T3 铝合金的屈服强度约为 325 MPa, 对于给定的试件 #A 和 #B, 相应的屈服应力值为 48.75 kN。在进行疲劳实验时, 要求施加的载荷应力幅度小于该屈服应力值, 从而使得铝板的周期性形变被控制在弹性限度范围内, 据此可不考虑周期性载荷作用造成的铝板厚度变化。在对试件施加周期性载荷作用的过程中, 不同载荷循环次数所对应的疲劳损伤程度是不同的, 疲劳损伤随循环次数的增加而累积增强, 将对超声兰姆波的传播特性 (包括频散、模式转换和声衰减等) 产生影响^[1-6], 进而显著

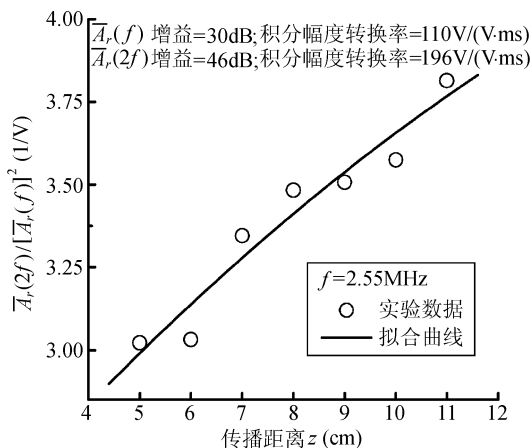


图 7 $\bar{A}_r(2f)/[\bar{A}_r(f)]^2$ 随传播距离变化的关系曲线

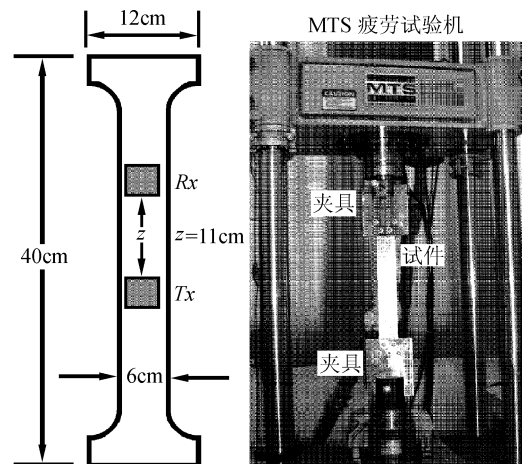


图 8 MTS 疲劳试验机及疲劳实验用试件尺寸示意图

地影响到超声兰姆波的二次谐波发生效应。

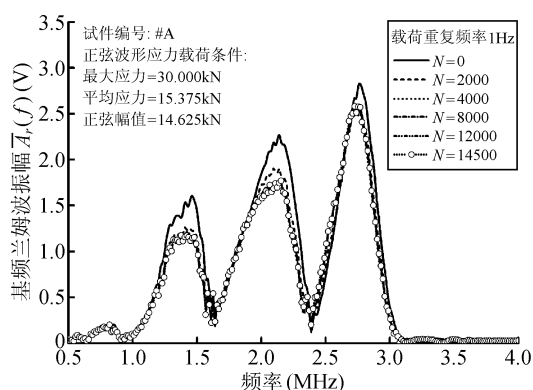
当试件 #A 和 #B 承受一定循环次数 (用 N 表示) 的周期性载荷作用之后, 采用图 2 所示的超声兰姆波测量系统分别测出试件中传播的兰姆波基波和二次谐波的幅频曲线; 之后, 重复对试件施加周期性拉-拉疲劳载荷作用及相应的声学测量过程, 得到不同循环次数条件下超声兰姆波的基波和二次谐波的幅频曲线。对于试件 #A 和 #B, 每一次进行声学测量时, 要求斜劈超声换能器 Tx 和 Rx 的位置相同 (见图 8, z 始终为 11 cm); 另外, 采用图 4 所示的硅油耦合方式, 可保证在每次声学测量时斜劈换能器与铝板之间的耦合条件一致。对于不同的循环次数 N , 图 9 给出了在试件 #A 和 #B 中传播的超声兰姆波的基波和二次谐波的幅频曲线 (测量条件及过程与图 5 相同, $z = 11$ cm, 图 9 还给出了相应的载荷参数)。显而易见, 与 $\bar{A}_r(f)$ 随 N 的变化情况相比, $\bar{A}_r(2f)$ 随 N 的变化更为敏感一些。

为综合考虑疲劳损伤对不同频率超声兰姆波的基波和二次谐波所产生的影响, 借鉴声-超声技术中应力波因子的概念^[25-26], 定义:

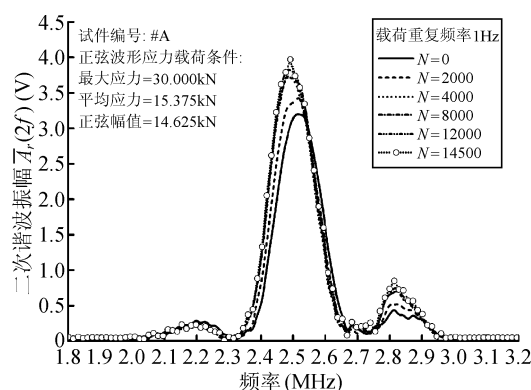
$$SWF_r(f_r) = \int_{f_1}^{f_2} \bar{A}_r^2(f_r) df, \quad f_r = f, 2f \quad (6)$$

其中 f_1 和 f_2 表示积分的下限及上限频率, 称 $SWF_r(f)$ 和 $SWF_r(2f)$ 分别为超声兰姆波的基波和二次谐波的应力波因子。根据前面理论分析部分的论述, 由疲劳损伤导致的板材性质的变化将对 $\bar{A}_r(f_r)$ 产生影响, 即超声兰姆波的应力波因子 $SWF_r(f_r)$ 应与疲劳损伤程度 (以 N 描述) 有关。

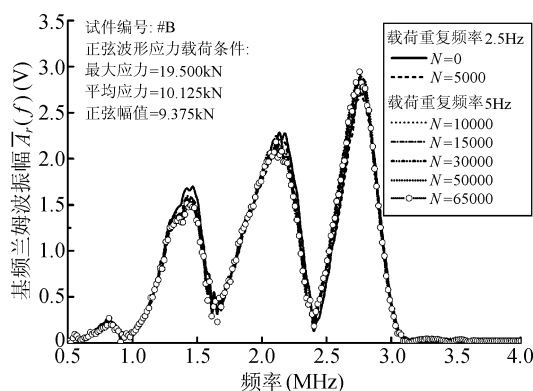
根据图 9 给出的 $\bar{A}_r(f)$ 和 $\bar{A}_r(2f)$ 曲线, 按式 (6) 的定义, 可计算出不同循环次数 N 所对应的 $SWF_r(f)$ 和 $SWF_r(2f)$ 。需说明的是, 在 $N=0$ 条件下对试件 #A 的 $\bar{A}_r(f)$ 进行测量时, 因构成斜劈换能器 Tx 的直探头的固定位置稍不同于之后进行其他声学测量时该直探头的固定位置, 故在 $N=0$ 时测得的试件 #A 的 $\bar{A}_r(f)$ 与其他测量结果相比, 表现出较明显的差异 (见图 9(a) 和图 10(a))。对于基频超声兰姆波, 我们主要考虑图 3 中点 H_3 所对应的兰姆波模式。据此, 式 (6) 的积分下限及上限频率分别取为 $f_1 = 2.4$ MHz 和 $f_2 = 3.1$ MHz。图 10(a) 和图 10(c) 分别给出了试件 #A 和 #B 的归一化 $SWF_r(f)$ 随循



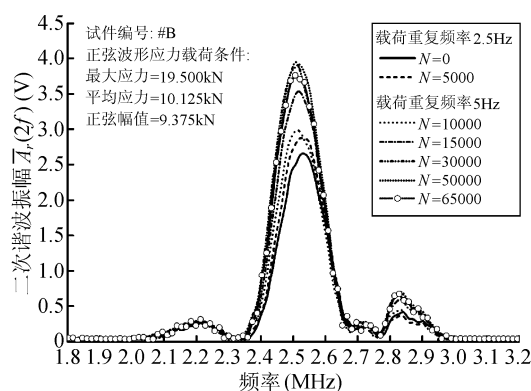
(a) 基波, 试件 #A



(b) 二次谐波, 试件 #A



(c) 基波, 试件 #B



(d) 二次谐波, 试件 #B

图 9 不同循环次数条件下测得的超声兰姆波的幅频曲线; 基波信号增益 30 dB, 积分幅度转换率 110 V/(V·ms); 二次谐波信号增益 46 dB, 积分幅度转换率 196 V/(V·ms)。

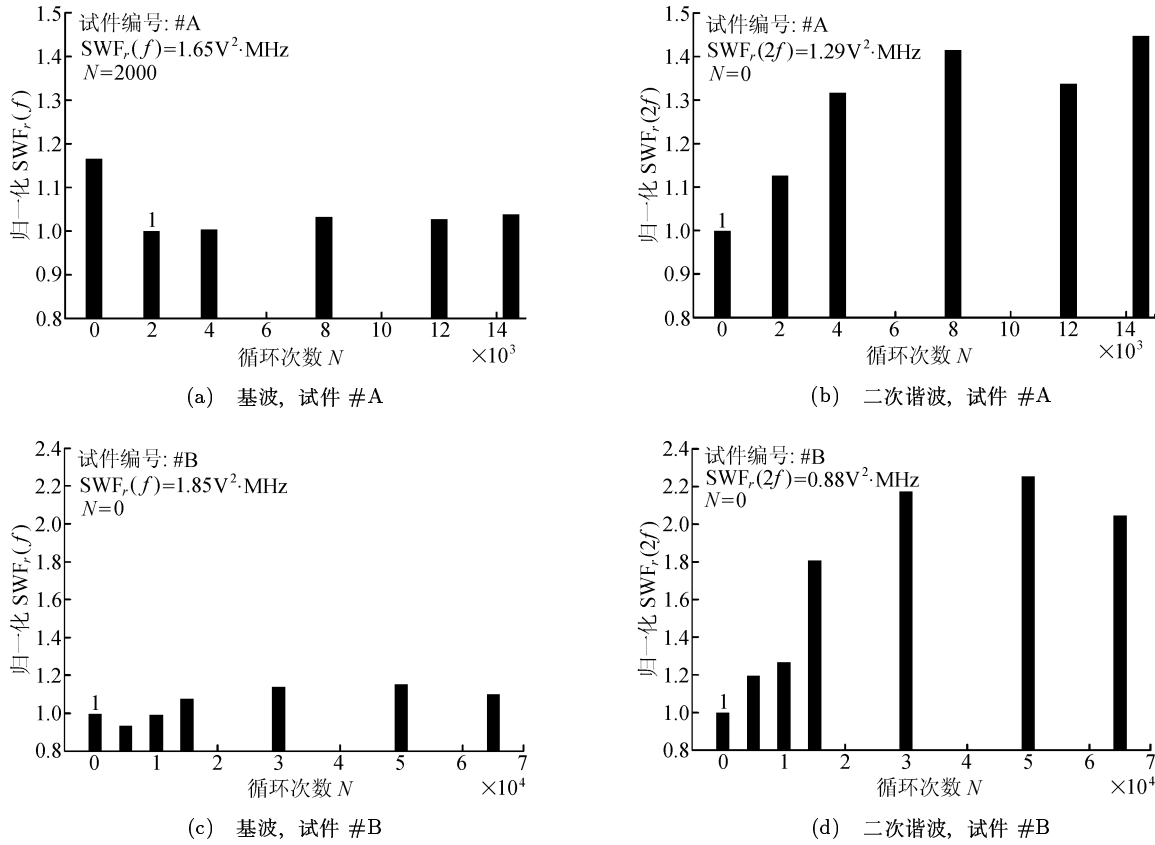


图 10 超声兰姆波的归一化应力波因子随循环次数的变化关系

环次数的变化关系。对于试件 #A, 以 $N = 2000$ 时的 $\text{SWF}_r(f)$ 为基准, $\text{SWF}_r(f) = 1.65 \text{ V}^2 \cdot \text{MHz}$ (归一化值为 1); 对于试件 #B, 以 $N = 0$ 时的 $\text{SWF}_r(f)$ 为基准, $\text{SWF}_r(f) = 1.85 \text{ V}^2 \cdot \text{MHz}$ (归一化值为 1)。显而易见, 基频兰姆波模式的 $\text{SWF}_r(f)$ 随 N 的改变并不明显, 且与 N 之间的对应关系也不确切。

对于伴随基频兰姆波传播所发生的二次谐波, 我们主要考虑图 9 中 $f = 2.55 \text{ MHz}$ 附近的二次谐波信号 (前面对该频率附近的二次谐波发生问题已进行了详细论述)。在计算 $\text{SWF}_r(2f)$ 时, 式 (6) 的积分下限及上限频率分别取为 $f_1 = 2.3 \text{ MHz}$ 和 $f_2 = 2.8 \text{ MHz}$ 。图 10(b) 和图 10(d) 分别给出了试件 #A 和 #B 的归一化 $\text{SWF}_r(2f)$ 随循环次数 N 的变化关系。对于试件 #A, 以 $N = 0$ 时的 $\text{SWF}_r(2f)$ 为基准, $\text{SWF}_r(2f) = 1.29 \text{ V}^2 \cdot \text{MHz}$ (归一化值为 1); 对于试件 #B, 以 $N = 0$ 时的 $\text{SWF}_r(2f)$ 为基准, $\text{SWF}_r(2f) = 0.88 \text{ V}^2 \cdot \text{MHz}$ (归一化值为 1)。显而易见, 与 $\text{SWF}_r(f)$ 相比较, $\text{SWF}_r(2f)$ 随 N 的变化表现出更为敏感的性质, 尤其是在循环载荷作用的最初阶段 (试件 #A 的 N 在 8000 以内; 试件 #B 的 N 在 30000 以内), $\text{SWF}_r(2f)$ 随 N 的变化非常显著, 且表现出明显的单调对应关系。对此结果可作如下理解: 在循环载荷作用的最初阶段, 2024-T3 铝合

金的声速及声衰减等线性声学参数的改变是很小的 (见图 9(a) 和图 9(c), 不考虑试件 #A 在 $N = 0$ 时的 $\bar{A}_r(f)$ 曲线), 可认为式 (2) 中的 $c_l^{(f)}$ 和 $c_n^{(2f)}$ 几乎保持不变, 而板材的三阶弹性常数随着疲劳损伤的累积 (以 N 描述) 而逐渐增大^[9,21]。据此, $P_l^{(2f)}$ 和 $F_l^{(2f)}$ (即 $f_{n,l}^{(S)}(z)$ 和 $f_{n,l}^{(V)}(z)$) 的数值将随循环次数 N 的增加而增大, 从而使得在频率 $f = 2.55 \text{ MHz}$ 附近的 $\bar{A}_r(2f)$ 随 N 的增加而增大。据此, 在循环载荷作用的最初阶段, $\text{SWF}_r(2f)$ 应随 N 的增加而显著增大, 正如实验结果图 10(b) 和 10(d) 所示。因此, 对于性能优良的固体板材 (如 2024-T3 航空铝板), 采用超声兰姆波的非线性效应及相应的 $\text{SWF}_r(2f)$, 可望能对其早期疲劳损伤进行准确而有效的评价。

也应注意到, 随着板材疲劳损伤的进一步累积 (N 继续增大), 板材内微观裂纹将逐渐形成并扩展, 从而使得基频兰姆波的传播衰减有所增加, 而兰姆波二次谐波的振幅正比于基频兰姆波振幅的平方^[14-16], 故 $\bar{A}_r(2f)$ 和 $\text{SWF}_r(2f)$ 的数值应有所降低 (见图 10(d), 试件 #B 在 $N = 65000$ 时 $\text{SWF}_r(2f)$ 之值)。随着循环次数 N 的进一步增加, $\text{SWF}_r(2f)$ 的数值有所降低的另一可能原因是, 疲劳损伤导致的板材参数的变化可能越来越明显, 使得在某一频率 (本文为图 3 中竖直点划线 N 所确定的频率) 附

近原本满足的条件 $c_l^{(f)} = c_n^{(2f)}$ (或 $c_l^{(f)} \approx c_n^{(2f)}$) 不再成立, $c_l^{(f)}$ 与 $c_n^{(2f)}$ 之间的差异逐渐增大, 这将导致二次谐波发生的效率降低, 从而使得 $\text{SWF}_r(2f)$ 的数值显著减小^[20]。本文工作的意义在于, 在固体板材疲劳损伤的最初阶段, 即使板材的线性声学参数 (包括声速及声衰减等) 的变化并不明显, 但采用超声兰姆波的非线性效应及相应的超声兰姆波二次谐波的应力波因子 $\text{SWF}_r(2f)$, 可望能为准确而有效地评价此阶段板材的疲劳损伤程度提供一条有效途径。

4 结束语

本文从理论上分析了固体板材的疲劳损伤对超声兰姆波二次谐波发生效应所产生的影响, 阐述了用非线性超声兰姆波方法准确评价板材疲劳损伤的可行性。采用 Ritec-SNAP-5000 测量系统建立了超声兰姆波实验系统, 分析了在疲劳实验用航空铝板中传播的基频兰姆波和二倍频兰姆波的频散关系, 试制了激发和接收超声兰姆波的斜劈换能器。对于未承受周期性载荷作用的航空铝板, 实验测量了在其中传播的超声兰姆波的基波和二次谐波的幅频曲线, 并对所测得的结果给予了合理的物理解释, 这对深刻理解和分析后面的实验结果具有指导意义。改变发射和接收斜劈换能器之间的距离, 进一步从实验上验证了在一定条件之下, 超声兰姆波的二次谐波可随传播距离积累增长。

对于两块给定的航空铝板试件, 在不同的周期性载荷作用条件下, 采用 MTS 疲劳试验机分别对其施加正弦应力波形的拉-拉疲劳载荷。在不同的载荷循环次数条件下, 采用已建立的超声兰姆波实验系统分别对两试件中传播的超声兰姆波进行测量, 得到不同循环次数条件下超声兰姆波的基波及二次谐波的幅频曲线。实验结果表明, 超声兰姆波的二次谐波幅频曲线随载荷循环次数的变化表现出更为敏感的性质。按照超声兰姆波应力波因子的定义, 基于超声兰姆波幅频曲线的实测结果, 计算并给出了超声兰姆波的基波和二次谐波的应力波因子随循环次数的变化关系。结果表明, 在板材疲劳损伤的初期, 超声兰姆波基波的应力波因子随循环次数的改变并不明显, 且与循环次数的对应关系也不确定; 与之相对应的超声兰姆波二次谐波的应力波因子随循环次数的变化却能表现出非常敏感的性质, 尤其是在周期性载荷作用的最初阶段, 超声兰姆波二次谐波的应力波因子随循环次数的变化非常显著, 并表现出明显的单调对应关系, 此结果可望能为板材早期疲劳损伤的准确评价提供一条有效途径。

参 考 文 献

- Rose J L. A baseline and vision of ultrasonic guided wave inspection potential. *Journal of Press Vessel Technology*, 2002; **124**(3): 273—282
- Grondel S, Delebarre C, Assaad J, Dupuis J P, Reithler L. Fatigue crack monitoring of riveted aluminum strap joints by Lamb wave analysis and acoustic emission measurement techniques. *NDT & E International*, 2002; **35**(3): 137—146
- 周晚林, 王鑫伟. Lamb 波理论及层合板冲击损伤的实验研究. *实验力学*, 2004; **19**(2): 211—216
- Rajic N, Galea S C, Chiu W K. Crack-growth detection using a surface-mounted piezotransducer array. *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*, 2001; **4235**: 460—466
- Young-Chul Jung, Kundu T. Ultrasonic response to material fatigue. *Proceedings of the SPIE - The International Society for Optical Engineering*, 2001; **4335**: 180—187
- Fromme P, Lowe M J S, Cawley P, Wilcox P D. On the sensitivity of corrosion and fatigue damage detection using guided ultrasonic waves. *2004 IEEE Ultrasonics Symposium (IEEE Cat. No. 04CH37553)*, 2004; **2**: 1203—1206
- Belyaeva Y, Zaitsev V V. Nonlinear elastic properties of microinhomogeneous hierarchically structured materials. *Acoust. Phys.*, 1997; **43**(5): 510—515
- Antonets V A, Donskoy D M, Sutin A M. Nonlinear vibrodiagnostics of flaws in multilayered structures. *Mechanics of Composites Materials*, 1986; **15**(5): 934—937
- Yost W T, Cantrell J H. Materials characterization using acoustic nonlinearity parameters and harmonic generation. *Rev. Prog. QNDE*, 1990; **9B**: 1669—1676
- Cantrell J H, Yost W T. Acoustic harmonic generation from fatigue-induced dislocation dipoles. *Philosophical Magazine*, 1994; **69**(2): 315—326
- Cantrell J H, Yost W T. Nonlinear ultrasonic characterization of fatigue microstructures. *International Journal of Fatigue*, 2001; **23**(4): 487—490
- Nagy P B. Fatigue damage assessment by nonlinear ultrasonic materials characterization. *Ultrasonics*, 1998; **36**(3): 375—381
- Deng M X. Cumulative second-harmonic generation of Lamb mode propagation in a solid plate. *Journal of Applied Physics*, 1999; **85**(6): 3051—3058
- Deng M X. Analysis of second-harmonic generation of Lamb modes using a modal analysis approach. *Journal of Applied Physics*, 2003; **94**(6): 4152—4159
- 邓明晰. 分层结构中兰姆波二次谐波发生的模式展开分析. *声学学报*, 2005; **30**(2): 132—142
- Lima W J, Hamilton M F. Finite-amplitude waves in isotropic elastic plates. *Journal of Sound and Vibration*, 2003; **265**(4): 819—839
- 邓明晰, Price D C, Scott D A. 兰姆波非线性效应的实验观察. *声学学报*, 2005; **30**(1): 37—46
- 邓明晰. 兰姆波非线性效应的实验观察 (II). *声学学报*, 2006; **31**(1): 1—7

- 19 Bermes C, Kim J-Y, Qu J M, Jacobs L J. Experimental characterization of material nonlinearity using Lamb waves. *Applied Physics Letters*, 2007; **90**(2): Art. No. 021901
- 20 Deng M X, Pei J F. Assessment of accumulated fatigue damage in solid plates using nonlinear Lamb wave approach. *Applied Physics Letters*, 2007; **90**(12): Art. No. 121902
- 21 Herrmann J, Kim J-Y, Jacobs L J, Qu J M, Littles J W, Savage M F. Assessment of material damage in a nickel-base superalloy using nonlinear Rayleigh surface waves. *Journal of Applied Physics*, 2006; **99**(12): Art. No. 124913
- 22 Ritec Advanced Measurement System. Model SNAP-0.25-7. Operation Manual, RITEC, 2002, USA
- 23 邓明晰. 一种定征复合板材粘接层性质的非线性超声兰姆波方法. *声学学报*, 2005; **30**(6): 542—551
- 24 Frost N E, Marsh K J, Pook L P. Metal Fatigue. London: Oxford Univ Press, 1974: 87—89
- 25 Srivastava V K. Acoustic-ultrasonic evaluation of interface bond strength of coated glass fibre-reinforced epoxy resin composites. *Composite structure*, 1995; **30**(3): 281—285
- 26 Kwon O Y, Lee S H. Acousto-ultrasonic evaluation of adhesively bonded CFRP-aluminum joints. *NDT & E International*, 1999; **32**(3): 153—160