PMI 泡沫复合材料夹层结构的无损检测方法

Non-destructive Test Methods of PMI Foam Cored Composite Sandwich Structure

胡 培 (赢创德固赛(中国)投资有限公司 上海分公司功能聚合物部门,上海 201108) HU Pei (Performance Polymers, Evonik Degussa (Shanghai) Co. Ltd., Shanghai 201108, China) 摘要: 主要讲述了目前适用于 PMI泡沫夹层结构的各种无损检测方法。回顾了泡沫夹层结构常用的无损检测方法:空 气耦合超声方法、脉冲回波超声方法以及激光错位散斑干涉方法。针对不同的缺陷形式,对比了无损检测的效果。 关键词: PMI泡沫夹层结构;空气耦合超声无损检测;脉冲回波;激光错位散斑干涉;无损检测

文献标识码: A 文章编号: 1001-4381(2009)Suppl2-0354-05

Abstract: The various state-of-art non-destructive test methods for PMI foam cored sandwich structure are presented. The popular non destructive test methods for the foam-cored sandwich structure are reviewed; including air coupled ultrasonic method, pulse-echo ultrasonic method and shearogragh method. A coording to different defects, the performance of various NDT methods is comparied.

Key words: PMI foam cored sandwich structure; air coupled ultrasonic non destructive test method; pulse-echo ultrasonic method; shearogragh; non-destructive test method

简单的夹层结构由三部分组成:面板,芯材和胶 接,通过胶接在前面两个组分之间传递载荷。夹层结 构能够达到的作用是通过让轻质、有一定厚度的芯材 承受剪应力,同时将两个相对比较坚韧、薄的承载面板 隔开。



对于面板,主要考虑的是材料的强度和刚度,但是 对于芯材,主要目的是为了最大幅度的减轻重量。在 飞机结构中,芯材通常使用铝蜂窝、泡沫或 NOM EX[®] 蜂窝。铝蜂窝或 NOM EX[®]蜂窝,具有压缩模量高,重 量轻的优点,是航空领域广泛使用夹芯材料,通常与 碳/玻璃纤维预浸料一起使用。这里主要讨论泡沫芯 材来层结构的无损检测。在先进复合材料领域,最常



图 2 ROHACELL 泡沫结构 Fig. 2 ROHACELL celluar structure

用的夹层结构的芯材是 PMI 泡沫, ROHACELL ®是 赢创德固赛公司生产的 PMI 泡沫, 参见图 2。泡沫芯 材夹层结构常用在机翼前缘和方向舵, 起落架舱门, 翼 身/翼尖整流罩等。

和蜂窝夹层结构相似,泡沫复合材料常见的缺陷 有:(1)复合材料面板的缺陷,例如划伤、裂纹、气孔,夹 杂等;(2)复合材料面板和泡沫芯材的粘接缺陷,例如 脱粘;(3)泡沫芯的损坏。

针对这些缺陷,相应地发展起了多种无损检测方法。不过,泡沫夹层结构一般面板的检测面积大、厚度薄,而且呈现低的导热性和导电性、泡沫材料的声 衰减较大,所以,其与一般复合材料的无损检测具有 明显差别。目前,适用于 PMI 泡沫夹芯结构的无损检 测方法主要有超声无损检测和激光错位散斑干涉无损 检测[1,2]

空气耦合超声无损检测[4.5] 1

复合材料最常用的无损检测方法是超声检测。测 量出的超声参数包含大量复合材料质量的相关信息。 诵常,用超声方法可以检测复合材料结构中的分层、夹 杂、树脂疏松与裂纹、气孔等。波的参数,包括声衰减 和速度,可以用来确定材料的性能,例如孔隙率、刚度 等,如果已知密度,可以得到材料的刚度。

材料的声阻抗 $Z = \rho_c$,其中 ρ 是材料的密度, c 是 材料中声音传播的速度。

声强反射率 R, R= $\frac{I_r}{I_0}=(\frac{Z_2-Z_1}{Z_2+Z_1})^2$

R是界面上的反射波的声强 I_r 与入射波的声强 10的比值。

为使超声波以常用的压电转换器为声源进入试 件,一般需用耦合剂,耦合剂的作用是让超声有效地传 入工件。由于空气和一般的复合材料或者金属工件的 声特性阻抗有很大的不同,参见表1。这导致大部分

表1 材料的超声反射特性

Table 1 The material ultrasonic reflection properties

材料	$Z/(g/cm^2s)$	R
复合材料	459000	0
水	148000	-0.5
ROHACELL® RIMA/HP 60	7005	- 0. 97
空气	40	-1.0

声能在界面处被反射,只有很少的一部分能进入工件, 从而使空气耦合检测的范围收到了极大的限制,一般 只能进行外部检测,如距离测量等。用于内部检测时 则仅限于低密度材料,由于这些材料的声特性阻抗较 低,例如 ROHACELL[®] PMI HP60 泡沫声阻抗是 7005g/cm²s,因此超声的透射系数比较大。空气耦合 超声检测通常采用的频率范围是 25~250kHz,也可 以扩展到 500kHz~2 25MHz。另外有些检测件.不 宜与水接触,例如蜂窝夹层结构,这时也选择空气作为 耦合剂来进行超声检测。

芯材的表面粗糙度对声耦合有明显的影响。对于 同一耦合剂,如果工件的表面粗糙度高,则耦合效果 差,反射回波低。声阻抗低的耦合剂,例如空气耦合, 随粗糙度的升高,耦合效果降低得更快。在泡沫夹层 结构复合材料中,泡沫孔隙的大小对超声回波的质量 有所影响。ROHACELL 泡沫的直径如表 2 和图 4 所 示。孔隙的直径越小,超声回波的质量越好。



图 3 泡沫芯材和纤维树脂复合材料的界面

Fig 3 The interface of foam cored and fiberreinforced resin matrix composite skin

表 2 PMI 泡沫孔隙直径范围

Table 2 PMI foam cell size

泡沫的规格	泡沫孔隙直径范围/mm	
ROH A CELL® W F	0. 4-0. 6	
ROH AC ELL® IG/ A	0. 3-0. 5	
ROHACELL IG $-$ F	0. 15-0. 3	
ROHACELL® HF	< 0.2	
ROHACE LL [®] HP	<~ 0. 2	
ROHACELL $^{old R}$ RIST	0. 2-0. 4	
ROHACE LL [®] RIM A	< 0. 2	
$ROHACELL $ $\mathbb{R}S$	0. 5-0. 7	



ROHACELL[®] WF

图 4 不同 ROHACELL 泡沫的 SEM 照片

?1994-2015 China Academic Journal ElEignon ROMAGESHine more served. http://www.cnki.net

对泡沫夹层结构的检测,在利用空气耦合超声 检测穿透法进行检测时,采用高声压值补偿损失和 低的频率的影响,通常取 50kHz,有些情况下 100kHz。如图 5 所示,采用两个探头,一个用于发 射,一个用于接受,分置在工件两侧进行探测,依据 脉冲波或者连续波穿透工件以后的能量变化来判定 缺陷的情况。



图 5 空气耦合超声穿透法无损检测原理 Fig. 5 The principle of air coupled ultrasonic through-transmission NTD method

如图 6 所示, 对经过冲击试验的泡沫芯材夹层壳

结构,利用空气耦合超声进行检测。从C扫描图上可以明显看出长桁脱粘。

德固赛公司曾委托美国 QMI 公司对预制缺陷的 ROHACELL[®]泡沫夹层结构板进行空气耦合超声检 测^[4]。第一阶段的试验,检测的缺陷试件包括碳纤维 面板、铝面板和芯材之间不同直径的脱黏情况,以及没 有面板的情况下的两块粘接在一起的泡沫之间的脱黏 情况。针对不同的频率、探头布置方式,利用 C 显示, 可以检测出碳纤维面板和泡沫芯材之间 1/16~3/4 inch (0.159~1.905 cm)直径的脱黏缺陷;能够检测出 铝面板和泡沫芯材之间的脱黏以及泡沫之间的黏接脱 黏缺陷。

第二阶段的测试件的芯材为两块 50mm 厚的 ROHACELL[®] 51WF 泡沫胶黏在一起,如图 7 所示, 试件上预制了各种缺陷。因为泡沫材料本身的不均匀 性,泡沫孔壁和孔隙之间界面的存在,造成了泡沫材料 本身含有声阻抗急剧变化的界面,所以导致了很大的 散射衰减。在 225kHz 和 400kHz 频率下的超声检测 试验均告失败,信号全部衰减。QMI 公司采用超声频 率为 120kHz,合适的探头布置,QMI 公司得到的 C 扫 描图像如图 8 所示。



图 6 泡沫夹芯壳结构的空气耦合超声检测 Fig. 6 Air coupled ultrasonic test method of foam cored sandwich shell structure



?1994-2015 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

这里,缺陷的预定义方式,采用的是通常水耦合超 声的途径,即剥离膜。这本身很难被空气耦合超声检 测。如果采用正确的方式预定义缺陷样件,空气耦合 超声无损检测适用于 PMI 泡沫夹层结构。

2 脉冲回波超声无损检测[3]

这里所说的脉冲回波法通常是采用水作为耦合



剂。脉冲反射法是通过测量待测结构的缺陷处和背面 反射的能量来判断的。脉冲超声波入射到被测工件, 有一部分被反射,这部分反射波可以被接收,另一部 分穿过工件,再从工件的底面反射且再次穿过工件, 这部分反射波也可以接收。采用这种方法时,超声波 要两次穿过工件,并要检测反射回来的回波,所以也 叫脉冲回波法,如图9所示。



图 9 通过超声回波间隔确定缺陷位置 Fig. 9 define the defect position *via* pulse-echo intervals

2.1 脉冲回波法检测泡沫和面板之间的黏接

图 10 为采用该方法检测泡沫结构泡沫和面板之间黏接的三种典型情况的示意图。图 10b 是蒙皮与胶层之间出现脱黏的波形,这种情况和单板相似。由于蒙皮和空气界面间声阻抗变化很大,因而蒙皮界面有很强的反射能力,造成入射脉冲信号在板内多次反射,并维持较长时间,信号衰减较为缓慢。当胶层和泡沫之间出现脱粘时,波形如图 10c 所示。此时,蒙皮与空气的界面消失了,代之以较为微弱的声阻抗变化,因而大部分脉冲信号能输入到胶层而消失,脉冲信号衰减很快,显示波形只有少数几个;当蒙皮与泡沫芯粘接良好时,波形如图 10a 所示,除了出现胶层的阻尼效应以外,由于声能传输到泡沫,而又反射回



探头,所以衰减速度较图 10c 缓慢而比图 10b 快。在 实际检验中,用标准样件作对比就可以方便地检测出 缺陷来。

2 2 回波强度确定泡沫夹层结构复合材料面板的孔 隙率

对泡沫芯材复合材料夹层结构,复合材料面板的 高孔隙率会导致结构刚度和强度的下降,因此在对复 合材料结构进行线上质检时,一定要对其孔隙率进行 充分检测。对于 ROHACELL[®] RIMA / HP 泡沫夹 层结构,由于这两种泡沫的孔隙均匀细密,其可以在复 合材料脉冲回波超声无损检测中可以实现均匀的超声 反射,作为超声波的均匀反射面来检测复合材料面板 的孔隙率和纤维含量^[3]。

3 激光错位散斑干涉无损检测¹⁹

激光错位散斑(Laser Shearography)技术也称剪 切散斑技术,是 20世纪 80 年代兴起的用于表面变形 测量的新型光学检测技术。该技术用于无损检测的原 理与激光全息干涉类似,都是通过对待测物体加载,观 察缺陷表面异常变形所产生的异常光学干涉条纹来判 断缺陷特征。与激光全息检测相比,错位散斑技术操 作方便、检测效率高。

?1994-2015 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.chki.net

对刚体运动和机械噪声不敏感,对系统的隔震要求也 不高, Shearography 较 ESPI 更适合于如生产线上的 现场检验。与非光测技术相比,如 C 扫描, Shearography 是非接触式的,不需要任何介质,而且速度快,适 合于工程结构,特别是大型结构的现场无损检测,这是 C 扫描难以做到的。

如图 11 所示,用激光对未加载的带缺陷夹层板表 面进行照射,因为夹层板表面的各个点都会在光学传 感器上投影两次,所以会产生光学干涉现象。如果对 带有内部缺陷的夹层板进行某种形式的加载,则缺陷 的存在会使夹层板表面产生微小的变形,此时激光反 射得到的干涉图像与未加载或无缺陷时的干涉图像不 同^[6]。从而可以判断缺陷的存在与否和位置。



图 11 激光错位散斑干涉无损检测的原理 Fig 11 The principle of shearogragh NDT method

德固赛公司曾向美国激光技术公司(LTI)提交了 两块 RO HACELL[®]泡沫板材进行激光错位散斑干涉 无损检测,其目的是确定激光错位散斑干涉检测对预 制板材缺陷的敏感度^[7]。德固赛公司在制造板材的过 程中预制了各种缺陷,用来确定各种加载方法下激光 错位散斑干涉技术的缺陷检测能力。美国激光技术公 司则引入各种深度和尺寸的缺陷,来确定检测敏感度 与缺陷深度的关系。提交检测的两个试件都带有预制 缺陷,且都是用两块 53 3mm 厚度的 ROHACELL[®] 泡沫胶接在一起制成的。

1号试件的尺寸是 400mm×267mm×107mm,上 下面板 是 碳纤维/环 氧树 脂 预 浸料层 压板。一个 0 254 mm 厚的金 属片被从夹芯板侧面 压入到芯材 中,并以此来确定激光错位散斑干涉检测对不同深度 缺陷的敏感度。图 9 所示为 1 号试件的设定缺陷的位 置。

1号试件的试验结果如图 13 所示,激光错位散斑 干涉采用真空加载可以透过 53 3mm 厚度的泡沫检 测到 25 4mm 直径的脱黏;以及面板到芯材 12 5mm 厚度内设定的各种缺陷。热加载可以检测到很多设定







图 13 通过激光错位散斑干涉方法检测到的夹层板缺陷 Fig. 13 The defects detected via shearogragh in the sandwich panel

的面板缺陷。激光错位散斑干涉检测方法无法定位某 些脱黏缺陷。

2号试件的尺寸是 400mm× 267mm× 107mm 泡 沫板,无上下面板。

由于泡沫的穿透性和表面的粗糙性,激光错位散 斑干涉无法用于检测无面板 ROHACELL 泡沫(2 号 试件),但是只要一侧有面板,就可以使用该方法进行 检测。

4 结论

(1)空气耦合超声可以用来检测泡沫夹层结构中 面板的缺陷,面板和芯材之间的脱黏以及芯材的缺陷。

(2)超声脉冲回波超声方法可用来检测泡沫夹层 结构复合材料面板的孔隙率及面板和芯材之间的脱 黏。



(a)

(b)

图 6 未修补和修补试样 X 方向应力分布 (a)未修补试样模型;(b)修补试样模型



3 结论

(1)未修补与修补试样均从裂纹尖端开始破坏,未 修补试样载荷-位移曲线进入非线性段后,上升一小段 后很快开始下降,而复合材料修补试样有效的改善了 承载能力,进入非线性段后的失效载荷均有显著增加。

(2)在线弹性阶段,有限元结果与实验值吻合良好, 有限元可准确预测试样线性段的载荷-位移,并可预报 最先开始发生破坏的位置及其局部受载的严重程度。

参考文献

- Baker, A. A and Jones, R. Bonded Repair of Aircraft Structures
 [M]. Boston: Martinus Nijhoff Publishers, 1988. 67-69.
- [2] Atluri, S N, Park, J H Punch, E F, O' Donoghue, F. E and Jones, Rhys. Composite Repair of Cracked Metallic Aircraft Structures, DOT/FAA/CT-92/32, FAA Technical Center, NJ08405, May, 1993.
- [3] Naboulsi S, Mall S. Modeling of a cracked metallic structure with bonded composite patch using the three layer technique [J].

(上接第358页)

(3)激光错位散斑干涉无损检测可以检测泡沫夹 层结构的近表面缺陷。相比其他检测设备,检测效率 高,成本低,对周围环境没有严格的要求。但是影响检 测结果的因素很多,位错的大小和方向,加热的时间, 操作人员的经验等因素都会对结果产生一定的影响。

参考文献

- [1] BUSSE GERD, KRÖPLIN BERND-H., K. WITTEL FALK. Damage and its Evolution in Fiber-Composite Materials: Simulation and Non-Destructive Evaluation [C]. Stuttgart, Germany: University of Stuttgart, 2006.
- [2] 刘松平.复合材料无损检测与缺陷评估技术[J].无损检测 2008, 30(10):673-678.

Composite Structures, 1996, 35:295-308.

- [4] 孙宏涛.复合材料胶接修补止裂技术的理论及试验研究[D].西 安:西北工业大学,1998.
- [5] Stickler PB, Ramulu M, Johnson PS. Experimental and numerical analysis of transverse stitched T-joints in bending [J]. Composite Structures, 2000, 50: 17-27.
- [6] Cartie DDR, Anno GD, Poulin E, et al. 3D reinforcement of stiffener-to-skin T-joints by Z-pinning and tufting [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2006, 73: 2532-2540.
- [7] Li R. Kelly D. Crosky A. An evaluation of failure criteria for matrix induced failure in composite materials [J]. Composite Structures, 2002, 57: 385-391.

基金项目: 航空基金资助项目(05A51011)

作者简介: 白江波(1984—), 男, 博士研究生, 研究方向为复合材料结构 设计, E-mail: bai—jiangbo[@]163. com

通讯作者:熊峻江(1966—),男,教授,主要从事疲劳断裂可靠性、Email: jjxiong[@]buaa.edu.cn

- [3] DOMINGUEZ NICOLAS, MASCARO BENO IT. Ultrasonic Non-Destructive Inspection of Localized Porosity in Composite Materials [R]. ECNDT, 2006.
- [4] Ultrasonic air-coupled inspection of advanced materials [R].
 QMI, INC, 2003.
- [5] ARMSTRONG NORMAN. Feasibility Report: Rohacell Sandwich Material, Phase II [R]. QMI, Inc, 2005.
- [6] LAPE D., TYSON J. Shearography NDE of A ROHACELL Foam Composite Panel [R]. LASER TECHNOLOGY, Inc., 1995.

作者简介: 胡培(1972一), 男, 硕士, 从事复合材料方面研究, 联系地址: 上海市春东路 55 号赢创德固赛(中国)投资有限公司上海分公司功能 聚合物部门(201108), E-mail: pei. hu@evonik.com