

飞机复合材料结构冲击损伤的红外检测

杨小林¹,江 涛¹,冯立春²

(1. 空军第一航空学院,信阳 464000;2. 首都师范大学 物理系,北京 100048)

摘要:由于飞机复合材料自身结构和制造工艺的特点,其冲击损伤破坏与金属材料明显不同。通过脉冲热像检测法,着重研究了低能冲击下飞机复合材料的损伤破坏特点,分析了飞机复合材料的冲击损伤源及其危害程度。结合飞机外场检测条件,就飞机复合材料损伤的原位检测提出了初步建议。

关键词:复合材料;冲击损伤;红外检测

中图分类号: TG115.28

文献标识码:A

文章编号:1000-6656(2009)02-0120-03

Thermographic Testing for Impact Damage of Airplane Composite

YANG Xiao-Lin¹, JANG Tao¹, FENG Li-Chun²

(1. The First Aeronautical Institute of Air Force, Xinyang 464000, China;

2. Capital Normal University Department of Physics, Beijing 100048, China)

Abstract: Owing to the characteristic in material structure and manufacturing technology, the impact damage and failure mode of airplane composite is distinct from that of metal. Through thermographic testing, the damage and destroying characteristic of composite impacted by low energy object were researched, and the impact damage source and its potential harm to composite of airplane in service were analyzed. Some advice about in-situ testing methods for airplane composite in service were brought forward.

Keywords: Composites; Impact damage; Thermographic testing

飞机复合材料由于较高的比刚度和比强度,以及较好的减重和吸波性能,对提高飞机的飞行和隐身性能效果显著。冲击损伤是飞机复合材料结构在役使用期间的主要损伤模式,具体表现为由外来物撞击引起的材料结构上的异常,这对复合材料结构的各种性能有着极大的影响。

1 冲击损伤源

1.1 低能与高能冲击源

造成飞机复合材料结构冲击损伤的外来源按冲击能量分为低能量冲击源和高能量冲击源两类。

低能量冲击源多数为低速冲击,一般指不会使冲击表面产生目视可检损伤形态的外来物冲击。其

出现概率高,是飞机复合材料在实际应用中遇到的主要损伤形式,且不易被发现,但在结构内部会形成局部的脱粘和分层等,造成潜在的初始缺陷,降低复合材料结构的拉伸和压缩强度等性能^[1-5]。飞机复合材料主要低速冲击源及其危害评估情况见表1。

高能量冲击源多数为高速冲击,会造成结构的穿透或异物侵入,同时伴有一定范围的分层,这些损伤破坏容易被检测出来并进行修理。高能量冲击源包括:① 非包容性离散源冲击(如发动机高速旋转部件上的螺钉、螺帽和叶片等零件高速飞出形成的冲击)。② 飞鸟撞击。③ 战斗损伤或地面轻武器射击损伤等。

1.2 其它影响因素

飞机复合材料结构(尤其是树脂基复合材料结构)在使用过程中,除要经受机动载荷和突发载荷等载荷环境外,还受到对其完整性有影响的总体环境(如温度、湿度及雨雪等)和局部环境(如燃油和滑油

收稿日期:2008-03-01

基金项目:国家自然科学基金资助项目(10502035)

作者简介:杨小林(1974—),讲师,硕士,主要从事飞机检测技术研究及设备研制。

表 1 飞机复合材料主要低速冲击源及其危害评估

冲击源	能量范围/J	损伤程度
解刀、扳手	0.5~3.0	对3.5 mm厚以上板无影响,对1.5 mm厚的较薄板会产生轻微分层
冰雹	4~10	表观损伤不明显,内部会出现轻微分层和局部裂纹
铆枪等工具	10	冲击面会出现轻微划伤或压痕,内部有分层和基体裂纹
跑道碎石和维护平台冲击	18	4 mm厚度以下板会出现明显的砸痕,内部有明显分层损伤
人为踩踏	20~25	内部有明显分层损伤,冲击背面有明显的基体裂纹
工具箱坠落	30	冲击面有明显砸痕,内部分层明显,冲击背部有少量纤维撕裂现象
滑行碰撞	56.5	试件表面出现纤维断裂,内部分层明显,冲击背面基体裂纹进一步扩展

等)的作用。其可能产生的典型环境损伤包括:①雷电冲击引起的表面烧蚀。②分层、冰冻/熔化引起的湿膨胀。③热冲击造成的分层或脱胶。④夹芯结构水分或油浸入引起的分层等。由外来物撞击导致的冲击损伤在载荷环境和自然环境的综合作用下,尤其是冰冻/熔化引起的湿膨胀或夹芯结构积水和积油等情况,其破坏速度将大大加快。且若是低速冲击导致的损伤,外表目视不可检,隐蔽且危害性大,容易引起突发事故^[6]。

2 冲击破坏特点

笔者对飞机复合材料在低能冲击下的损伤破坏特点进行了研究。冲击试验采用 zcj1302 全自动落锤复合材料冲击试验机进行冲击,冲击头端部为直径为 12.7 mm 的半圆形钢球,冲击时试件四周简支。试验机具有精确抱锤功能,可有效防止多次冲击对试验结果的影响。冲击试件为碳纤维复合材料层压板(T300/QY8911),尺寸为 250 mm×180 mm×4.2 mm。

根据冲击试验结果,损伤破坏特点可归纳如下:①复合材料在低速冲击下的主要损伤形式为层间分层,并伴有基体裂纹和纤维断裂等,损伤的形状主要为“8”字哑铃形。②复合材料低速冲击损伤主要集中在冲击点附近和冲击正下方的背面,其背面的损伤往往要大于冲击面。因此,发生冲击损伤结构的检测重点应放在冲击点周围和冲击背面。③复合材料在低速冲击时,其载荷和能量沿下一层纤维方向传播的速度较快,因此其损伤的长轴方向与相邻两层中离冲击点较远的一层的纤维方向一致。④铺层中离冲头越远或相邻两层角度偏差越接近 90°,其冲击后分层面积越大。

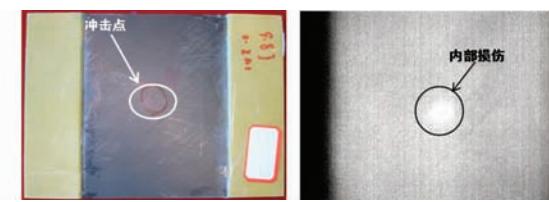
3 红外检测

采用脉冲闪光热像法对典型冲击试件进行了

红外检测,热图均从试件正面进行采集。热像仪的灵敏度为 0.08 °C(30 °C 时),瞬时视场为 1.3 mrad,帧频为 50 帧/s,成像距离为 30 cm。

3.1 检测结果 1

试件 1 采用的锤头质量为 5 kg,冲击高度为 0.2 m,冲击能量为 9.8 J,其可见光图和红外检测结果如图 1 所示。可见光图中冲击点处的砸痕很轻微,光线较差时需仔细观察才能发现。其红外检测热图为原始图像,没有经过任何图像处理,但仍能观察到其内部产生的分层损伤。由于分层部位对热量的阻挡,使热量堆积,从而导致该部位亮度较无损伤部位大。经检查,冲击点背部没有目视可检的损伤。



(a) 可见光图 (b) 红外检测热图

图 1 检测结果 1

3.2 检测结果 2

试件 2 采用的锤头质量为 5 kg,冲击高度为 1.153 m,冲击能量为 56.5 J,其可见光图和红外检测结果如图 2 和 3 所示。图 2 中可见光观察冲击点处的砸痕明显,试件冲击点背面有细微的纤维开裂现象。从图 3 可看出,冲击试件损伤图像随时间的延长出现了明显的变化。初期的红外热像主要反映

(a) 正面 (b) 背面
图 2 试件 2 可见光示意图



(a) 闪光加热初期 (b) 闪光加热后一定时间 (c) 闪光加热后较长时间

图3 试件2红外检测时序热图



(a) 正面

(b) 背面

(c) 红外检测热图

图4 试件3检测结果示意图

的是靠近冲击正面的损伤情况,后期的红外热像主要反映的是靠近冲击背面的损伤情况。从上述时序热图可发现,在离冲击正面较近的区域,冲击损伤范围较小,损伤形式主要为分层和基体裂纹。随着时间的延长,离冲击点较远的损伤开始呈现出来,损伤范围明显加大,损伤形式主要为分层,而且离冲击点愈远,损伤范围愈大。

3.3 检测结果3

试件3采用的锤头质量为10 kg,冲击高度为1.388 m,冲击能量为136 J,其冲击损伤如图4所示。可见光图中冲击点处的砸痕明显,且由于冲击能量较大,产生了贯穿性的冲击损伤,造成了明显纤维撕裂和断裂。由背部损伤形态和红外检测热图可看出,冲击导致的分层和纤维撕裂扩展方向均与铺

层中的纤维方向一致。背部表面由于没有支撑,所以其损伤的扩展较之内部要大。

4 冲击损伤的原位检测

由于复合材料结构的冲击损伤破坏多数为埋藏于复合材料结构内部的面积型损伤,尤其是不可见的分层和脱粘,其危害性更大。通过对冲击试件损伤规律及破坏特点的分析,结合已有的检测方法研究和红外检测结果,从确保检测的准确性和可靠性出发,对现役飞机复合材料结构冲击损伤的原位检测宜采用红外检测与超声波检测相结合,同时辅以目视检查、敲击检查和视频孔探检测的方法进行。冲击损伤外场原位检测方法及特点见表2。

具体检测中,无论是红外热像检测还是超声波

表2 冲击损伤外场原位检查方法及特点分析

检测方法	技术特点	适用范围	检测重点
红外热像检测	1. 非接触检测; 2. 检测速度快; 3. 可视化检测,检测结果直观且便于存储 4. 定量计算(损伤面积)快捷	1. 大面积检测; 2. 宽深比一定的内部损伤	1. 外部表面损伤; 2. 蜂窝夹芯结构和较薄层压板
超声波检测(喷水脉冲反射/穿透法)	1. 定位计算(埋深)准确性好; 2. 穿透性好,可检厚度大	1. 局部重点检测; 2. 埋深较大的内部损伤	1. 内部及底面损伤; 2. 较厚层压板和蜂窝夹芯结构
视频孔探	1. 非接触检测; 2. 可可视化实时图像输出,结果可存储; 3. 内部可达性好	1. 结构背面损伤检查; 2. 目视不可达部位检查	1. 复合材料结构内部表面损伤,尤其是冲击造成的背面损伤; 2. 衔条、加强筋等与复合材料蒙皮之间的脱粘 3. C型结构中内层蒙皮与蜂窝芯的脱粘、鼓包等

(下转第143页)

荧光板慢扫描成像系统和线阵列成像系统的成像方式是数字照相,没有实时成像功能,分辨率和图像质量都可满足相关标准要求,但受照相角度的限制,对方向性缺陷的检测不灵敏。

研制的自动 X 射线实时数字成像系统,具备实时成像和数字照相双重功能,动态灵敏度和分辨率都达到了相关标准要求,可提高对裂纹和未融合等危害性大的缺陷的检出能力。与此同时,检测过程的自动化使检测效率比慢扫描成像提高 2.6 倍,比线阵列提高 7.5 倍;而放射剂量约为慢扫描成像的 1/3,线阵列成像的 1/50。

小径管自动 X 射线实时数字成像技术在行业内的多家锅炉生产企业的实际应用,表现出良好的经济和社会效益,并已经获得国家专利授权。

5 结论

(1) 以高分辨率数字相机和图像增强器构成的数字图像增强器成像单元,是当前性价比最高的 X 射线探测器。

(2) 自动 X 射线实时数字成像技术将动态图像与积分图像进行同屏显示,将实时成像与数字照相的优点集于一身,能有效提高焊接缺陷的检出能力

(上接第 122 页)

检测等,都应防止对被检复合材料结构造成表面划伤或撞击等,避免破坏其完整性。视频孔探则可利用固定的螺栓孔、铆钉孔或内部油箱接口等部位插入探头。结构设计制造时,也可预留检测孔,为视频孔探提供通道。此外,也可利用冷、热空气或特定介质进行内部热激励,通过红外热像仪在外部进行穿透法检测。

上述应用方法主要是根据外场需求和实际研究而提出,除此以外,在保证可靠性的前提下,也可采用电子剪切散斑成像、X 射线法、声阻抗法和敲击法等方法进行检测。通过多种方法的交叉进行和相互验证,确保最终检测结果的可靠性,保证飞行安全。

5 总结

飞机复合材料结构对外部冲击极为敏感,尤其是起降过程中的跑道碎石和日常维护中的普通工具撞击等低能冲击即能造成复合材料的损伤,使其内部产生分层、基体开裂或纤维断裂等。上述损伤在外表面往往目视不可检,但其压缩承载能力却已大幅度下降(外表面目视勉强可检的冲击损伤可使其

和检测效率。

(3) 以数字图像增强器构成的实时成像系统动态图像的像质指数达到 JB/T 4730—2005 标准 AB 级要求,静态图像较标准要求提高一号像质指数。

(4) 以数字图像增强器构成的实时成像系统分辨率可达到 3.5 Lp/mm 甚至更高,超过 GB/T 19293—2003 标准规定的要求。

(5) 自动实时成像技术是提高图像质量和检测速度、降低放射剂量的有效手段,可在生产实际中推广应用。

参考文献:

- [1] 宋伟伟,张勇为,曲英华. X 射线实时成像系统在锅炉压力容器管材探伤中的应用[J]. 锅炉制造,2004,(1): 80—82.
- [2] JB/T 4730.2—2005 承压设备无损检测 第 2 部分: 射线检测[S].
- [3] GB/T 19293—2003 对接焊缝 X 射线实时成像检测法[S].
- [4] EN 13608—2001 Non-destructive testing[S].
- [5] ASME Boiler & Pressure Vessel Code(2001 Edition, 2002, 2003 Addenda) Section V, Article 2 Mandatory Appendix II -Real-time radioscopic examination[S].

压缩强度降为无损强度的 40%^[1])。冲击损伤会显著降低复合材料的静、动态载荷性能,严重时直接威胁飞机的飞行安全,引起突发事故,因此必须及时有效地进行早期检测和预报。

参考文献:

- [1] 姜波. 飞机检测与维修实用手册[M]. 吉林: 吉林科学技术出版社,2005.
- [2] 崔海波,温卫东,崔海涛. 复合材料层合板冲击损伤及剩余强度研究进展[J]. 材料科学与工程学报,2005,23(3): 466—472
- [3] 吴涤,郦正能,寇长河. 蜂窝夹芯叠层板的低速冲击损伤分析[J]. 北京航空航天大学学报,1999,25(1): 45.
- [4] 张子龙,程小全,益小苏. 复合材料冲击损伤及冲击后压缩强度的等效实验方法[J]. 实验力学,2001,16(3): 313—319.
- [5] 童明波,陈普会,曾建江. 低能量冲击损伤复合材料飞机结构的强度性能研究[J]. 航空学报,1998,19(2): 233—235.
- [6] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社,2001.