

红外热像检测在直升机维护中的应用研究

杨小林,代永朝,谢小荣
(空军第一航空学院,河南 信阳 464000)

摘要:复合材料损伤检测是目前直升机地面维护中急待解决的难题。根据直升机定检要求,应用红外热像检测技术对其旋翼桨叶和复合材料蒙皮进行检测研究。在外部热激励下,由于内部热传导过程的不同导致对应表面温度场分布不均,使得红外热图像能够清晰显示出复合材料构件的内部结构特征或损伤。该技术检测快速且可视化操作,能为修理或更换方案的制订提供直观的损伤影像和参考数据,在直升机日常和应急维护保障中的应用前景广阔。

关键词:红外检测;复合材料;直升机;地面维护

中图分类号:TN215 **文献标识码:**A

Application research of thermography testing in helicopter maintenance

YANG Xiao-lin, DAI Yong-chao, XIE Xiao-rong
(The First Aeronautical Institute of Air Force, Xinyang 464000, China)

Abstract: Composites damage test is a difficult problem in helicopter ground maintenance at present. According to rules of helicopter periodic inspection and repair, thermography testing was applied to detect low energy impact damage in rotor blade and composites skin in this paper. By heat stimulating outside, interior different heat exchange course makes different temperature distributing in corresponding surface, so infrared images can show clearly structure character and damage inside composites. This technique is quick and visual, it can provide intuitionistic damage image and referenced data for making repair or replacing plan, so it has wide applied prospect in daily and emergency maintenance of helicopter in service.

Key words: thermography testing; composites; helicopter; ground maintenance

1 引言

与常规方法相比,红外检测具有检测速度快、单向非接触检测、检测结果直观和定量分析等特点,非常适合于复合材料结构如机头雷达罩、机身蒙皮和复合材料气动构件等的在役原位检测,在国外军用和民用航空领域已得到了广泛应用^[1-3]。针对直升机复合材料蒙皮损伤的检测主要包括目视检查和敲击法等,尽管对复合材料超声波和声阻抗检测等方法的研究开展较早,但目前在外场原位检测方面仍缺乏先进方法和技术手段。为此,本文重点开展了将红外检测技术应用于直升机维护尤其是复合材料蒙皮损伤检测方面的研究。

2 检测对象

复合材料由于较高的比刚度、比强度,较好的减重和吸波性能,在直升机制造使用中已得到大量应用。以某型直升机为例,广泛采用了轻合金薄蒙皮的 NOMEX 蜂窝夹层结构以及 KEVLAR 纤维、玻璃纤维、碳纤维等高强度复合材料,机身蒙皮中复合材料所占比例已达 60%。

但由于层间强度低、横向性能差、抗压能力弱等

基金项目:国家自然科学基金项目(No. 10502035)资助。

作者简介:杨小林(1974-),讲师,硕士,专业方向为检测技术与自动化装置,主要从事飞机检测技术研究及设备研制。E-mail: yangxiaoling007@sina.com

收稿日期:2009-05-29

缺点,复合材料蒙皮在日常维护中常因维护工具碰撞、拆装过程中的撞击、人员粗暴踩踏等产生损伤,而在遂行应急任务如抗震救灾、营救人质或战斗人员输送等时,多在简易机场或野外起降,常因旋翼旋转带来的地面沙石或其他异物产生冲击损伤。上述损伤源多为低能量冲击,出现概率高,即使在冲击或撞击表面未留下任何痕迹,也会在结构内部形成局部的脱胶、分层或基体断裂等损伤,导致其抗压强度等力学性能大幅降低,具有极大的隐蔽性和危害性,直接影响直升机的飞行安全^[4-7]。

直升机日常维护要求机头罩、座舱盖、整流罩、旋翼桨叶、水平安定面和垂直安定面等复合材料构件表面应无凹坑、划痕、裂纹、腐蚀和磨损等损伤,而在定检时则要求重点检查全部胶接区域的分层、脱胶、裂纹、划伤和变形情况等,尤其是在冲击或撞击表面下的内部损伤,以防止突发故障的发生。

3 检测原理及设备

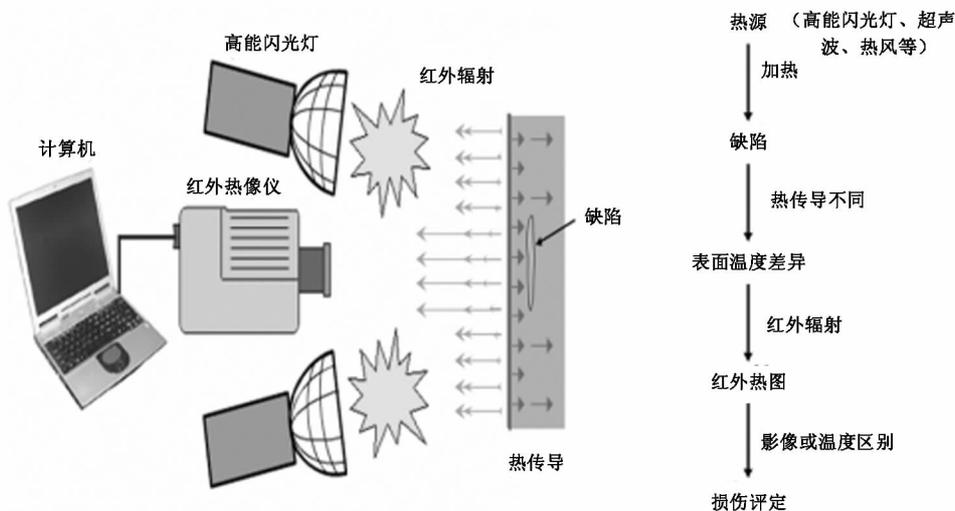


图1 红外无损检测技术原理示意图

3.2 设备组成

用于直升机复合材料蒙皮损伤检测的红外检测设备主要包括便携式电脑、热激励系统和热图像采集系统三个部分。便携式电脑控制硬件系统协调工作,同时作为应用软件运行平台并提供可视化操作界面。热激励系统主要包括脉冲闪光灯和供电电源,用于对被检材料进行外部主动加热,电源集成度高且热激励能量可调。热图像采集系统主要为红外热像仪,其将待测目标发射的不可见红外辐射转换为可见光图像。由于具有高速数据传输能力,因此可对损伤部位的红外热图像进行实时观察和采集。

检测系统应用软件在 VC++ 集成开发环境下

红外检测技术属于红外热成像视觉检测,其检测过程与被检材料的热扩散过程紧密相关。红外检测技术通过热激励源进行外部主动加热,当热量加载到试件表面时,热流注入试件并在其内部扩散。由于缺陷/损伤部位与基体材料热特性的不同,缺陷/损伤部位对热量的传递过程不同,其结果导致了材料表面温度分布不均,使得红外热图像中损伤部位的影像与正常部位的影像在明暗或色彩上产生明显的区别^[8-9]。

3.1 检测原理

直升机复合材料蒙皮红外检测基于材料的热辐射特性和表面温度场变化,在外部主动加热方式下,通过红外热像仪扫描记录蒙皮表面因内部损伤部位不同热特性导致的表面温度场变化过程,将待测目标发射的不可见红外辐射转换为可见光图像,由对应表面温差或影像变化特点来判别蒙皮内部存在的损伤,如图1所示。

编写,不仅能完成热像仪控制、热图像采集和热激励方式及时间的选择等功能,同时还能对所采集热图像进行进一步的综合处理和分析(损伤面积测量、损伤埋藏深度计算和温度-时间变化曲线等),最终得出分析结论和检测报告。

4 检测实例及分析

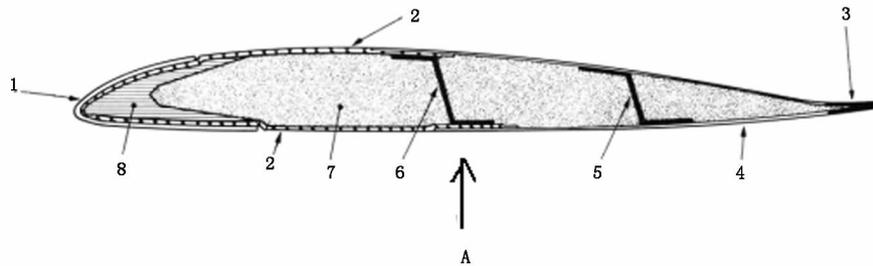
在某型直升机定检期间,采用前述红外检测设备对该型机的旋翼桨叶和座舱盖易损部位进行了检测。

4.1 旋翼桨叶前“Z”形梁部位检测

旋翼在工作时要承受强大的离心力和复杂多变的空气动力,是直升机上最大的承力部件,对直升机

旋翼的维护是保证直升机飞行安全的重要基础。直升机旋翼桨叶主要由大梁、蒙皮、桨根加强层、桨叶蒙皮支撑件(后“Z”形梁和前“Z”形梁)、聚氨酯泡

沫填料和平衡配重等部分组成,具体如图2所示。旋翼桨叶为变截面翼形结构,桨叶表面涂有聚氨酯保护漆。

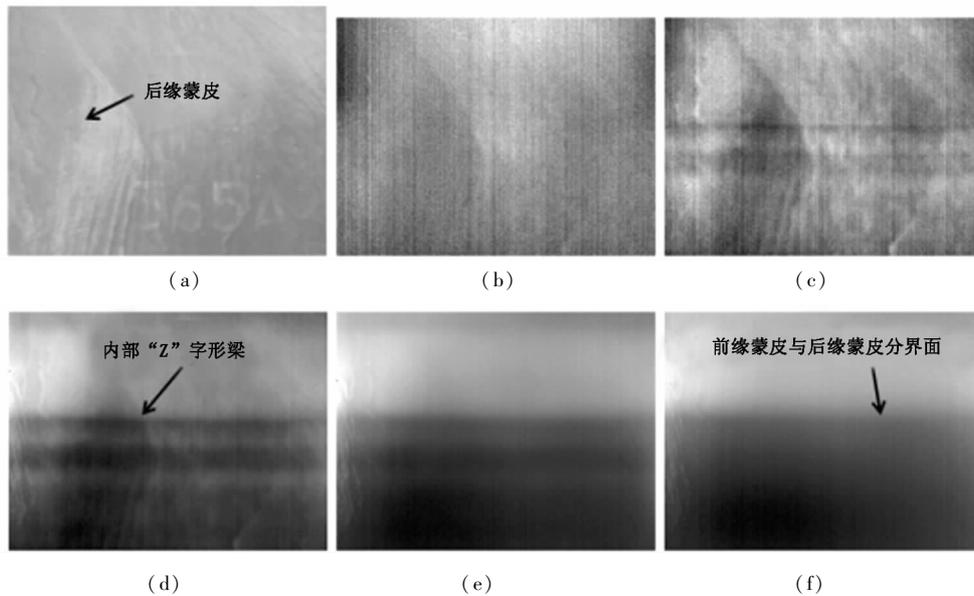


1 - 不锈钢前缘包片; 2 - 前缘蒙皮(玻璃纤维布和碳纤维布); 3 - 后缘条(玻璃纤维布);
 4 - 后缘蒙皮(玻璃纤维布和碳纤维布); 5 - 后“Z”形梁(玻璃布); 6 - 前“Z”形梁(碳纤维布);
 7 - 聚氨酯泡沫填充块; 8 - 桨叶大梁(玻璃纤维预浸带)

图2 旋翼桨叶截面示意图

检测位置如图2所示中的“A”。被检测部位表面可见光图如图3(a)所示,图3(c)、图3(d)都清晰显示出蒙皮下的“Z”字梁,如果出现局部分层或脱胶,则该部位热图将会出现明暗程度不同的情况。从图3(d)、图3(e)、图3(f)中均可看出,随着热传

导过程的深入,前缘蒙皮与后缘蒙皮之间由于厚度变化导致的温度场明显改变,前缘蒙皮和后缘蒙皮重合部位因为厚度大,热损失(热扩散)快,故前缘蒙皮和后缘蒙皮对应温度场有明显分界线,重合部位影像比单独的后缘蒙皮部位要暗,直至热平衡。



(a)可见光图;(b)、(c)、(d)、(e)、(f)分别为该检测部位的部分时序热图

图3 旋翼桨叶前“Z”形梁部位检测结果

4.2 座舱盖蜂窝夹芯结构检测

直升机座舱盖顶部为玻璃布蒙皮和 Nomex 蜂窝夹芯结构,日常对发动机和旋翼进行维护时机务人员经常在该位置上下和站立,长时间脚踏容易导致其面板与内部蜂窝芯脱胶,为此对该部位进行了检测。图4指出了具体的检测部位,其中部位1为机务人员经常脚踏和站立位置,部位2则较少脚踏和站立。

图5和图6是座舱盖顶部的红外检测结果,由左向右依次为热激励前、热激励初期和热激励一定时间后的红外热图。如图5(a)中较亮部位实际为蒙皮表面喷涂的防滑漆,在此之前复合材料蒙皮表面均喷涂有耐热保护漆,由于两种漆的热辐射特性(热发射率)不同,因此在自然状态下的红外热图特征不同,表现为明暗程度不同。由图5(b)、图5(c)可看出,随着热传导过程的深入,蒙皮下与蜂窝芯脱

胶部位逐步显现,与正常部位相比,该部位已无法辨别出完整的六边形蜂窝芯格。

由图6(b)、图6(c)可看出,部位2由于较少脚踏和站立,没有出现脱胶,正常区域的蜂窝芯结构轮廓显示清晰。蒙皮下蜂窝中心由于热量无法向深层传递,热量堆积,表面温度较高,相对较亮。而蜂窝芯格与蒙皮黏接较好,热量可沿蜂窝芯格壁向内部传递,吸热大于未黏接部位,导致表面温度较低,因此较暗,从而显示出完整的六边形蜂窝芯特征。

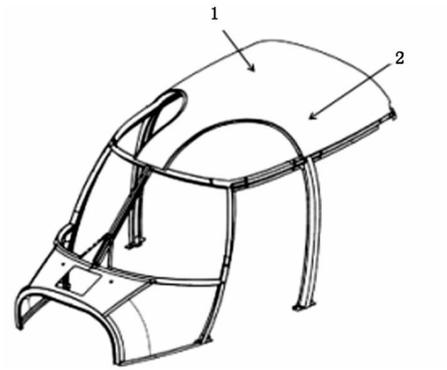
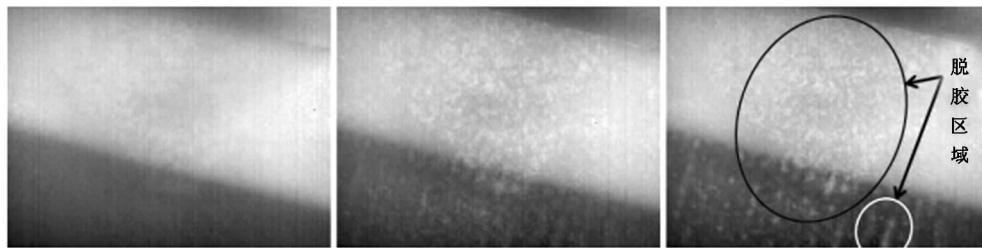


图4 座舱盖顶部检测示意图

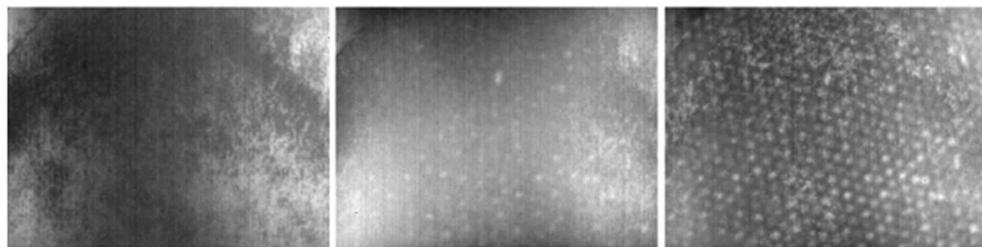


(a)热激励前

(b)热激励初期

(c)热激励一定时间

图5 座舱盖部位1红外检测部分时序热图



(a)热激励前

(b)热激励初期

(c)热激励一定时间

图6 座舱盖部位2红外检测部分时序热图

5 结论

应用结果表明,红外检测技术完全可用于直升机复合材料蒙皮损伤尤其是日常维护和野外起降过程中由于低能量冲击或撞击造成的内部分层、脱胶或基体断裂等的快速检查,通过损伤面积测量、埋藏深度测量等具体功能,可为损伤部位修理方案制订和修理后的质量检查等提供直观的内部浅层影像和准确的参考数据。该技术不仅可应用于直升机维护保障,也可用于其他各类飞机复合材料构件的损伤检测及修理工作中,为复合材料构件的日常和应急维护保障提供一种新手段,推广应用前景广阔。

参考文献:

- [1] 王迅,金万平,张存林,等. 红外热波无损检测技术及其进展[J]. 无损检测,2004,26(10):497-501.
- [2] Xun Wang. Pulse-echo thermal wave imaging of metals and composite [D]. Master Thesis, Wayne State Univ.

(Applied Physics,2001).

- [3] 姜波,等. 飞机检测与维修实用手册[M]. 吉林:吉林科学技术出版社,2005.
- [4] 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.
- [5] 吴涤,酆正能,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):45-48.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 李艳红,张存林,金万平,等. 碳纤维复合材料的红外热波检测[J]. 激光与红外,2005,35(4):262-264.
- [9] 张亚琴,郁标. 红外成像无损检测技术基本原理及其应用范围[J]. 上海地质,2002,4:47-52.