

飞机铝合金结构热损伤的涡流检测

唐继红 任吉林 余海涛

(南昌航空工业学院,江西南昌 330034)

谢小荣

(空军第一航空学院,河南信阳 464000)

摘要: 热损伤是事故飞机铝合金结构损伤的主要形式之一。通过分析热损伤过程中材料机械性能的改变与电导率数值变化之间的对应关系,探讨应用涡流电导率法测定飞机铝合金结构热损伤的可能性,可望在实际工程中得到推广应用。

关键词: 铝合金;热损伤;涡流检测;电导率

中图分类号: TG115.28 **文献标识码:** A **文章编号:** 1671-4423 (2005) 01-09-03

1 概述

热损伤是飞机结构损伤的主要形式之一,它是指飞机在运行过程中因受到撞击或燃油系统因各种故障引起漏油遇到高温或火源而起火造成的机体结构损伤。飞机结构热损伤不仅存在烧溶、起泡、变形等显而易见的外部损伤,而且还会因受热而引起强度、硬度、刚度、塑性等机械性能的变化。飞机结构的热损伤是引发严重飞行事故的隐患。因此,准确的确定飞机结构热损伤的部位和范围,是保障飞机正常维护与可靠修理,提高飞机出动率和运行安全的前提,一直是航空维护部门关注的研究热点之一。目前,飞机的结构材料仍然主要是铝合金材料。它们在热损伤过程中,组织及性能均会随热损伤温度、冷却时间的变化发生一系列的改变,这种变化类似于对合金进行退火、淬火、时效等热处理,从而引起铝合金结构材料机械性能发生变化。因此,长期以来,对飞机结构热损伤的检测方法主要有:硬度检测法(通过测量硬度确定结构的强度,从而判定热损伤程度及范围);金相分析法(通过金相实验分析材料的组织结构变化来确定热损伤)和色泽鉴别法(通过观察结构表面色泽的变化来粗略判断热损伤的位置和程度)等,上述方法有的速度慢、效率低;有的需要破坏结构、获取试片;有的则比较粗糙易产生误判或漏检等。因此,开发一种快捷、准确而有效的能适用于现场的飞机结构热损伤检验的无损检测方法显得十分

必要而迫切。

由于飞机铝合金结构材料在受到热损伤的过程中发生的组织结构及性能的变化,往往也会导致材料的电导率发生变化。而涡流检测技术可以准确实施金属导电材料导电性能的测定。为此,我们开展了应用涡流法,通过电导率的测试来进行飞机铝合金结构热损伤检测的研究。本文在系统介绍了飞机铝合金结构热损伤过程中组织性能的改变与电导率变化之间对应关系的基础上,探讨了应用电导率的测定来判定飞机铝合金结构热损伤部位及程度的方法与可行性,可望在实际工程检测中得到推广应用。

2 飞机铝合金结构热损伤特性

现代飞机的结构材料主要以铝合金材料为主,如 LY12硬铝、LC4超硬铝和 LY6等。其中 LY12和 LC4的主要组织成分如表 1 所示:

表 1 LY 12和 LC 4的主要成分

牌号	主要成分 (%)							余量
	铜 (Cu)	镁 (Mg)	锰 (Mn)	锌 (Zn)	铬 (Cr)	铝 (Al)		
LY 12	3.8	3.9	1.2~1.8	0.3	0.9			余量
LC 4	1.4	2.0	1.8~2.8	0.2	0.6	5~7	0.1	0.25 余量

通常,铝合金材料在经过热处理加工后,其机械性能会发生变化,一般退火使铝合金软化,淬火和时效使铝合金强化。并且,在一定的温度范围内,表现出材料的强度和硬度之间有一定的对应关系,或者说强度、硬度与加热温度及持续(或冷却)时间存在

一定的关系 因此,可以通过材料的硬度值来反映合金的强度变化。

飞机铝合金结构受到热损伤,虽然形式多种多样,但不同的受热温度、冷却方式或时间,引起铝合金材料的组织或性能发生变化的规律类似于经过热处理加工。其中,LY12热损伤后,材料的不同位置经历不同的温度后会形成有规律的温度场,其硬度变化如图 1 所示

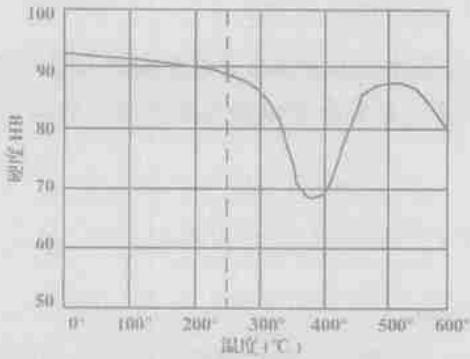


图 1 LY12热损伤硬度变化与温度的关系

飞机铝合金结构热损伤后机械性能的改变,同样也会导致材料的电导率发生变化。以 LY12(或 LY4)硬合金为例,分别进行热损伤模拟实验后再测量材料的电导率值。其实验方法与结果如下:

将 $80 \times 60 \times 4$ mm 的 LY12 试块在不同的温度下作恒温实验,在恒温炉中保温 10 min,然后空冷至室温后测量电导率值。实验数据见表 2,将实验数据进行曲线拟合,得出电导率与温度的关系如图 2 所示

表 2 LY12热损伤电导率变化与温度的关系

T(°C)	180	200	210	230	250	270	280	300	330	340	350	360
% IACS	31.1	31.2	31.0	32.2	31.1	32.7	32.7	32.3	32.6	39.9	40.4	41.1
T(°C)	370	380	390	420	450	480	500	520	540	560	580	600
% IACS	40.0	40.6	39.7	40.0	40.5	38.8	38.9	37.9	35.3	34.2	29.7	29.3

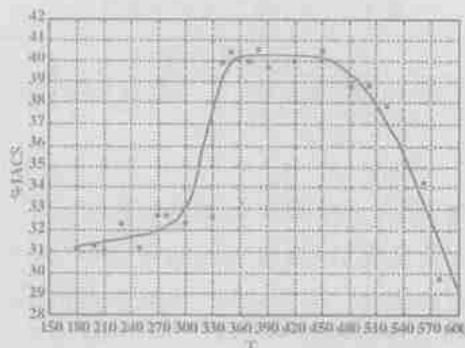


图 2 LY12热损伤电导率变化与温度的关系

由图可见,随着温度的升高,试件电导率的变化经历了几个阶段 其中,当试件处于 200°C 以下温度时,电导率值基本不发生变化;温度在 $200^{\circ}\text{C} \sim 270^{\circ}\text{C}$ 之间,测得的电导率值缓慢上升,变化很小,仅稍高于未受热损伤的电导率值;在 $270^{\circ}\text{C} \sim 360^{\circ}\text{C}$ 之间,电导率的数值变化很大;而在 $360^{\circ}\text{C} \sim 460^{\circ}\text{C}$ 之间的电导率出现了最大值,并且在这一阶段中,电导率的数值亦变化不大;超过 460°C 以后,电导率开始下降。

对照图 1 和图 2,可以发现,铝合金材料受热损伤后,其硬度——温度的变化曲线与电导率——温度的变化曲线有很好的对应关系 其中:

当温度 $< 200^{\circ}\text{C}$ 时,材料的组织结构基本不变,故材料的硬度与电导率均基本不变;

在 $200^{\circ}\text{C} \sim 280^{\circ}\text{C}$ 温度段,材料主要进行回复过程 虽出现回归转变,但组织变化不大,因而材料的硬度及电导率的变化也不大;

在 $280^{\circ}\text{C} \sim 360^{\circ}\text{C}$ 温度段,此时,材料主要进行再结晶,组织结构发生明显变化,从而引起材料的硬度显著下降,而反映到电导率的变化则为明显升高;

在 $380^{\circ}\text{C} \sim 460^{\circ}\text{C}$ 温度段,虽然材料的再结晶过程继续进行,但由于产生了固溶强化作用,表现为材料的硬度值随着温度的升高而升高,而电导率值则迅速达到最大值后,保持一段电导率的高平台,且随着温度的升高而电导率变化不大,仅略有下降。

当温度 $> 500^{\circ}\text{C}$ 后,材料出现过烧现象,晶粒变得粗大,晶界局部发毛,此时,材料的硬度显著降低,反映到电导率也迅速变小。

根据以上分析,可以得出结论:在评价飞机铝合金结构的热损伤时,由于材料的硬度值能很好的反映材料的强度变化,而材料的硬度值又与电导率值有较好的对应关系 因此,可以通过材料电导率值的测定来评价飞机铝合金结构的热损伤

3 应用试验

为了验证涡流电导率测定法在飞机铝合金结构热损伤检测中应用的可行性 我们在现场进行了实例检测的应用实验 如:某机场 $\times \times$ 号飞机在执行任务时,由于发动机吸入异物,造成左发动机一级压缩机叶片拉断,高速碎片飞出时击伤了油管及液压管,漏出的液压油被高温引燃造成了飞机失火,飞机紧急迫降到地面后及时补救。事故分析检查时,在结构

检测评估中主要是判断着火区主要受力件的热损伤程度

着火区受力部位为飞机机身的 XX 框及尾梁等。采用电导率测定法判定其热损伤程度,分别选定测量点见图 3 图 4 所示。

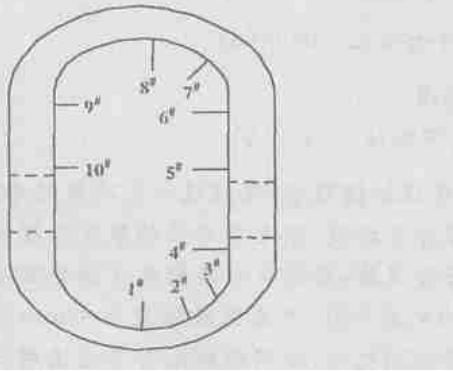


图 3 XX 框的测量点

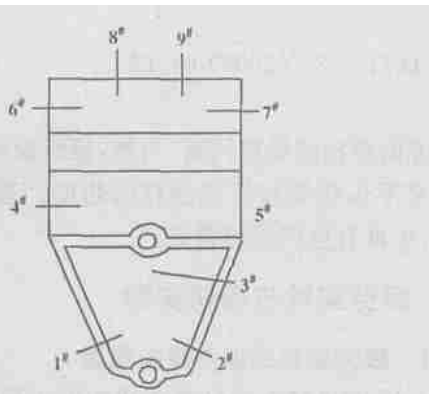


图 4 尾梁的测量点

采用美国 Nutrition NDT 涡流仪进行检测,测量结果分别见表 3 和表 4。由检测结果可以看出,对于 XX 框,所设定的火烧区与非火烧区各点的电导率值没有明显的差异,说明 XX 框基本上没有受到热损伤,或者说热损伤没有达到破坏性程度;对于尾梁,火烧区和非火烧区各点的电导率值有明显的差异,其中,火烧区 5 6 7 8 9 点的电导率值迅速升高,且趋于高平台,可以判断尾梁此处已严重热损伤。

表 3 XX 框测量点的电导率值

测量点	1	2	3	4	5	6
数值	33.1	32.1	32.5	32.7	33.1	33.4
测量点	7	8	9	10	11	12
数值	33.2	32.5	32.8	32.7	32.6	32.5

表 4 尾梁测量点的电导率值

测量点	1	2	3	4	5	6	7	8	9
数值	33.7	32.8	35.4	37.8	38.4	39.5	39.4	40.1	40.2

为了验证电导率测定的准确性,采用福赛特公司的里氏硬度计进行复查。检测结果如表 5 表 6 所示。其中,XX 框各点的硬度值变化不大,而尾梁 6 7 8 9 各点的硬度值明显下降,说明 XX 框基本没有热损伤,而尾梁已受到热损伤。由此证明,应用电导率测定来判断飞机铝合金的热损伤是完全可行的。

表 5 XX 框测量点的里氏硬度值

测量点	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
数值	88	89	88	86	87	88	89	86	85	87	88	89

表 6 尾梁测量点的里氏硬度值

测量点	1	2	3	4	5	6	7	8	9
数值	89	88	86	84	83	79	76	75	74

4 结论

本文研究了运用涡流电导率测定的方法来确定飞机热损伤范围和程度的无损检测技术。在分析了飞机铝合金结构受到热损伤后机械性能发生变化,以及反映这种变化的硬度值与材料的电导率之间有着良好的对应关系的基础上,通过现场实例检测探讨了涡流电导率测定法在飞机铝合金结构热损伤检测中应用的可行性,可望在实际工程检测中得到推广应用。

参考文献:

- [1] 任吉林. 电磁无损检测, 航空工业出版社, 1989. 10
- [2] 张宝昌. 有色金属及热处理. 西北工业大学, 1992. 6
- [3] 望祝堂, 田荣璋. 铝合金及其加工手册. 中南工业大学出版社, 1988. 8
- [4] 许可北. 涡流法测量铝合金电导率. 无损检测, 1996. 4
- [5] L. Lu, M. O. Lai. Influence of mechanical alloying on precipitation in aluminium alloy, 1993. Vol. 3 No. 6
- [6] P. Heinrich. Aging of Aluminium-Based Alloys. Foundry management & technology. 1998. Vol. 126, No. 10
- [7] V. V. Bryukhovetsky, R. I. Kuznetsova. HIGH-Temperature Superplasticity of Matrix Aluminium-Based Alloys. 1999. Vol. 21, No. 5