

涡流电导率法检测飞机结构烧伤的试验研究

周志平^{1,2} 周志雄¹

(1 湖南大学机械与汽车工程学院,长沙 410082)

(2 空军航空维修技术学院,长沙 410082)

文 摘 基于某烧伤战机的实际检测需要,选用 LC4CS及 LY12CZ铝合金为试验材料进行烧伤模拟试验,对材料在不同温度下的力学性能与电导率的关系进行了分析。试验结果表明,热处理强化后的铝合金受热损伤之后,强度和电导率随温度不同都有突变现象,二者温度变化区间接近,且电导率的变化稍微超前,因此,用电导率检测法来界定烧伤范围和烧伤程度比硬度检测法更安全。应用结果表明,涡流电导率法可以准确、快速确定飞机结构热损伤的范围和程度,能够为烧伤战机的抢修提供可靠的理论依据,对构件不会造成任何破坏,成本低、效率高,这对于飞机修理厂修理热损伤构件有着广泛的应用前景。

关键词 飞机结构,烧伤,电导率,涡流检测

Study on Burned Aircraft Structure by Eddy Current Testing

Zhou Zhiping^{1,2} Zhou Zhixiong¹

(1 College of Machinery and Automobile Eng, Hunan University, Changsha 410082)

(2 Air Force Aeronautical Service Technical College, Changsha 410082)

Abstract In view of the practical test demand for some burned battle aircraft, simulated experiments aiming at two materials—LY12CZ and LC4CS are carried out. The relationship of mechanical performance and electric conductivity at different temperatures are studied. The experiment indicates that after aluminum alloy is heated, sudden changes of strength and electric conductivity will occur as temperature is changed, and moreover, the change interval of temperature is close and the change of electric conductivity occurs somewhat in advance, the electric conductivity tends to be safer than the current hardness testing method. The application result shows that the burned range and degree of the aircraft can be defined accurately with the electric conductivity, and this can provide a dependable theoretic basis for repairing the burned aircraft. The test method of electric conductivity enjoys a lot of advantages, for instance, without destructing components, with lower cost and higher efficiency, this method offers a broad prospect in applying, in testing burned components in aircraft service factories.

Key words Aircraft structure, Burn, Electric conductivity, Eddy current testing

1 引言

飞机烧伤是指飞机被武器击中,或飞机燃料系

统损伤漏油遇到火源而起火所造成的飞机损伤^[1]。

烧伤是事故飞机和战伤飞机结构损伤的主要形式之

收稿日期:2004-04-05;修回日期:2005-04-04

作者简介:周志平,1966年出生,副教授,主要从事机电一体化的教学及科研工作

一,这种损伤无论在地面还是在空中均时有发生,特别是在战时,飞机烧伤更为常见。在烧伤飞机的修理中,一般来说,凭肉眼就能判断出的烧伤不需要进行检测,如材料开始熔化出现孔洞,四周出现塌边;材料已经膨胀变形、局部起泡;构件因受热不均而变形过大;局部产生可见裂纹等等。但有些构件的近表面或内部组织是否烧伤却难以从外观做出判断。因为结构热损伤不仅存在烧熔、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、塑性等力学性能的变化,而这不是目视所能判断的,如果得不到准确的检测和修理,将埋下严重的安全隐患。目前在结构热损伤修理中面临的首要问题是如何准确确定热损伤部位和范围。尤其对框、梁等重要承力结构是否烧伤的判断,是制定飞机修理工艺和实施快速抢修的关键。因此对烧伤飞机进行检测研究,具有重要的国防意义和现实意义。

目前,在国内飞机修理厂,对飞机烧伤的检测判断,常用的检测方法主要有以下三种:色泽检测法、硬度测定法和金相法。在实际操作中,这些方法有时被独立使用,有时混合起来使用,其中应用较多的是硬度法和金相法。

硬度测定法是以硬度的变化来界定构件是否烧伤,其检测依据是:金属材料由于局部受热,会影响其力学性能,特别是在严重烧伤区,材料的硬度、强度会显著降低。但硬度检测法有时必须破坏零件,有时受零件形状、质量及材料表面状态的限制,检测方法烦琐。

金相法是利用显微镜对材料进行显微组织的检查,这种方法最为准确,但必须挖取试片,从而对构件造成破坏,所以金相法只适用于那些能挖取试片的部位进行检测,如飞机蒙皮等。

色泽检测法是根据飞机材料在不同受热条件下,其颜色和光泽按照一定的规律变化这一原理来进行烧伤的判断^[1]。如对飞机蒙皮烧伤的检测:当 $t < 200$ 时,颜色基本不变;当 $t > 200$ 时呈柠檬色,当 $t > 250$ 时由金黄色转为焦黄色; $t > 400$ 漆层开始烧毁。该方法比较直观,但有时材料的颜色变化是渐进的,容易发生人为的判断误差。

由上可以看出,这些传统检测方法都存在一些缺点,且无法实现现场原位检测的要求,效率很低,而涡流电导率检测法则可避免上述缺陷。

2 涡流电导率检测法的基本原理

当载有交变电流的检测线圈靠近烧伤区构件时,由于线圈磁场的作用,构件中会感生出涡流,其大小、相位及流动形式受到构件性能(如存在电导率变化、裂纹)的影响;而交变的涡流又会产生反作用磁场,使得检测线圈的阻抗和电流发生变化。因此,测定线圈阻抗和电流的变化,就可得出构件烧伤的情况^[1]。电导率是由金属中的自由电子在正离子晶格点阵中的运动状况决定的,其大小取决于金属晶格点阵中散射电子的能力及散射源的密度^[2~3]。电导率对点缺陷密度的变化很敏感,而热损伤造成的显微组织变化对材料的电导率影响最大。不同组织状态对电子散射作用不同,特别是组织中的固溶体有序化后,晶体离子势场呈对称分布,电子散射率会大为降低,电导率明显上升。材料的点缺陷密度和组织状态与材料经历的热过程是密切相关的,因此可以通过对材料电导率的测量来分析材料的热损伤^[4~6]。涡流电导率检测法通过电磁感应的原理,将电导率数值化地表现出来,从而间接地判定材料是否烧伤,具有操作方便、高效、准确等优点,对材料不会造成任何损伤,所以在对飞机重要构件的检测中具有特殊的优越性。

本文选用飞机上常用的 LC4CS、LY12CZ 两种材料进行烧伤的模拟试验,结合强度、电导率与温度的变化规律,总结出用涡流电导率法检测飞机结构烧伤的可行性。

3 烧伤试验

各取 13 块 LC4CS 及 LY12CZ 材料按 GB 6397—86 制备成矩形拉伸试样 ($b = 1.5 \text{ mm}$),分别置于 $150 \sim 600$ 温度下,炉中保温 5 min 后,出炉空冷;各试件冷却至室温后,分别测试其强度、硬度和电导率,并对各试件在不同温度下的显微组织进行观察,同时观察其颜色的变化情况。电导率试验采用 Centurion NDT (EM—150) 电导率测试仪;强度试验采用 DY—30 型万能材料试验机,按 GB 228—87 进行;硬度试验采用 HB—3000 硬度计。

4 试验结果分析

4.1 温度对强度的影响

试件的强度与温度的关系曲线见图 1。由图 1 可以看出:铝合金试件的强度随温度变化显著。对于 LY12CZ 试件,保温时间为 5 min,当温度 300

时,强度基本不变,能满足使用要求(强度标准值 406 MPa);温度在 350、400 时强度明显低于标准值,不能使用;温度在 400~500 时强度有所回升,温度高于 500 时强度大大降低。对于 LC4CS 试件,当温度 200 时强度基本不变;加热到 250 时,强度下降,但满足使用要求(强度标准值 480 MPa);当温度超过 250 时,强度迅速降低;温度为 300~400 时强度均低于标准值;温度为 450~500 时强度有所回升,但仍然低于标准值,温度高于 500 时强度迅速降低。可以看出,材料 LC4CS 对温度更为敏感。

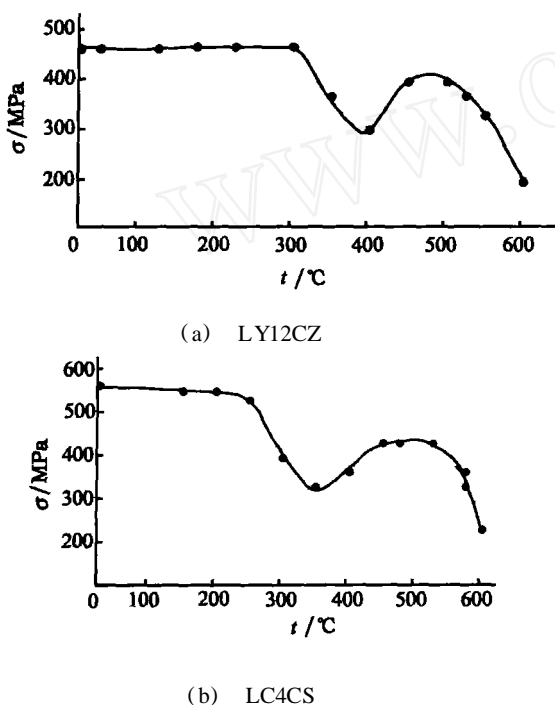


图 1 两种试件强度与加热温度关系曲线

Fig 1 Dependence of temperature and strength of two samples

4.2 温度对电导率的影响

试件的电导率值与加热温度的关系曲线见图 2。由图 2 可见:两种铝合金的电导率参数随温度变化而变化。当温度 <250 时,材料内部组织结构基本不受影响;电导率变化平缓(此时强度也基本不变);LY12CZ 在 250~350、LC4CS 试件在 250~300 情况下,材料中的点缺陷显著减少,电导率陡升;LY12CZ 试件在 350~400、LC4CS 试件在 300~350 情况下,由于材料点缺陷继续减小,以及材

料组织开始变化,促使电导率继续上升,而后,点缺陷不再变化,电导率变化又趋向平缓;LY12CZ 试件超过 450、LC4CS 试件超过 400,材料将发生再淬火,二次淬火使材料中的点缺陷密度重新增加,因而电导率开始下降;以后再增加温度时,由金相组织可以发现,材料已出现复熔球、晶界变粗等过烧现象,因而,电导率开始快速下降。

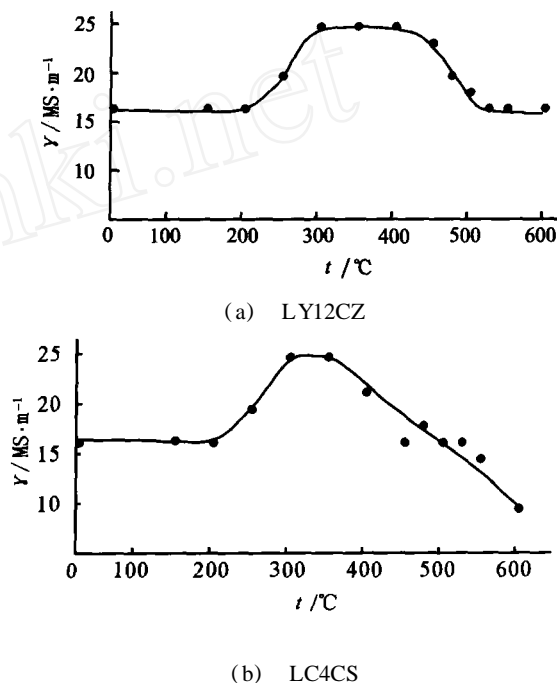


图 2 两种试件电导率与加热温度关系曲线

Fig 2 Dependence of temperature and conductivity of two samples

两种铝合金试件的强度和电导率随温度不同都有突变现象,如根据上述试验,LY12CZ 及 LC4CS 两种铝合金强度值显著降低时,电导率值显著上升。温度变化区间接近,且电导率的变化稍微超前。因此,以电导率突变区来界定烧伤范围比目前的硬度检测法以硬度突变区来界定,要偏于安全。

将电导率—温度的关系曲线与强度—温度关系曲线结合起来,可以发现:在不同的温度段可以对应于相近的电导率值和强度值。如果将电导率值与强度值结合起来,它们的值却是唯一的。但由于目前还缺乏相应的电导率检测标准,所以在用涡流电导率法判断飞机构件的烧伤范围时,可以采用电导率

相对变化率或增量来判断。

检测被烧飞机构件,可以通过被测构件热影响区与非热影响区的电导率进行比较测量来评定热损伤程度。即以电导率是否变化为思路,选取多个测量点进行测试,找出火烧区和非火烧区,同时检查是否有过渡区。若火烧区和非火烧区电导率值有明显差异,说明构件的强度已明显下降,可以判断为烧伤,不能继续使用;若火烧区和非火烧区的电导率相同,但两区之间有一过渡区,若其过渡区的电导率发生变化(有明显峰值),则也可以判断构件已烧伤;检测时,根据每个部位的实际火烧情况,确定多个合理的电导率测量点,以进行对比检查。由于铝合金的电导率随温度并不是呈单调变化的,因此,可以从未烧伤区开始,碰到的第一个突变点即为烧伤边界点。

5 电导率检测应用实例

某型号飞机烧伤后,其多个重要构件的表面有明显烟熏火烧的痕迹,但这些构件的内部组织是否已被烧伤还不能完全肯定。构件的示意图分别见图3及图4。电导率检测结果分别见表1、表2。

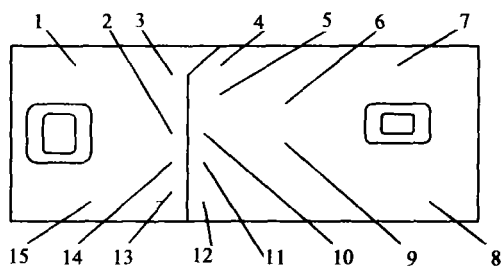


图3 构件一电导率测量点示意图

Fig 3 Testing point of conductivity for part one

2, 3, 4, 5, 10, 11, 12, 13, 14是火烧区; 1, 6, 7, 8, 9, 15是非火烧区。

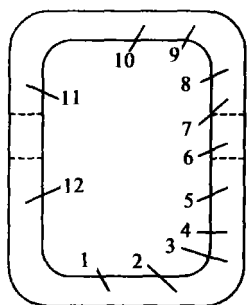


图4 构件二电导率测量点示意图

Fig 4 Testing point of conductivity for part two

3, 4, 5, 6, 7, 8是火烧区; 11, 12是非火烧区; 1, 2, 9, 10是过渡区。

表1 构件一各测量点的电导率值(对应于图3)

Tab 1 Conductivity data of part one for every testing point

测量点	/	测量点	/	测量点	/
	$MS \cdot m^{-1}$		$MS \cdot m^{-1}$		$MS \cdot m^{-1}$
1	21.40	6	21.52	11	19.26
2	19.31	7	21.52	12	19.19
3	19.26	8	21.40	13	19.26
4	19.26	9	21.34	14	19.19
5	19.26	10	19.19	15	21.52

表2 构件二各测量点的电导率值(对应于图4)

Tab 2 Conductivity data of part one for every testing point

测量点	/	测量点	/	测量点	/
	$MS \cdot m^{-1}$		$MS \cdot m^{-1}$		$MS \cdot m^{-1}$
1	0.57	5	0.56	9	0.56
2	0.57	6	0.56	10	0.56
3	0.57	7	0.56	11	0.56
4	0.57	8	0.56	12	0.57

由表1可以看出:非火烧区各点的电导率值非常接近,而火烧区与非火烧区的电导率值却有明显的梯度。根据上述烧伤模拟试验的结果知道:若火烧区和非火烧区电导率值有明显差异,说明构件火烧区域的强度已明显下降,因此可以判断该构件不能继续使用。

由表2中的数值可以看出:火烧区、非火烧区及过渡区的电导率值基本一致,没有明显的差异。根据烧伤模拟试验结果,可以判断该构件不存在过烧现象,可以继续使用。

6 结论

(1)铝合金材料的强度及电导率随温度变化显著。对于火烧飞机构件而言,构件各部位烧伤的轻重程度主要决定于该部位所受温度的高低。

(2)模拟烧伤试验结果表明:热处理强化后的铝合金受热损伤之后,其强度和电导率随温度不同都有突变现象,温度变化区间接近,且电导率的变化稍微超前。因此,应用电导率检测法来界定飞机烧伤构件的烧伤范围和烧伤程度比目前的硬度检测法更偏于安全。

(3)具体应用涡流电导率法进行烧伤检测时,可以通过被测构件热影响区与非热影响区和的电导率进行比较测量来评定热损伤程度。即以构件各区

域的电导率是否变化为思路,选取多个测量点进行测试,若火烧区和非火烧区电导率值有明显差异,说明构件的强度已明显下降,可以判断构件已烧伤,不能继续使用;若火烧区和非火烧区的电导率相同,但两区之间有一过渡区,若过渡区的电导率发生明显变化(有明显峰值),则也可以判断构件已烧伤。

(4)应用结果表明:涡流电导率法可以准确、快速确定飞机结构热损伤的范围和程度,能够为战机抢修提供可靠的理论依据,对构件不会造成任何破坏,成本低、效率高,这对于飞机修理厂修理热损伤构件有着广泛的应用前景。需要注意的是:由于目前缺乏相应的电导率检测标准,笔者建议,为保证检测的安全与可靠,除采用涡流电导率法外还需与硬度等检测方法相结合,以相互补充和印证。

由于条件的限制,本试验仅对厚度为 1.5 mm 的 LY2CZ、LC4CS 两种金属材料进行了不同温度、保温 5 min 的烧伤模拟试验。还可将试验扩大到其

他金属材料的烧伤检测研究上,再进一步扩展到飞机常用金属材料烧伤检测规范的研究上,使各种导电材料的电导率验收极限值有标准可循。

参考文献

- 1 许占显.飞机蒙皮烧损伤检测.无损检测,1998;20(10):294~296
- 2 关伟平.LY12铝合金热处理工艺、电导率和机械性能关系的实验研究.航空工艺技术,1998;21(4):34~36
- 3 任吉林.涡流检测技术近20年的进展.无损检测,1998;20(5):121~128
- 4 侯日立.飞机铝合金烧伤检测方法研究.无损检测,2001;23(12):518~519
- 5 崔忠圻.金属学与热处理.北京:机械工业出版社,1988:201~202
- 6 Roper F. A high frequency eddy current method for the thickness measurement of thin metallic foils using ferrite-core transmission. NDT—E International, 2000; 33(3): 163~172

(编辑 吴坚)

(上接第 46 页)

4 结论

焊接工艺对克服铍材焊接裂纹的形成具有重要作用,选择合适的焊接参数可减少裂纹的产生,但其作用有限,不能从根本上消除裂纹,焊前预热及焊后缓冷对抑制铍材焊接裂纹作用更为显著,预热温度根据焊缝的深度而改变,随着焊缝深度增加预热温度相应增加。光斑直径越小,铍材熔化量越小,铝含量越高,铍焊缝抗裂纹能力越好。

参考文献

- 1 Harries D R. Welding techniques for the rarer metals Nuclear Power, 1958; 3(5): 219~221
- 2 Gilliland R G. Fusion welding end caps in beryllium tubes Welding Journal, 1963; 42(1): 29s
- 3 Passmore E M. Fusion welding of beryllium. Welding Journal, Research Supplement, 1964; 43(3): 116s
- 4 Brundige E L. Welding of beryllium. Welding Journal, Research Supplement, 1959; 38(10): 410s
- 5 Hauser D. Electron beam welding of beryllium. Weld-

ing Journal, Research Supplement, 1967; 46: 525s

- 6 Hicken G K. Joining beryllium by electron beam braze welding technique. Welding Journal, Research Supplement, 1967; 46(12), 541s
- 7 Perkins M A. Electron beam braze welding of beryllium. USDOE Y - 2138, 1978
- 8 Dixon et al. Method for welding beryllium. The United States 5 615 826, 1997
- 9 秦有钧.铍的激光束焊接相关问题.四川:中国工程物理研究院,2000:4~5
- 10 Lingenfelter A C et al. Laser welding of a beryllium/tantalum collimator. CONF - 8504128 - 4, 1985
- 11 Hill M A. Beryllium weldability. DE 90 014 696, 1990: 3~4
- 12 张鹏程,何立峰等.铍的高温力学性能研究.四川:中国工程物理研究院,1995:2~3

(编辑 任涛)