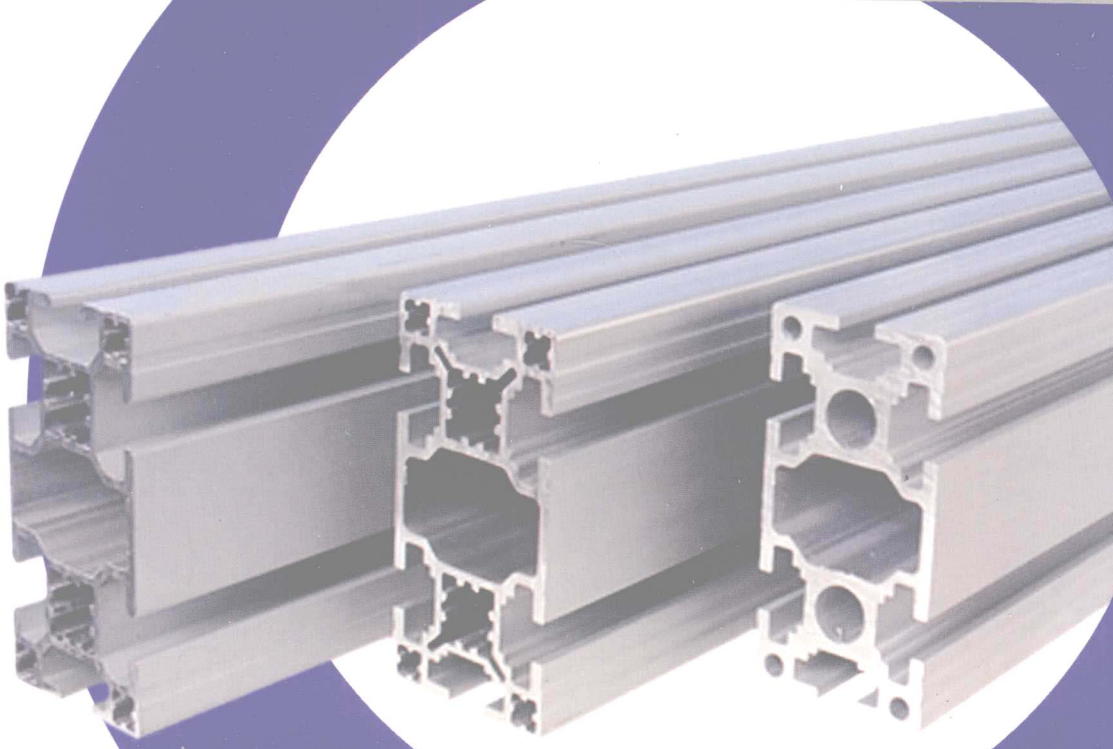


铝合金构件热损伤涡流电导率检测技术

陈勇 著

北京理工大学出版社
BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

需要全本请访问 www.ertongbook.com

V267
285
1

铝合金构件热损伤涡流电导率检测技术

陈　勇　著

北京理工大学出版社
BEIJING INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

内 容 简 介

本书以飞机常用铝合金构件材料 LY12CZ、LC4CS、1Cr18Ni9Ti 为对象，结合作者的理论和实践研究工作，系统地介绍了 LY12CZ、LC4CS、1Cr18Ni9Ti 材料的热损伤检测技术和应用方法。本书讨论的中心问题是应用涡流电导率法准确、快速检测热损伤构件热影响区的范围和热损伤程度，以此为飞机抢修提供可靠的理论依据，也使飞机热损伤的检测方法更加科学、完善。主要内容包括：热损伤飞机检测修理现状、检查飞机事故的一般程序、基于某热损伤战机的检测任务、热损伤飞机的无损检测方法选择、某热损伤战机重要承力件的检测方法、飞机结构件热损伤模拟试验及试验结果分析、单片机控制技术、飞机铝合金结构热损伤检测仪硬件系统设计、飞机铝合金结构热损伤检测仪软件设计、样机试验和试用、涡流电导率检测法在某热损伤战机中的应用。

本书可作为高等院校有关机械类学生、工厂科研技术人员学习参考书，也可作为企业技术人员飞机现场检测指导用书。

版权专有　侵权必究

图书在版编目（CIP）数据

铝合金构件热损伤涡流电导率检测技术 / 陈勇著. —北京：北京理工大学出版社，2008.6

ISBN 978-7-5640-1635-7

Ⅰ. 铝… Ⅱ. 陈… Ⅲ. 铝合金-飞机构件-热损伤-检测 Ⅳ. V267

中国版本图书馆 CIP 数据核字（2008）第 087593 号

出版发行 / 北京理工大学出版社
社　　址 / 北京市海淀区中关村南大街 5 号
邮　　编 / 100081
电　　话 / (010)68914775(办公室)　68944990(批销中心)　68911084(读者服务部)
网　　址 / http: // www. bitpress. com. cn
经　　销 / 全国各地新华书店
印　　刷 / 保定市中画美凯印刷有限公司
开　　本 / 787 毫米×1092 毫米　1/16
印　　张 / 15
字　　数 / 349 千字
版　　次 / 2008 年 6 月第 1 版　　2008 年 6 月第 1 次印刷
印　　数 / 1～3000 册　　责任校对 / 申玉琴
定　　价 / 35.00 元　　责任印制 / 周瑞红

图书出现印装质量问题，本社负责调换

前　言

热损伤是事故飞机和战伤飞机结构件损伤的主要形式之一。准确界定热损伤范围和热损伤程度，尤其对框、梁等重要结构件是否热损伤的判断，是制定修理方案的关键。长期以来，对于飞机结构件的热损伤范围和热损伤程度的判断，一直是航空维修企业所关心的问题，很多研究人员对此作了大量的工作。在早期，对于飞机构件的热损伤判断主要靠目视、放大镜、手摸等简单方法检查。后来，结构越来越复杂的飞机对安全可靠性提出了更高的要求，单纯靠目视等简单手段已经满足不了检测的要求，而只能作为检测结果的参考。当前，国内对热损伤飞机检测的常用方法主要有 4 种，即色泽检测法、硬度测定法、金相检测法和类比法。但这些传统的检测方法，存在需要取样而对构件造成破坏，或者测量精度不高等缺点，严重影响了整架飞机的维修时间，而且使维修费用大幅度增加。为了满足国内航空修理厂修理热损伤飞机的迫切需要，有必要寻求一种方便、快速的检测手段。本书基于某热损伤飞机的实际检测需要，提出了以电导率作为检测参数，对构件热损伤的损伤范围及损伤程度进行检测。

本书的主要研究内容包括以下几个方面：对热损伤飞机进行温度场分析及目视检查分析；对重要承力件进行硬度检测；选用飞机常用的三种材料 LY12CZ、LC4CS、1Cr18Ni9Ti 进行热损伤模拟试验，将这三种材料按 GB 6397—1986 制备成标准试样，在规定的温度下加热，保温 5 min 后放入空气中自然冷却，对冷却后的材料进行观察、检测和分析；检测材料在不同温度下的极限强度、硬度、电导率值，观察材料的颜色变化及微观组织；对不同温度下的电导率与机械性能的关系进行了分析；探讨应用电导率检测技术的探伤方法；用电导率检测技术对某热损伤飞机的几个重要承力件进行检测。

试验结果表明，材料的机械性能与电导率值有明显的函数关系，尤其是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，温度变化区间接近，且电导率的变化稍微超前。因此，电导率检测法以电导率突变区来界定热损伤范围比目前的硬度检测法更偏于安全。由于目前缺乏相应的电导率检测标准，具体应用时可以采用电导率相对变化率或增量来判断，检测从未热损伤区开始，碰到的第一个临界点即为热损伤边界点。

应用结果表明，涡流电导率法检测飞机结构热损伤可以准确、快速确定热影响区的范围，能够为飞机抢修提供可靠的理论依据，这也使飞机热损伤的检测方法更加完善。

总之，电导率检测法不会对构件造成任何破坏，成本低，效率高，这对于航空修理厂检测热损伤构件方面有着广泛的应用前景。

本书所介绍的内容大多是近期发展起来的，所研究的内容得到了湖南省教育厅科研项目和空军航空维修技术学院科研项目的资助，并得到了中南大学博士生导师蒋炳炎教授、湖南大学博士生导师周志雄教授的悉心指导，以及许多同行的支持和帮助，在此一并致以深深的谢意。

本书内容遗漏和错误难免，敬请批评指正。

作　者

目 录

第一章 绪论 …… (1)
1.1 概述 …… (1)
1.2 热损伤飞机检测修理现状 …… (4)
1.3 国内外军工企业飞机热损伤构件的检测现状与水平 …… (5)
1.4 国内外应用涡流电导率检测技术的理论研究现状与水平 …… (9)
1.5 本章小结 …… (11)

第二章 检查飞机事故的一般程序 …… (13)
2.1 现场调查 …… (13)
2.2 残骸分析 …… (14)
2.3 故障再现 …… (15)
2.4 综合分析，作出结论 …… (15)
2.5 飞机失火现场分析实例 …… (15)
2.6 本章小结 …… (17)

第三章 基于某热损伤飞机的检测任务 …… (18)
3.1 某飞机热损伤原因及损伤情况 …… (18)
3.2 热损伤飞机的检测任务 …… (20)
3.3 修理损伤飞机应遵循的基本原则 …… (21)
3.4 某热损伤飞机修理工艺流程及修理周期安排 …… (22)
3.5 热损伤飞机目视检查分析及温度场分析 …… (24)
3.6 分析与讨论 …… (25)
3.7 本章小结 …… (25)

第四章 热损伤飞机的无损检测方法选择 …… (27)
4.1 无损检测 …… (27)
4.2 超声检测 …… (29)
4.3 射线检测 …… (39)
4.4 磁粉检测 …… (42)
4.5 渗透检测 …… (48)
4.6 激光全息照相检测 …… (53)
4.7 红外检测 …… (57)
4.8 声振检测 …… (60)
4.9 声发射检测 …… (65)

需要全本请访问 www.ertongbook.com

4.10 微波检测 …… (72)
4.11 本章小结 …… (75)

第五章 某热损伤飞机重要承力件的检测方法 …… (77)
5.1 布氏硬度及里氏硬度的试验原理 …… (77)
5.2 热损伤构件硬度测试及分析 …… (78)
5.3 概述 …… (83)
5.4 涡流检测的物理基础 …… (85)
5.5 涡流阻抗分析法 …… (89)
5.6 涡流检测设备 …… (107)
5.7 涡流检测方法 …… (130)
5.8 涡流检测在航空维修中的应用 …… (135)
5.9 本章小结 …… (140)

第六章 飞机结构件热损伤模拟试验及试验结果分析 …… (142)
6.1 飞机铝合金结构热损伤特性研究 …… (142)
6.2 铝合金加热后的组织及性能变化 …… (144)
6.3 材料选择 …… (147)
6.4 模拟热损伤试验方案设计 …… (148)
6.5 检测方法 …… (150)
6.6 强度测试及分析 …… (151)
6.7 硬度测试及分析 …… (155)
6.8 金相组织观察及分析 …… (159)
6.9 颜色变化及分析 …… (164)
6.10 电导率测试及分析 …… (166)
6.11 本章小结 …… (170)

第七章 单片机控制技术 …… (171)
7.1 单片机概述 …… (171)
7.2 MCS－51 单片机的组成 …… (172)
7.3 单片机的开发设计原则 …… (175)

第八章 飞机铝合金结构热损伤检测仪硬件系统设计 …… (177)
8.1 系统组成电路设计 …… (177)
8.2 主要技术问题及解决办法 …… (191)

第九章 飞机铝合金结构热损伤检测仪软件设计 …… (193)
9.1 存储器的结构及运行操作 …… (193)
9.2 主要功能模块及流程 …… (196)

9.3 主要器件的软件设计 …… (200)

第十章 样机试验和试用 …… (208)
10.1 试验和试用情况 …… (208)
10.2 与军内外同类设备的性能比较 …… (209)

第十一章 涡流电导率检测法在某热损伤飞机中的应用 …… (211)
11.1 测试范围及被测构件的确定 …… (211)
11.2 电导率检测思路 …… (212)
11.3 检测仪器 …… (212)
11.4 检测步骤及注意事项 …… (212)
11.5 重要承力件的电导率检测结果及分析 …… (212)
11.6 本章小结 …… (218)

附录 A 试件在不同温度下的金相组织图片 …… (219)
A.1 LY12CZ 试件在不同温度下的金相组织图片 …… (219)
A.2 LC4CS 试件在不同温度下的金相组织图片 …… (220)
A.3 1Cr18Ni9Ti 试件在不同温度下的金相组织图片 …… (221)

附录 B 课题应用情况证明 …… (222)
附录 C 某热损伤飞机抢修施工方案 …… (223)
参考文献 …… (230)

第一章

绪　论

1.1 概　述

现代战争中，空军是一支主要的战斗力量，是决定战争胜负的关键因素。近年来，随着训练强度的加大和演练形式的多样化，由于各种原因导致的飞行事故和地面事故呈上升的趋势。为确保航空兵部队正常训练和飞机出勤率，迅速形成战斗力，必须迅速恢复损伤飞机的技术性能。

当前，先进的高技术装备和信息技术，极大地提高了现代战争作战飞机的生存能力。根据以往战争反空袭作战统计，在空袭和防空力量的较量中，空袭飞机损失率大约为出动架次的1%～2%。据此推算，海湾战争空袭中，多国部队共出动飞机11.2万架次，动用了2 780多架固定翼飞机，应有1 000～2 000架飞机被击落。但整个沙漠风暴空袭作战过程中，多国部队仅损失飞机45架，其中战斗机损失36架，非战斗机损失9架，平均损失率仅为0.07%，这说明空战中飞机生存能力在不断提高。但由于攻击武器类型和攻击方式的多样化，战伤的飞机越来越多。据统计，在中东战争中，以色列空军参战的800架飞机，在战争的第一周，共损伤100架，但很快得到了修复，相当于5个战斗中队的实力，使战斗力得以再生。如果以军没有修复能力，战争打到第8天，就会完全丧失战斗力。英阿马岛战争中，英军参战飞机40%战伤，90%得以修复，始终保持着持续的战斗能力。另据有关资料介绍，第二次世界大战中，战损飞机与战伤飞机的比例为1∶3，在现代高技术条件下的海湾战争中，战损飞机与战伤飞机的比例为1∶9，预计在未来战争中，战损飞机与战伤飞机的比例可能逐步达到1∶20。这说明，在未来战争中，损失的飞机将大幅度下降，而损伤的飞机将会成倍的增加。因此，损伤飞机的抢修成为保持航空兵部队持续作战能力的关键环节。

众所周知，现代作战飞机单价达几千万甚至数亿元，战时，若能及时修复受损伤的飞机，就相当于节约了补充新飞机而带来的开支。不仅如此，由于战伤飞机得到修复，再次投入战斗，掌握了战斗主动权，打击了敌方，保护了自己，由此产生的军事效益之大是无法估算的。

现以美军为代表的西方国家，经过多年的研究和实践，已经具备了比较完善的战伤飞机抢修体系。早在1981年，美国空军就颁发了《飞机战伤修理大纲》，并在美军普遍裁员的情况下，仍然建立了4 280人的专职飞机抢修部队，即战斗后勤保障中队；1986年，美国空

军又提出飞机场的抢修标准，在 24 小时内把 80% 的战伤飞机修复到具有一定战斗力的水平。由此可见，损伤飞机的抢修是保持航空兵部队持续作战能力最直接、最有效、最经济的途径，能否快速有效地恢复损伤飞机的作战能力已成为各国空军极为重视的问题。

飞机在训练和作战中遭遇的损伤是多方面的，包括机体结构的损伤、机载设备的损伤、系统的损伤等等。飞机在训练和战斗中损伤或在地面遭受攻击，一般伤及的首先是机体结构。机载设备损伤时，可以用替代品更换，而机体结构件由于其结构的复杂性一般难以替换，因此机体结构损伤的修理就成为飞机抢修中的重点和难点。

飞机的机体结构通常是由蒙皮、纵向构件和横向构件等组成。蒙皮用来构成机翼、机身的外形，承受局部空气动载荷，以及参与抵抗机翼、机身的弯曲变形和扭转变形。纵向构件主要由梁和桁条组成，其主要作用是承受机翼、机身弯曲时所产生的拉力和压力。横向构件包括翼肋、隔框等，它们主要用来保持机翼、机身的截面形状，并承受局部空气动力。有些加强肋、加强隔框还要承受集中载荷。机体结构损伤后，轻者降低结构的强度，破坏结构的外形；重者造成飞机在空中解体，危及飞行安全。为了保证部队的战斗力，使飞机处于良好状态，必须对飞机机体结构进行修理，以恢复飞机的结构强度。

修理有损伤的飞机，很显然要根据损伤部位、损伤的结构部件及损伤的严重程度来进行，但修理前必须对飞机的损伤部位进行探测和评定，修理人员然后根据探测和评定的结果制定和实施修理方案，从而做到有的放矢，节省维修时间。

维修方案是实施修理操作的指南，其内容主要包括：需拆、换的部件；修理顺序；采用的修理工艺和技术规范；修复工时；所需工具、设备、器材、备件、专业技术人员的种类与数量以及技术等级等。对于同样一种损伤，所处飞机的部位或构件不同，其损伤程度和采用的修理方法很可能不相同。因此，修理前，首先要对飞机损伤程度进行评估。飞机损伤程度的评估一般是根据机体损伤检测结果与损伤类型相对照形成评估结论。评估中需要确定的问题包括：损伤部位、损伤程度及对飞机完成当前任务的影响；损伤是否需要修复；在何处和如何进行修复；所需保障资源；修复后飞机的作战能力及使用限制等。确定评估过程采用的检测方法，一般为：外观检查、功能检查、性能测试。对于飞机外部的宏观损伤，修理人员一般可用肉眼直接观察到，不需要复杂的检测设备，但是封闭结构的损伤、与宏观损伤相近的微小损伤以及隐蔽性和潜在性损伤，必须由无损检测人员采用无损检测设备才能确定，否则无法制定快速抢修的方案。对飞机损伤部位的检测结果、损伤程度的评估结果以及修理原则均作为制定抢修方案的依据。在这些依据当中，检测方法是否科学直接影响到评估结果是否准确以及维修方案是否合理等。

烧伤是飞机结构损伤的主要形式之一，它是指飞机被武器击中，或飞机燃料系统损伤漏油遇到高温或火源而起火所造成的机体结构损伤。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，飞机烧伤尤其常见。如某年某月，空军某部某飞机由于加力总管与导管连接处的接头大量漏油，加力起飞后机身起火，液压油箱隔热罩烧坏，后机身左侧 30、31、31A、32、32A、35 框架局部烧断，左热电偶窗口附近机身蒙皮鼓起，35A、36 框严重变形，后机身报废；海军某部一架飞机，也是由于加力总管与导管连接处的接头大量漏油，加力起飞后机身内起火，将后机身左上方 29 ~ 30 框处的部分蒙皮烧熔，内部的部分框架烧断，后机身烧损严重，返回制造厂修理。空军某部某飞机发动机叶片断裂将液压油管打断起火，后机身钛合金结构材料损伤严重。热损伤造成的经济损失比较严重，修理难度也很大。

目前在飞机结构烧伤修理中面临的主要问题是如何准确确定热损伤部位和热损伤范围。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、塑性等机械性能的变化，但这不是目视所能判断的，如果得不到准确的检测、修理，将埋下严重的事故隐患。因此，对结构热损伤飞机进行科学检测、评估是制定修理工艺，实施快速抢修的前提，是提高飞机出动率的重要保障。对飞机结构热损伤的检测方法进行研究有着非常重要而现实的意义。

在和平年代，造成飞机烧伤的主要原因是由于油箱盖未盖好、导管漏油、油箱破裂、油箱通大气系统漏油等故障。此类失火事故有两种情况：一是漏出的燃料流到发动机高温部件上发生自燃，造成失火；二是漏出的燃料被吸入压缩器，引起喘振回火而造成的失火。

当温度超过240 ℃时，煤油就发生自燃。在飞行中发动机涡轮外环、燃烧室外壳、加力燃烧室外壁以及加力燃烧室处的后机身内蒙皮都可能超过这个温度。因此，燃料系统漏出的燃料流到上述高温机件表面时，就可能造成失火。液压系统和滑油系统漏油时，也会发生同样的现象。具体温度数据见表1－1和表1－2。

表1－1 油料的闪点和自燃点

温度/℃ / 油料	闪点	自燃点	造成油料自燃的机件表面温度
航空汽油	大于－28	大于331	430
航空煤油	大于28	大于234	330
10号液压油	大于92	520	—
8号润滑油	大于135	310	—

表1－2 某型飞机飞行中，后机身各部位的温度

各部位的温度/℃ / 壁面	中温区主燃烧室、涡轮、加力扩散段	高温区加力燃烧段	低温区喷口
发动机外壁	300～400	500～700	100～300
后机身内蒙皮	100左右	200～570	100左右

漏油引起自燃失火的特征：

（1）失火时，通常火警信号灯亮，飞机尾部先冒白烟，然后逐渐转为黑烟，最后冒出火苗。装离心式发动机的飞机，座舱冒烟，飞行员可闻到刺鼻的煤油味。

（2）有时在空中冒烟不起火，当飞机着陆过程中，滑跑速度减小时起火。

（3）飞机后机身烧伤较重，特别是漏油的部位烧伤更为严重。漏油的部位处在空中失火形成的锥形烧伤区的顶端。座舱增压导管内可能有油迹和烟迹。

例如某型飞机返航着陆，三转弯时，飞行员报告“发动机失火”，地面人员看到尾部有烟和火以后，飞机坠毁。经检查。事故原因是五号油箱老化漏油，造成失火。

漏油引起喘振回火：燃料外漏被吸入发动机，在发动机内爆燃而引起喘振回火，从而造成失火事故。喘振回火多发生在离心式压缩器发动机上。对轴向式发动机，漏在发动机舱内

的燃料，不容易被吸进压缩器。液压油被吸进发动机，一般不会引起喘振回火。漏油引起喘振回火的特征如下：

（1）喘振回火一般发生在推油门时，当转速超过一定数值（涡喷5为8 000～9 000 r/min），可将积存在发动机舱内的燃料吸进压缩器而发生爆燃。爆燃时发出单响或双响的剧烈响声，从喷口和进气道向外喷火，转速和推力急剧下降。发生爆燃之前，座舱内可嗅到煤油味，爆燃后大量冒烟。

（2）喘振回火后，烧坏压缩器叶片、涡轮叶片和导向器叶片等机件，并使飞机蒙皮鼓起或撕裂。喘振回火引起的失火，在发动机前后进气装置附近烧伤特别严重。座舱增压导管、座舱密封增压开关内部有油迹和烟迹。

（3）某型飞机一油箱爆破（由于增压安全活门故障或进气道内壁强度不够）而引起的喘振回火，一般发生在地面试车中发动机转速增加到10 000～11 000 r/min时。爆燃后火势猛烈，短时间内可将飞机烧毁。

例如某型飞机，连续起飞加油门至9 000～9 500 r/min时，突然发出“哄”的一声，飞机起火。经检查，失火原因是二油箱出口导管与防火开关导管未对正，且两根导管之间无间隙，造成夹布胶皮导管漏油引起喘振回火。机身蒙皮被爆燃产生的冲击波压变形，此外，飞机液压系统、发动机燃料系统、滑油系统漏油，也可能造成与飞机燃料系统漏油相同的后果。

1.2 热损伤飞机检测修理现状

飞机构件被烧伤之后，其金属结构件外表面表现为熏黑、颜色改变、起泡、变形、熔化等现象；非金属结构件表现为裂纹、碳化等现象。目前，飞机上的结构材料主要是铝合金和钛合金材料。它们在热损伤过程中，组织结构、机械性能等会随热损伤温度、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。飞机战伤中的热损伤可能是直接损伤，也可能是间接损伤。直接损伤包括飞机射弹损伤、飞机破片损伤、飞机菠萝弹损伤、激光和粒子损伤。直接损伤可以是遇到火源而起火引起大面积的热损伤，其特点是热影响区大且热损伤严重；直接损伤除机械损伤外，也会因飞弹穿过时速度快引起局部高温而形成热影响区，这种形式的热损伤一般人眼难以发现异常，但机械性能已明显变化。间接损伤是由于战斗环境，间接造成的意外损伤。战时损伤引起的热损伤与平时的事故损伤中的热损伤具有相似的特点。热损伤对飞机结构件的强度影响很大，检测比较困难。修理烧伤飞机，首先要对飞机构件的烧伤范围和烧伤程度作出准确地判断，即找出烧伤区域和未烧伤区域的分界线，才能制定出合理的维修方案。一般来讲，对于肉眼能直接观察到的烧伤，如金属构件的熔化、明显的变形等不需要专门的检测仪器进行检测；但对于构件不明显的热损伤，很难通过简单的目视检查来判断内在的损伤情况。

综上所述，热损伤是事故飞机及战伤飞机的主要损伤形式之一。长期以来，对于飞机结构件的烧伤范围和烧伤程度的判断，一直是航空维修企业所关心的问题，很多研究人员对此作了大量的工作。在早期，对于飞机构件的烧伤判断主要靠目视、放大镜、手摸等简单方法检查。后来，结构越来越复杂的飞机对安全可靠性提出了更高的要求，单纯靠目视等简单手

需要全本请访问 www.ertongbook.com

段已经满足不了检测的要求，而只能作为检测结果的参考。

1.3 国内外军工企业飞机热损伤构件的检测现状与水平

1.3.1 国外军工企业飞机热损伤构件的检测现状与水平

美国、俄罗斯、英国、比利时等少数军事先进发达国家已采用涡流电导率检测法检测热损伤飞机构件，并制定了相应的检测规范。由于该项技术属军事保密，我国无法通过技术转让或其他方式引进，只有依靠自己的力量进行研究，力争在该领域缩小与军事先进发达国家的差距。

1.3.2 国内军工企业飞机热损伤构件的检测现状与水平

长期以来，对于飞机结构件的热损伤范围和热损伤程度的判断，一直是航空维修企业所关心的问题，很多研究人员对此作了大量的工作。在早期，对于飞机构件的热损伤判断主要靠目视、放大镜、手摸等简单方法检查。后来，结构越来越复杂的飞机对安全可靠性提出了更高的要求，单纯靠目视等简单手段已经满足不了检测的要求，而只能作为检测结果的参考。当前，国内对热损伤飞机检测的常用方法主要有 4 种，即色泽检测法、硬度测定法、金相检测法和类比法。为确保检测结果的可靠性，有时需用两种或两种以上的方法，但其中应用较多的是硬度法和金相法。

1. 色泽检测法

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。如飞机构件表面烧伤后，由于烟熏而变黑，其表面的漆层、阳极氧化层、刷涂黄色磁漆处，在不同受热条件下颜色按一定的规律发生变化。以飞机蒙皮烧伤为例：罩光漆层在温度 $t<200$ ℃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。蒙皮被烧之后，可以根据色泽情况，对照色泽变化图谱，大致划分出轻微烧伤区、严重烧伤区和未烧伤区。用色泽法判断烧伤，很多科研人员在进行这方面的研究，如航空工业部第 621 研究所对飞机上的几种主要结构材料的颜色随温度变化的情况进行了对比研究。如钛合金 TC11 的温色对比图片见图 1－1。

从图 1－1 中可以看出，随着温度的升高，金属表面的颜色发生了明显的变化。反之，通过材料颜色的变化可以初步推断该材料所处的温度。该试件的温色是在固定时间条件下得到的结果（200 ℃～500 ℃保温时间为 1 h，550 ℃～1 100 ℃的保温时间为 0.5 h），实验的间隔温度是以 50 ℃逐渐递增，对于实验温度间隔低于 50 ℃其色泽的变化规律未见文献报道。不难看出，色泽法主要凭肉眼对烧伤范围和烧伤程度进行比较和判断，较为直观，判断速度快，但要求飞机维修人员必须具备丰富的飞机修理经验，不仅需要掌握飞机各零部件在长期正常运转后正常外表面方面的知识，而且需要掌握飞机所用材料（金属和非金属）表面色泽随温度、时间的变化特征，材料的使用温度范围，金属的熔化温度；非金属结构材料的使用温度、脆化温度、软化温度；燃料及润滑材料的闪点、燃点等与抗火性有关的物理化

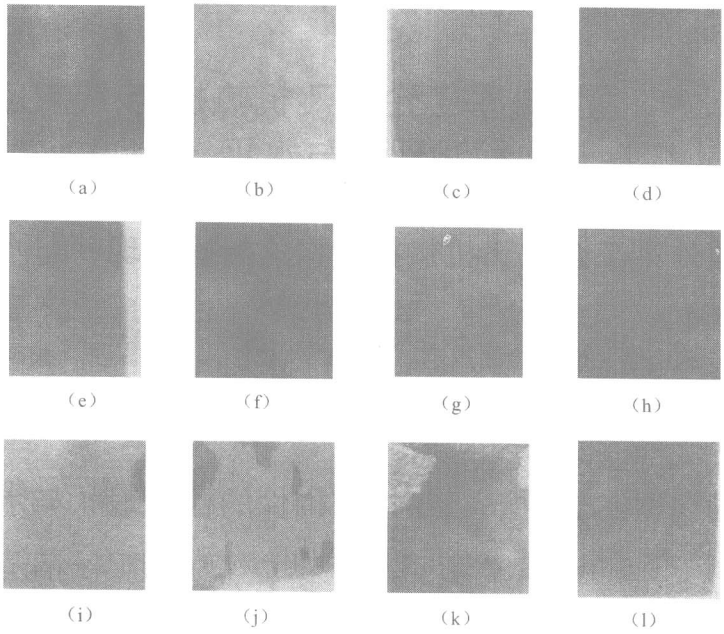


图 1－1　钛合金 TC11 300 ℃～1 100 ℃颜色变化
(a) 300 ℃；(b) 400 ℃；(c) 450 ℃；(d) 500 ℃；(e) 550 ℃；
(f) 600 ℃；(g) 650 ℃；(h) 700 ℃；(i) 800 ℃；(j) 900 ℃；
(k) 1 000 ℃；(l) 1 100 ℃

学特征等相关知识。对于表面无罩光漆的结构件需要观察其背面，需要将结构件拆开才能看到。有时材料表面颜色的变化是渐近的，就无法进行温色对比，所以色泽判断易产生错觉造成误判。另外，对实际热损伤飞机研究发现，热损伤部位一般被油烟或硝烟所覆盖，无法直接观察色泽变化，如果清除油烟或硝烟，则极容易将罩光漆和阳极氧化层一同清除掉，无法进行判断。

2. 硬度测定法

硬度测定法是以硬度的变化来界定材料是否烧伤，也是最常用的一种方法。常用的检测仪器有布氏硬度计、洛氏硬度计、便携式数显里氏硬度计等。硬度检测法的依据是，硬度是金属的重要力学性能，它是材料弹性、塑性、韧性、形变强化、强度等一系列不同物理量的综合性能指标，它表示金属表面抵抗变形和破坏的能力。在一定温度内，金属硬度与材料其他的机械性能的关系较为密切，尤其与抗拉强度极限存在近似的换算关系，以布氏硬度为例

$$\sigma_b = K \cdot \mathrm{HB} \tag{1-1}$$

式中，σ_b为抗拉强度极限；K 为常数，不同材料有不同数值；HB 为布氏硬度。

由式（1－1）可以看出，通过硬度测量可以间接得到抗拉强度。因此，在实际生产中通常用硬度实验代替强度性能测试以控制产品质量。

在实际应用中，硬度检测法有两种，一是挖取试片法，即从热损伤最严重的地方开始挖取，然后在台式硬度计上进行硬度测量，如硬度小于要求值，则在其外部再继续取下试片，直到达到要求值为止，从而确定出严重热损伤区和轻微热损伤区的范围。这种方法的优点是检测数值比较准确，缺点是测量值多，速度慢，而且对结构件具有破坏性，因此，这一方法

不适合检测梁、框等重要承力构件；第二种方法是使用便携式硬度计进行原位检测。该方法的优点是速度快，不会对构件产生破坏，缺点是检测数值不准确，其数值受到构件结构受压弹性变形的影响，因此难以准确判定热损伤区及程度。对于不易从飞机上拆下来的构件，一般是用锤击式硬度计和标准试块，对飞机上的烧伤构件直接打硬度与标准试块的硬度进行比较检查，见图 1－2。

需要注意的是，标准试块的材料性质、热处理状态与烧伤前构件的材料应相同。检测时，用锤击式硬度计钢球对标准试块和烧伤构件同时做压痕实验，进行对比，以判断两者硬度的差别。如果压痕直径相同或差别不明显时则认为烧伤构件与标准试块的硬度相当；如果烧伤构件的压痕直径明显大于标准试块的压痕径，则说明烧伤构件的强度有明显下降。但使用这种方法要求被检测构件必须具备一定的刚度，构件厚度一般应在 6 mm 以上。

在检查飞机构件的烧伤情况时，为保证检测的准确性，经常将硬度测定法与色泽检验法结合起来使用。如对飞机蒙皮烧伤范围的检测，见图 1－3 所示。首先根据颜色变化划分出轻微烧伤区、严重烧伤区和未烧伤区，并大致画出轻微烧伤区和未烧伤区的界线，然后在界线 A 处挖取一块试片，测其硬度或强度，若硬度或强度合乎规定，说明该处未烧伤；若硬度或强度低于规定值，说明根据颜色变化画出的界线有出入，需扩大界线的范围，在 B 点挖取试片重新测定。如果仍不合要求，还需继续挖取试片测定硬度，直到找出轻微烧伤区和未烧伤区的界线为止，最后对烧伤区域的蒙皮进行接补修理。

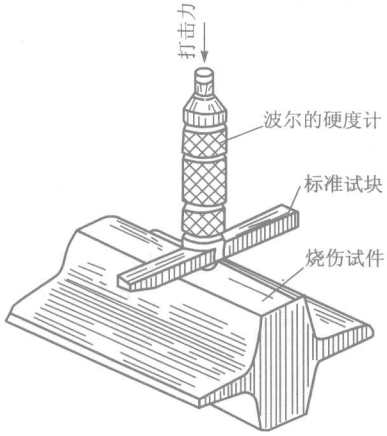


图 1－2 锤击式硬度计检测烧伤试件

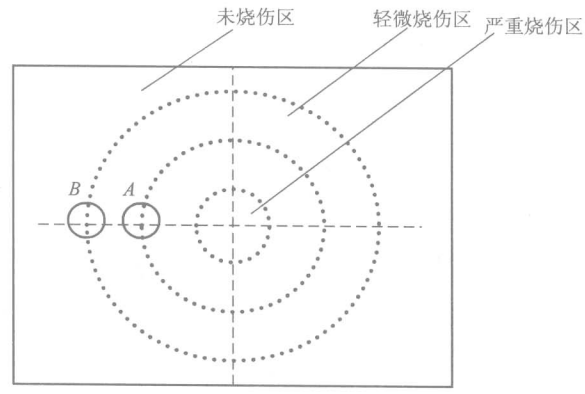


图 1－3 硬度测定法检测烧伤区示意图

从硬度检测方法中可以看出，硬度法有其自身的优点，主要表现为结果比较直观，但在具体操作时发现硬度检测法也存在着不少缺点，突出表现在以下几个方面：

（1）若使用布氏硬度计进行硬度测量时，需预载荷和保荷，且载荷大，压痕深，对表面要求较高的被测件，易造成损伤，影响使用性能。同时测量过程繁杂，每个被测件上至少要测两、三个点，然后取其平均值，使用时速度较慢。

（2）使用洛氏硬度计进行硬度测量时，试验条件较为严格。如对试样表面的粗糙度要求很高，试样表面必须精磨或抛光；当试件有弯曲及其他不规则形状时，必须选择相应类型的专用工作台等。这对于飞机烧伤构件而言不太适宜，尤其是在外场修理时存在很大的难度。

（3）使用便携式里氏硬度计进行测量时，对小于 5 kg 的试件必须置于结实的基础平面上，使冲击力不致引起工件的曲折和移动，否则结果将是错误的；对于曲率半径小于 30 mm 的试件需要作特殊处理才能测量。因此，该硬度计不适合航空零件的无损硬度测量。

（4）无论是利用台座式硬度计还是便携式硬度计都要求被测试工件具有一定的厚度，但对于飞机结构件而言，飞机上的零件大多是薄壁杆件，厚度较小；不同的构件支撑状况不同，即便对同一构件而言，零件各部位的支撑状况也不相同，有的部位有支撑结构，有的部位没有支撑结构，这样测出的数据会有很大的差别，必然影响测量的准确度。

（5）构件变形、翘曲均会影响硬度测量的准确性。

（6）在实际生产中还发现，材料通过金相组织的检查发现有过烧迹象，同时对其进行硬度检测时，却发现硬度并未发生明显变化。这一现象说明硬度测定法不能作为唯一的检测手段来判断材料是否过烧，为保证测量的准确度，还必须结合其他检测方法。

由上可以看出，硬度检测法应用于飞机烧伤的检测（特别是外场抢修时）存在很大的局限性。

3. 金相检测法

金相检测法是通过对金属材料进行显微组织的检查来判断材料是否过烧的一种方法。即利用较大放大倍数的光学金相显微镜来观察和研究金属极其合金的组织结构。可观察到金属晶界的氧化、表面脱碳、显微裂纹等缺陷。如用金相法判断铝合金的过烧组织，主要根据以下三种特征，即材料组织中出现复熔共晶球团；晶界局部复熔加宽；在三个晶粒的交界处存在复熔三角形。凡出现任何一种特征，均为过烧。如 LD7 锻件淬火正常组织见图 1－4，LD7 锻件淬火过烧组织见图 1－5。

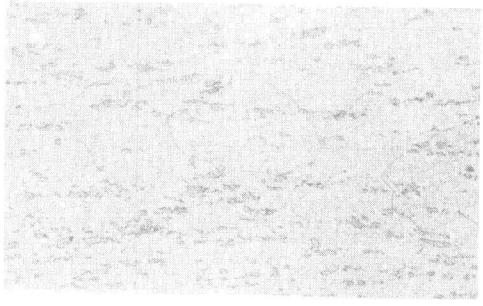


图 1－4　LD7 锻件淬火正常组织（200 倍）

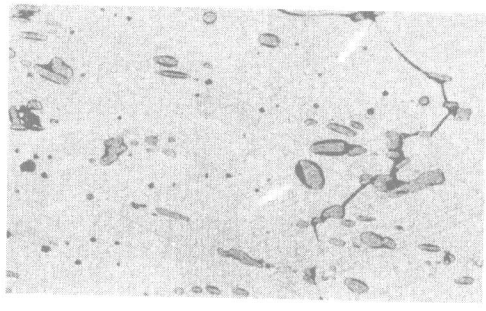


图 1－5　LD7 锻件淬火过烧组织（500 倍）

金相检测法是一种最为准确的检测方法，但检测时通常需要在被检部位挖取试片，对试片的制取要求较严格，因此检测速度慢，同时对操作人员有较高的专业要求。此外，挖取试片会不可避免地对构件造成破坏，以后还需在挖取试片的部位进行必要的修补（如蒙皮的接补修理），这不仅增加了技术工艺的难度，而且维修成本高，给检查工作带来困难。所以金相检测法只适用于那些能挖取试片的构件，如飞机蒙皮等，不适合对重要受力构件的检测，其使用范围受到了一定的限制。

4. 类比法

类比法是通过对火烧部位低熔点材料（如漆层）烧伤情况的目视检查和分析，推断出该区域金属材料结构件的过火温度，从而判断出该部位结构件是否烧伤和烧伤的程度。如某

飞机机体结构件上大量使用了 B95 材料，其锻件一般采用硫酸阳极化加重铬盐酸填充，内表面涂酚醛底漆 ФЛ－086 加 2% 的 ПАЛ－2 铝粉，其漆层耐热温度可达 200 ℃；外表面喷涂丙烯酸底漆 АК－170 和环氧底漆 ЭП－140 面漆，漆层耐热温度为 150 ℃～250 ℃；铝合金蒙皮一般经铬酸阳极化处理后，表面喷涂丙烯酸底漆 АК－170 和环氧底漆 ЭП－140 面漆，漆层耐热温度为150 ℃～250 ℃；一般铝合金零件表面喷涂环氧底漆 ЭП－0215 时，该漆层耐热温度为 120 ℃，在底漆中加入 2% 的 ПАЛ－2 铝粉，耐热温度可提高到 150 ℃～180 ℃，加入 5% 的 ПАЛ－2 铝粉，耐热温度可达到 200 ℃～220 ℃。由于飞机结构件和漆层同处于一个温度场中，因此，可以通过观察漆层的变化，如起泡、剥离、碳化来判断该区域内过火温度的大致范围。如果过火后结构表面漆层完好，说明该区域温度没有超过漆层耐热温度，可初步推断结构件不会损伤；如果表面漆层碳化，说明该区域温度超过漆层耐热温度，结构件有可能损伤，此时需要结合其他检测方法进行验证。除利用漆层外，还可以选用其他非金属材料（如包装管的人造革护套、橡胶件等的烧损）作为类比的对象来判断烧伤情况。另外还有一些烧伤凭借肉眼就能判断出来，不需要用专门的仪器进行检测。如材料已经膨胀变形；局部起泡；飞机蒙皮熔化出现孔洞，四周出现塌边；或构件因受热不均而变形过大；或因燃烧停止时冷却不均匀，使局部产生可见裂纹等等。不难发现，使用类比法这种检测方式受人为因素的影响较大，而且没有任何参数去确定结构强度，更不能准确判定热损伤面积及程度。

综上所述，色泽、硬度、目视、类比等传统烧伤检测方法都有不尽如人意之处，但目前我国在对热损伤飞机检测方面还缺乏快捷有效的手段，因此有必要寻找新的有效的检测方法及检测参数。

1.4 国内外应用涡流电导率检测技术的理论研究现状与水平

1.4.1 国外应用电导率检测技术理论研究现状与水平

在评定飞机材料的热损伤方面，文献中涉及较多的是铝合金。如美国的 Harvey 和 Pellegrini 对 7075－T6 铝合金在不同的温度下温度与机械性能的关系进行了测试。试验发现，温度低于 315 ℃时较高的温度和增加保温时间，都导致机械性能降低，电导率增高。在温度为 315 ℃和 400 ℃时，机械性能有所回升，电导率下降。研究认为，这是由于可溶性组分的部分重新溶解，通过快速冷却在室温下产生淬火效应所造成。同时他们还对热处理铝合金的电导率与强度的关系进行了研究，研究发现，退火材料的电导率最高。这是因为在退火状态下，可溶性组分大部分从固溶体中析出，形成一种高导电性能的铝晶体。当固溶热处理时，硬化组分再次固溶，电子散射量增加，以致电导率降低。可见金属材料的电导率与组织状态是密切相关的。

美国等先进发达国家在生产中将金属材料的电导率检测和硬度或强度检查结合起来，用于检测铝合金零件或产品的热损伤状态，控制航空金属产品的内部质量。目前，电导率检测已成为国外控制铝合金材料及其质量不可缺少的检测手段。如美国的军标、宇航标准及波音

标准 BAC5946 中明确规定了不同型号的铝材在不同热损伤状态下的电导率与硬度的范围，并制定了相应的检测标准，见表 1－3。

表 1－3　美国对几种牌号铝合金在不同状态下的电导率与硬度的规定标准（BAC5946）

合金牌号	状态	电导率量值范围		洛氏硬度 RB①
		MS/m	%1ACS	
2014	0	28.1～29.6	48.5～51.0	—
	T3，T4	18.3～20.3	31.5～35.0	68.0～80.0
	T6	20.3～23.2	35.0～40.0	78.5～89.5
2024	0，F	26.4～28.4	45.5～49.0	—
	T3	16.5～18.6	28.5～32.0	70.0～83.5
	T4	16.5～18.6	28.5～32.0	70.0～86.0
	T6	20.9～23.2	36.0～40.0	77.0～86.0
6061	0，F	27.3～32.5	47.0～56.0	—
	T4	20.9～26.4	36.0～45.5	—
	T6	23.2～29.6	40.0～51.0	53.5～80.0
7075	0，F	25.5～27.6	44.0～47.5	—
	W	16.5～17.7	28.5～30.5	24.0～34.0
	T6	17.4～20.3	30.0～35.0	83.5～94.0
	T73.5	22.0～24.7	38.0～42.5	79.5～89.0
	T76	21.5～24.4	37.0～42.2	83.5～91.0

注：① 所用设备难以准确绘出 RB≤20 的洛氏硬度，故未列出。F 为加工状态，0 为退火状态，W 为非稳定的固溶热处理状态，T 为稳定的固溶热处理状态，T3、T4 为固溶热处理＋自然时效状态，T6 为固溶热处理＋人工时效状态，T7××为固溶热处理＋过时效状态

1.4.2　国内应用电导率检测技术理论研究现状与水平

进入 20 世纪 90 年代，国内一些科研单位和高校才开展电导率检测材料热损伤方面的研究工作。研究内容可归纳为以下两个方面：

1. 铝合金在不同状态下电导率与机械性能之间的关系

哈尔滨理工大学孙建武等研究了变形铝合金零件热损伤状态下涡流电导率值、机械性能和显微组织有着良好的对应关系。与硬度值之间并非存在一定的对应关系，但是硬度值、电导率值与热损伤状态存在着一定的线性关系。

北京航空材料研究所徐可北等研究了 LY1l2 铝合金板经不同淬火温度固溶处理后再进行自然时效，得出合金电导率与淬火温度有良好的线性关系，电导率随淬火温度的增加而下降的结论。

需要全本请访问 www.ertongbook.com