

飞机结构抗疲劳断裂 强化工艺手册

中国航空科学技术研究院 编著



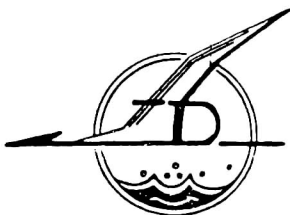
航空工业出版社

V215-62
1006

V215-62
1006-1

飞机结构抗疲劳断裂 强化工艺手册

中国航空科学技术研究院 编著



200301395

航空工业出版社

1 9 9 3

200301395

(京) 新登字 161 号

内 容 简 介

飞机结构抗疲劳断裂强化技术是在不改变结构形式、材料、不增加结构重量的前提下, 经过对结构的重要部位和关键部位的强化工艺处理而达到提高结构寿命的目的。强化技术手册全书共分《飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册》和《飞机结构抗疲劳断裂强化设计手册》。

《飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册》共分 6 章: 第 1 章概论; 第 2 章孔冷挤压强化; 第 3 章干涉配合铆接; 第 4 章干涉配合螺栓连接; 第 5 章表面喷丸强化; 第 6 章强化工艺工程应用实例。

《飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册》是从事航空航天产品生产、修理、结构设计和强度分析的工程技术人员, 在提高结构疲劳寿命的工作中必备的工程实用手册, 亦可作为航空航天高等院校及中等专业学校师生的参考书。

本手册还可供从事汽车、拖拉机、坦克、舰船等以疲劳破坏为主的结构研制工程技术人员参考。

飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册

中国航空科学技术研究院 编著

航空工业出版社出版

(北京市安外小关东街 14 号)

—邮政编码: 100029—

北京航空航天大学印刷厂印刷

1993年12月第1版

开本: 787×1092 1/16

印数: 1—800册

1993年12月第1次印刷

印张: 7.9

字数: 200千字

ISBN7-80046-692-2/V·178

定价: 20.00 元

编 审 委 员 会

主任委员： 朱伯贤

副主任委员： 王公镛 王俊扬 许 德

委 员： （按姓氏笔划为序）

刘树桓 肖思银 杨学勤 顾伟豪

中国航空科技研究院

2002 5

编写委员会

主 编：肖思银

副主编：余公藩 罗安民

编 委：（按姓氏笔划为序）

王仁智 余公藩 沈忆玉 肖思银

罗安民 唐有乾 蒋忠连

审查委员会

主 审：张国梁

副主审：刘年刚

编 校 人 员

第 1 章 编写：肖思银

校对：罗安民 王桂馨

第 2 章 编写：唐有乾 余公藩

校对：吴启元 陶 华 代正会 傅宝明

第 3 章 编写：沈忆玉 瞿履和

校对：肖思银 朱 强

第 4 章 编写：蒋忠连 余公藩 朱 强

校对：肖思银 陶 华 徐 平

第 5 章 编写：王仁智

校对：肖思银

第 6 章 编写：吴启元

校对：代正会 黄显雄 唐有乾

责任编辑：李铁柏

责任校对：王桂馨

出版社审定：周士林

前 言

飞机结构抗疲劳断裂强化技术，国外已在飞机设计、制造中广泛应用。近 10 年来我国在这一领域中的研究和应用有了较大发展。为适应我国在研制长寿命、高可靠性、低维修成本的现代飞机的需要，为满足飞机结构的疲劳、耐久性、损伤容限设计技术配套的强化技术应用的需要，中国航空科学技术研究院组织《AFFD》系统工程强化技术研究课题组编写《飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册》（简称《强化工艺手册》）和《飞机结构抗疲劳断裂强化设计手册》（简称《强化设计手册》）专著，以便尽快将强化技术推广到飞机设计、制造、修理中去，以取得更大的经济效益和社会效益。

鉴于国内是首次尝试编著综合性的强化技术手册，除了手册的基本内容外还给出了有关机理、概念和定义。

强化技术已在战斗机、民用运输机和教练机的在役和正在研制的型号中开始应用或开展应用研究，并在继续扩大应用。强化技术在以疲劳破坏为主的军用产品和民用产品都潜在广泛的应用前景。期望本手册能在提高产品疲劳寿命上发挥更大作用。

中国航空科学技术研究院王公镛研究员、民机司顾伟豪研究员、《AFFD》系统工程主任工程师王俊扬教授对本手册的编著和出版工作自始至终给予了大力支持和具体指导，并由王俊扬教授对终稿进行了技术审定。

由于作者水平有限、时间仓促，错误之处在所难免，恳请各位读者提出宝贵意见，函告主编，以便再版时修订。

中国航空科学技术研究院
1993 年 8 月

目 录

第 1 章 概 论

1.1 编写背景和目的	(1)
1.2 强化技术概述	(1)
1.3 国内外强化技术发展概况	(2)
1.3.1 国外概况	(2)
1.3.2 国内概况	(3)
1.4 《强化工艺手册》和《强化设计手册》的联系	(5)
参考文献	(5)

第 2 章 孔冷挤压强化

2.1 孔冷挤压强化提高疲劳寿命的机理	(6)
2.1.1 孔冷挤压强化	(6)
2.1.2 强化机理	(6)
2.2 孔冷挤压强化工艺分类	(7)
2.2.1 孔壁冷挤压强化工艺	(7)
2.2.2 孔角与沉头窝冷挤压强化工艺	(9)
2.2.3 孔端面压印工艺	(10)
2.3 孔壁的芯棒挤压工艺	(10)
2.3.1 挤压量	(10)
2.3.2 芯棒挤压工艺的工具设备	(16)
2.3.3 润滑剂	(19)
2.3.4 芯棒挤压工艺的工序内容	(20)
2.3.5 芯棒挤压工艺中的主要技术问题及处理	(21)
2.4 孔壁的开缝衬套挤压工艺	(23)
2.4.1 挤压量的确定	(23)
2.4.2 开缝衬套	(23)
2.5 孔角与沉头窝挤压强化工艺	(24)
2.5.1 挤压参数	(24)
2.5.2 挤压工具与设备	(24)
2.5.3 主要技术问题与原因	(25)
2.6 质量控制	(25)
2.6.1 被强化部位的初始技术状态控制	(25)
2.6.2 工具与设备的质量控制	(25)
2.6.3 实施过程的控制	(26)
参考文献	(27)

第3章 干涉配合铆接

3.1 干涉配合连接提高结构疲劳寿命的机理	(28)
3.1.1 单纯由于干涉配合而产生的预应力	(28)
3.1.2 受单向拉伸载荷干涉配合连接板上的合成应力分析	(29)
3.1.3 干涉配合连接提高结构疲劳寿命的机理	(30)
3.2 干涉配合铆接简述	(31)
3.2.1 无头铆钉干涉配合铆接	(32)
3.2.2 自封铆接	(32)
3.2.3 冠状铆钉干涉配合铆接	(34)
3.3 专用工具设备	(35)
3.3.1 自动钻铆机	(35)
3.3.2 压铆机	(37)
3.3.3 风动铣切装置	(37)
3.3.4 测量仪器	(37)
3.4 干涉量的测定方法	(38)
3.5 干涉量的控制方法	(38)
3.5.1 影响干涉量的参数	(38)
3.5.2 各种参数对干涉量的影响	(38)
3.6 干涉配合铆接使用技术要求	(40)
3.6.1 干涉量的取值范围	(40)
3.6.2 不同铝合金零件的干涉铆接	(41)
3.6.3 钢与铝的组合结构的干涉铆接	(42)
3.6.4 铆钉直径与连接厚度的关系	(42)
3.6.5 铆钉边距	(42)
3.6.6 铆钉长度的确定	(42)
3.7 干涉配合铆接的质量控制	(42)
3.7.1 零件间的配合间隙	(43)
3.7.2 制孔及沉头窝	(43)
3.7.3 孔及沉头窝的检查	(43)
3.7.4 允许不去除夹层间毛刺	(44)
3.7.5 铆接	(44)
3.7.6 干涉量的检查	(46)
参考文献	(46)

第4章 干涉配合螺栓连接

4.1 干涉配合螺栓连接简述	(47)
----------------------	------

4.1.1 干涉配合螺栓连接的定义和特点 (47)

4.1.2 干涉配合螺栓的类型 (47)

4.1.3 干涉配合螺栓连接的定力 (48)

4.2 直螺栓的干涉配合连接 (49)

4.2.1 干涉量的计算 (49)

4.2.2 干涉量的选择范围 (49)

4.2.3 直螺栓干涉量的选择原则 (50)

4.2.4 螺栓的安装力和润滑 (50)

4.2.5 螺栓润滑要求 (51)

4.2.6 直螺栓的制孔 (51)

4.2.7 螺栓安装 (53)

4.2.8 直螺栓干涉配合连接的拧紧力矩值 (55)

4.3 锥螺栓的干涉配合连接 (55)

4.3.1 干涉量的计算 (55)

4.3.2 锥螺栓干涉量的选择原则 (56)

4.3.3 制孔 (58)

4.3.4 锥螺栓的安装 (61)

4.3.5 锥螺栓干涉配合连接的拧紧力矩值 (61)

4.4 冷挤压加干涉配合螺栓 (62)

4.4.1 挤压量与干涉量的匹配 (62)

4.4.2 挤压量与干涉量的计算 (63)

4.4.3 挤压量和干涉量的选择原则 (63)

4.4.4 挤压量和干涉量的选择范围 (63)

4.4.5 挤压加干涉配合螺栓连接的制孔 (64)

4.4.6 挤压孔的工艺控制 (64)

4.6.7 挤压孔的干涉配合螺栓安装 (64)

附录 A..... (64)

附录 B..... (65)

参考文献..... (66)

第 5 章 表面喷丸强化

5.1 喷丸强化机理 (68)

5.1.1 应力强化 (68)

5.1.2 组织强化 (71)

5.1.3 弱化机理 (71)

5.2 喷丸强化设备 (72)

5.2.1 气动式喷丸机 (72)

5.2.2 机械离心式喷丸机 (74)

5.2.3 内孔喷丸机	(75)
5.2.4 便携式喷丸机	(75)
5.2.5 零件的工艺装备及模拟件	(77)
5.2.6 喷丸设备的选择原则	(79)
5.3 弹丸	(79)
5.3.1 弹丸的种类、尺寸规格及性能	(80)
5.3.2 装机弹丸的要求	(83)
5.3.3 选用弹丸的原则	(83)
5.4 喷丸强化质量的检验	(84)
5.4.1 喷丸强化工艺参数	(84)
5.4.2 弧高度试片与固定夹具	(84)
5.4.3 弧高度与弧高度曲线	(85)
5.4.4 喷丸强度	(86)
5.4.5 表面覆盖率	(87)
5.4.6 零件喷丸强度的选择	(87)
5.5 零件喷丸前的要求	(88)
5.5.1 零件的力学性能、尺寸及表面质量	(88)
5.5.2 喷丸设备的检查与调整	(89)
5.5.3 喷丸强度及覆盖率的调整	(89)
5.5.4 零件表面的清洗与防护	(89)
5.6 零件的喷丸与质量控制	(90)
5.7 零件喷丸后的处理	(90)
5.8 喷丸强化效果	(91)
参考文献	(96)

第 6 章 强化工艺工程应用实例

6.1 冷挤压强化工艺工程应用实例	(97)
6.1.1 飞机制造中的冷挤压强化工艺工程应用实例	(97)
6.1.2 飞机修理中的冷挤压强化工艺工程应用实例	(103)
6.2 干涉配合铆接工艺工程应用实例	(105)
6.3 干涉配合螺接工艺工程应用实例	(108)
6.4 喷丸强化工艺工程应用实例	(110)
参考文献	(117)

第1章 概 论

1.1 编写背景和目的

《飞机结构抗疲劳断裂强化工艺手册》(以下简称《强化工艺手册》)和《飞机结构抗疲劳断裂强化设计手册》(以下简称《强化设计手册》)是限定目标的研究成果。它是根据原航空工业部“七五”规划安排的“飞机结构抗疲劳断裂设计技术(AFFD)系统工程”中“飞机结构抗疲劳断裂强化技术(ASST)研究课题”的研究成果编写的,并收集了部分其它适用的试验数据,是国内编写综合性强化技术手册的初次尝试。

60年代后期,在国内对强化技术作了一些研究;70年代初,国内飞机维修部门开始将孔冷挤压工艺用于飞机修理和延寿;80年代的前5年主要开展了“航空材料喷丸强化的疲劳性能研究”、“孔冷挤压强化工艺”、“干涉铆接强化工艺”、“防腐蚀工艺”研究;后5年由《AFFD》系统工程将强化工艺、应力腐蚀、残余应力及其衰减的测试、计算机软件、强度分析、结构设计等专业组织起来进行综合性的强化技术研究。研究的内容较全面、系统,一些成果开始在几个机型中应用,包括从新机研制阶段开始应用、改型设计中应用、现役飞机延寿或现役飞机典型结构抗疲劳断裂综合治理中应用等。但是,目前我国熟悉并掌握强化技术的人员仍不普遍。为满足我国航空界各部门为飞机、发动机延寿的迫切需要,中国航空科学技术研究院组织有关研究人员编著了该手册。

鉴于国内强化技术应用的实际情况,手册还介绍了有关概念、定义和机理等。由于某些新的强化技术正在组织研究过程中,在本版本中不作详细介绍,待取得成熟经验后再进行补充、修订再版。

1.2 强化技术概述

“飞机结构强化技术”(Aircraft Structure Strengthening Technology)简称ASST。

强化技术的特点是在基本不改变飞机结构形式和结构材料的前提下,经过局部强化处理提高飞机结构疲劳寿命,它不增加结构重量,是实现现代飞机长寿命、高可靠性、低维修成本的重要技术手段之一。

本手册所定义的“强化技术”概念系指强化工艺技术、疲劳试验评价、强化修理、无损检测、强化下的计算机软件分析技术及强化设计技术诸方面的综合技术^[1,2]。

主要强化工艺方法包括:

- (1) 孔冷挤压:
 - (a) 芯棒冷挤压(含孔壁、孔角及沉头窝的冷挤压);
 - (b) 开缝衬套(工艺衬套)冷挤压;
 - (c) 孔周边压印。
- (2) 干涉配合铆接。
- (3) 干涉配合螺接:
 - (a) 直螺栓干涉配合;

(b) 锥螺栓干涉配合。

(4) 孔冷挤压加干涉配合螺接，即复合强化。如将螺栓孔冷挤压后安装干涉螺栓，Hi-LITE 干涉螺栓连接等。

(5) 干涉配合衬套：

(a) 冷缩衬套 将衬套在液氮中速冻后取出迅速安装在结构中；

(b) 压合衬套 用专用工具安装衬套，使挤压和干涉安装一步完成。

(6) 喷丸强化（含结构表面喷丸、圆角喷丸、大孔孔壁喷丸等）。

发展中的强化技术还有许多，如激光辐照、激光脉冲等。

1.3 国内外强化技术发展概况

随着航空工业的发展，静强度与刚度设计原则已不能完全满足新机设计和老机延寿的要求，而以应力（或应变）疲劳理论为基础的安全寿命设计准则和以断裂力学理论为基础的耐久性与损伤容限设计准则在新机设计和老机延寿等方面已获得广泛的应用。为提高结构的疲劳抗力、延长疲劳寿命的强化技术也随之发展起来。

根据对空军、海军航空兵的一些修理厂的调查表明，在返修飞机的结构中存在大量的疲劳裂纹。在对千余架飞机的损伤统计中，因疲劳裂纹而返修的零部件约占总损伤的72%~84%；在近1000架某型返修飞机中，主梁下缘条的螺栓孔裂纹重复出现率高达80%。疲劳破坏成为结构破坏的主要形式^[3]。

近年来围绕着如何改善飞机结构的抗疲劳性能，实现长寿命、高可靠性这个重要课题，人们在各个领域里开展了大量的研究工作。工程设计人员在结构的细节设计中，逐渐形成了一套抗疲劳断裂设计原则，如降低设计应力水平、防止应力集中、采用新型紧固件、多路传力结构等；强度分析人员为了预测结构使用寿命，确定检测周期，研究出更准确的分析手段，如采用更符合实际飞行状况的“飞-续-飞”随机载荷谱、分散性更小的预测模型等；材料研究人员在研究材料综合性能时突出地考虑了提高材料的抗疲劳性能。疲劳破坏的特点往往是从结构局部开始的，MIL-A-87221(USAF)规定应依靠结构细节耐久性设计来实现设计目标寿命的要求，推荐采用合理的局部强化措施来提高给定使用寿命期中结构可靠性。实践证明，采用合理的局部强化措施，对于提高结构的抗疲劳性能具有显著的效果。现在强化技术不仅广泛应用于修理部门，并且在新型飞机设计时，在生产图纸上明确标注出强化部位和强化规范。对于民用飞机及部分战斗机，设计人员已将强化寿命增益计入设计寿命。

1.3.1 国外概况

干涉配合铆接、干涉配合螺接、孔冷挤压及喷丸等强化技术，国外已广泛应用。

50年代开始发展起来的孔冷挤压技术，包括芯棒冷挤压和开缝衬套挤压技术，已应用于B-707、B-747、B-757、B-767、MD-82、F-15、F-16、LAVI、超黄蜂等飞机关键部位的紧固孔，苏联的МИГ-17、МИГ-19、МИГ-21飞机主梁螺栓孔也都采用了冷挤压技术。

30年代发展起来的喷丸强化技术，使高强度铝合金的疲劳性能和抗应力腐蚀能力获得了很大的提高。AD-735409对此提供了基本资料，早在1966年，MIL-S-851和

MIL-S-13165 对喷丸强化技术已做了明确规定,随后波音公司的设计手册中对此提供了指导性资料,并制定了生产说明书 BAC5730,在波音系列飞机上大范围采用了喷丸强化,并在产品图纸上注明喷丸要求。英国罗尔斯-罗伊斯发动机公司、加拿大航空公司对喷丸强化技术也都制定了自已的工艺说明书。喷丸强化主要用于起落架、各类接头、机械加工壁板、化学铣切壁板,有的机型蒙皮也采用了喷丸强化。

无头铆钉的干涉配合铆接工艺,国外是 60 年代初发展起来的。由于自动钻铆机的出现,推动了干涉配合铆接技术在飞机上的应用,如 F-15、B-1B、B-747、ИЛ-86、TY-134 等飞机都采用了干涉配合铆接,另外还带来了密封的效果。干涉配合铆接主要应用部位是承受交变载荷的飞机主要受力构件,如机身大梁、接头、气密框、舱门框和整体油箱等。

干涉配合螺接的研究内容更为广泛,在实现手段上除普通干涉配合螺接外,还发展了钉孔挤压后再采用干涉连接的方法,这种方法得到的延寿增益更为显著。为了解决螺栓安装的困难,在螺栓上做了很多工作,如采用锥形螺栓代替直螺栓以简化安装工艺,并取得更高的延寿增益;采用干涉型 Hi-LITE 螺栓一步完成对孔的挤压和干涉连接,可取得比锥螺栓干涉连接更高的延寿增益;美国研制的衬套螺栓避免了过盈螺栓对孔壁的擦伤,而且钉孔只需按普通方法制出直孔(圆柱孔)即可。干涉螺接在 F-16、F-15、LAVI、B-737……等飞机上都得到了广泛应用,主要部位有机身大梁、接头、机翼壁板对缝大梁等主要受力构件。

国外为了解决相对边距小于 1.5~2 倍孔径连接接头寿命问题,研制了干涉衬套,由于干涉衬套与孔形成干涉配合而提高了疲劳寿命。

表 1-1 列举了国外部分机型应用强化技术的情况。

1.3.2 国内概况

近 20 年来,特别是近 10 年国内在抗疲劳断裂强化技术方面做了大量的研究工作^[5],现简要介绍如下:

1.3.2.1 孔冷挤压强化

1975 年底空军某厂和某所曾进行了挤压孔与铰孔对比疲劳试验研究,并于 1977 年开始将孔挤压工艺用于飞机修理中。

1981~1985 年期间一些单位进行了 LY12CZ 及 LC4CS 的孔冷挤压与未挤压强化疲劳试验,开展了“孔冷挤压对疲劳性能的影响”试验研究,得出 LY12CZ、LC4CS、30CrMnSiA、40CrMnSiVA 等材料冷挤压孔的 S-N 曲线。1986~1990 年期间《AFFD》系统工程开展了孔的冷挤压强化研究,进行了对 LY12CZ、7050T7451、7475T761 铝合金及 30CrMnSiA、300M 合金钢等材料的冷挤压工艺参数的优选;挤压棒及挤压枪的研制;常幅载荷及“飞-续-飞”随机载荷谱下的疲劳试验和裂纹扩展试验,为结构设计和强度分析人员提供了 S-N 和 a-N 曲线、寿命增益系数;进行了孔边残余应变场的测定及残余应力场的分析计算;进行了在外载情况下挤压试件残余应力衰减的研究;进行了挤压强化残余应力、应力强度因子、疲劳寿命及裂纹扩展寿命等计算机分析软件的研制。

1.3.2.2 干涉配合铆接

国内研究结果一致表明,有干涉量的铆接比普通铆接结构疲劳寿命成倍增长。采用无头铆钉的铆接结构件比普通沉头铆接结构件的疲劳寿命高 1 倍以上。LY12CZ 及 LC4CS

板件的干涉配合铆接的应力腐蚀试验证明：在最佳干涉量以内，干涉铆接比普通铆接能防应力腐蚀。整体油箱自封干涉配合铆接既解决了漏油的关键，又提高了疲劳寿命，它已成功地应用在运七等飞机上。

表 1-1 国外部分机型应用强化技术情况

强化方法	机 型	主 要 部 位	数 量
干涉配合螺栓	F-16,LAVI,F-4E, F-104,F-14,F-15, DC-9,DC-10,B-737, B-747,B-757,B-767, B-1,B-1B,ИЛ-86, A-300,A310 等	1. 机身主要受力构件(大梁、接头); 2. 气密隔框, 油密隔框, 气(油)密接头; 3. 舱门框(包括安全门); 4. 机翼壁板对缝大梁、短梁; 5. 机翼下蒙皮等	F-15 用锥形干涉螺栓 5 500 个 ИЛ-86 用 34 400 个
孔挤压加干涉配合螺栓	DC-9,DC-10 等	中央翼下翼面等	18 个
干涉配合铆接	F-15,B-1B,B-747, B-757,B-767,DC-9, DC-10,DC-15, A300,A310,ТУ134, ИЛ-86 等	1.机身主要受力构件(大梁、接头); 2.气密框、机翼整体油箱; 3.舱门框(包括安全门)等	ИЛ-86 用 24 000 个
孔挤压加干涉配合铆接	B-707 等	1.机翼扭力盒上壁板加强型材与蒙皮连接; 2.机翼下壁板长桁凸缘与梳状接头连接; 3.机翼下壁板长桁与蒙皮连接; 4.机身框与蒙皮连接等	
孔挤压	F-16,LAVI,超黄蜂, B-707,B-747,B-757, B-767,MD-82,F-15 等	主要受力部位	
喷丸强化	F-111,B-747 等	1.高强度钢件。如主起落架支柱、主要受力件; 2.部分疲劳部位铝、钢构件的表面、圆角、大孔等	
干涉衬套	F-16,LAVI 等	小边距的连接等	
衬套螺栓		普通干涉螺栓或小边距部位	

“七五”期间《AFFD》系统工程开展了平锥头铆钉、冠状铆钉对 LY12CZ、LC4CS、30GMnSiA、7475T761 板件干涉配合铆接工艺参数优选的研究；开展了干涉配合铆接试件在常幅载荷和“飞-续-飞”随机载荷谱下的疲劳试验，取得了延寿增益效果，并进行了有关计算机分析软件的研究。

1.3.2.3 干涉配合螺接

《AFFD》系统工程进行了如下的研究工作：对 LY12CZ、30CrMnSiA、7050T7451 等板件用 30CrMnSiA 直螺栓的压力安装干涉配合螺接；7050T7451 板件用钛螺栓的冷冻安装干涉配合螺接；7050T7451 板件用 30CrMnSiA 锥螺栓的干涉配合连接；螺接试件在常幅载荷及“飞-续-飞”随机载荷谱下的疲劳试验及裂纹扩展试验研究；有关计算软件的研制；应力腐蚀敏感性试验研究。还进行了螺栓孔先挤压后安装干涉螺栓的复合强化工艺研究，并定量给出了孔的挤压量 E 与干涉量 I 的匹配对疲劳寿命 N 影响的“ $I-E-N$ ”曲面图，以指导选择“ $I-E$ ”的最佳匹配值。

1.3.2.4 喷丸强化

“六五”期间对航空材料做了喷丸与未喷丸的对比疲劳试验研究，随后由《AFFD》系统工程出版发行了《航空材料喷丸强化手册》。“七五”期间《AFFD》系统工程对 LY12CZ、7050T7451、7475T761 及 30CrMnSiA、300M 钢进行了喷丸强化试验研究，同时开展了喷丸前后在试件上开孔、对开孔强化和不强化对疲劳寿命影响的试验研究。喷丸强化已在新老机型上广泛应用。

1.4 《强化工艺手册》和《强化设计手册》的联系

《强化工艺手册》和《强化设计手册》构成一部完整的强化技术手册，它包括了各种强化方法及其工艺参数；强化下残余应变场的测定及残余应力场的分析方法；部分检测技术、强度分析、寿命预测和应用实例等。

两手册编写的技术思想是连贯的，综合起来作为一个完整体系提供工程应用，以便更有效地发挥强化技术的效能。但是，为了便于使用，又划分为《强化工艺手册》和《强化设计手册》两部分。《强化设计手册》主要服务对象是结构设计、强度分析人员，供其作疲劳设计、耐久性设计和损伤容限设计的细节分析时应用；《强化工艺手册》主要服务对象是飞机制造、修理、部队维护工程技术人员，供其用于保证强化设计要求和飞机延寿、延长返修周期。两手册同时可作为院校有关设计、强度和工艺专业师生参考用书。

强化技术还可广泛用于汽车、拖拉机、发动机、轮船等一切以疲劳破坏为主的机械设计、制造、维修行业。

参 考 文 献

- 1 ASST课题组. 抗疲劳断裂强化技术国内外现状综述及可行性论证. AFFD-(8640-19)-86045, 1986.
- 2 唐有乾, 沈忆玉, 王鉴山. ASST课题中有关干涉铆接、干涉螺接、冷挤压强化工艺国外资料调研报告. AFFD-(8640-19)-86007, 1986.
- 3 中国人民解放军第5704厂技术科. 歼五、歼六、歼七型飞机结构损坏图册. JGT-567, 1977.
- 4 肖思银. 30A·2·2抗疲劳断裂强化技术(航空航天工业部军机预研立项论证报告). AFFD-(8640-19)-91003, 1991.
- 5 罗安民. 飞机结构强化技术研究“七五”技术总结. AFFD-(8640-19)-90002, 1991.

第 2 章 孔冷挤压强化

2.1 孔冷挤压强化提高疲劳寿命的机理

2.1.1 孔冷挤压强化

孔冷挤压强化,是指在室温下,利用比被挤材料硬度高的挤压工具,对孔壁、孔角、沉头窝及孔周端面等表面施加压力,使被挤压部位的表面层金属发生塑性变形,形成残余压应力层,以达到提高疲劳寿命的目的。在国内外的有关技术文献中,也把这一工艺称为“孔的冷作”(Holes Cold-work)或“孔冷胀”(Holes Cold Expansion)、“压印”(Coining)等。铝合金、钛合金、合金钢等都可挤压强化。

2.1.2 强化机理

以孔壁冷挤压强化为例说明。

孔壁冷挤压强化,就是将工作环直径大于孔直径的芯棒充分润滑后,强行从润滑的孔中通过,使孔壁金属产生塑性变形而孔被强化的一种工艺过程。在这一过程中,孔壁周围的应力及组织状态均发生了变化。

2.1.2.1 残余应力的影响

在挤压棒挤入孔中迫使孔径胀大的过程中,孔壁及紧靠孔壁一定深度的金属层产生塑性变形,而与该层紧邻的更深层材料产生弹性变形。当棒自孔中挤出时,弹性变形层对塑性变形层反向加载,因而在孔壁一定深度范围内,产生残余压应力。当孔周承受外载的拉应力作用时,与切向残余压应力叠加的结果,使合成的应力水平显著下降,从而提高了孔的抗疲劳性能。对于具有初始裂纹的孔,残余压应力还可能使有效应力强度因子幅值 ΔK 接近或低于材料本身的应力强度因子门槛值 ΔK_{th} ,从而导致裂纹扩展速率 da/dN 降低乃至完全抑制。

孔周残余压应力是改善孔抗疲劳性能的主要原因。图 2-1、图 2-2、图 2-3 分别表示

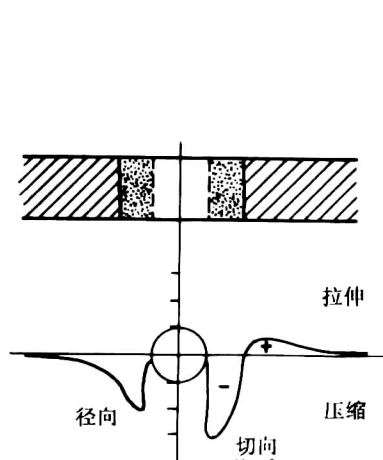


图 2-1 冷挤压孔周残余应力分布状况

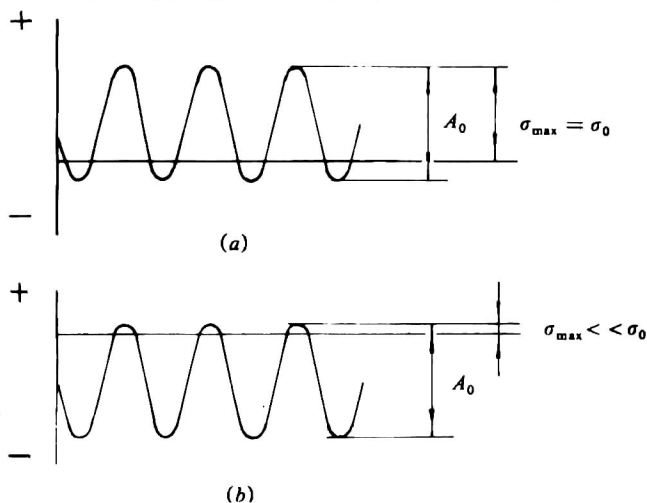


图 2-2 冷挤压前后的孔周交变应力状态

(a) 挤压前; (b) 挤压后

了冷挤压孔周残余压应力分布状况、孔周在冷挤压前后的交变应力状态及有残余压应力场作用下的裂纹尖端附近实际应力状况。图 2-4 显示了对 30CrMnSiNi2A 材料 $\phi 8$ 冷挤压孔进行残余应力测试时所拍摄到的应变条纹图^[1]。

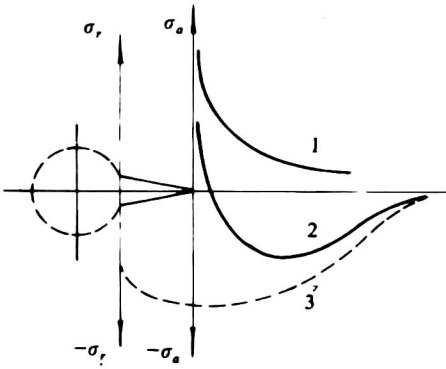


图 2-3 有残余应力场作用下的裂纹尖端附近实际应力状况

1—外加交变载荷中的瞬时拉应力；2—交变载荷处于最大拉应力水平时，裂尖区内实际应力水平分布；3—残余压应力

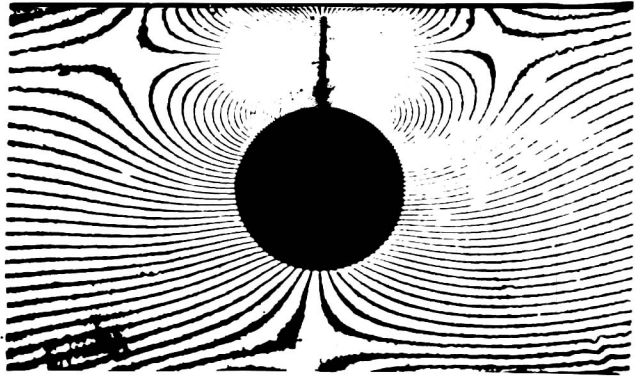


图 2-4 冷挤压孔周的应变条纹图

2.1.2.2 孔表面质量的改善

通过机械加工或其它金属去除方式制造出的表面，是由一系列高度不同的“峰”与“谷”组成，各种类型的不平程度叠加在一起就构成了表面的粗糙度。在挤压过程中，“峰”不断被碾平，多次作用的结果，就使粗糙的表面被碾压光整，减少了微裂纹源，改善了孔的抗疲劳性能。

2.1.2.3 金属微观结构的改变

在冷挤压强化提高孔的抗疲劳性能的机理中，国内外部分研究者还提出了使金属微观结构改变方面的作用^[2]。

在冷挤压过程中，表层金属发生塑性变形，因而导致位错增殖，增殖的位错之间以及增殖的位错与晶体中原有的位错之间交互作用，阻碍进一步变形，形成一个应变强化层。在这个强化层内，随着向孔表层过渡，挤压应变逐渐增高，位错的交叉滑移也逐渐增多。在交叉点上形成胞状结构的位错缠结、位错网、位错堆积等。越近表层，胞壁的位错密度越高，胞壁越宽，胞的直径也越小，因而微观内应力也越大，导致疲劳过程中阻碍滑移的作用越强。抗疲劳性能也越好。

2.2 孔冷挤压强化工艺分类

2.2.1 孔壁冷挤压强化工艺

孔壁冷挤压强化，即采用工作环直径大于孔直径的高硬度挤压工具，经充分润滑后，从孔中强行通过，使孔壁金属表层发生塑性变形的一种工艺。依所用工具不同，又有下述