

飞机结构抗疲劳断裂 强化设计手册

中国航空科学技术研究院 编著



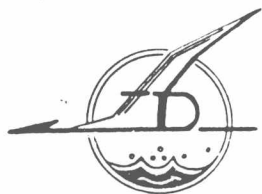
航空工业出版社

V215-62
1007

V215-62
1007-1

飞机结构抗疲劳断裂 强化设计手册

中国航空科学技术研究院 编著



200301396

航空工业出版社

1993

200301396

(京) 新登字 161 号

内 容 简 介

《飞机结构抗疲劳断裂强化设计手册》是飞机结构抗疲劳断裂强化技术手册下属的两部手册之一。介绍了强化技术在设计应用中所需的寿命增益估算方法、裂纹形成寿命和扩展寿命的分析方法、图纸标注方法,同时为设计应用提供了较全面的设计数据。本手册可供飞机设计单位,强度、工艺和材料研究单位和高等院校应用强化技术时使用。

图书在版编目(CIP)数据

飞机结构抗疲劳断裂强化设计手册 / 罗安民主编. 北京: 航空工业出版社, 1993.12
ISBN 7-80046-947-6

I. 飞... II. 罗... III. 疲劳断裂: 断裂强度-结构强度-结构设计-手册 IV. V221-62

中国版本图书馆 CIP 数据核字(95)第 11611 号

飞机结构抗疲劳断裂强化设计手册

中国航空科学技术研究院 编著

航空工业出版社出版

(北京市安外小关东里 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: 18.44

字数: 456 千字

定价: 40.00 元

编 审 委 员 会

主任委员: 张 耀

副主任委员: 王公镛 王俊扬 林梦鹤 吴富民

委 员: (按姓氏笔划为序)

罗安民 杨学勤 赵名泮 顾伟豪

中国航空科学技术研究院

2002 5

编写委员会

主 编: 罗安民

副主编: 肖思银

编 委: (按姓氏笔划为序)

刘 益 刘一兵 邢文珍 吴学仁

肖寿庭 杨永安 金 石 赵名洋

郭万林 张 瑜 郭卫国 傅祥炯

蒋金龙

审查委员会

主 审: 吴富民

副主审: 林梦鹤 王俊扬

编校人员

第1章 编写: 罗安民

校对: 肖思银

第2章 编写: 郭万林 罗安民 邢文珍

校对: 傅祥炯 赵名洋

第3章 编写: 罗安民

校对: 王世伟 夏元南

第4章 编写: 吴学仁 刘 益

校对: 罗安民

第5章 编写: 肖思银

校对: 罗安民

第6章 编写: 罗安民 蒋金龙 张 瑜 杨永安

刘一兵 肖寿庭

校对: 赵名洋 罗安民 朱亦纲 肖寿庭

第7章 编写: 罗安民 张 瑜 赵名洋 杨永安

邢文珍 郭卫国 肖寿庭 朱亦纲

校对: 赵名洋 罗安民 朱亦纲 肖寿庭

邢文珍

附录 A 编写: 蒋金龙

校对: 罗安民 赵名洋

责任编辑: 李铁柏

责任校对: 王桂馨

出版社审定: 周士林

前 言

在国军标 GJB67.6-85 (军用飞机强度规范 可靠性要求和疲劳载荷), GJB776-89 (军用飞机损伤容限要求) 和 GJB775.1-89 (军用飞机完整性大纲 飞机要求) 颁布以后, 疲劳、耐久性和损伤容限设计已在我国飞机设计中贯彻执行。迄今已出版了不少的手册, 为设计提供了手段。然而由于设计工作是一种创造性地改造世界的工作, 在设计工作中如何提高飞机的总体疲劳品质, 在疲劳关键件的关键区域如何增强其危险部位的寿命, 是设计部门更为关注的问题, 而在这方面的技术专著或手册相对较少, 这已对疲劳、耐久性和损伤容限设计思想在飞机设计中的贯彻造成了障碍。

在当前设计工作中, 设计工程师突出感到需要解决的问题有两个方面:

(1) 全机几十万个紧固孔的初始疲劳质量达不到国军标的要求, 其当量初始缺陷尺寸 $EIFS_{95/95}$ 均大于国军标规定的 0.125mm 要求。其结果在新机出厂时, 整体疲劳品质十分低下, 其耐久性、可靠性和维护性必然十分突出。

(2) 全机有上千的紧固孔, 其寿命达不到使用方要求, 而设计往往不允许用增加结构剖面尺寸和结构重量以降低使用应力水平的方法来满足寿命要求。

针对上述两个问题, 中国航空工业总公司科技局所属飞机结构抗疲劳断裂设计系统工程 (AFFD 系统工程) 已组织了专门攻关课题组对上述两个问题进行了较系统全面的研究。飞机结构抗疲劳断裂强化技术手册就是对上述第二个问题攻关的总结。飞机结构抗疲劳断裂强化技术手册分为工艺手册和设计手册两部。工艺手册的目标是解决强化技术工艺稳定化的问题, 设计手册的目标是解决设计定量化的问题。

强化技术是在不增加结构重量、不改变结构形式及剖面尺寸前提下较大幅度提高结构疲劳寿命的一种先进技术。在国外该技术已得到广泛应用并不断革新其实施方法, 在国内也已进入到型号设计图和批生产线。这本设计手册围绕强化后的残余应力场为核心, 系统全面地提供了设计方法、裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命的分析方法。寿命增益的估算方法, 图纸标注方法、常幅和谱载寿命增益试验方法。为了使这些方法能在型号设计中贯彻实施, 本手册给出了较全面系统的材料数据, 各种材料在各种强化技术下的残余应力场数据, 各种材料在各种强化技术和使用应力水平下的应力强度因子数据。本手册在编写中兼顾了先进性、实用性、配套性。希望能对飞机设计和研究部门、飞机制造厂在工作中起到重要参考资料的作用。

由于本手册涉及的学科在国内外均属前沿科学 (如残余应力场的分析), 也因为强化设计手册编写在国内外尚属首次尝试, 加之编者的水平局限, 因而手册中难免有许多不足之处, 诚请各位同行批评指正, 以期再版时使之更加完善, 更富于工程实用价值。

中国航空科学技术研究院

1993 年 8 月

目 录

第 1 章 强化设计技术总论

1.1 强化技术在飞机设计中的地位	(1)
1.2 主要强化技术及其寿命增益原理	(2)
1.2.1 冷挤压技术	(3)
1.2.2 干涉螺接技术	(3)
1.2.3 干涉铆接技术	(4)
1.2.4 喷丸强化技术	(4)
1.2.5 强化技术寿命增益原理	(5)
1.3 强化寿命增益在设计中的定量表达方法	(7)
1.3.1 工程估算方法	(8)
1.3.2 分析计算方法	(8)
1.3.3 试验方法	(8)
1.4 手册的结构安排	(8)
参考文献	(8)

第 2 章 强化下的残余应力分析

2.1 引言	(10)
2.2 残余应力分析的弹塑性有限元法	(10)
2.2.1 引言	(10)
2.2.2 问题的简化	(11)
2.2.3 残余应力分析的有限元法要点	(14)
2.2.4 计算模型的建立	(18)
2.2.5 结果处理	(20)
2.2.6 算例分析	(20)
2.3 残余应力分析的弹塑性全量解析法	(24)
2.3.1 引言	(24)
2.3.2 问题的基本假设和基本方程	(25)
2.3.3 工作总结	(27)
2.3.4 三轴应力约束下强化孔边残余应力分析	(29)
2.3.5 解的适用性分析	(37)
2.3.6 各种因素对残余应力场的影响	(40)
2.4 由实测应变场推算强化孔边残余应力	(42)
2.4.1 引言	(42)
2.4.2 推算原理和方法	(42)

2.4.3 实例分析	(45)
2.4.4 说明	(47)
2.5 残余应力的衰减	(47)
2.5.1 引言	(47)
2.5.2 力学机理	(48)
2.5.3 试验方法	(49)
2.5.4 残余应力衰减的工程估算方法	(51)
2.6 典型航空结构细节强化后的残余应力场	(52)
2.6.1 引言	(52)
2.6.2 典型航空材料性能	(52)
2.6.3 典型航空结构细节尺寸和强化参量	(52)
2.6.4 典型航空结构细节冷挤压强化后的残余应力场	(53)
2.6.5 典型航空结构细节干涉强化后的残余应力场	(53)
参考文献	(81)

第 3 章 强化技术下的裂纹形成寿命分析

3.1 引言	(82)
3.2 强化技术下的局部应力-应变法	(82)
3.2.1 基本假设	(83)
3.2.2 基本分析过程	(83)
3.2.3 分析的原始数据	(84)
3.2.4 缺口弹塑性分析和循环计数处理	(96)
3.2.5 当量应变计算	(101)
3.2.6 损伤计算和寿命预测	(102)
3.3 FATIRES 计算机程序	(105)
3.3.1 程序功能和规模	(105)
3.3.2 程序框图	(106)
3.3.3 源程序	(106)
3.3.4 程序预测精度	(106)
参考文献	(108)

第 4 章 强化技术下的裂纹扩展寿命分析

4.1 引言	(110)
4.2 残余应力场中孔边裂纹的应力强度因子计算	(110)
4.2.1 孔边穿透裂纹(二维问题)	(112)
4.2.2 孔边非穿透裂纹(三维问题)	(119)
4.3 裂纹扩展分析方法	(123)

4.3.1 常用的裂纹扩展公式	(123)
4.3.2 变幅加载下裂纹扩展迟滞模型	(128)
4.3.3 复合加载和复杂几何的应力强度因子工程近似方法	(128)
4.3.4 用 CRACK 程序进行裂纹扩展分析的步骤	(129)
4.4 采用强化技术后的应力强度因子	(131)
参考文献	(172)

第 5 章 强化设计技术在图纸上的标注方法

5.1 引言	(174)
5.2 规定标注方法的指导思想	(174)
5.3 强化技术在图纸上的标注方法	(174)
5.3.1 强化工艺代号的推荐意见	(174)
5.3.2 强化工艺代号及其工艺标准文件号的一一对应关系	(174)
5.3.3 强化工艺代号标注位置	(175)
5.3.4 强化技术汇总表(见清册)	(176)
参考文献	(177)

第 6 章 强化技术下常幅疲劳试验数据集及曲线

6.1 强化技术下常幅疲劳试验通用技术要求	(180)
6.1.1 对象和适用范围	(180)
6.1.2 试验设备要求	(180)
6.1.3 试验参量要求	(181)
6.1.4 试件	(182)
6.1.5 裂纹长度监测	(183)
6.1.6 接头静强度试验	(184)
6.1.7 疲劳试验指导	(185)
6.1.8 试验数据记录格式	(185)
6.1.9 试验分析报告	(187)
6.2 数据处理方法	(187)
6.2.1 引言	(187)
6.2.2 试验数据统计值	(187)
6.2.3 统计值的置信度	(188)
6.2.4 安全寿命的确定	(188)
6.2.5 $P-S-N$ 曲线拟合	(189)
6.2.6 强化增益的估计	(190)
6.2.7 DFR 的试验确定	(191)
6.3 冷挤压件常幅疲劳试验数据集及曲线	(192)

6.3.1	引言	(192)
6.3.2	LY12CZ 铝合金板冷挤压件常幅疲劳试验结果	(192)
6.3.3	30CrMnSiA 合金钢冷挤压件常幅疲劳试验结果	(198)
6.3.4	试验结果分析	(202)
6.4	干涉铆接件常幅疲劳试验数据集及曲线	(204)
6.4.1	引言	(204)
6.4.2	LY12CZ 铝合金板干涉铆接件常幅疲劳试验结果	(204)
6.4.3	试验结果分析	(206)
6.5	直螺栓干涉配合件常幅疲劳试验数据集及曲线	(211)
6.5.1	引言	(211)
6.5.2	LY12CZ 铝合金板直螺栓干涉配合件常幅疲劳试验结果	(211)
6.5.3	30CrMnSiA 合金钢直螺栓干涉配合件常幅疲劳试验结果	(215)
6.5.4	试验结果分析	(216)
6.5.5	LY12CZ 铝合金板直螺栓干涉配合强化的趋势分析	(216)
6.5.6	30CrMnSiA 合金钢直螺栓干涉配合强化的趋势分析	(219)
	参考文献	(221)

第 7 章 强化技术下谱载疲劳试验数据集及曲线

7.1	强化技术下谱载疲劳试验通用技术要求	(223)
7.1.1	试验目的	(223)
7.1.2	试件组编号方法	(224)
7.1.3	试验设备要求	(224)
7.1.4	试验参量要求	(224)
7.1.5	试件要求	(229)
7.1.6	裂纹监测和断口分析要求	(229)
7.1.7	试验结束条件	(234)
7.1.8	试验原始记录表	(234)
7.1.9	试验分析报告	(234)
7.2	冷挤压件谱载疲劳试验数据集及曲线	(234)
7.2.1	引言	(234)
7.2.2	7050T7451 铝合金板冷挤压件谱载疲劳试验结果	(234)
7.2.3	7475T761 铝合金板冷挤压件谱载疲劳试验结果	(238)
7.2.4	试验结果分析	(254)
7.3	干涉铆接件谱载疲劳试验数据集及曲线	(256)
7.3.1	引言	(256)
7.3.2	7475T761 铝合金板干涉铆接件谱载疲劳试验结果	(257)
7.3.3	试验结果分析	(260)
7.4	直螺栓干涉配合谱载疲劳试验数据集及曲线	(262)

7.4.1 引言 (262)

7.4.2 7475T761 铝合金板直螺栓干涉配合谱载疲劳试验结果..... (262)

7.4.3 试验结果分析 (262)

7.5 锥形螺栓干涉配合谱载疲劳试验数据集及曲线 (265)

7.5.1 引言 (265)

7.5.2 7050T7451 铝合金板锥形螺栓干涉配合谱载疲劳试验结果 (265)

7.5.3 7475T761 铝合金板锥形螺栓干涉配合谱载疲劳试验结果..... (271)

7.5.4 试验结果分析 (280)

参考文献 (281)

附录 A 试验数据处理计算机程序

A.1 疲劳试验数据处理 (282)

A.2 裂纹扩展常数拟合..... (284)

A.3 DFR 的试验确定 (290)

参考文献 (292)

第一章 强化设计技术总论

强化技术 (Fatigue Life Enhancement Technique) 是在不增加结构重量和不改变结构形式及剖面尺寸前提下, 通过工艺方法, 改变结构材料表面的组织结构和应力分布, 达到提高结构疲劳寿命 (裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命) 的技术。

强化技术作为一种工艺技巧早已广泛应用于结构修理之中, 但作为一种设计技术和制造技术用于设计所和制造厂则是近年来技术发展的结果。其主要的关键是: 工艺稳定化和设计量化。

工艺稳定化的含义是: 稳定的强化工艺参数、稳定的工艺装备和工具、可靠的质量检测方法和检测工具, 所有这些构成了一个稳定的工艺系统或表现为一份可靠的生产工艺规范, 是获得稳定的寿命增益的前提。

设计量化的含义是: 设计分析的方法论、设计分析手段 (设计曲线和计算机软件)、设计数据库、设计研制/验证试验方法和图纸标注方法。所有这些构成一个完整的设计系统或表现为一本设计技术手册。本手册的目的就是为解决设计量化, 向设计员提供一本强化设计技术的技术手册。

1.1 强化技术在飞机设计中的地位

强化技术用于飞机设计的目的是改善飞机关键部位的细节疲劳品质, 其设计效果表现为:

- (1) 若该部件按传统疲劳方法设计, 则可提高疲劳寿命 1 倍至数倍。
- (2) 若该部位按耐久性方法 (DCGA 确定性裂纹扩展法或 PFMA 概率断裂力学方法) 设计, 则可至少提高耐久性寿命 1 倍或者取更小的当量初始缺陷尺寸值。
- (3) 若该部位按损伤容限方法设计, 则可以取更小的初始缺陷值 (如 a_0 由 1.27mm 改为 0.127mm)。
- (4) 若改变该部位的结构剖面尺寸, 则可以缩小剖面尺寸, 提高设计应力水平 (如提高 20%), 保持原有结构寿命, 并可减轻结构重量。
- (5) 若改变该部位的材料, 则可以选用韧性较差, 但静强度较高的材料, 而不必为了获得较好韧性而牺牲静强度指标 (如采用过时效热处理)。

强化技术在整个设计流程中的地位可以见图 1-1。该图表现了一般飞机设计流程。由图可见, 强化技术在设计中是否采用, 应在打样阶段 (详细初步设计阶段或技术设计阶段) 就作出决定。

强化技术在国外技术先进国家中已广泛进入了设计规范和设计手册 (如波音设计手册、埃森贝格公司设计手册、美空军规范 MIL-A-83444、美海军规范 MIL-A-8860B(AS)等), 在我国也开始进入设计规范 (国军标 GJB776-89 军用飞机损伤容限要求) 和若干歼击机、运输机的设计和制造中。随着强化技术在实际中的日趋成熟, 它必将在飞机设计中确立自己的牢固地位, 成为飞机设计工程师手中的强有力的工具。

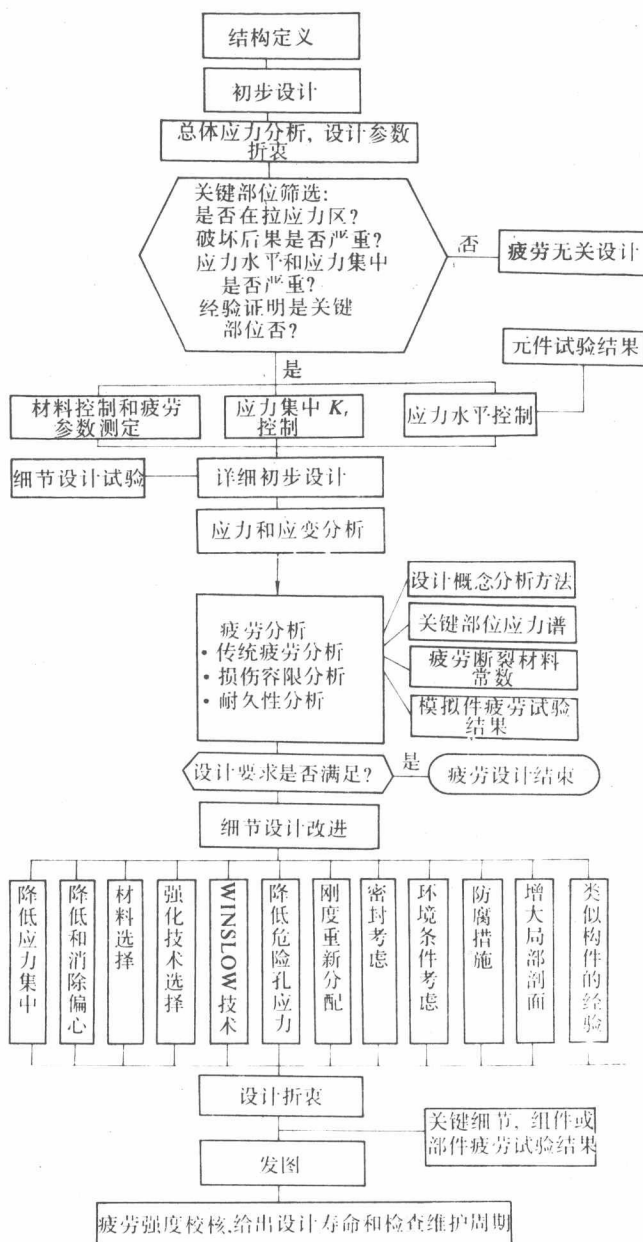


图 1-1 强化技术在飞机设计流程中的位置

1.2 主要强化技术及其寿命增益原理

由于结构开裂多数产生于紧固孔（如孔角、孔壁、沉头窝和孔壁交界处，靠近孔边的

搭接面等) 和结构表面, 因此, 强化技术主要针对上述结构件的表面。根据结构特点和工艺方法, 主要的强化技术包括:

1.2.1 冷挤压技术(Cold Working)

它可分为芯棒直接冷挤压和开缝衬套间接冷挤压。前者直接用芯棒和孔径之间的过盈, 挤压孔壁, 其工艺简单, 但要反复挤压多次, 孔壁有轻度轴向擦伤, 孔角上有小的突起; 后者在孔壁和芯棒之间要增加一个开缝的衬套, 用芯棒挤压衬套, 衬套再对孔壁进行挤压, 其工艺复杂, 每次消耗一个衬套, 但可以克服芯棒直接冷挤压的上述弊病, 是目前使用越来越普遍的方法。冷挤压技术在增强疲劳寿命的同时, 还可以提高结构孔抗应力腐蚀和腐蚀疲劳的能力, 因此它是一种没有什么副作用的、较“安全”的强化技术。

冷挤压技术可广泛用于结构件疲劳关键部位的孔, 对结构的主要要求是无量纲边距(孔中心到结构边缘的距离除以孔径) 一般应大于 2.0; 结构件厚度一般应大于或等于 3mm; 孔径范围在 4~30mm 之间选择。

1.2.2 干涉螺栓技术(Interference-Fit-Bolt)

干涉螺栓按实施工艺划分, 见表 1-1。

表 1-1 干涉螺栓的划分

干涉螺栓	螺栓直接干涉	(1) 直螺栓干涉 (2) 锥形螺栓干涉 (3) 二次干涉螺栓连接 (4) 高锁高疲劳螺栓 (5) Hi-Lite 螺栓
	衬套干涉	(6) 冷缩衬套干涉 (7) 压合衬套干涉 (8) 衬套螺栓干涉

(1) 直螺栓干涉将过盈的螺栓直接压入直孔内, 是不可拆卸连接, 其工艺简单, 但螺栓对孔壁有划伤和刮削, 沿钉杆干涉量不均匀, 不是一种优先采用的连接。

(2) 锥螺栓干涉在螺栓光杆和紧固孔上均有 1:48 或者 1:50 的锥度, 靠螺母拧紧时产生干涉, 是可拆卸的连接, 其干涉量均匀且可以调整, 安装工艺也简单, 但是对孔和紧固件的尺寸和精度要求高。当构件施工条件开敞, 制孔操作方便时可优先选用。

(3) 二次干涉螺栓连接是先将直孔冷挤压, 再以小的干涉量将螺栓压入孔内形成干涉, 是一种不可拆卸的连接, 它在一定程度上克服了直螺栓干涉的缺点, 但操作工序较多, 成本较高, 可酌情选用。

(4) 高锁高疲劳螺栓是在螺栓光杆上制作一圈鼓包或大的圆角, 安装时鼓包或圆角先挤压孔壁, 当鼓包或圆角通过孔后, 孔壁的回弹和螺栓光杆形成干涉, 是一种不可拆卸的连接, 其优点和二次干涉螺栓相同, 而且安装操作一次完成, 是一种优先选择的连接。

(5) Hi-Lite 螺栓是在螺栓光杆和螺纹间制作一个较大的过渡圆角, 安装时圆角逐渐挤压孔壁, 圆角通过后, 孔壁回弹和螺栓光杆形成干涉, 是一种不可拆卸的连接, 其优点同高锁高疲劳螺栓, 而且螺栓的重量比高锁高疲劳螺栓轻 13%, 是最优先选择的连接。

(6) 冷缩衬套干涉是将经液氮冷缩的衬套迅速压入孔内, 衬套恢复到室温时其直径胀

大与孔壁形成干涉，而螺栓和衬套间为间隙配合，是一种可拆卸的连接。其工艺复杂，设备要求高，而且受材料膨胀系数限制，只能达到 0.3% 的干涉量。

(7) 压合衬套干涉是用专用工具在冷胀衬套的同时使衬套和孔壁形成干涉，螺栓和衬套间仍为间隙配合，是一种可拆卸的连接，它克服了冷缩衬套的全部缺点，是一种优先推荐的连接。

(8) 衬套螺栓干涉是在直孔内装上一个外壁为圆柱、内壁为圆锥的衬套，用锥螺栓挤压衬套，衬套挤压孔壁形成干涉、是一种可拆卸但又可形成油密和气密的连接。它克服了锥形螺栓干涉的缺点，安装和拆卸都很方便，也是一种优先推荐的连接。

干涉螺栓连接在设计应用时应注意：

(1) 它一方面能大幅度地提高疲劳寿命；但另一方面大干涉量对孔壁的预张力有可能引起应力腐蚀开裂，所以应根据结构特点、施工条件和工厂工艺的成熟情况，合理选择最佳的干涉方法，而不能用一种方法套用到全机各干涉部位。

(2) 对油密和气密部位，应优先选择锥螺栓、Hi-Lite 螺栓和衬套螺栓干涉方法。

(3) 对无密封要求但是无量纲边距小于 1.4 的部位或要求经常维修的部位（如前缘襟翼、后缘襟翼、副翼、方向舵等操纵面和机体结构的交点）应优先选用压合衬套。

(4) 对环境腐蚀严重的结构件不推荐大量采用干涉螺栓。

1.2.3 干涉铆接技术(Interference-Fit-Rivet)

干涉铆接通常按铆钉形状划分，见表 1-2。

表 1-2 干涉铆接的划分

干涉铆接	有头钉干涉铆接	平锥头钉干涉铆接
		冠状钉干涉铆接
	无头钉干涉铆接	

(1) 平锥头钉干涉铆接在结构厚度上形成的干涉量不均匀，但操作简单，对设备要求不高，不作为优先采用的方法；而冠状钉在铆钉制成头上加了一个鼓包，铆接时，鼓包材料补充了形成干涉时所需的材料，因而在结构厚度上的干涉量较大、也较均匀，特别是能在钉和埋头窝之间形成干涉，铆钉的抗拉性能好，是一种优先推荐的方法。

(2) 无头钉干涉铆接时材料从两边向中间挤入并在两边形成钉头，所以干涉量沿钉杆最均匀，但它需要开敞的施工条件和自动钻铆机，当满足这些条件时，它也是一种优先选用的方法。

在设计选用干涉铆接时，可参照干涉螺接的选用注意事项，并结合结构特点（如气密、液密要求、施工开敞性、气动外形要求和铆钉的受载特性等）和工厂具备的条件加以选用。

1.2.4 喷丸强化技术

喷丸强化是利用压缩空气或者离心机将高速弹丸（如铸钢丸、不锈钢切割钢丝丸或玻璃丸）撞击到构件表面，使之产生有利的塑性变形的过程。喷丸强化的结果一方面提高了结构件表面抗开裂的能力，同时也提高了结构表面抗应力腐蚀和抗氢脆的能力。

喷丸强化技术在结构设计中应用时应注意以下几点:

(1) 喷丸强化应用主要针对应力集中的结构细节(如圆角、凸台、沟槽、耳片、大孔等)和存在腐蚀环境的结构细节(如放油口),而对平滑表面效果不明显。

(2) 在喷丸区存在紧固孔,而孔壁又无法喷丸时,建议喷丸后对紧固孔实施冷挤压或干涉连接以消除喷丸对孔角的不利影响。

(3) 在疲劳关键区域,对下述典型结构和工艺组合情况均应进行喷丸强化,以保持零件原有的疲劳抗力:

- 热处理后 $\sigma_b \geq 1380\text{MPa}$ 的高强度钢零件;
- 热处理后 $\sigma_b \geq 1240\text{MPa}$ 的高强度钢零件在镀铬之前;
- 铝合金零件硬阳极化前;
- 化铣铝合金壁板的化铣面在化铣后;
- 镀镉钛合金零件在镀镉前;
- 锻造、热处理后机加的关键承力件在机加后;
- 焊缝两侧约 30mm 区域。

(4) 喷丸强化零件的厚度一般应大于 2mm,否则会严重降低板中心材料的抗拉能力。

(5) 喷丸强化后一般不再做后处理机械加工,若必须后处理,则机加磨削深度应控制在残余压应力深度的 $1/5 \sim 1/10$ 为宜。

(6) 对以机动载荷为主的战斗机,喷丸强化的疲劳寿命增益不计入设计寿命,对民航机和运输机,则可酌情计入增益。

1.2.5 强化技术寿命增益原理

从宏观力学角度分析,强化技术实现寿命增益的机制可以分为如下两类:

(1) 在零件和孔表面产生压缩残余应力层,以降低局部疲劳危险点承受的谱载平均应力。

对冷挤压技术,在合理的过盈量的芯棒挤入时,孔径增大,使孔周围的一圈材料进入屈服状态,而屈服圈周围的材料仍为弹性状态。当芯棒取出时,在周围弹性材料回复的过程中一方面使孔径缩小;另一方面弹性回复力压缩变形不可逆的塑性区,在靠近孔周围材料中产生相当大的压缩残余应力,在远离孔的材料中产生与残余压应力平衡的残余拉应力。孔冷挤压过程孔径的变化见图 1-2,冷挤压后孔边残余应力场的分布见图 1-3。

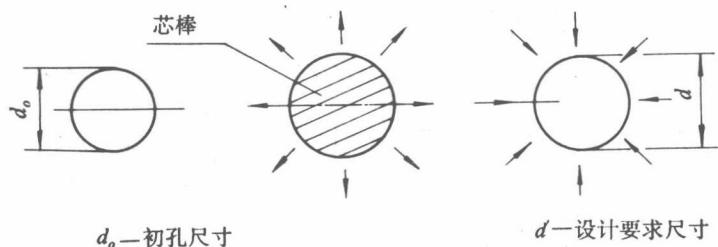


图 1-2 孔冷挤压过程中孔径的变化

由图 1-3 可见,冷挤压技术要产生高的压缩残余应力和低的残余拉应力,要求一方面挤压量要足够大,以形成塑性区;另一方面弹性约束要足够大,弹性区尺寸也要足够

大，因此不难理解为什么要求无量纲边距一般应大于或等于 2.0。当无量纲边距小于 2.0 时，也能产生足够大的残余压应力和足够大的寿命增益效果，但是，与残余压应力平衡的残余拉应力水平也相当高，在腐蚀介质环境中会产生严重的应力腐蚀开裂。因此不推荐这种小边距的冷挤压方法。

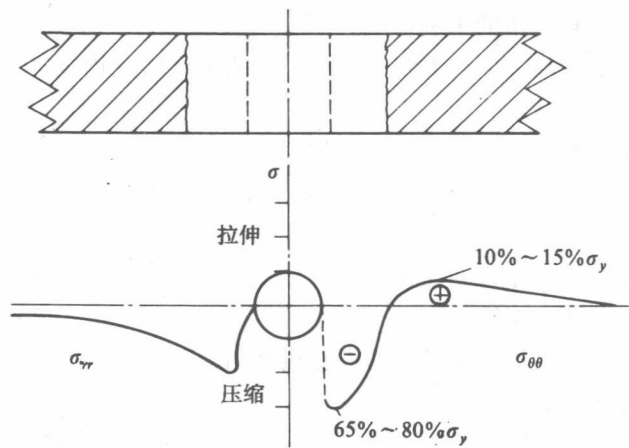


图 1-3 冷挤压孔后残余应力分布

还可以看出，冷挤压后残余压应力深度大约等于孔的半径，所以其强化效果是十分有效的，不仅可以提高裂纹形成寿命，而且可以提高裂纹扩展寿命。

在谱载作用下，冷挤压孔边疲劳危险点处应力幅值不发生变化，但平均应力均大幅度下降，因而可以显著提高结构件的寿命。图 1-4 给出了挤压孔边和不挤压孔边局部循环载荷的变化情况。

对喷丸强化技术，其寿命增益原理和冷挤压强化技术是类似的，喷丸后的残余应力分布可见图 1-5。值得注意的是喷丸后的残余压应力的大小和深度均不如冷挤压，所以其强化效果主要不表现在寿命增益上，设计中是否计入其寿命增益应取慎重态度。

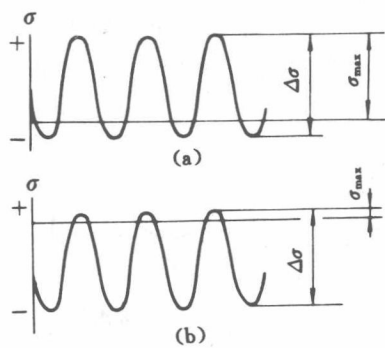


图 1-4 不挤压和挤压孔边的局部循环应力
(a)不挤压孔；(b)挤压孔

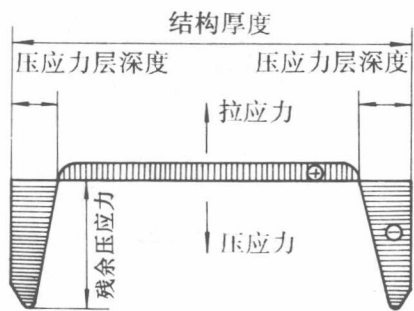


图 1-5 喷丸强化后的残余应力分布