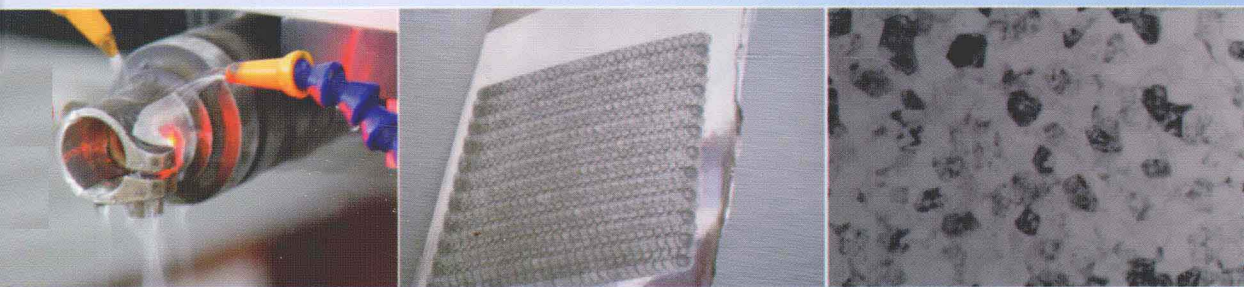


激光冲击强化 理论与技术

李应红 等 著



科学出版社

激光冲击强化理论与技术

李应红 等 著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

激光冲击强化技术是一种使用千兆瓦级纳秒脉冲激光辐照金属表面,产生高压等离子体冲击波,对金属表面进行改性,使其产生残余压应力、高密度位错和表面纳米化的新技术。该技术具有强化效果佳、可控性强、适应性好等优点,可成功用于提高部件的疲劳强度、消除焊接残余拉应力等方面。本书系统介绍了激光冲击强化理论和技术,主要包括:激光诱导等离子体冲击波原理及在介质中传播的特性,冲击波作用下材料表层残余应力场和表面纳米化及其提高疲劳性能的规律和机理,激光冲击强化应用技术和规范等。

本书可供激光冲击强化技术研究和应用、机械强度、机械制造、表面工程等领域工作者阅读、参考,对激光等离子冲击波和材料科学等相关专业的研究人员有参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

激光冲击强化理论与技术/李应红等著. —北京:科学出版社,2013

ISBN 978-7-03-037459-2

I. ①激… II. ①李… III. ①激光技术—研究 IV. ①TN24

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2013) 第 097421 号

责任编辑:刘信力 / 责任校对:郭瑞芝

责任印制:钱玉芬 / 封面设计:陈 敬

科学出版社出版

北京东黄城根北街 16 号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

北京通州皇家印刷厂印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2013 年 3 月第 一 版 开本:720×1000 1/16

2013 年 3 月第一次印刷 印张:23 1/2

字数:456 000

定价:118.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)



序

金属构件的疲劳性能与其表面完整性密切相关,一般情况下,零部件疲劳断裂特别是高周疲劳断裂往往是由于表面产生裂纹,裂纹逐渐扩展而导致整体的破坏。为提高结构可靠性,延长使用寿命,在不改变基体材料性能的前提下,表面强化技术得到了国际上越来越多的研究和应用。激光冲击强化是一种新型表面强化技术,其发展与解决航空发动机部件高周疲劳断裂问题密切相关。目前,美国已在军民航空发动机、飞机、地面燃气轮机、叶轮机械等装备、设备部件制造和修理中广泛应用该技术,并将该技术列为第四代战机发动机关键技术之一。

李应红教授是一位优秀的中青年航空推进技术专家,他对航空发动机延寿、部件强化和修理的研究已有二十多年。二十世纪八九十年代,他参与或主持将六型发动机使用寿命或大修日历寿命延长1倍,用于1000多台发动机,曾获国家科技进步奖三等奖。近十年来,他带领团队突破了激光冲击强化关键技术,已获军队科技进步奖一等奖以及十多项发明专利。至2012年,以空军工程大学为核心的团队仍是国内唯一将激光冲击强化技术应用在实际装备上的团队。他们的研究工作很有特色,一是系统开展研究,机理、工艺、设备和应用设计“四位一体”,从而系统解决了制约激光冲击强化应用的技术问题;二是加强基础研究,提出了激光冲击表面纳米化方法和机理、激光冲击表面纳米化与残余压应力复合强化机制,从而拓宽了激光冲击强化的研究和应用范围;三是需求牵引、从修理应用入手,比较快速地实现了激光冲击强化工程应用,解决了现役多种航空发动机部件疲劳断裂问题,为飞行安全做出了突出贡献。

该书是在总结作者研究成果的基础上,撰写的介绍激光冲击强化理论和技术专著,内容系统、全面,理论性和实用性都较强。该书的出版,对促进激光冲击强化技术的应用和进一步发展,解决航空发动机及各类机械设备和装备上叶片、孔边、导管、焊缝等部件(部位)的疲劳裂纹、断裂问题,具有重要意义。

中国工程院院士
波兰科学院外籍院士



2012年12月10日

前 言

疲劳断裂是影响机械结构和装备安全性、可靠性的主要因素。在航空装备使用中,疲劳断裂引起过很多严重飞行事故,产生的经济损失也十分惊人。特别是航空发动机部件高周疲劳断裂,是研制和使用中的疑难问题,即使是航空技术非常发达的美国,也曾因该问题严重影响飞行安全和使用经济性。例如,1987年,由于F404发动机叶片疲劳断裂,连续导致4架F/A18飞机飞行事故;80年代,美国第三代战机F-15、F-16配装的F110发动机在使用中发生叶片断裂故障,迫使每天第一次飞行前(或者每飞行25h)都要做一次能够发现0.127mm裂纹的精细检查,每年上千万美元损耗在对该型发动机叶片的检查上;90年代初期,美国在海湾战争中,由于B-1B飞机配装的F101发动机被外物打伤后疲劳断裂,严重影响飞行安全和作战任务的完成。

激光冲击强化技术由于具有强化效果佳、可控性强、适应性好等优点,对提高部件的疲劳强度具有重要作用。激光冲击强化概念的出现可以追溯到20世纪60年代,但真正研究则是从70年代开始,而受到广泛重视和快速发展却是90年代之后的事。应该说,激光冲击强化的发展与航空发动机部件抗疲劳断裂技术发展密切相关。美国正是为了解决航空发动机部件高周疲劳裂纹、断裂问题,在90年代实施“高周疲劳科学与技术”国家研究计划,将激光冲击强化列为首位工艺措施,进行重点研究,将激光冲击强化从实验室推向了工程应用,解决了上述F101、F110、F404等发动机出现的疲劳断裂问题。

我国航空发动机在使用过程中,叶片、盘等疲劳裂纹、断裂问题十分突出,约占航空发动机故障的40%,有的机型这一比例更大。各型发动机均由于部件疲劳断裂发生过严重飞行事故,引起过大批量停飞。例如,从俄罗斯引进的歼十飞机配装的发动机,风扇叶片被细小物打伤后疲劳断裂,造成过严重飞行事故;国产某型发动机涡轮叶片高周疲劳断裂,曾一年之内造成多次严重飞行事故。2003年,时任空军司令员曾亲自指示我:研究防止航空发动机叶片等部件疲劳断裂的技术措施。为此,我带领团队从2003年开始激光冲击强化的研究。

我们的研究工作需求牵引、四位一体(机理、工艺、设备 and 应用设计),联合江苏大学、西安交通大学、西安天瑞达光电公司、北京镭宝激光公司等单位,瞄准修理应用,从基础研究开始,重点突破成套设备关键技术、叶片等实际构件的激光冲击强化工艺和质量控制方法,提出了激光冲击表面纳米化和残余应力复合强化新机制,奠定了高温部件激光冲击强化工程应用的基础。我们在机理研究和设备研制上走

的路子与美国不尽相同。例如,我们为了解决高温部件激光冲击强化问题,进行了激光冲击表面纳米化研究,拓展了激光冲击强化的研究领域和应用范围;再例如,我们一开始就采用了 YAG 激光器,而美国在较长时间采用的都是钕玻璃激光器。

2008 年,我们在西安建立了我国第一条激光冲击强化生产线,并陆续在多种航空发动机部件上实际应用激光冲击强化。时任中国工程院副院长的杜祥琬院士在《中国工程科学》发表的《创新工程技术支撑科学发展》一文中评价:“2008 年 11 月,中国第一条激光冲击强化生产线在西安阎良国家航空高技术产业基地建成。……我国激光冲击强化技术实现重大突破……成为继美国之后世界上第二个可实现该项技术工业化应用的国家。”2012 年,时任空军司令员要求大力推广应用该技术。

目前,我们已经对十多种航空发动机部件进行激光冲击强化,除了航空发动机部件外,还在地面燃气轮机叶片、核反应堆焊缝、自行车赛车车架等部件上应用激光冲击强化,已经研发了四种型号激光冲击强化成套设备。

本书系统总结了作者及其研究团队关于激光冲击强化研究的成果,并参考国内外有关研究成果,对激光冲击强化理论和技术进行了较为全面的介绍。主要内容包括三大部分:激光诱导等离子体冲击波原理、特性及在介质中传播的基本规律,冲击波作用下残余应力场和材料表面纳米化及其提高疲劳性能的规律和机理,激光冲击强化应用技术和规范。

本书由我和何卫锋共同写作。汪诚、周鑫、李玉琴、何光宇、安志斌、柴艳、周留成、方英武、贾敏、聂祥樊等提供了很多素材,有的甚至撰写了部分章节的初稿。特别是周留成博士做了大量资料整理、文字编排和插图绘制等工作。在本书涉及的研究工作中,除了上述老师和学生参加外,还有空军工程大学的程礼教授、陈东林教授、李全通教授、龙霓冬副教授、康进兴高级工程师、陈卫副教授、王学德副教授、胡金海副教授、杨卓君讲师、王长伟讲师,东南大学的张永康教授,江苏大学的任旭东副教授,西北工业大学的黄卫东教授、李烈凤教授,西安天瑞达公司的李国杰副总工程师,北京镭宝公司的张放总经理,以及已毕业的研究生马壮、李伟、李启鹏、周磊等的贡献。西安交通大学的单志伟教授、陈凯教授、万亮博士后等与我们开展了良好的合作研究,他们在激光等离子冲击波表面纳米化方面做了大量工作,部分结果收入本书之中。西安交通大学的周翔教授和臧顺来教授在材料本构模型、残余应力仿真方面给予了很多帮助。此外,牛津仪器公司的焦汇胜博士、西安理工大学的卢正欣教授、西安电子科技大学的史学芳老师,在材料测试与分析中给予了较多的帮助。在此向这些同事、同志和同学表示真诚的感谢!

本书研究工作得到了国家自然科学基金(项目编号:51205406、5705038)、博士后基金(项目编号:201100471835)、新世纪优秀人才、解放军总装备部预研等多个计划项目的资助,在此一并致谢!

感谢中国科学院院士曹春晓、徐建中、张泽、葛昌纯、卢柯和中国工程院院士徐滨士、刘大响、钟群鹏、黄先祥、陈一坚等对我及研究组工作的指导、支持！ 特别感谢徐滨士院士为本书作序！

本书涉及跨学科和技术交叉研究，由于作者水平和知识面有限，书中难免存在不妥之处，殷切期望广大读者批评指正。

李应红

2012 年国庆节

目 录

序

前言

第 1 章 概述	1
1.1 金属部件疲劳断裂与表面强化方法	1
1.1.1 疲劳的危害	1
1.1.2 疲劳破坏的过程和抗疲劳制造	3
1.1.3 表面强化方法	4
1.2 激光冲击强化基本原理与特点	6
1.2.1 激光冲击强化基本原理	6
1.2.2 激光冲击强化技术优势	7
1.3 激光冲击强化理论和技术发展历程	7
1.3.1 国外研究发展概况	8
1.3.2 美国应用发展概况	11
1.3.3 我国的发展概况	17
1.4 激光冲击强化中的科学问题	20
1.4.1 高压冲击波作用下材料的动态响应	20
1.4.2 高能激光与材料的相互作用	20
1.4.3 材料激光冲击强化中的多尺度力学问题	20
1.5 激光冲击强化中的技术问题	21
1.5.1 成套设备与综合控制技术	21
1.5.2 强化过程在线监控与质量保证	22
1.5.3 特殊部位强化关键技术问题	23
1.6 本书的主要内容	23
参考文献	24
第 2 章 激光诱导等离子体冲击波原理与特性	28
2.1 激光与物质的相互作用基本原理	28
2.1.1 激光辐照效应	28
2.1.2 材料对激光的吸收	29
2.2 激光等离子体基本原理与特性	31
2.2.1 等离子体概念	31

2.2.2	激光等离子体产生的时间尺度	35
2.2.3	激光辐照形成等离子体的过程	36
2.2.4	激光在等离子体中的吸收	38
2.2.5	激光等离子体屏蔽效应	39
2.2.6	激光等离子体的诊断	40
2.3	激光诱导等离子体冲击波的模型与仿真	46
2.3.1	激光维持的燃烧波和爆轰波	46
2.3.2	爆轰波的 C-J 起爆模型及初始参数计算	47
2.3.3	一维等离子体爆轰波模型研究概况	50
2.3.4	约束条件下爆轰波二维辐射膨胀模型	52
2.3.5	基于 Fluent 的模型仿真与分析	56
2.4	激光诱导等离子体冲击波压力测试	58
2.4.1	冲击波特性测试的方法	58
2.4.2	水约束层对冲击波压力的影响	63
2.4.3	功率密度及波长对冲击波压力的影响	64
2.4.4	吸收保护层对冲击波压力的影响	66
	参考文献	68
第 3 章	激光等离子体冲击波在金属材料 and 空气中的传播	71
3.1	冲击波作用下固体的基本方程式	71
3.1.1	守恒方程	71
3.1.2	固体材料的物态方程	76
3.2	金属材料中的冲击波及其对材料作用过程	82
3.2.1	冲击压缩条件下材料的强度特性	82
3.2.2	激光冲击作用下材料的应变率	84
3.2.3	弹性波和塑性波	85
3.2.4	冲击波对金属材料的作用过程	89
3.3	金属材料中冲击波的反射与衰减	92
3.3.1	金属材料中冲击波的反射	92
3.3.2	金属材料中冲击波的衰减	95
3.4	激光等离子体声波在空气中的传播	96
3.4.1	理想气体中冲击波基本关系	96
3.4.2	激光等离子体声波的产生与发展	100
3.4.3	激光等离子体声波特征测试与分析	102
	参考文献	109

第 4 章 激光冲击金属材料应力应变场数值仿真	111
4.1 引言	111
4.2 数值仿真基本方法	113
4.3 高应变率条件下材料的动态本构模型	116
4.3.1 常用动态本构模型	117
4.3.2 材料动态本构模型修正	118
4.3.3 模型参数获取方法	121
4.4 板材激光冲击仿真与分析	122
4.4.1 冲击波传播规律	122
4.4.2 残余应力场的形成机制及分布特点	130
4.4.3 不同冲击参数下激光冲击强化仿真	135
4.4.4 激光冲击残余应力洞形成机制与分布特点	151
4.5 构件激光冲击仿真分析和设计流程	153
4.5.1 模拟叶片激光冲击强化仿真分析	153
4.5.2 钛合金叶片的数值仿真分析	158
4.5.3 基于数值仿真的激光冲击强化设计	169
参考文献	171
第 5 章 激光冲击金属材料的残余应力测试与分析	173
5.1 金属材料残余应力的测试方法	173
5.1.1 X 射线衍射法	173
5.1.2 结合光栅应变花的盲孔法	175
5.2 激光冲击金属材料的残余应力场特征	180
5.3 强化参数对残余应力场的影响	181
5.3.1 激光功率密度对残余应力场的影响	181
5.3.2 光斑大小对残余应力场的影响	186
5.3.3 脉宽对残余应力场的影响	186
5.3.4 强化次数对残余应力场的影响	188
5.3.5 约束层、吸收保护层对残余应力场的影响	189
5.3.6 光斑搭接率对残余应力场的影响	190
5.3.7 激光斜冲击角度对残余应力场的影响	194
5.3.8 双面对冲下残余应力场分布情况	196
5.4 激光冲击强化残余应力均匀性分析	198
5.4.1 光斑形状与强化均匀性	198
5.4.2 光斑布置方式和强化均匀性	200
5.5 激光冲击强化后金属材料残余应力热松弛	204

5.5.1 马氏体不锈钢激光冲击强化残余应力热松弛	204
5.5.2 镍基高温合金激光冲击强化残余应力热松弛	204
参考文献	205
第6章 激光等离子体冲击波表面纳米化	207
6.1 引言	207
6.2 激光等离子冲击波表面纳米化微观组织特征	208
6.2.1 激光冲击钛合金表面纳米化	209
6.2.2 激光冲击镍基高温合金表面纳米化	215
6.2.3 激光冲击马氏体不锈钢表面纳米化	217
6.2.4 304 不锈钢表面纳米化	219
6.3 激光诱导等离子体冲击波表面纳米化机制	221
6.3.1 位错的形成	223
6.3.2 纳米晶的形成	228
6.3.3 激光等离子冲击波表面纳米化参数范围	228
6.4 激光等离子冲击波表面纳米晶热稳定性	230
6.4.1 钛合金表面纳米晶热稳定性	230
6.4.2 镍基高温合金表面纳米晶热稳定性	232
6.4.3 激光冲击表面纳米晶的热稳定性机理	233
参考文献	239
第7章 激光冲击提高金属材料疲劳性能的作用及机制	241
7.1 激光冲击金属材料表层硬化	241
7.1.1 钛合金表面硬化	241
7.1.2 镍基合金表层硬化	244
7.1.3 不锈钢表层硬化	244
7.2 激光冲击提高金属材料疲劳性能的试验结果	245
7.2.1 振动疲劳试验考核方法	245
7.2.2 激光冲击提高钛合金疲劳性能	247
7.2.3 激光冲击提高镍基合金疲劳性能	254
7.2.4 激光冲击提高不锈钢疲劳性能	263
7.2.5 激光冲击提高铝合金疲劳性能	268
7.2.6 激光冲击强化提高钛合金叶片抗外物打伤性能	269
7.3 表面纳米化和残余压应力的复合强化机制	274
7.3.1 表面纳米化提高疲劳强度机制	275
7.3.2 残余压应力提高疲劳强度机制	278
参考文献	281

第 8 章 激光冲击强化应用技术	283
8.1 激光冲击强化的基本过程	283
8.2 金属材料激光冲击强化应用规范	285
8.2.1 金属材料激光冲击强化参数范围	285
8.2.2 金属材料激光冲击强化疲劳强度提高的范围	285
8.2.3 激光冲击强化质量检验方法	286
8.3 特殊部件(位)激光冲击强化工艺技术	289
8.3.1 薄壁叶片激光冲击强化工艺技术	289
8.3.2 小孔孔边激光冲击强化技术	293
8.3.3 叶片/盘榫槽部位激光冲击强化技术	295
8.4 激光冲击强化复合修复技术	297
8.4.1 激光修复技术	297
8.4.2 激光焊接/熔覆与冲击复合修复技术	304
8.5 激光冲击与表面扩散渗入复合技术	312
8.5.1 激光冲击与渗铝复合处理	313
8.5.2 激光冲击与渗氮复合处理	319
8.5.3 激光冲击与渗碳复合处理	321
8.5.4 激光冲击与表面扩散渗入复合技术机理	323
参考文献.....	327
第 9 章 激光冲击强化成套设备技术	330
9.1 激光冲击强化成套设备组成与通用设备	330
9.1.1 激光冲击强化成套设备组成	330
9.1.2 高功率脉冲激光器	330
9.1.3 机器人	334
9.2 吸收保护层自动涂覆/去除与外光路技术.....	335
9.2.1 吸收保护层自动涂覆/去除装置	335
9.2.2 外光路技术	337
9.3 激光冲击强化控制与监控技术	341
9.3.1 控制系统设计	341
9.3.2 强化路径规划控制与定位控制技术	347
9.3.3 激光冲击过程监控技术	349
参考文献.....	356
索引	358

第 1 章 概 述

在交变载荷作用下,金属零部件经常因为局部疲劳裂纹、断裂而整体报废,甚至导致设备或装备的故障或事故,疲劳断裂是影响机械结构和装备安全性、可靠性的重要因素^[1]。航空发动机部件高周疲劳断裂问题是研制和使用中的疑难问题。大量的研究表明,金属构件的疲劳性能与其表面完整性密切相关,一般情况下,断裂往往是由于在交变载荷的作用下构件表面产生裂纹,逐渐扩展而导致整体的破坏。

为提高服役条件下结构的可靠性,延长使用寿命,在不改变基体材料性能的前提下,表面强化技术得到了国际上越来越多的研究,提出了多种表面强化方法,得到了广泛的应用,取得了很好的效果和效益^[2]。激光冲击强化技术由于其具有强化效果佳、可控性强、适应性好等优点,得到了越来越广泛的关注和研究,成功用于提高部件的疲劳强度,延长使用寿命^[3-5]。

1.1 金属部件疲劳断裂与表面强化方法

疲劳是指在交变载荷(应力或应变)作用下,由于某点或某些点发生了局部的永久性结构变化,从而在一定循环次数以后形成裂纹或发生断裂的过程。按载荷循环次数的高低,一般可分为低周疲劳(循环次数小于 10^4 ,也称为应变疲劳)、高周疲劳(循环次数介于 $10^4 \sim 10^7$,也称为应力疲劳)和超高周疲劳(循环次数大于 10^7)等。

1.1.1 疲劳的危害

低周疲劳(low cycle fatigue, LCF)是指结构承受较高应力(接近屈服极限),断裂失效前应力循环次数较低,一般低于 10^4 ;高周疲劳(high cycle fatigue, HCF)时结构所承受的应力远低于材料的屈服极限,断裂失效前应力循环次数较高(大于 10^4)。由于高周疲劳时的应力水平低,在宏观上表现为无明显塑性变形的脆性断裂。对飞行器特别是航空燃气涡轮发动机,零部件高周疲劳失效是影响安全性和可靠性的重要因素。据统计,高周疲劳失效占航空发动机全部构件损伤的 24%,如图 1.1 所示。

引起航空发动部件高周疲劳的因素很多,主要包括以下几种情况:

(1) 转子不平衡引起的机械振动(影响管路系统、非转动结构和外部零件)和

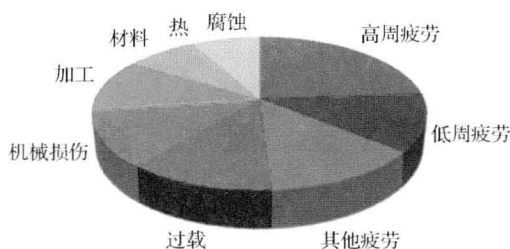


图 1.1 航空发动机高周疲劳失效占发动机故障的比重

碰磨(影响叶尖和密封部件等)。

(2) 进气风扇、流道中支板和叶片产生的气流扰动频率与发动机零部件各阶固有振动频率可能相同,从而引起结构振动。

(3) 气体的流动不稳定性,引起叶片的颤振等。

(4) 燃烧脉动和强噪声等影响。

图 1.2 为航空发动机部件对高周疲劳的敏感性。从图中可知,多种部件对高周疲劳较为敏感,尤其是风扇和转子叶片,极易发生由高周疲劳引发的故障。长期以来,国内外航空涡轮发动机都出现过叶片被外来物打伤(foreign object damage, FOD)后疲劳断裂、盘的榫槽与叶片榫头之间以及传动齿的微动磨损与疲劳裂纹断裂等问题,引起过重大飞行事故。

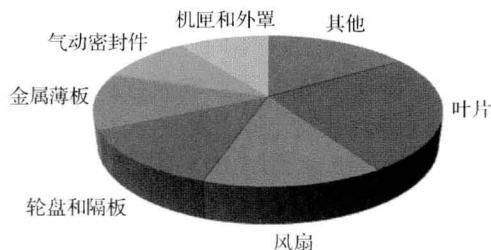


图 1.2 航空发动机不同部件对高周疲劳的敏感性

高周疲劳在航空发动机技术先进的美国也曾是重大技术难题。据统计,美国在 1982~1996 年高周疲劳占 A 等发动机故障的 56%。例如,1991 年起,美国 B-1B 轰炸机所用 F101-GE-102 发动机的钛合金风扇叶片经常由于 FOD 引起的高周疲劳发生损坏,为此,美国空军要求每次起飞前要对该型发动机的风扇叶片进行人工精细检查,以发现 0.127mm 的微小裂纹。这项检查耗时耗力,如果发现裂纹,必须马上对叶片进行更换,每年超过 100 万个工时,上千万美元损耗在对该型发动机叶片的检查上。在 1994 年,高周疲劳消耗了 850 000 个维修工时,引起的维修成本每年超过 4 亿美元。

我国航空发动机在使用过程中,叶片、盘等疲劳裂纹、断裂问题十分突出,约占航空发动机故障的40%,有的机型这一比例更大。各型发动机均由于部件疲劳断裂发生过严重飞行事故,引起过停飞。例如,从俄罗斯引进的著名的苏-27、苏-30飞机的发动机,某盘件两次破裂飞出,打伤飞机;歼十飞机用的发动机,叶片被细小物打伤后裂纹扩展断裂,造成飞行事故。

1.1.2 疲劳破坏的过程和抗疲劳制造

疲劳断裂过程一般可分为三个阶段:疲劳裂纹萌生阶段(裂纹成核)、疲劳裂纹稳定扩展阶段、最终断裂阶段(失稳扩展或瞬断)。其中,裂纹萌生和裂纹稳定扩展阶段寿命占总寿命的绝大部分(大于90%),因此一般认为结构的寿命为

$$N_f(\text{总寿命}) = N_{\text{init}}(\text{萌生寿命}) + N_{\text{prop}}(\text{扩展寿命}) \quad (1.1)$$

在裂纹萌生阶段,金属材料由于受到交变载荷的作用,表层应力集中部位容易引起滑移(晶界、孪晶界、夹杂物或第二相与基体的界面等局部),如果表面没有夹杂物、缺陷或其他应力集中源,那么裂纹成核通常位于构件表面。这是因为表面区域处于平面应力状态(约束少),有利于塑性滑移,并且在弯曲振动等许多情况下表面应力最大。虽然最大应力低于材料屈服极限,但在材料中一些晶向有利的晶粒仍可能达到屈服条件,从而产生滑移。到目前为止,对疲劳裂纹的萌生机理提出了很多的理论和模型,如位错交叉滑移模型、挤入挤出模型等。交变载荷的作用造成循环应变,使微区产生反复的滑移过程,多次反复滑移导致的挤出和挤入最终形成微裂纹,这一过程裂纹最大为几个晶粒大小($10^{-5} \sim 10^{-4} \text{mm}$)。

关于疲劳裂纹扩展机理提出的理论和模型很多,比较常见的是塑性钝化模型(laird-smith)。该模型认为:在外加应力的作用下,裂纹尖端经历张开、滑移、扩展、钝化、闭合等过程。随着裂纹周期性的张开和闭合,裂纹不断向前扩展,同时在断口上留下一条条疲劳条纹,条纹间距和疲劳一次裂纹的扩展量 Δa 相对应。

一般来说,提高金属零件疲劳抗力的方法有三个:改善结构设计,合理选择材料和抗疲劳制造。在设计和材料确定以后,改变加工工艺,实施抗疲劳制造具有很重要的作用,能有效提高零件的疲劳性能。正是由于金属零部件的表面是疲劳薄弱部位,提高表面性能可以提高其抗疲劳性能,因此表面抗疲劳制造技术得到了广泛的应用。表面抗疲劳制造是指在不改变原有部件材料和结构形状的前提下,采用一定的表面改性方法提高表面质量,从而提高结构抗疲劳能力的制造技术。常用的表面处理工艺主要有减少表面机械损伤、减少表面粗糙度、表面化学热处理、表面淬火、表面合金化、表面涂层、喷丸强化等。表面处理方法由于实时方便,不改变原有设计,且效果显著,近年来在国防工业和民用工业中得到了迅速发展与广泛应用。

1.1.3 表面强化方法

表面强化是表面抗疲劳制造的一种,其方法和技术也有很多,下面主要介绍常用的喷丸、表面滚压等方法^[6],目的是为了与激光冲击强化进行比较。

1. 喷丸

喷丸是一种在再结晶温度以下的表面强化方法,即利用高速弹丸强烈撞击零部件表面,使其产生形变硬化层并引起残余压应力。目前在国内外广泛应用于各种金属零部件,提高抗疲劳的能力^[7]。

高速弹丸流对零件表面的撞击造成了表层和次表层的塑性变形而导致冷作硬化,同时高速弹丸流撞击零件表面时还在零件表层和次表层造成很大的残余压应力,使零件的疲劳强度得到显著的提高。例如,合金高强钢 18Cr2Ni4WA,未喷丸时的疲劳寿命为 1.38×10^5 次(载荷 ± 600 MPa 的拉压疲劳),喷丸强化后表面压应力可达 800 MPa,其疲劳寿命达 1.04×10^7 次。

在再结晶温度以下,喷丸的强化机制是在零件表层和次表层产生冷作硬化和残余压应力,当工作温度超过该材料的再结晶温度后,由喷丸强化造成的冷作硬化和表面残余压应力的强化作用被削弱,但硬化层中的再结晶组织却大大地细化了,此时的强化机制已转为细晶粒强化机制,也能使疲劳寿命延长。

高速运动弹丸的动能通过喷丸机获得,喷丸机有气动式喷丸机和离心式喷丸机,最常用的是气动式喷丸机。喷丸的动力是压缩空气,压缩空气通过喷枪时造成的负压将弹丸吸入喷枪并高速喷出,喷射到零件表面。

喷丸用的弹丸都是圆形弹丸,直径为 0.05~1.2 mm。常用的弹丸除了有铸铁、铸钢弹丸以外,还有钢弹丸、玻璃弹丸、硬质合金弹丸等。目前应用最多的是由弹簧钢制成的直径为 0.6~1.2 mm 弹丸,其硬度为 45~50 HRC。弹丸材料和直径的选择,将根据需喷丸的零件特点决定,要保证弹丸直径小于需要强化的沟、槽、圆角的尺寸。

影响喷丸强化质量的工艺因素较多,主要有弹丸材料和硬度、弹丸尺寸、喷丸强度和表面覆盖率,其中最主要的是喷丸强度,喷丸强度是喷丸强化中的主要指标,采用国标规定的弧高度试片的弧高度值来标定^[8]。

喷丸强化技术是一种使用简便、成本低、应用范围广的零件表面强化技术,强化效果主要表现在延长承受交变载荷时零件的使用寿命。喷丸强化主要有以下不足:①对表面粗糙度影响较大,对叶片等表面质量要求较高的零件,甚至会影响其气动性能;②所用的弹丸是随机的、不可控的,因此强化部位的应力分布难以控制,严重时会导致该部位发生变形;③喷丸强化的影响层深度浅,残余压应力层深小,但冷作硬化率高,在载荷和热作用下不稳定,容易发生松弛,降低强化效果;④不易

实现自动化控制和在线实时监控,为了防止喷射介质的溢出,设备密闭条件要求高。

2. 低塑性滚光

低塑性滚光(low plasticity burnishing,LPB)是1996年由拉姆达公司(Lambda Technologies)开发并注册专利。LPB技术主要用来提高金属表面抗损伤、破坏的性能,包括腐蚀、应力腐蚀、外物损伤、高频疲劳等。LPB的优势是能够实现连续闭环工艺过程控制,且冷作硬化率较低。该技术已经用在涡轮发动机、活塞发动机、螺旋桨、老化飞机结构、起落架、核废料容器、医疗植入物、焊接件等,涉及的材料包括钛合金、钢、镍基和铁基合金,能提高金属损伤容限和疲劳强度^[9]。

LPB工作示意图如图1.3所示。设备中最主要的部件就是一个被球面轴承包裹起来的金属球。这个金属球在流体(如液压油或者水基切削液)压力的作用下和轴承座并不接触,而且可以朝任何方向移动,根据应用的场合,这套工具可夹持在机床或者工业机械臂之上。金属被球碾过之后,会产生残余应力,残余应力的深度取决于球的直径以及所施加的压力,而与滚压的速度无关,这就意味着效率可以很高^[10]。

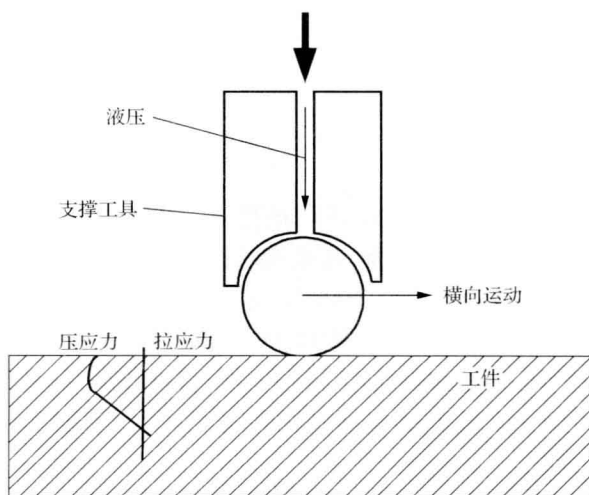


图 1.3 低塑性滚光原理示意图

与喷丸相比,低塑性滚光具有以下特点:在较小的冷作硬化率下能获得数值较大、深度较深的残余压应力,在高温环境和载荷作用下的稳定性好,对材料表面粗糙度影响小。其不足之处在于:LPB装置需要针对强化零件进行专门设计,使用灵活性较差,复杂部件实施困难。