

航空制造技术

2020年 第19期
Vol.63 No.19



封面文章

SiC_f/SiC复合材料无损检测与评估技术进展

专稿

面向航空复合材料结构的激光超声无损检测技术

论坛

检测技术

走进科研

北京理工大学检测与控制研究所

www.amte.net.cn

ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V





应对难加工材料切削的竞争挑战

航天航空行业是对技术要求最严苛的行业之一。切削难加工材料充满竞争与挑战，而能使您最终胜出的往往是您所具备的软实力。知识和经验绝非空谈，它们是决定成败的关键因素。

长期以来，山特维克可乐满不仅能提供航天航空行业先进的切削刀具，同时也拥有领先的加工技能。您需要的是经过实践检验的一揽子解决方案，包含正确编程、优化刀具、全面模拟和上机测试，从而使您的产出实现最大化。这正是我们能够为您提供支持的地方，帮助您取得在难加工材料切削领域的竞争优势。

共同塑造未来

www.sandvik.coromant.com/aerospace



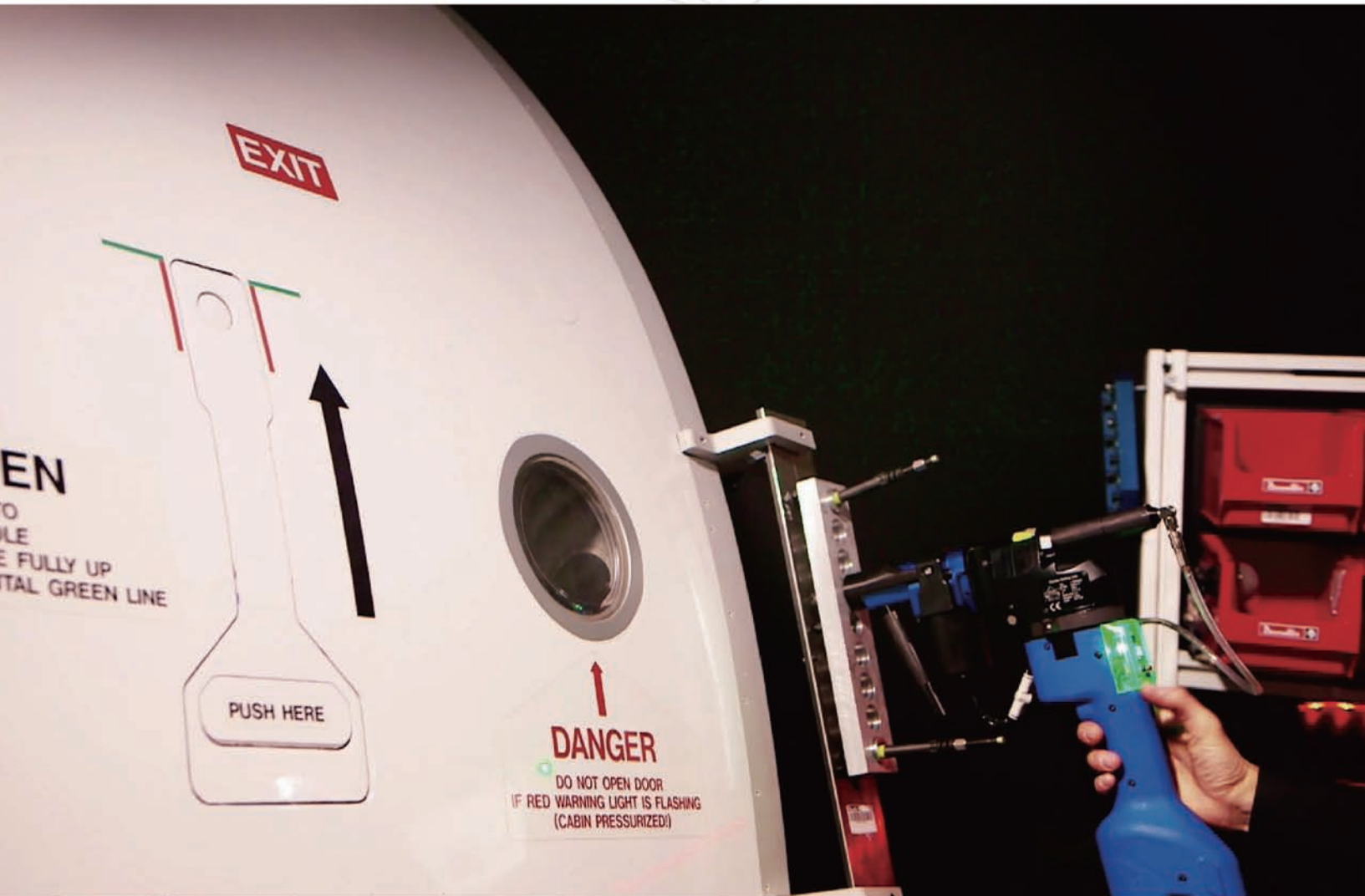
扫码直达页面



扫码关注官微



Smart Drilling Station



DESOUTTER 4.0
Accelerate your transformation

马头动力工具中国客户中心

上海市松江新区新桥镇莘砖公路518号37号楼 电话: 8621 2416 5100 传真: 8621 2416 5202

邮箱: info.desoutter-china@desouttertools.com 网址: www.desouttertools.com.cn 广告索引号 20-1024

AERONAUTICAL MANUFACTURING TECHNOLOGY

航空制造技术



1958年创刊 · 中国科技核心期刊 · 《中国核心期刊(遴选)数据库》收录期刊

编委会

Editorial Board

名誉主任 关 桥
Honorary Director Guan Qiao

主任 李志强
Director Li Zhiqiang

常务副主任 陈 刚
Executive Vice-Director Chen Gang

副主任 吕宏军 李涤尘
Vice-Director Lü Hongjun Li Dichen

国内编委

Domestic Members

毕树生 曹正华 陈贵林
Bi Shusheng Cao Zhenghua Chen Guilin
程普强 戴 棣 邓景辉
Cheng Puqiang Dai Di Deng Jinghui
董绍明 杜宝瑞 高兰宁
Dong Shaoming Du Baorui Gao Lanning
高星海 巩水利 古远兴
Gao Xinghai Gong Shuili Gu Yuanxing
官建国 郭德伦 黄传跃
Guan Jianguo Guo Delun Huang Chuanyue
李红卫 李金山 刘黎明
Li Hongwei Li Jinshan Liu Liming
卢廷钧 孟 光 彭 飞
Lu Tingjun Meng Guang Peng Fei
乔利杰 桑建华 单德彬
Qiao Lijie Sang Jianhua Shan Debin
石竖鲲 史玉升 宋利康
Shi Shukun Shi Yusheng Song Likang
汤立民 唐晓松 王立平
Tang Limin Tang Xiaosong Wang Liping
王 鸣 王清江 王时龙
Wang Ming Wang Qingjiang Wang Shilong
王向明 夏跃波 徐九华
Wang Xiangming Xia Yuebo Xu Jiuhua
杨宏青 杨 辉 姚 为
Yang Hongqing Yang Hui Yao Wei
曾元松 张伟刚 张文武
Zeng Yuansong Zhang Weigang Zhang Wenwu
赵希宏 赵祖德 郑 耀
Zhao Xihong Zhao Zude Zheng Yao

国际编委

International Members

Chrsitoph Hartl (Germany) Dae-Cheol Ko (Korea)
Jim Williams (U.S.) John Dear (UK)
Lihui Wang (Sweden) Paulo Martins (Portugal)

主管单位

Competent Authority
中国航空工业集团有限公司
Aviation Industry Corporation of China, Ltd.

主办单位

Sponsor
中国航空制造技术研究院
AVIC Manufacturing Technology Institute

出版人 李志强
Publisher Li Zhiqiang

社长/总编辑 罗京华
President/Chief Editor Andy Luo
副主编 孙秀云
Vice Editor-in-Chief Sharon Sun
学术编辑 王雪坤/崔 静/李丹丹
Academic Editor Shirley Wang/Jaime Cui/Linda Li
文字编辑 程学平/张晓眉/王燕萍
Text Editor Linda Cheng/May Zhang/Emma Wang
市场总监 何 欣
Marketing Director Xin He
设计 白若薇
Art Supervisor Jane Bai
排版 王 艳
Art Editors Wang Yan
编辑出版 《航空制造技术》编辑部
Edition Aeronautical Manufacturing Technology Magazine
广告总代理 北京中航时代文化传播有限公司
Advertising Agent China Aerotime Media Co., Ltd.
通信地址 北京市340信箱(100024)
Address P.O.Box 863.Beijing 100024 China
邮发代号 82-26
Subscription Code 82-26
国外发行 中国国际图书贸易集团有限公司
Distributor Abroad China International Book Trading Corporation
国外代号 BM6680
Code Abroad BM6680
印刷 北京荣华世纪印刷有限公司
Printing Beijing Ronghuashiji Printing Co., Ltd.
刊号 ISSN 1671-833X CODEN HGJIEO
CN 11-4387/V
广告经营许可证 京朝工商广字第0051
电话 (010)85700465
传真 (010)85700466
在线投稿 <http://www.amte.net.cn>
电子信箱 zscbyyjb@amte.net.cn

中航时代传媒
CHINA AEROTIME MEDIA

国内定价: 20.00元 国外定价: 16.00美元

版权声明: 凡投稿本刊或允许本刊登载的作品, 均视为已授权上载于www.amte.net.cn, 及本刊授权的合作媒体使用。

飞机/导弹水平测量解决方案

一套系统解决所有问题!

『飞航产品水平测量』是飞航产品在各部件对接装配完成后，通过专用工艺装备使产品处于水平状态下，对各部件的姿态(如翼面的安装角、下反角等)进行测量的一种检测性工作。



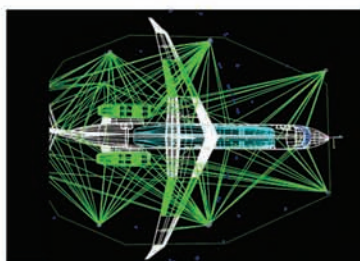
MPS/M实时工业摄影测量系统

以辰维科技公司研制的高精度实时摄影测量相机为主传感器，以系统软件为核心，通过控制器实时采集待测工件两幅以上的测量图像，对待测工件的位置、姿态、速度等进行实时检测。

特征:

- ◆ 效率高、准确性高
- ◆ 超便携
- ◆ 测量、结果解算简单
- ◆ 测量范围大
- ◆ 环境适应能力强

.....



“测量+” 助力智能制造

辰维科技面向航空/航天产品制造过程中的不同检测需求构建敏捷检测系统，可覆盖从零部件到部装、总装、交付使用等全生命周期的所有环节，实现对生产辅助工艺设备的安装定位、组件/部件装配指导、部件/产品外形尺寸测量和变形监测等。



A 河南郑州高新技术产业开发区云杉路9号

T 0371-67996990

F 0371-67997001

W www.chenway.cn

广告索引号 20-1014

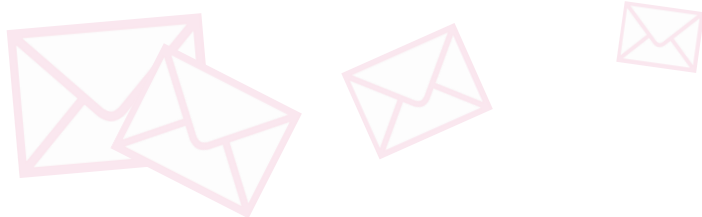


扫码添加辰维公众号



编-读-往-来

READERS & EDITORS



航空复合材料结构安全性能至关重要,针对其可见尺度损伤识别、疲劳微损伤累积表征和剩余寿命预测3个方面激光超声检测技术近几年取得了哪些研究进展?随着SiC_f/SiC复合材料在航空航天等领域高温热端部件中的推广应用,对其无损检测与评估技术的需求尤为迫切,对此专家学者和工程技术人员进行了哪些有意义的探索?此外,钛合金的实时监测技术、直接能量沉积增材制造过程中气孔的在线监测技术、航空管件制造精度检测、微铣削表面质量检测标准以及工业机械臂在多工位作业时如何实现与工件的精确对准也将在本期一并呈现。

本期邀请到南航、航空工业制造院、沈航、苏大、长春理工等单位的科研团队围绕上述内容进行探讨,展示最新研究成果。在此,对各位专家团队的大力支持表示最诚挚的感谢。

学术编辑 王雪坤

《航空制造技术》期刊聚焦航空高端装备制造领域,既侧重对传统航空制造技术的新思想、新进展的详细报道,也注重对具有应用潜力的航空新材料、新工艺、新技术的跟踪,为广大航空科研人员和工作提供了学习平台。

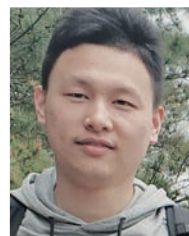
作为一名增材制造工艺人员,期刊设立的增材制造专刊和论坛能够丰富我的专业知识储备,我将持续关注期刊的动态,快速了解当前研究进展。最后,祝期刊越办越好!

中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司 任慧娇



《航空制造技术》期刊中刊出的内容涉及到航空航天领域的多种技术,包括专用工艺装备、先进材料成形、特种加工等。研究内容涵盖了新材料、仿真、加工制造等多个维度,是该领域专业人员值得学习和借鉴的宝贵资料。同时,期刊内容以实用性和先进性见长,有助于本专业科研人员学习交流。建议期刊在先进材料成形方面增加国外相关领域的内容,进一步提高期刊的影响力,衷心希望期刊能够越来越好。

华中科技大学材料成形与模具技术国家重点实验室 滕庆





VCI850/1100/1100C 精密立式加工中心 Precision Vertical Machining Center Series

性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- 大件设计经过动力学和有限元分析,合理布局加强筋,保证整机高动态刚性。
- 三向丝杠采用冷热态全过程拉伸技术,提高传动刚度和精度,消除热变形影响。
- 主轴箱内设计设独立的冷却回路,减少切削热变形,提高整机精度保持性。
- 高性能主轴,确保整机性能,并配备环喷、气冷等功能。
- 三向采用油水分离系统,延长冷却液使用周期。
- 双链式后排屑系统,方便维护,适合成线。
- 可配置全闭环控制光栅尺,确保三轴获得更高的定位精度。
- 防护罩内部配有强力冲屑装置。



VMCL600/850/1100 立式加工中心系列(直线导轨) Vertical Machining Center Series (Linear Guide Way)

性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- 床身、立柱等五大件由公司进口设备进行粗精加工,质量自控。
- 大件设计经过动力学和有限元分析,合理布局加强筋,保证整机高动态刚性。
- 三向丝杠采用冷热态全过程拉伸技术,提高传动刚度和精度,消除热变形影响。
- 高性能主轴,确保整机性能,并配备环喷、气冷等功能。
- 高精度激光螺距、间隙补偿,使各轴移动位置更加精准。
- 全封闭防护罩,牢固、美观、安全。
- 防护罩内部配有强力冲屑装置。



MCH50/63B/63E 卧式加工中心 Horizontal Machining Center Series

性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- 三向移动采用双丝杆同步驱动
- 力矩电机直接驱动回转工作台
- 内藏式高性能电主轴
- 快速新颖的机械手换刀机构
- 箱中箱结构形式
- 先进的数字控制功能 FANUC 31i

性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- 床身整体铸造,底座采用整体倒T字型布局
- Z轴采用动柱式结构
- 各直线运动轴采用进口宽距重载直线滚柱导轨
- 机内两套螺旋排屑、机外排屑器
- 可选装各种测头及光栅检测系统



南通航智装备科技有限公司

地址:江苏省南通市港闸区永和路1号 电话:0513-85527964

传真:0513-85537301, 网址:www.avichzzb.com

广告索引号 20-1015

专稿 Feature



封面文章 Cover Story

论坛 Forum

检测技术

Detection Technology

- 24 SiC_f/SiC复合材料无损检测与评估技术进展
刘松平 刘菲菲 章清乐 李治应
Progress in Non-Destructive Testing and Evaluation of SiC_f/SiC Composites
LIU Songping LIU Feifei ZHANG Qingle LI Zhiying
- 34 基于弱磁技术的钛合金疲劳监测试验研究
张斌 于润桥 胡博
Experimental Study on Fatigue Monitoring of Titanium Alloy Based on Weak Magnetic Technology
ZHANG Bin YU Runqiao HU Bo
- 41 基于激光扫描的航空管件检测技术研究
王巍 金文瀚
Research on Inspection Technology of Aviation Tube Based on Laser Scanning
WANG Wei JIN Wenhan
- 47 直接能量沉积增材制造过程气孔在线监测技术的研究进展
张敏 王星程 产玉飞 陈长军
Online Monitoring for Porosity Prediction in Directed Energy Deposition Processes
ZHANG Min WANG Xingcheng CHAN Yufei CHEN Changjun
- 56 工业机械臂多工位作业下的视觉对准技术研究
祝鸿宇 曾令斌 石世锋 叶南
Research on Visual Alignment Technology of Industrial Robotic Arm in Multi-Station Operation
ZHU Hongyu ZENG Lingbin SHI Shifeng YE Nan
- 66 基于多目标优化的微铣削表面粗糙度检测指标研究
李文琴 许金凯 于化东 张向辉 刘启蒙 于占江
Research on Surface Roughness Detection Index of Micro-Milling Based on Multi-Objective Optimization
LI Wenqin XU Jinkai YU Huadong ZHANG Xianghui LIU Qimeng YU Zhanjiang

SIEMENS

Ingenuity for life

机床数字化制造 正当时！

从紧凑型以及标准型机床数控系统，到模块化高端解决方案，西门子 SINUMERIK® 全系列数控产品以其高开放性实现技术的全面覆盖。通过围绕产品、生产和性能的数字化双胞胎来推动闭环式创新，结合西门子 PLM 软件为客户提供从 CAD/CAM 到全数字化产品生命周期解决方案，并借助开放式物联网 MindSphere 生态系统促进企业创新力，为企业创造附加价值，在实现智能制造和数字化的道路上成就创新，引领卓越！

siemens.com.cn/sinumerik

广告索引号 20-1040

走进科研
Approaching Science



研究论文
Research

- 76 TA1沉头铆钉超声振动辅助铆接数值模拟研究
—— 翟雅迪 王志亮 富芳艳 展江湖 仝鑫博 林军
Numerical Simulation Analysis of Ultrasonic Vibration Riveting of TA1 Countersunk Head Rivets
ZHAI Yadi WANG Zhiliang FU Fangyan ZHAN Jianghu TONG Xinbo LIN Jun
- 85 热处理对EBM Ti-4Al-5V-5Mo-6Cr-1Nb合金显微组织与拉伸性能的影响
—— 乔虹 刘运玺 陈玮 杨洋
Effect of Heat Treatment on Microstructure and Tensile Properties of EBM Ti-4Al-5V-5Mo-6Cr-1Nb Alloy
QIAO Hong LIU Yunxi CHEN Wei YANG Yang
- 91 碳纤维增强树脂基复合材料层合板的传热性能研究
—— 邱雪琼 金熠 陈琳
Heat Transfer Performance of Carbon Fiber Reinforced Resin Matrix Laminated Composites
QIU Xueqiong JIN Yi CHEN Lin
- 96 基于适合分析T样条的曲面重构方法
—— 鹿昱 王健 彭立华 徐龙
Analysis-Suitable T-Spline Fitting for Sculptured Surface Reconstruction
LU Yu WANG Jian PENG Lihua XU Long



HEIDENHAIN
海 德 汉



TNC 640 和新一代 Gen 3 驱动系统 可靠地管理数字化流程

车间和企业流程的数字化影响着硬件设计和功能。数据量的大幅增长需要高速和可靠的数据传输，车间的系统也需要简单易用。为此，海德汉推出两款全新解决方案：Gen 3 驱动系统采用光纤传输技术，纯数字地传输数据，提高工作性能和控制速度。同时，TNC 640 的多点触控和分屏显示技术让您直接在数控系统上全数字化地管理车间任务。



约翰内斯·海德汉博士(中国)有限公司
www.heidenhain.com.cn

地址：北京市顺义区天竺空港工业区A区天纬三街6号
邮编：101312
电话：010-80420000
传真：010-80420010
E-mail: sales@heidenhain.com.cn

精准有道

欢迎关注海德汉官方微信

广告索引号 20-1010

2020航空航天复合材料技术创新发展论坛在南昌成功召开

复合材料具有质量轻、比强度和比刚度高、延展性好,以及抗腐蚀、导热、隔热、隔音、减振、耐高温、耐腐蚀、透电磁波、吸波隐蔽性、可设计性、制备的灵活性和易加工性等特点,成为飞机、火箭、航天飞行器制造的理想材料。为充分探讨复合材料在航空航天领域的发展及应用,特别是在主结构上的应用预研,加强学术交流,了解国内外最新应用案例及解决方案,由中国航空工业集团有限公司制造技术中心、

航空工业江西洪都航空工业集团有限责任公司、中国航空学会制造工程分会联合主办的“第二届航空航天复合材料技术创新发展论坛”于2020年8月26~28日在南昌举办。

航空工业洪都副总经理陈顺洪为本届论坛致辞,来自航空工业、高校、科研院所170多位领导、专家、学者和代表出席。中航复合材料有限责任公司副总工程师廖子龙、西安交通大学机械工程学院副院长段玉岗教授、西北工业大学飞

行器复合材料结构研究所所长郑锡涛教授、航空工业洪都复合材料厂副厂长马军研究员、大连理工大学机械制造学科负责人高航教授、航空工业制造院复材中心检测与评估研究室主任刘松平研究员、北京化工大学材料学院李刚研究员、航空工业成飞程勇研究员、航空工业强度所健康管理专业特级技术专家肖迎春、浙江大学徐强副教授、航空工业洪都制造工程部复合材料专业主任工艺师高翔作了精彩报告。

本次论坛采用主题演讲、互动交流、参观学习等方式,为业内外人士提供了一个交流最新技术、展示创新成果、探讨行业未来发展的高端对话平台,推动了技术合作和资源共享。左图为论坛现场。

(本刊记者 雪松)



打造超弹性合金:极端温度下变形并恢复形状



日本科学家研制出了一种新型铁基超弹性合金,可在极端温度下变形并恢复形状。

超弹性合金是一类具有超强弹性的材料,能够变形并恢复到原来的形状,这一特性使其被用于从眼镜、围裙到医疗和牙科应用等各种领域。其局限性在于这些材料所能承受的机械力受环境温度的影响,目前所使用的超弹性合金能够在-20~80℃的温度范围内工作。这些合金由钛和镍等材料制成,成本高昂,这意味着它们大多以细线和管道的形式使用。

日本东北大学的工程师团队提出了一种超弹性

合金的新配方,可以大大拓宽其潜在的应用范围。这种新材料由铁、铝、镍和铬制成,通过仔细控制铬含量的浓度,该团队能够生产出一种基本上不受环境温度影响的超弹性合金,在-263~200℃的环境中仍能保持其性能。

在太空探索中,用于制造飞行器的材料需要在最极端的环境中承受变形,如在月球或火星上,白天和黑夜的温度可能在-170~120℃之间波动。它也有可能被用于建筑物中的拉伸支架或桥梁中的柱子元件,以提供更强大的抗震能力。上图为新型铁基超弹性合金。

(本刊记者 雪松)

2020年度增材制造和特种加工技术培训在西安成功举办

2020年8月18~20日,由中国航空工业集团有限公司制造技术中心和中国航空学会制造工程分会举办的2020年度增材制造和特种加工技术培训在西安成功举办。

来自20多个单位的30多位部门负责人及相关工作人员、技术人员参加了此次培训。在增材制造技术培训班上,北京航空航天大学汤海波研究员、西安交通大学田小永教授、中国航空制造技术研究院陈玮研究员、西北工业大学朱继宏教授分别从高性能大型金属构件激光增材制造技术研究进展及发展潜力、高性能纤维增强复合材料3D打印及应用探索、增材制造技术发展现状及其应用的宏观视角、飞行器结构轻量化

与性能优化设计几方面对增材制造技术进行了解读与分析。在特种加工技术培训班上,南京航空航天大学曲宁松教授、中国航空制造技术研究院张晓兵研究员、北京航空航天大学张德远教授分别从电加工技术、激光加工技术基础及其在航空等领域的应用、波动式高速精细超声加工技术及装备3大方向诠释了特种加工。最后,参观了西安铂力特增材技术股份有限公司的展厅和车间。

此次技术培训增进了相关领域工程技术人员与专家之间的交流与探讨,拉近了生产与科研的距离,有助于推动增材制造与特种加工技术工程应用,解决技术落地难题。

(本刊记者 雪松)

中国增材制造产业发展高峰论坛暨2020年中国增材制造产业年会在芜湖召开

2020年8月20日,中国增材制造产业发展芜湖(繁昌)高峰论坛暨2020年中国增材制造产业年会在安徽芜湖市举行,此次年会由工业和信息化部装备工业发展中心、安徽省经济和信息化厅、芜湖市人民政府指导,中国增材制造产业联盟主办,繁昌县人民政府协办。原航空航天部部长林宗棠,中科院院士都有为、俞书宏,工信部装备工业一司一级巡视员苗长兴、工信部装备工业发展中心主任瞿国春等出席。

来自清华大学、欧洲科学与艺术院、国家药监局、西安交通大学、中国商飞增材制造技术应用研究中心、中国汽车技术研究中心、航天三院159厂等国内知名专家学者,以及

德国SLM Solutions、天津镭明激光科技有限公司、瑞士欧瑞康增材制造等国内外优秀企业代表,围绕增材制造新材料、新应用、新趋势、协同创新与产业化等主题发表演讲,共同把脉全球3D打印技术应用及产业发展,绘就3D打印产业高质量发展新蓝图。

期间,还为中国增材制造产业联盟新聘任专家、顾问,以及分工作组成立进行授牌;举行长三角增材制造联盟成立仪式。围绕“长三角增材制造产业发展”,相关行业专家、企业代表、金融机构负责人开展高端对话,大家达成共识,将以论坛和年会的召开为契机,安徽、江苏、浙江和上海“三省一市”将在增材制造领域开

展更加丰富且深入的合作,激发更大的协同创新力量,协作打造我国颇具特色和影响力的产业聚集区。

年会期间,举行了增材制造与激光制造发展论坛、增材制造与医疗应用推进论坛和增材制造与产业化推广论坛,各领域专家与行业内人士交流分享各自的发展情况和发展经验。会上还举行了长三角增材制造联盟成立仪式,并开展高端对话,对长三角增材制造产业发展进行了深入探讨,进一步深化了各方对加强长三角区域合作的认识。

与会嘉宾还参观了芜湖繁昌春谷3D产业园,了解繁昌3D打印产业规划、发展现状。

(本刊记者 雪松)

企业概况



成立于2011年7月



国家高新技术企业



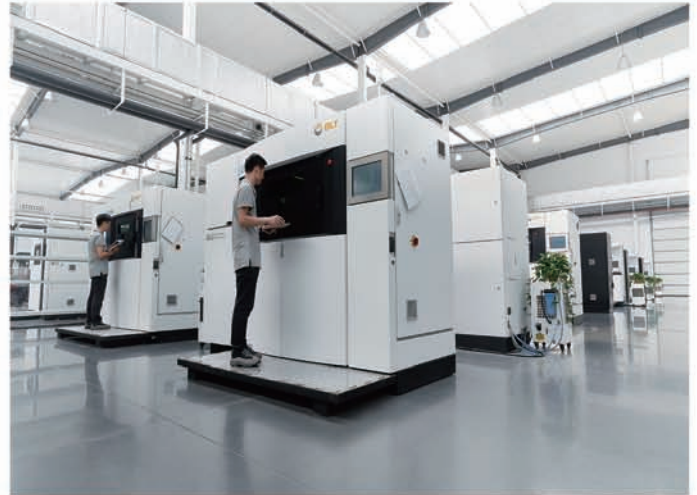
科创板上市企业
股票代码688333



截止到2020年8月为全球
830多家用户提供3D打印解决方案



国内领先的金属3D打印
全套解决方案提供商



钛及钛合金 TC4, TA1, TC6, TC11, TC17, TC18, TC21, TA7, TA12, TA15, Ti40, Ti60, TA19	铝合金 AlSi12, AlSi10Mg, AlSi7Mg, AlSi9Cu3, AlMg4.5Mn0.4	铜及铜合金 Copper and Copper Alloys	高强钢 Aermet 100, 300M, 30CrMnSiA, 40CrMnSiMoVA
不锈钢 304, 316L, 321, 15-5PH, 17-4PH, 2Cr13	高温合金 Inconel 718 (GH4169), Inconel 625(GH3625), Hastelloy X (GH3536), Haynes188, Haynes230, CoCrW, CoCrMo	模具钢 H13, 18Ni300, Invar 36,420	钨合金 W-25, TAW

公司运用多年金属增材制造技术的专业经验，通过持续创新为航空、航天、医疗、模具、汽车、电子、能源动力等行业客户提供全套的服务。公司以客户为中心，以市场为焦点，帮助客户实现优化设计、降低生产成本、提高生产效率、提升产品品质、增加竞争力。

- ▶ 铂力特拥有各类金属增材制造设备130余台
- ▶ 设备可实现铺粉成形尺寸600×600×600mm
- ▶ 通过国军、AS9100、ISO14001、ISO45001、国家CNAS实验室、Nadcap四项认证

铂力特自主研发设备



BLT-S450

选择性激光熔化成形设备



BLT-S600

四激光选区成形熔化铺粉设备

铂力特出品零件



φ576mm×200mm

镍基高温合金航空发动机机匣



400mm×400mm×780mm

钛合金航空发动机风扇叶片

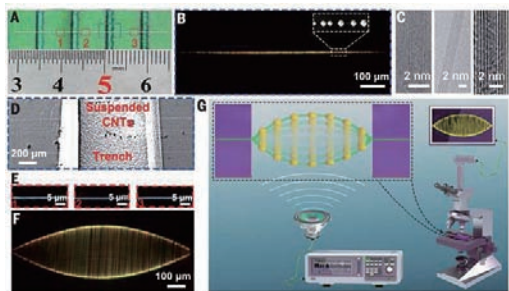
厘米级碳纳米管抗疲劳性的最新检测技术

近日,清华大学魏飞教授与张如范教授合作开发了一种非接触声共振测试系统(ART),使用化学气相沉积来生长厘米级的碳纳米管。然后,使用二氧化钛纳米粒子装饰这些纳米管以进行光学可视化,发现碳纳米管疲劳寿命取决于应变时初次缺陷的形成,并且在较低温度下疲劳寿命更

高。具体来讲,具有不同手性的CNT在共振中显示出不同的颜色,因此,具有沿其轴向发生结构或手性变化的单个CNT将在该方向上显示颜色变化。设计了配备纳米探针系统的非接触声共振测试系统,以研究各个CNT的机械性能。作者将TiO₂纳米颗粒沉积到悬浮的CNT上,以使其可

视化,并控制其共振频率,这是通过改变弦线密度来实现的。通过改变TiO₂在CNT上的量,从而实现共振频率从MHz降低到数百Hz。通过从由数字信号发生器控制的扬声器发出低频声波来激发共振振动。与使用电子显微镜的普通纳米材料测试系统不同,该ART系统在环境条件下不仅避免了由电子束引起的缺陷形成的可能性,而且还可以测试数量级更长的样本。

相关研究成果以*Super-durable ultralong carbon nanotubes*为题发表在*Science*上。左图为碳纳米管的结构和抗疲劳性能。(本刊记者 雪松)



新型3D打印工艺可利用多种材料打印部件

过去10年间,3D打印以每年超20%的增长率快速增长,用金属和工程聚合物打印出飞机、汽车等各种部件。其中,选择性激光烧结(SLS)是最常用的制造工艺之一,可以利用激光将微米大小的材料粉末打印出部件。

美国哥伦比亚大学工程和应用科学学院创新(机械工程)系James、Sally Scapa和Hod Lipson教授表示:“SLS技术一次只能打印一种材料,有多少产品是仅由一种材料制成的呢?这一点限制了该工艺的发展。”

为了解决SLS技术一次只能打印一种材料的问题,Lipson和他的博士生John Whitehead研发了一种克服SLS技术的局限性的新方法,通过将激光倒置,让其指向上方,让SLS技术可以同时使用多种材料生产部件。

如果只采用一种材料,SLS工艺效果很好。但采用多种材料时,一旦粉末层沉积在打印床上,

将不能被移开,或者被另一种粉末取代。此外,在标准的打印中,因为每一层放置的材料都是一样的,未熔合在一起的材料会让人看不清正在打印的物体,直到打印循环结束才能看到打印的部件。所以,打印完成之前,不一定能够发现打印失败了,反而会浪费时间和金钱。

为此,研究人员找到了一种完全不需要粉末打印床的方法。他们设置了多个透明的玻璃板,在每个板上都涂有一层薄薄的不同类型的塑料粉末。然后,将一个打印平台放在其中一种粉末表面上方,引导一束激光从底面向上穿过底部。该工艺根据虚拟蓝图,可以选择性地将打印平台上的一些粉末

以预先编程好的模式烧结。然后,该平台被熔融材料抬高,移到另一个涂有不同粉末的平板上,

再重复这一过程。整个工艺可以让不同的材料合并成一层或堆叠在一起。与此同时,旧的、用过的平板又不断被填满粉末。研究人员通过用平均层高43.6 μm的热塑性聚氨酯(TPU)粉末打造了一个50层厚、2.18mm的样品,还用平均层高71 μm的多材料尼龙和TPU打印出部件,证明了该工艺的可行性,也证明了在烧结过程中通过向悬挂部件挤压平板,可以打造出更坚固、更致密的材料。

目前,研究人员正在利用金属粉末和树脂进行试验,以便直接制成比用SLS系统制成的种类更多的机械、电气和化学部件。下图为打印的产品原型。

(本刊记者 雪松)



清华大学研发出耐磨损、耐冲击、自清洁的超疏水/超疏油微纳复合材料

超疏水表面具有自清洁、防冰、抗生物粘附、减阻、油水分离等特点,有着广阔的应用前景。但在实践中,人造超疏水表面的产品寿命明显短于实际预期,特别是在暴露于恶劣环境期间。因此,制备具有耐磨损、耐冲击性的超疏水表面,依旧是一个巨大的挑战。

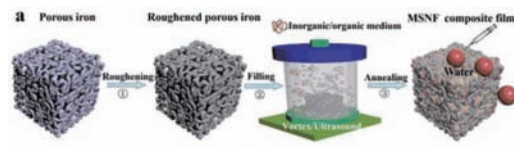
清华大学郑泉水院士团队通过在3D微骨架中完全填充超疏水介质,制得高机械稳定性的超疏水微骨架纳米填料(MSNF)薄膜,有望用于恶劣环境下的飞机、轮船等。

MSNF膜的制备:将粗糙的多孔铁浸入有机/无机复合溶液中,涡旋10min,在室温下进一步超声15min;后将样品在空气中放置15min,然后放入120℃的烤箱中,直到发生涂层完全交联,充分固化;最后,通过超声处理约20min去除固化材料表面上多余的残留物,得到

MSNF膜。

为了表征MSNF膜的机械稳定性,作者进行了标准砂纸磨耗、冲击、磨耗、刀刮擦和胶带剥离试验。研究表明,高机械耐磨性和抗冲击性结合的MSNF薄膜在室外恶劣条件下可以长期稳定地使用。弯曲、扭转和亲/疏油性研究表明,MSNF膜具有良好的柔韧性,在15次弯曲循环后,仍具有良好的抵抗弯曲循环的强度。此外,MSNF膜显示出出色的超疏水性,在30个磨耗循环后,其超疏油性没有发生任何变化。但在60个磨蚀循环后,疏油能力显著下降。3D图像表明,超疏油性所需要的凹入结构在磨损后被破坏,而超疏水性所需的微/纳米结构仍然存在,因此在过度磨损后,尽管MSNF的疏油性能下降,但其疏水性不受影响。下图为MSNF膜的制备。

(本刊记者 雪松)



美国空军研究实验室开发新型混杂纳米材料

美国空军研究实验室正在开发一种用于制造陶瓷基复合材料的陶瓷先驱体聚合物接枝纳米颗粒(或称毛状纳米颗粒,HNP)。HNP是一种混杂材料,由固体纳米颗粒内核和围绕在其周围毛发一样的聚合物外壳组成,大小相当于一个小型病毒。新的材料可用于制造由陶瓷基复合材料制成的飞机零件,如喷气发动机。

在陶瓷基复合材料的制造过程中,用于将陶瓷纤维粘合在一起的材料会

大大收缩并形成裂缝和孔隙,为了解决这一问题,需要使用具有良好流动性的HNP对陶瓷进行渗透,以填充其中的裂缝和空隙,在此项目中,研究人员使用了无机硅聚合物来代替以往的聚苯乙烯等有机聚合物来作为HNP的聚合物外壳。结果表明,之前的填充材料需要经历6~10次渗透过程,新的填充材料有望将渗透次数减少一半,从而实现了更快的生产速度和更低的生产成本。(本刊记者 雪松)



提高 您的检测能力

适用于非接触式检测的高性能五轴测量方案。

REVO®五轴测量系统可显著提高坐标测量机的测量效率。利用全新REVO-2测座提供的五轴运动和无级定位功能，用户能够高速采集大量数据。

RVP影像测头将非接触式检测功能添加至REVO-2机器现有的触发式、高速扫描和表面粗糙度测量功能中。

详情请访问 www.renishaw.com.cn/RVP



扫码关注雷尼绍官方微信

上海 T +86 21 6180 6416 E shanghai@renishaw.com
北京 T +86 10 8420 0202 E beijing@renishaw.com
广州 T +86 20 8550 9485 E guangzhou@renishaw.com
深圳 T +86 755 3369 2648 E shenzhen@renishaw.com
武汉 T +86 27 6552 7075 E wuhan@renishaw.com

天津 T +86 22 8485 7632 E tianjin@renishaw.com
成都 T +86 28 8652 8671 E chengdu@renishaw.com
重庆 T +86 23 6865 6997 E chongqing@renishaw.com
苏州 T +86 512 8686 5539 E suzhou@renishaw.com
沈阳 T +86 24 2334 1900 E shenyang@renishaw.com

青岛 T +86 532 8503 0208 E qingdao@renishaw.com
西安 T +86 29 8833 7292 E xian@renishaw.com
宁波 T +86 574 8791 3785 E ningbo@renishaw.com

面向航空复合材料结构的激光 超声无损检测技术*

裘进浩,张超,季宏丽,陶冲聪

(南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室,南京 210016)

[摘要] 针对层合形式含曲面的航空结构大面积检测难题,基于非接触式扫描的激光超声检测技术得到了广泛的研究与关注。该技术采用脉冲式激光激励结构中的超声波,获取超声波在检测区域内的传播数据,通过分析超声波传播特征参数的变化,实现结构损伤和性能的评估。围绕使用日益广泛的航空复合材料结构,从结构脱粘损伤的识别、疲劳损伤累积的表征和疲劳剩余寿命的预测3个方面,介绍了激光超声检测技术的相关研究进展。首先,以层合结构为例,研究了脱粘损伤对超声波传播的影响,通过能量、波数等特征参数提取,实现了脱粘损伤成像;其次,研究了纤维增强复合材料中基体裂纹累积对超声波模态转换效应的影响规律,通过量化模态转换效应对基体裂纹密度进行表征;最后,建立了基于损伤形式的复合材料疲劳演化模型,采用贝叶斯模型平均和激光超声的波速测量,完成了剩余疲劳寿命的预测,为未来激光超声检测在航空复合材料中的应用提供了参考。

关键词: 激光超声;无损检测;复合材料;脱粘损伤;模态转换;疲劳寿命

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.014



裘进浩

“长江学者奖励计划”特聘教授,973首席科学家,ASME Fellow,现任机械结构力学及控制国家重点实验室副主任。长期从事智能材料与结构、结构检测/监测技术的研究。先后承担973、863、国家自然科学基金重点和面上项目、总装预研等项目。发表期刊论文380余篇,SCI收录240余篇,SCI他引2200余次;获授权国家发明专利40余项;出版专著1部,参编著作5部;先后获日本机械学会杰出成就奖、国防科技发明奖等20余项。

为了保障航空结构的安全和可靠性,无损检测技术已在航空领域中得到了广泛的应用。其中,超声检测由于具有操作方便、穿透性强、无辐射等特点,成为目前应用最为广泛的无损检测技术。检测中为保证扫描区域缺陷信息的准确获取,通常采用接触式的扫查方式。而接触式扫查中,超声探头需通过耦合剂实现与试件的声耦合,并要求扫描区域表面形状平整。因此,面对曲面形式的航空层合结构,接触式超声扫查较难满足高自动化程度和

高检测效率的发展需求。激光超声检测利用激光束远距离激励、传感超声波的特点,结合扫描振镜模块,可实现对待测结构中超声波场的非接触测量^[1-4],而检测中激光脉冲激励的入射角可达 $\pm 70^\circ$,非常适用于大尺寸、曲面形式结构的非接触扫描。因此,激光超声检测技术由于具有检测速度快、测量范围广、分辨率高等优点,得到了越来越多的研究与关注^[5-9]。在结构损伤识别与定位、材料参数测量等方面,激光超声技术已经获得了较大的发展。本

* 基金项目:国家自然科学基金(51875277、51805261、51921003);江苏省自然科学基金(BK20180430);机械结构力学及控制国家重点实验室基金(MCMS-I-0518K01 & MCMS-I-0519G02)。

文围绕航空复合材料可见尺度损伤识别、疲劳微损伤累积表征和剩余寿命预测 3 个方面介绍激光超声技术的相关研究进展。

激光超声技术的波场测量

激光超声检测方法的核心是采用非接触扫描的方式获取结构中超声波传播的波场数据。根据原理不同,激光超声系统获取结构中超声波的方式可以分为扫描传感式和扫描激励式。其中,扫描激励式采用高能脉冲激光在结构中激发出超声波,通过控制反射镜的角度实现激励位置在结构上的移动。由于激励超声波的方式受激光入射角度的影响较小,非常适合应用在含曲面、大尺寸的航空结构检测中。

扫描激励式波场测量的原理是建立在声学互易的基础之上。如图 1 所示,根据声学互易原理,激光脉冲在 A 点通过热弹效应激励结构中的超声波,并在 B 点固定传感器位置接收超声波的响应信号,这一信号与在结构中 B 点激励超声波并在 A 点接收的响应信号是相同的。由于传感器开始采集结构中超声波响应信号的时刻与激光在结构上产生超声波的时刻一致,因此扫描激励获取信号的过程可以视为在检测区域布置了大量的传感器,并且同时采集超声波的响应信号。将扫描区域内获取的超声波时域响应信号对应于扫描点的空间坐标,并形成一三维数

组,这个数组即为扫描区域内超声波传播的波场数据^[10]。此时,截取其中某一个时刻的数据,便可以得到检测区域内对应时间点的超声波传播图像,即实现了波场的可视化^[11]。

基于上述原理搭建的激光超声系统由控制模块、激励模块和传感模块 3 部分组成。通过激励模块中的脉冲式激光器产生 532nm 的激光,利用控制模块调节二维偏转镜的角度将激光移动到结构上的扫描区域,扫描精度小于 0.5mm,传感模块通过声发射传感器或激光测振仪实现超声波数据的测量。其中,激光器每秒激励超声波的次数决定了系统的检测效率。本文中涉及的激光超声系统主要有低扫查速率(20 次/s)激励和高扫查速率(1000 次/s)激励两种系统^[12-13],如图 2 所示。扫查速率由激光脉冲重复频率和偏转镜响应时间共同决定,在硬件允许的前提下,提高扫查速率能够极大缩短检测时间。然而,激励的超声波如果不能在下次激励前及时耗散,过高的扫查速率会降低波场数据的信噪比,从而影响检测结果。

复合材料脱粘损伤成像

1 碳纤维增强复合材料的层间脱粘检测

激光超声系统能够获取超声波在结构中传播的波场数据,通过提取损伤引起的超声波幅值、波长、中心频率、干涉能量等变化的特征,实现

金属结构中的损伤识别^[14-15]。近年,复合材料因其优越的比强度、比刚度和抗腐蚀性能被广泛地应用于航空结构中^[16]。然而,复合材料层间的强度有限,其对垂直冲击载荷的作用非常敏感,易产生纤维断裂、层间脱粘等多种形式的损伤,因此针对复合材料层间脱粘损伤的识别得到了越来越多的关注。激光超声系统已在复合材料结构的无损检测中得到了应用^[1,17-18]。然而,为了保证信号的信噪比,通常激光激励速率较低。本文着重研究利用高速激光超声系统对碳纤维增强复合材料层合结构的预置层间脱粘进行检测,测试了多个基于波场局部波数的复合材料层间脱粘的可视化算法。试件尺寸及层间脱粘损伤分布如图 3 所示。试件中预置的层间脱粘损伤出现在不同深度,且分为 $\phi 6\sim 14\text{mm}$ 5 个不同尺寸。扫描的空间分辨率为 0.5mm,超声波采样频率为 10MHz,获得的波场数据尺寸为 $160\text{mm}\times 160\text{mm}$,扫描时间为 1.8min。从某一时刻下的波场图中可以发现,层间脱粘损伤对超声波产生了反射作用,且波数发生了明显的改变,能够显示出损伤的位置,但尺寸难以直接从波场中识别。

许多损伤特征被用于复合材料的损伤检测中^[19],而局部波数分布是表征复合材料层间脱粘的有效参数之一。首先通过分析波场中每一个测点时间信号的中心频率 f_c 在空间的分布,可以获取波场的主要频带:

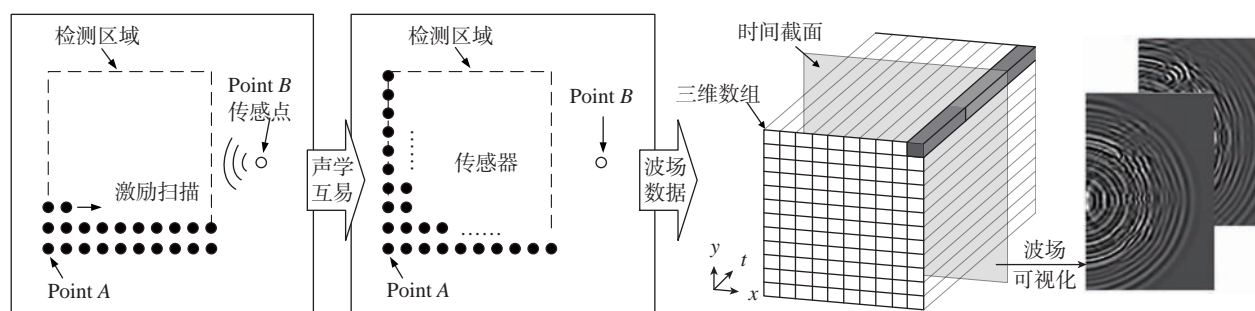


图1 波场可视化的工作原理

Fig.1 Principle of wave-field visualization

$$f_c(x, y) =$$

$$\arg \max_f \left| \int_{-\infty}^{\infty} w(x, y, t) e^{-2\pi i f t} dt \right| \quad (1)$$

其中, $w(x, y, t)$ 为波场数据, f 表示频率。如图 4 (a) 所示, 波场有两个主要频带, 分别为 100~300kHz 和 600~800kHz。在波场的主要频带内, 获得波场数据矩阵的波数幅值谱 s_{Σ} :

$$s_{\Sigma}(k_x, k_y) = \int_{f_1}^{f_2} \left| \iiint w(x, y, t) e^{-2\pi i (k_x x + k_y y + f t)} dx dy dt \right| df \quad (2)$$

其中, k_x 和 k_y 分别表示 x 和 y 方向的波数, f_1 和 f_2 分别表示频带的频率上、下限。如图 4 所示, 由于 100~300kHz 频带内, 反对称模式的超声波能量较大, 且对层间脱粘损伤的深度更加敏感, 故选取 100~300kHz 频带的波场数据进行局部波数分布的计算, 得到图 4 (b) 所示的局部波数分布图。通过局部波数分布的变化可以准确识别层间脱粘损伤的大小, 同时预置层间脱粘的不同深度决定了局部波数的大小。

2 不同材料层合结构的脱粘检测

航空结构中除了纤维增强复合材料以外, 在一些特殊的位置上也常常使用层合结构的形式, 如厚涂层材料的机翼、整体油箱结构和热防护结构等。多种力学属性差异很大的材料通过胶接的方式结合, 而脱粘损伤严重影响了其安全和可靠性。因此, 采用高扫查频率激光超声检测的手段, 对这类结构的损伤进行识别具有重要的研究价值^[20]。

相比于金属或纤维增强复合材料, 金属-有机材料层合结构通过两种物理特性相差较大的材料胶接形成, 因此结构中的超声波传播更加复杂。如图 5 (a) 所示, 白色部分为有机材料, 与金属基体通过环氧树脂胶接。在胶接前预埋脱模布模拟脱粘损伤。对该试件进行激光扫查后, 获得的波场如图 5 (b) 所示。扫描



(a) 低扫查速率 (b) 高扫查速率

图2 激光超声检测系统

Fig.2 Laser ultrasonic testing systems

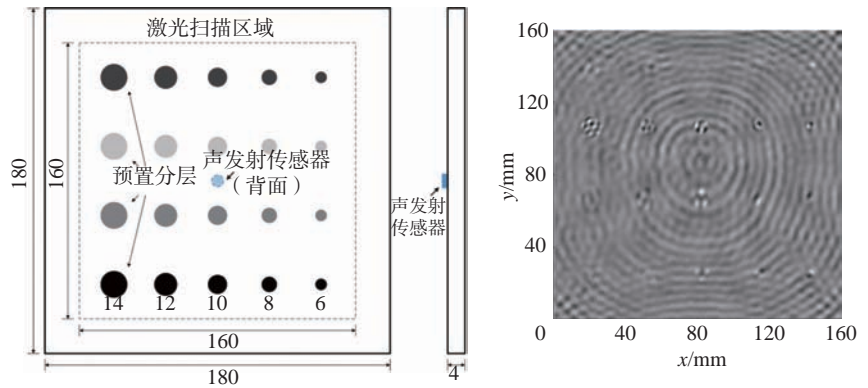
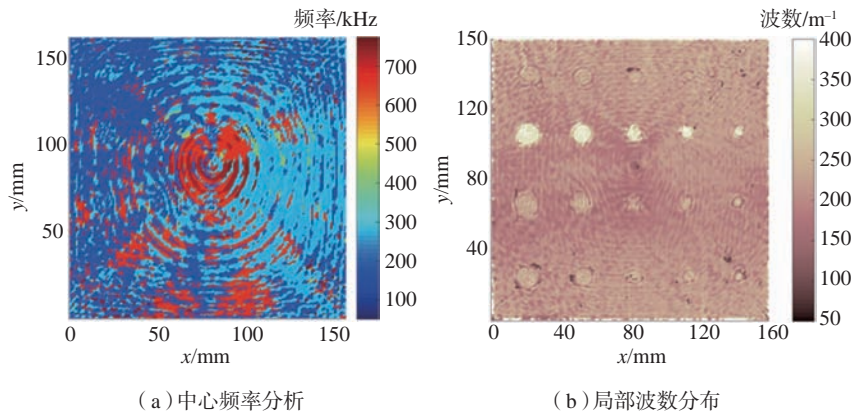


图3 不同层间脱粘的碳纤维复合材料及其超声波的传播

Fig.3 CFRP with different debondings and its wave-field

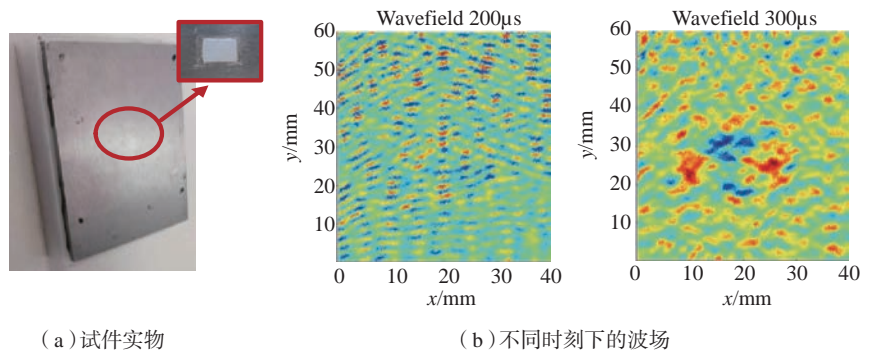


(a) 中心频率分析

(b) 局部波数分布

图4 含层间脱粘复合材料的激光超声检测

Fig.4 Laser ultrasonic testing for CFRP with debondings



(a) 试件实物

(b) 不同时刻下的波场

图5 含分层的金属-有机材料层合结构

Fig.5 Metal-polymer laminated structure testing

区域中存在一个 20mm×20mm 的脱粘损伤,激光重复频率为 1kHz,空间分辨率为 0.5mm,传感器采样频率为 2.5MHz。当超声波传播至 200μs 时刻,经过不断的边界反射,波速较快模式的超声波幅值大幅衰减,在 300μs 时处出现新的超声波模态,并随着不断传播,该模态在脱粘边界处发生反射,其幅值在波场图中突显出来,可以表征损伤出现的位置。

在对金属基体和有机材料板分别进行激光扫查后对比发现,速度较快的超声波模态为在金属板中传播的超声波,而速度较慢的模态是在有机材料板中传播的超声波。因此,选择速率较慢的模态对于胶层的检测非常敏感。信号处理方法中对波场信号进行时频分析,提取出 10~50kHz 范围的单一模态超声波,通过计算波场能量分布图对脱粘损

伤的大小和位置进行评估。图 6 为预埋脱粘布的脱粘损伤成像结果,由于损伤边界的波场复杂,其能量分布略小于实际损伤。

复合材料疲劳损伤累积的表征

1 基体裂纹对超声波传播的影响

对于复合材料中尺寸较大的损伤,如冲击和脱粘,可以通过超声波特征参数在空间上的突变实现损伤的成像。然而,复合材料在周期载荷的作用下会产生基体裂纹、层间分层、界面脱胶和纤维断裂 4 种基本形式的微损伤。微损伤相互作用并以一定的密度分布在材料内部^[21],由于其尺寸较小且位置分散,难以通过传统无损检测方法进行识别。然而,这类损伤的累积严重影响了复合材料的力学性能。

利用光测法^[22]对复合材料的疲劳过程进行研究,发现基体裂纹的萌生、扩展和累积贯穿了整个结构的疲劳寿命周期。而随机基体裂纹的出现对复合材料中超声波的传播产生了影响。为研究基体裂纹对超声波传播的影响规律,采用二维平面模型建立了铺层形式为 $[0^\circ/90^\circ_3/0^\circ/90^\circ_3]_s$ 的玻璃纤维复合材料层合结构(图 7)。基体裂纹区域布置在 $x=50\text{mm}$ 至 $x=150\text{mm}$ 的区间内,采用材料去除的形式进行模拟。每个裂纹为边长 0.125mm 的正方形。激励超声波的方式为上下表面对称加载,产生单一的对称模态超声波。由于复合材料基体裂纹由初始缺陷发展而来,其空间上的分布具有随机性。因此,通过设置裂纹密度 p 可有效控制复合材料中裂纹数量,从而研究裂纹密度与超声波传播的规律^[23]。图 8 为 $p=0.1$ 时,

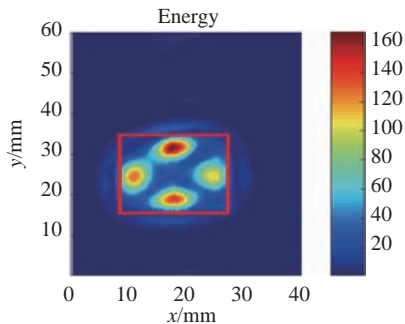


图6 含脱粘的金属-有机材料层合结构的检测结果

Fig.6 Result of metal-polymer structure with debonding

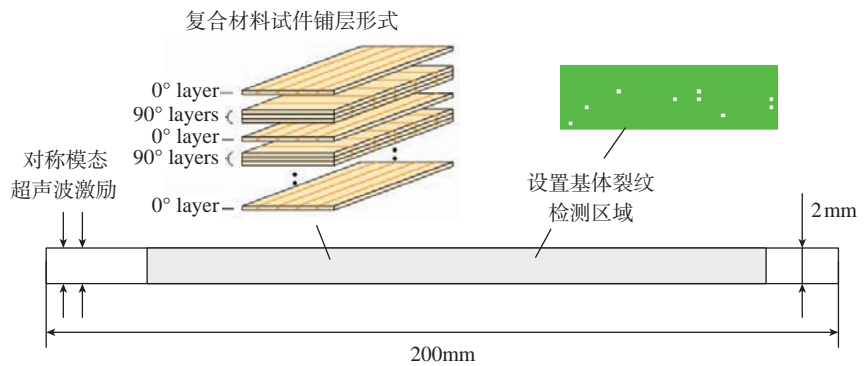
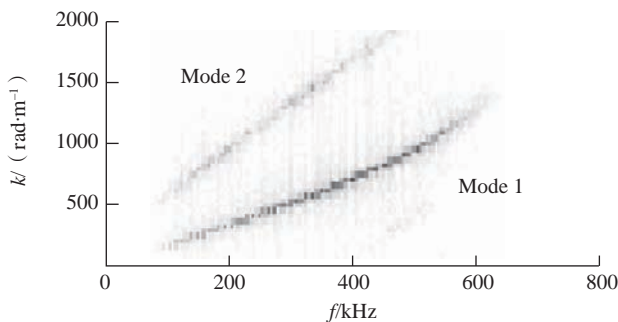
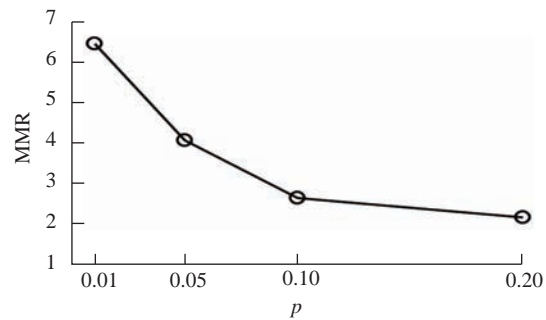


图7 复合材料基体裂纹累积的数值模拟

Fig.7 Numerical simulation of composites with cracks



(a) 频率-波数域波场



(b) 基体裂纹密度与模式转换间的关系

图8 基体裂纹累积引起的模式转换

Fig.8 Matrix crack accumulation induced mode conversion

即检测区域内含有 280 条基体裂纹, 超声波的频率-波数域分布图。当对称模式的超声波 (Mode 1) 传入含基体裂纹的区域后, 出现的 Mode 2 波速低于 Mode 1, 为反对称模式的超声波。由此说明, 复合材料中的超声波遇到随机出现的基体裂纹时会发生模态转换现象。通过 Mode 1 与 Mode 2 范围内最大幅值的比 (Mode-to-mode ratio, MMR) 来量化模态转换现象可以发现, 随着基体裂纹密度的增加, 模态转换效应逐渐显著。

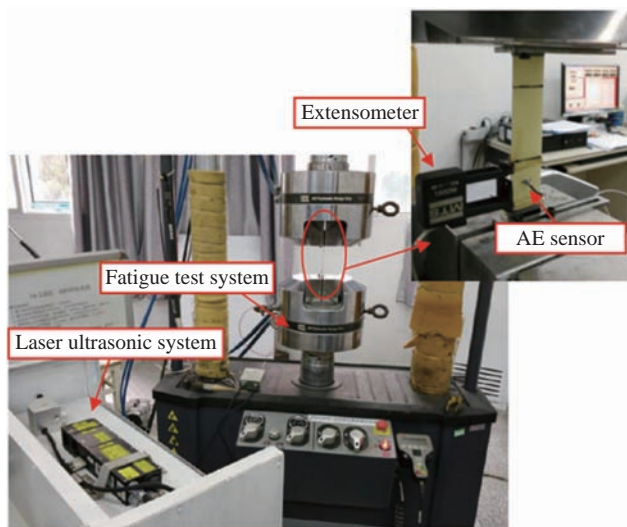
2 复合材料疲劳损伤累积的激光超声表征方法

对仿真模型中的复合材料进行

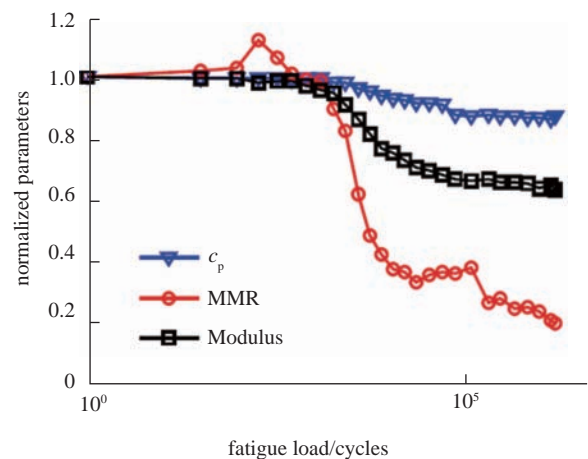
单轴拉伸的疲劳试验, 如图 9 (a)^[24] 所示。疲劳拉伸试验机提供周期的拉伸载荷, 其幅值为试件强度极限的 32.4%, 载荷应力比为 0.1, 加载频率为 8Hz。激光超声系统采用直线扫描的形式获取复合材料中的超声波数据, 扫描距离 50mm, 扫描间距 1mm, 超声波信号采样频率 10MHz。疲劳加载和激光超声场测量以交替方式进行。当疲劳载荷经历一定周期后对试件卸载, 在无拉力的情况下测量超声波, 接着进行后续周期数的加载和测量。目前, 杨氏模量通常用于评估复合材料的疲劳特性。如图 9 (b)^[24] 所示, 复合材料的杨氏模量随着疲劳损伤的累积呈现下降的趋

势, 说明基体裂纹的累积使得复合材料的力学性能逐渐衰退。然而, 对于实际工程结构, 材料的杨氏模量难以采用无损的方式测量, 因此该参数难以用于表征复合材料疲劳损伤的累积。考虑到对称模式超声波传播速度 c_p 的平方与材料杨氏模量成正比, 波速 c_p 与杨氏模量呈现出相同的变化趋势, 但是表征疲劳的灵敏度较低。

如图 10^[24] 所示, 复合材料中的超声波呈现出两种不同的模式, 即对称和反对称模式。根据频散曲线的计算结果, 试件在未受疲劳载荷时, 激光超声系统测量出的超声波主要为对称模式。与数值仿真的结论一致, 从试验获取波场的频率-波数分



(a) 试验装置



(b) 疲劳过程中各个参数变化

图9 复合材料疲劳试验
Fig.9 CFRP fatigue testing

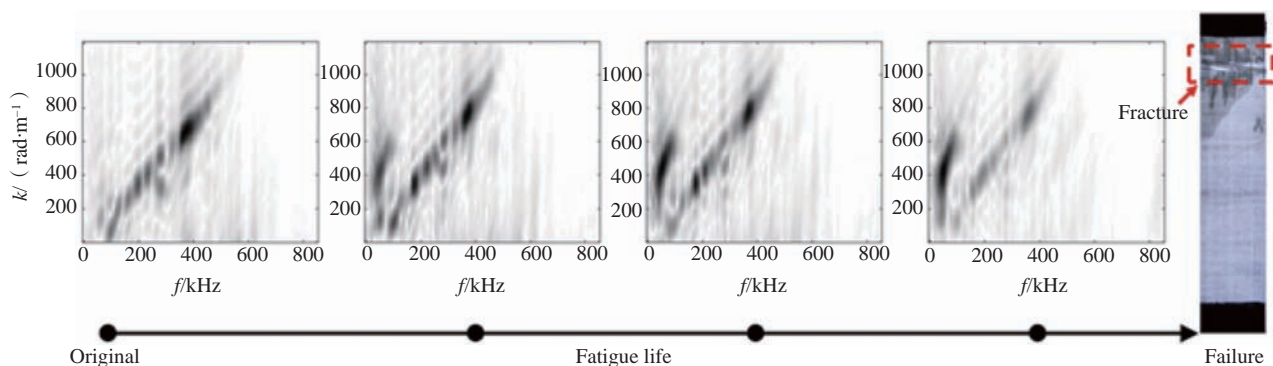


图10 复合材料疲劳损伤累积下超声波模态转换的演化
Fig.10 Mode conversion in CFRP with fatigue damage accumulation

布图上可以发现,随着复合材料疲劳损伤累积的增加,对称模式逐渐向反对称模式转换。通过定义的 MMR 对这一现象进行量化可以发现,模式转换现象同样满足复合材料力学性能的疲劳衰退趋势,且相较于波速和杨氏模量,该参数对疲劳载荷周期的增加更加灵敏,适合用于表征复合材料疲劳损伤的累积。

激光超声技术的复合材料 剩余寿命预测

1 基于损伤形式的复合材料疲劳演化模型

针对航空复合材料的应用,为了降低结构的重量、提升材料使用的效率、充分发挥复合材料的承载潜力,使用高许用强度值是未来发展的必然趋势。但是,随着许用强度值的提高,复合材料原本被高强度设计所掩盖的疲劳问题逐渐显现。另一方面,由于复合材料的损伤形式复杂,其使用寿命通常存在很强的分散性。因此,为了保障复合材料结构使用的安全性能,利用无损检测方法进行疲劳寿命预测得到了越来越多的关注。

复合材料中由于基体裂纹而导致的损伤可以表示为:

$$\frac{dD_{mc}}{dN} = A(D_c - D_{mc}) \cdot \left[\frac{(1-R^2)D_{mc}(D_c - D_{mc})}{\lg\left(\frac{D_c}{D_c - D_{mc}}\right)(D_c - 2D_c D_{mc} + D_{mc}^2)(1 - D_{mc})} \right]^m \quad (3)$$

其中, D_{mc} 是基体损伤因子; A 、 m 和 D_c 是材料相关系数; R 是载荷比。公式(3)描述了基体裂纹在周期载荷下的演化速率和其造成的波速退化现象^[25]。在此基础上,考虑纤维断裂和层间分层的损伤形式,进一步分析复合材料疲劳过程中的波速演化规律。首先,层间分层有两种模型:

$$\frac{dD_{dela}}{dN} = \frac{dD_{mc}}{dN} \times \alpha \quad (4)$$

$$\frac{dD_{dela}}{dN} = \beta \quad (5)$$

其中, D_{dela} 是分层损伤因子。公式(4)中分层损伤作为基体裂纹的附属损伤,其造成的性能退化以系数 α 表征;公式(5)中分层损伤作为独立的损伤存在,以系数 β 表征。其次,纤维断裂可以表示为:

$$D_{total}^{N+1} = 1 - (1 - D_f) \left[1 - D_{mc+dela}^N - \frac{dD_{mc+dela}}{dN} \right] \quad (6)$$

其中, D_{total}^{N+1} 是 $N+1$ 周期时的总损伤因子; D_f 是纤维损伤因子; $D_{mc+dela}^N$ 是 N 周期时基体裂纹和层间分层的综合损伤因子; $dD_{mc+dela}/dN$ 是基体裂纹和层间分层的综合损伤因子的增量。

由于复合材料结构中损伤形式多样,相互作用复杂,而基于波速的材料性能退化模型无法实现对具体损伤形式的识别。同时,退化模型也是建立在一定假设基础上的,存在模型误差。因此,为了实现更加准确的波速退化规律表征,将上述模型作为子模型,应用贝叶斯平均方法得到一个层次模型^[26]:

$$\max \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg \sum_{j=1}^J \omega_j p(y_i | y_{-i}, M_j) \quad (7)$$

其中, J 是子模型的数量; $y_{-i} = (y_1, \dots, y_{i-1}, y_{i+1}, \dots, y_n)$; $p(y_i | y_{-i}, M_j)$ 是留一法交叉检验系数。

2 基于激光超声波速测量的寿命预测验证

以玻璃纤维增强复合材料在周期载荷下的疲劳试验为例,材料的铺层顺序为 $[0^\circ/90^\circ]_{2s}$ 。试验采用 4 个应力水平,分别为 45%、50%、60% 和 70% 的试件最大拉伸强度,得到的结果如图 11^[26] 所示。可以看到在 4 种不同大小载荷的作用下,刚度退化趋势有着非常明显的差异性,但是基于提出的层次模型均能完成对试验数据的拟合。其中,在第一个载荷周期后可以看到非常明显的刚度退化现

象,特别是在高应力水平下,从中可以看出公式(6)对纤维损伤单独处理的必要性。

在复合材料刚度数据验证的基础上,考虑到超声波波速与刚度存在对应关系,本文采用激光超声系统获取复合材料波速,从而实现疲劳寿命的预测。以铺层顺序为 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2s}$ 的玻璃纤维层合板为例,应力水平分别为 45%、50% 和 55% 的试件最大拉伸强度,图 12^[26] 所示为模型拟合曲线和试验数据的对比。由于非接触式波速测量存在一定误差,数据点数不如刚度数据密集,为了模拟实际应用中的波速采集周期,将试样的波速数据进一步缩减至统一的 9 个数据点。结果表明,提出的贝叶斯平均模型可以很好地对试验数据进行拟合。

图 13^[26] 所示为基于贝叶斯更新的波速数据结果。采用激光超声技术对被测结构进行周期性的扫查,并将每次扫查得到的数据作为观测数据对层次模型进行更新,计算在最新扫查情况下的模型参数,并对结构在未来可能的损伤演化情况做出预测。图 13 分别展示了当有 3、5、7 和 9 组试验数据对模型进行更新时,预测得到的疲劳损伤因子演化走向。可以看出随着检测数据的增加,模型预测的准确性越高。但是,即使在只有 3 组数据时,结合先验经验,提出的模型也在 95% 置信区间内对损伤的后续积累进行了准确的估计。

在对疲劳损伤的积累行为进行准确预测后,基于置信区间的剩余寿命预测准则(即当一个预设置信区间的上界值到达一个失效阈值时,认为这个结构失效),实现了对复合材料剩余寿命的预测。图 14^[26] 给出了试验中疲劳寿命预测结果。图 14(a) 为不使用任何先验知识,图 14(b) 则采用同应力水平下另一试样的数据作为先验知识。从结果中可以看到,采用置信区间准则可以在试样寿

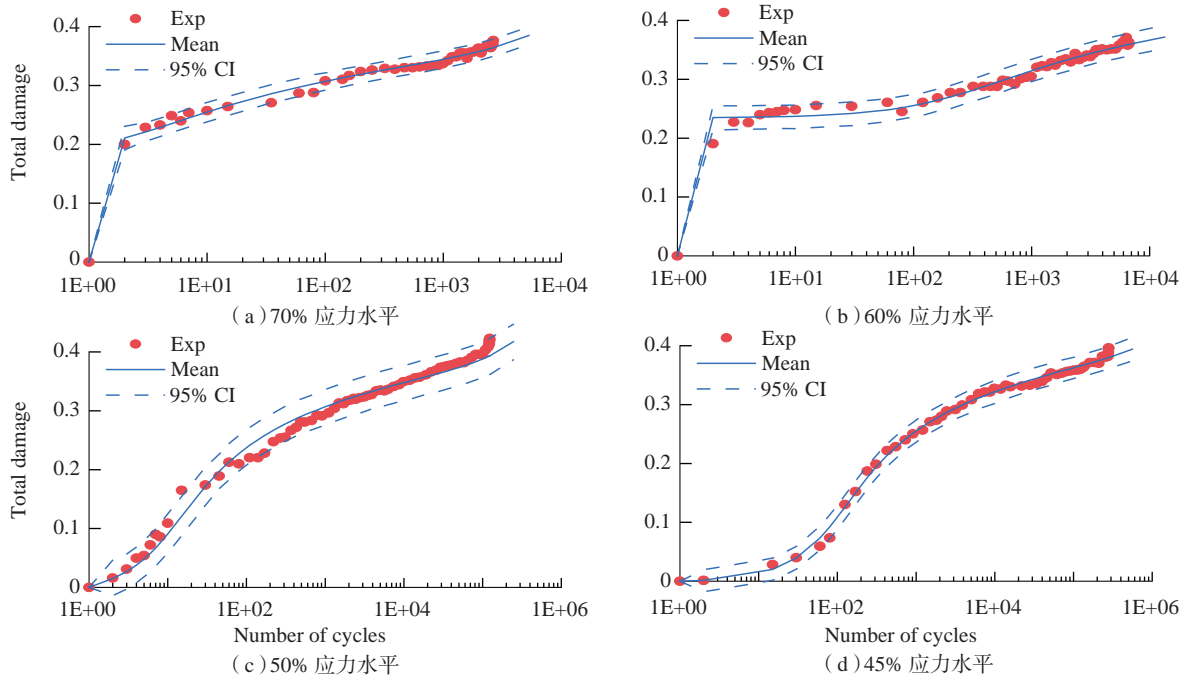


图11 基于复合材料刚度数据的疲劳退化模型
Fig.11 Fatigue degradation model based on stiffness data

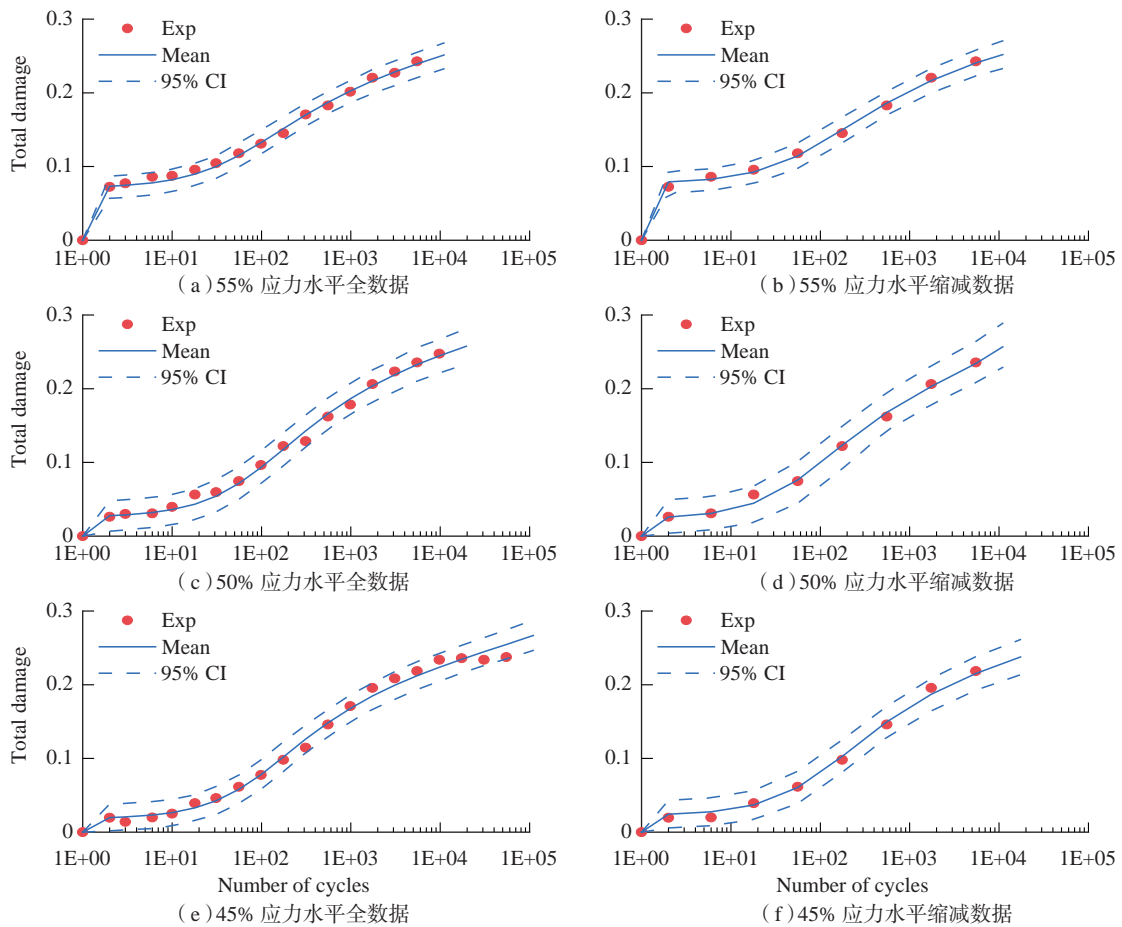


图12 基于波速数据的退化模型
Fig.12 Fatigue degradation model based on velocity data

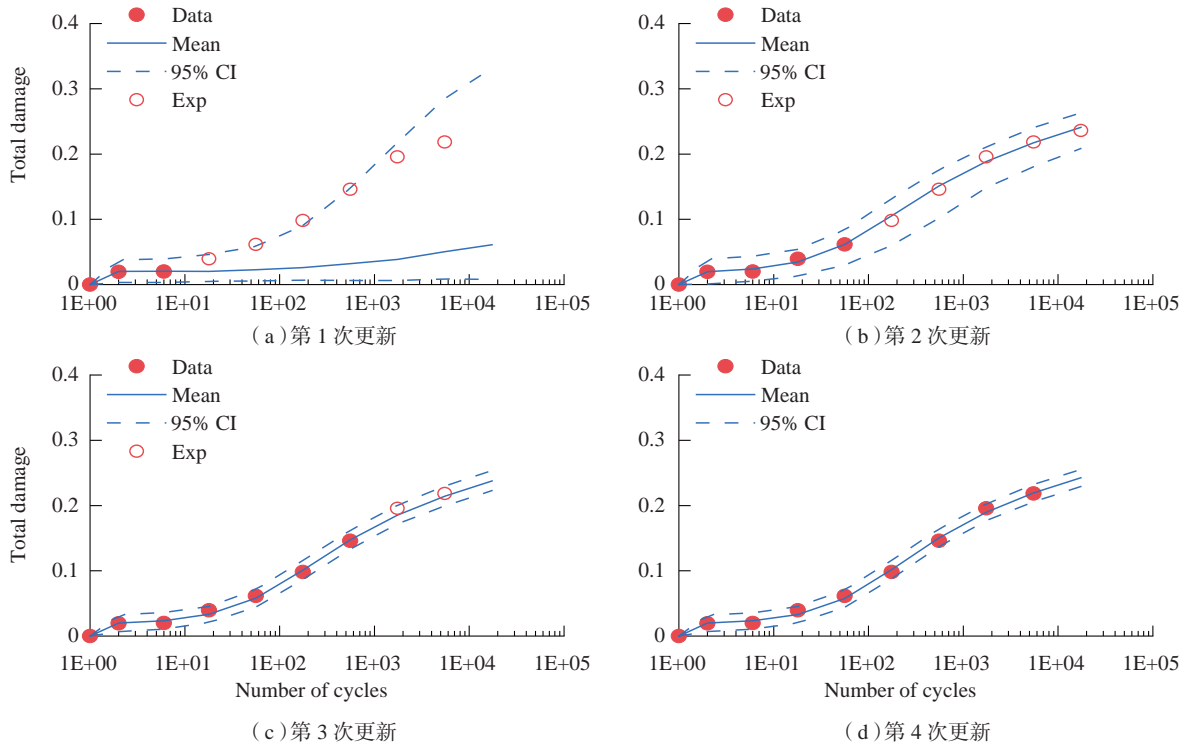


图13 基于波速数据的退化模型的贝叶斯模型更新
Fig.13 Bayesian model updating using fatigue degradation model based on velocity data

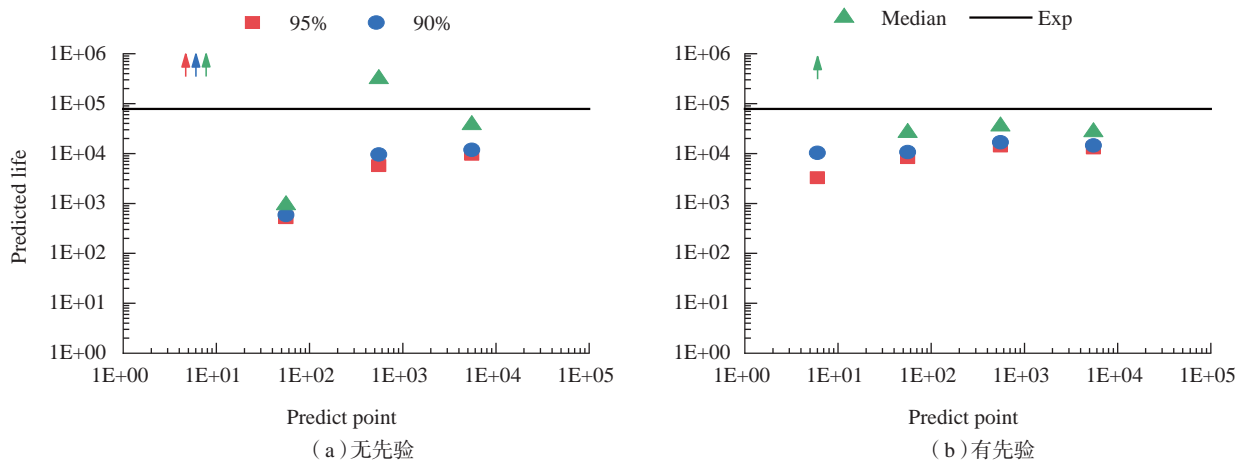


图14 基于贝叶斯模型平均和波速数据的疲劳寿命预测
Fig.14 Fatigue life prediction based on Bayesian model averaging and wave velocity data

命的早期就得到比较稳定和保守的寿命估计。

结论

激光超声检测技术提供了一种非接触式测量结构中超声波传播的工具。针对曲面形式的航空层合结构,该技术满足未来无损检测高自动化程度和高扫查效率的发展方向。

围绕航空复合材料结构安全性能检测的问题,本文介绍了结构脱粘损伤识别、疲劳损伤表征和剩余寿命预测3个方面的研究成果。从可见尺度损伤到疲劳微损伤、从结构缺陷检测到力学性能预测,激光超声检测技术在不断地发展和完善。然而,复合材料层合结构形式特殊、力学性能多样、破坏机理复杂,故基于激光超声

检测技术的复合材料安全及可靠性评估仍存在诸多挑战:首先,对不同尺度损伤缺陷,测量超声波的检测灵敏度不同,尤其对尺度较小的损伤缺陷灵敏度较低,因此,有必要研究基于激光超声系统的波场非线性特征检测技术,提高对小尺度损伤缺陷的检测精度;其次,激光超声系统的非接触测量会一定程度地降低检测信

噪比,因此,实际工况下,全非接触式激光超声系统的检测可靠性有待进一步提高;最后,本文利用激光超声检测技术实现了不同尺度损伤缺陷的检测及评估,然而,对材料结构整体安全性能的综合评价仍缺乏依据,有待进一步研究。综上,相关科研团队仍需继续创新测试手段、突破检测方法、加强应用验证,提升航空复合材料的检测能力,构建材料结构安全性能的评判标准。

参考文献

- [1] CHIA C C, LEE J R, PARK C Y, et al. Laser ultrasonic anomalous wave propagation imaging method with adjacent wave subtraction: Application to actual damages in composite wing[J]. Optics & Laser Technology, 2012, 44(2): 428-440.
- [2] YASHIRO S, TAKATSUBO J, TOYAMA N. An NDT technique for composite structures using visualized Lamb-wave propagation[J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(15-16): 3202-3208.
- [3] 张超, 季宏丽, 裘进浩, 等. 激光超声检测中干涉特征提取算法的研究[J]. 光学学报, 2014, 34(7): 158-166.
- ZHANG Chao, JI Hongli, QIU Jinhao, et al. Research on interference energy calculation method in laser ultrasonic technique[J]. Acta Optica Sinica, 2014, 34(7): 158-166.
- [4] PARK B, AN Y K, SOHN H. Visualization of hidden delamination and debonding in composites through noncontact laser ultrasonic scanning[J]. Composites Science and Technology, 2014, 100: 10-18.
- [5] SOHN H. Laser based structural health monitoring for civil, mechanical, and aerospace systems[C]//SPIE Smart Structures and Materials + Nondestructive Evaluation and Health Monitoring. Proceeding Volume 8345, Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems 2012. California. 2012: 834502.
- [6] LEE J, CHONG S Y, SUNUWAR N, et al. Repeat scanning technology for laser ultrasonic propagation imaging[J]. Measurement Science and Technology, 2013, 24(8): 085201.
- [7] 季宏丽, 张超, 裘进浩. 激光超声技术在复合材料检测中的应用[J]. 航空制造技术, 2017, 60(15): 16-22.
- JI Hongli, ZHANG Chao, QIU Jinhao. Applications of laser ultrasonic technology on composite structure testing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(15): 16-22.
- [8] 周正干, 孙广开, 李征, 等. 激光超声检测技术在复合材料检测中的应用[J]. 哈尔滨理工大学学报, 2012, 17(6): 119-122.
- ZHOU Zhenggan, SUN Guangkai, LI Zheng, et al. Application of laser ultrasonic testing technique on the detection of composite structures[J]. Journal of Harbin University of Science and Technology, 2012, 17(6): 119-122.
- [9] 胡婷萍, 高丽敏, 杨海楠. 激光超声技术在航空复合材料无损检测中的应用[J]. 航空制造技术, 2018, 61(19): 50-57.
- HU Tingping, GAO Limin, YANG Hainan. Application of laser ultrasonic nondestructive testing technology in aeronautical composite structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(19): 50-57.
- [10] YAMAMOTO T, TSUDA H, TAKATSUBO J. Estimation of a drill hole's center location from the wavefront in scattering waves visualized by pulsed laser scanning[J]. Journal of Basic and Applied Physics, 2013, 2(5): 19-28.
- [11] 吴郁程, 裘进浩, 张超, 等. 一种损伤反射波波场可视化的改进方法[J]. 中国激光, 2014, 41(3): 155-162.
- WU Yucheng, QIU Jinhao, ZHANG Chao, et al. A method to improve the visibility of the damage-reflected wave[J]. Chinese Journal of Lasers, 2014, 41(3): 155-162.
- [12] ZHANG C, QIU J H, JI H L. Laser ultrasonic imaging for impact damage visualization in composite structure[C]//7th European Workshop on Structural Health Monitoring, EWSHM 2014-2nd European Conference of the Prognostics and Health Management (PHM) Society. 2014: 2199-2205.
- [13] 李鹤, 张超, 季宏丽, 等. 基于导波检测的带曲率复合材料板损伤识别技术研究[J]. 国外电子测量技术, 2019, 38(5): 75-80.
- LI He, ZHANG Chao, JI Hongli, et al. Damage identification technology of composite plate with curvature based on guided wave detection[J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2019, 38(5): 75-80.
- [14] AN Y K, PARK B, SOHN H. Complete noncontact laser ultrasonic imaging for automated crack visualization in a plate[J]. Smart Materials and Structures, 2013, 22(2): 025022.
- [15] 裘进浩, 张超, 季宏丽, 等. 基于激光激励技术的结构损伤成像[J]. 振动、测试与诊断, 2014, 34(4): 603-609, 772.
- QIU Jinhao, ZHANG Chao, JI Hongli, et al. Damage imaging for plate structures based on laser excitation[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2014, 34(4): 603-609, 772.
- [16] SOUTIS C. Carbon fiber reinforced plastics in aircraft construction[J]. Materials Science and Engineering: A, 2005, 412(1-2): 171-176.
- [17] CUEVAS A E, GALLEGUILLOS C, GARCÍA R C, et al. Laser ultrasonics inspections of aeronautical components validated by computed tomography[C]. 7th International Symposium on NDT in Aerospace. 2015: 1-8.
- [18] OSTERKAMP A, KAISER L. Application of laser ultrasonics for the non-destructive inspection of complex composite aerospace structures[C/OL]. 1st International Symposium on Laser Ultrasonics: Science, Technology and Applications. Montreal, 2008.
- [19] QIU J H, TAO C C, JI H L, et al. Damage detection and material property reconstruction of composite laminates using laser ultrasonic technique[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 36(1): 1-16.
- [20] 朱倩, 裘进浩, 张超, 等. 双层层压材料中激光超声检测方法的应用[J]. 激光与光电子学进展, 2016, 53(3): 120-127.
- ZHU Qian, QIU Jinhao, ZHANG Chao, et al. Application of laser ultrasonic detection method for double-layer laminated material[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2016, 53(3): 120-127.
- [21] CARRARO P A, MARAGONI

L, QUARESIMIN M. Prediction of the crack density evolution in multidirectional laminates under fatigue loadings[J]. *Composites Science and Technology*, 2017, 145: 24–39.

[22] SHEN H J, YAO W X, QI W X, et al. Experimental investigation on damage evolution in cross-ply laminates subjected to quasi-static and fatigue loading[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2017, 120: 10–26.

[23] ZHANG Z Y, ZHANG C, JI H L, et al. Mode conversion in composite material with matrix cracks[C]// 14th Symposium on Piezoelectricity,

Acoustic Waves and Device Applications (SPAWDA). Shijiazhuang, China. Piscataway, NJ: IEEE, 2019: 1–5.

[24] ZHANG C, ZHANG Z Y, JI H L, et al. Mode conversion behavior of guided wave in glass fiber reinforced polymer with fatigue damage accumulation[J/OL]. *Composites Science and Technology*, 2020, 192: 108073[2020–05–26]. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2020.108073>.

[25] TAO C C, JI H L, QIU J H, et al. Characterization of fatigue damages in

composite laminates using Lamb wave velocity and prediction of residual life[J]. *Composite Structures*, 2017, 166: 219–228.

[26] TAO C C, ZHANG C, JI H L, et al. Fatigue life prediction of GFRP laminates using averaged Bayesian predictive distribution and Lamb wave velocity[J/OL]. *Composites Science and Technology*, 2020, 196: 108213[2020–08–18]. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2020.108213>.

通讯作者: 裴进浩, E-mail: qiu@nuaa.edu.cn。

Non-Destructive Testing for Aerospace Composite Structures Using Laser Ultrasonic Technique

QIU Jinhao, ZHANG Chao, JI Hongli, TAO Chongcong

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] Aimed at solving the problem of large-area detection for aerospace laminated structures with curved surfaces, laser ultrasonic technique with non-contact measurement has attracted more and more attention. By using pulsed laser to generate the ultrasonic waves in the structures, the wave-field data can be obtained. Through analyzing the characteristics of ultrasonic wave propagation, the structural damage detection and mechanical property identification can be achieved. Focused on the widely used aerospace composite structures, this paper presents the research progress on three aspects: debonding damage detection, damage accumulation characterization and fatigue life prediction. Taking laminated composite structures as an example, the influence of debonding damage on ultrasonic wave propagation is studied. By extracting the damage index, such as wave energy and wave number, the debonding damage can be visualized. Then, the influence of matrix crack accumulation in fiber reinforced polymer on mode conversion is investigated. By defining a mode-to-mode ratio, the density of matrix cracks can be characterized. Finally, a micro-damage based fatigue evolution model for composites is established. Through Bayesian model averaging and wave velocity measurement using laser ultrasonic technique, the fatigue life of composites can be predicted, providing foundation for non-destructive testing in aerospace composite structures.

Keywords: Laser ultrasonic; Non-destructive testing; Composite material; Debonding damage; Mode conversion; Fatigue life

(责编 雷松)

SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估技术进展*

刘松平, 刘菲菲, 章清乐, 李治应

(中国航空制造技术研究院复合材料技术中心, 北京 101300)

[摘要] 随着 SiC_f/SiC 复合材料在航空航天等领域高温热端部件中的推广应用, 无损检测与评估尤为重要。由于这类复合材料具有非常特别的高温成型工艺和内部微结构及缺陷特征, 需要研究采用专门的无损检测技术和缺陷评估方法。结合近年本领域的研究, 分析了 SiC_f/SiC 复合材料缺陷及其特征; 回顾了 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估技术研究进展; 总结了 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估面临的主要技术挑战; 提出了 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估技术今后的主要发展趋势。目前的研究结果表明, 高分辨率数字式 X-射线成像和高分辨率超声-声发射检测或者非对称频率超声检测技术已成为 SiC_f/SiC 复合材料非常重要的无损检测与评估方法, 并已得到很好的实际检测应用效果。

关键词: SiC_f/SiC 复合材料; 无损检测与评估; 超声检测; X-射线成像; 红外检测

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.024



刘松平

研究员, 航空工业特级专家, 全国无损检测学会副理事长。主要从事复合材料及焊接等先进无损检测与评估新方法新技术研究和新仪器新设备新换能器研发与应用。先后获省部级科技发明奖、科技进步奖 20 余项, 国家发明专利 30 余项, 出版专著 1 部, 发表学术论文 100 余篇。

碳化硅纤维增强 / 陶瓷基复合材料 (Silicon carbide fiber / Silicon carbide ceramic matrix composites, SiC_f/SiC CMC) 由于具有良好的耐高温性能和抗高温氧化性能, 不断用于高推重比航空发动机和高超音速飞行器中高温耐热零部件的制造, 其中发动机高压压气机叶片、机匣、高压与低压涡轮盘及叶片、燃烧室、加力燃烧室、火焰稳定器及排气喷管等热端部件已被业内认为是 SiC_f/SiC 复合材料的重要应用方向^[1-5]。在 SiC_f/SiC 复合材料研发和推广应用过程中遇到的突出问题之一就是如何通过无损检测方法和技术手段, 揭示其内部质量, 进行内部缺陷的检测与评估, 同时帮助优化工艺, 制造符合设计要求且质量稳定的 SiC_f/SiC 复

材料零部件。近年有许多文献报道了这方面的试验研究和结果, 从已经掌握的资料文献分析, 目前研究主要集中在超声^[6-8]、激光超声^[9-10]、声-超声^[11-12]、声发射^[12-16]、射线^[6,16-21]、红外^[6,12,22-23]、电阻^[12,24-25]等方面, 其中有些研究主要是针对 SiC_f/SiC 复合材料试样, 通过在实验室小尺寸样品条件下, 开展的 SiC_f/SiC 复合材料试样缺陷或损伤的检测、监测可检性的试验探索; 有些则是研究 SiC_f/SiC 复合材料缺陷的可检性和 SiC_f/SiC 复合材料结构件的无损检测与缺陷评估问题。由于 SiC_f/SiC 复合材料成型工艺的特殊性和内部微结构特征, 以及复杂的高温使用环境, 对其性能要求仍然处于不断的积累、认识过程中, 这给 SiC_f/SiC 复合材料无损

* 基金项目: 国家自然科学基金(61571409, 60727001)。

检测与缺陷评估带来了许多技术挑战。特别是 SiC_f/SiC 复合材料采用高温成型工艺,材料本身又具有多空隙行为,因此,在很多时候,如何构建有效的检测方法,获取与 SiC_f/SiC 复合材料内部缺陷量化关联的检测信号,都会非常具有技术挑战性。加之 SiC_f/SiC 复合材料缺陷或损伤的容限阈值、接受/拒收标准、缺陷判据等目前在工程应用层面,尚处于不断积累和认识期,这些都给 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估带来了非常大的技术挑战。因而, SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估再次成为业内关注的焦点和热点,也吸引了不少的科技人员和技术专家的研究兴趣。目前在这方面的研究可以分为检测方法/原理试验探索、缺陷或损伤表征与评估、面向工程应用的检测技术研发等^[6-25],为分析 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估技术研究进展,了解 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估所面临的技术挑战和今后的发展方向等打下了基础。

本文结合近几年作者团队的研究进展、业内在 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估方面的研究进展和部分典型试验结果,分析了 SiC_f/SiC 复合材料主要缺陷及其特征;回顾了 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估研究进展;总结了 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估面临的主要技术挑战;提出了未来 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估技术的主要发展方向。

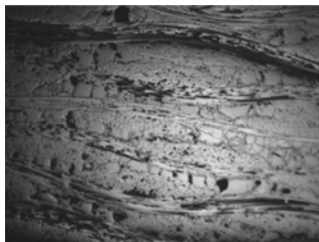


图1 优异的SiC_f/SiC复合材料内部空隙及其分布特征(×40)

Fig.1 Characteristics of porosity distribution in excellent SiC_f/SiC composites

研究和应用验证结果表明,目前高分辨率数字式 X-射线成像和高分辨率超声-声发射检测或者非对称频率超声检测技术已成为 SiC_f/SiC 复合材料非常重要的无损检测与评估方法,并已得到很好的实际检测应用效果。

缺陷及其特征

已有的研究和试验结果表明, SiC_f/SiC 复合材料在成型、装配、使用以及试验过程中可能产生的缺陷主要包括以下几种类型。

1 制造缺陷

主要指 SiC_f/SiC 复合材料在高温裂解过程中形成的缺陷。目前用于 SiC_f/SiC 复合材料高温成型的方法有 PIP、MI、CVI 等,每种高温成型工艺方法的特点不同,可能引入的缺陷行为及其特征也不尽相同。但从作者团队近年的研究和积累来看, SiC_f/SiC 复合材料中的制造缺陷主要包括以下 4 种类型。

(1)空隙。由多个离散分布的微米级气孔组成,是 SiC_f/SiC 复合材料中一种固有的物理特征,通常不同的热端部件对容许存在空隙的量级要求有所不同。但一般认为特别优良的 SiC_f/SiC 复合材料,其空隙含量在 2% 以下,如图 1 所示,在 SiC_f/SiC 复合材料内部,空隙非常少;良好的 SiC_f/SiC 复合材料,其内部空隙含量在 5% 以下,如图 2 所示,显然,其内部空隙比图 1 中明显要多;而对于

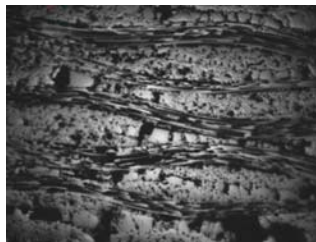


图2 良好的SiC_f/SiC复合材料内部空隙及其分布特征(×40)

Fig.2 Characteristics of porosity distribution in good SiC_f/SiC composites

空隙含量在 10% 以上的 SiC_f/SiC 复合材料,可能不宜用于发动机关键热端部件的制造。目前,有关空隙含量具体阈值与结构件验收值之间的量化数理关系,尚需进一步研究和通过试验确定。

(2)分层。是 2.5D 和 3D 的 SiC_f/SiC 复合材料中不常见的一种制造缺陷,但脱模不当,容易产生分层缺陷,这种分层一般位于 SiC_f/SiC 复合材料浅层位置。

(3)空洞。是 SiC_f/SiC 复合材料中比较容易产生的一类缺陷,与 SiC_f/SiC 复合材料高温裂解的程度有密切的关系。在物理特征上,尽管空洞与空隙都具有离散分布的特征,但空洞是比空隙更大的缺陷,通常单个空洞的尺寸在 mm 量级。空洞的出现总会伴随空隙。图 3 是含有典型的空洞的结果,从中可以非常清晰地看出空洞与空隙的特征和区别。

(4)裂纹。是 SiC_f/SiC 复合材料在高温裂解或脱模过程中由于局部应力过度集中引起的一类缺陷,分为微裂纹和裂纹,通常裂纹的取向比较复杂。

除了上述 4 种典型制造缺陷外, SiC_f/SiC 复合材料基体浸渍不均、纤维屈曲、纤维断裂、纤维缺少等也是这类复合材料在制造过程可能产生的一些制造缺陷。

2 加工缺陷

加工缺陷是指 SiC_f/SiC 复合材料完成高温成型之后,进行后续机械加

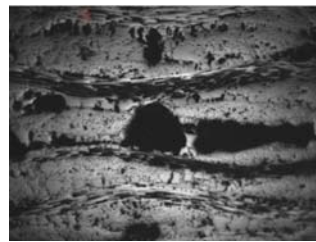


图3 空洞及其分布特征(×40)

Fig.3 Characteristics of voids in SiC_f/SiC composites

工和装配过程中可能引入的缺陷,它与 SiC_f/SiC 复合材料零件机械加工、装配等密切相关,主要包括制孔区缺陷和装配区缺陷,缺陷开度分布在几百 μm 到 mm 量级不等。

3 损伤

SiC_f/SiC 复合材料中的损伤可以分为两类:

(1) 服役损伤。是指 SiC_f/SiC 复合材料零件在使用过程,在结构受力和承载以及高温热环境等作用下,产生的各种损伤,如分层、断裂、裂纹等,取向长度一般在 mm 量级以上,典型的 SiC_f/SiC 复合材料分层及其特征参见文献 [26]。

(2) 扩展损伤。是指 SiC_f/SiC 复合材料中原有非超标的制造缺陷在服役环境条件下,出现了新的扩展后,超过了设计容许的损伤容限值的缺陷,其取向长度一般也在 mm 量级以上。

SiC_f/SiC 复合材料无损检测与缺陷评估就是需要针对不同的阶段可能会产生的缺陷、损伤特点、检测要求、检测环境等研究制定相应的检测方法、检测标准和实现手段,其中缺陷判据和缺陷量化评估方法的建立尤为重要。

研究进展

从已掌握的资料分析,国外 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估方面的密集研究至少可以追溯到 2000 年前后,起初主要是关注 SiC_f/SiC 复合材料缺陷的表征与评估以及可检性研究;随着其在高温热端部件制造方面的技术推进和研究研发, SiC_f/SiC 复合材料损伤的检测与评估,以及无损检测新技术的研究又成为业内的研究热点,目的是针对不断出现的新的 SiC_f/SiC 复合材料制造工艺、结构设计和应用研发,研究和探索新的无损检测技术与缺陷评估方法,目前这方面的研究仍然在不断推进中。

总体上, SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估方面的研究可以分为:面向小样品的实验室级检测新方法探索(包括可检性研究)和面向 SiC_f/SiC 复合材料零件级的检测技术研发(包括检测标准和验收标准的建立)。在缺陷表征与评估方面,主要针对 SiC_f/SiC 复合材料的工艺特点,通过研究和试验验证分析,了解和掌握 SiC_f/SiC 复合材料微结构特征、可能产生的缺陷行为,构建 SiC_f/SiC 复合材料缺陷表征和评估方法。在 SiC_f/SiC 复合材料无损检测方法与应用研究方面,先后推出了超声、射线、红外、电阻等多种检测方法。

1 超声检测

超声检测主要是基于超声波在 SiC_f/SiC 复合材料中产生的各种传播行为,从中提取有益的超声信号,构建超声信号特征与缺陷之间的数理联系,实现缺陷判别和检出。超声检测被认为是 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估的首选检测方法^[6-8]。采用超声检测方法的最大益处是,超声对 SiC_f/SiC 复合材料中的空隙、空洞、裂纹、基体浸渍不均等大部分制造缺陷和损伤有很强的检出能力,而且便于实现自动化检测和可视化检测与缺陷定量评估,环保低成本,但需要液体耦合剂。但是,声波在高空隙含量的 SiC_f/SiC 复合材料中声衰减非常强烈,会明显影响其在 SiC_f/SiC 复合材料中的穿透能力。为此,作者在多项国家发明专利基础上,近年创建了一种高分辨率脉冲超声-声发射,又称非对称频率超声(AU)方法^[27],为解决 SiC_f/SiC 这类的高衰减、大厚度、变曲率复合材料的超声检测提供了一种非常有效的解决方法,很好地实现了超声检测穿透能力、检测分辨率、表面检测盲区的平衡兼顾,其配套的检测方法、仪器设备及检测标准已经取得了很好的实际检测效果(图 4)。

激光超声、声-超声、声发射等

虽然在产生超声波的方式和超声信号特征方面有各自不同的特点和实现方法,但都是从超声学的角度,基于声波在材料中的传播行为实现检测,这里也可归类为超声检测方法的扩展。针对 SiC_f/SiC 复合材料在力学试验过程中可能产生的损伤问题,近年的研究报道主要集中在超声新方法的机理探索,例如,文献 [9-10] 报道了 SiC 复合材料激光超声方面的试验结果,文献 [11-12] 报道了 SiC 复合材料声-超声检测方面研究情况,文献 [12-16] 报道了 SiC 复合材料声发射检测方面试验研究。目前这些研究还处于实验室科学原理性试验研究层面,距离解决工程应用中的 SiC_f/SiC 复合材料结构的检测要求和技术成熟度差距还很大,但为探索新的 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估方法打下了基础。

2 X 射线检测

目前用于 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估的 X 射线检测技术主要包括数字式射线成像法(Digital X-Rays, DR)、胶片照相法、CT (Computed Tomography) 法及 μCT (Computed Micro-Tomography) 法。文献 [6, 16-21] 先后报道了这方面的试验研究结果,其中 X 射线胶片照相法因需要复杂的胶片处理设施、场地,不环保(存在废液和排污处理),检测效率非常低,已经被 DR 方法所替代。对于实际 SiC_f/SiC 复合材料结构件无损检测,通常优先选 DR 方法,作者及团队研究了一种基于 DR 原理的工业级 X 射线自动扫描成像检测技术及其检测系统(FDR-160),在 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与缺陷评估方面发挥了非常好的检测效果,自动化程度高、成像分辨率高,目前已成为 SiC_f/SiC 复合材料结构件无损检测与缺陷评估方面非常重要的检测技术与自动化检测设备。图 5 是典型的 SiC_f/SiC 复合材料结构件中基体浸渍不均匀的检测结果,

缺陷指示非常清晰。CT法及 μ CT检测技术研究目前主要集中在针对 SiC_f/SiC 复合材料小试样的微结构、力学测试过程中小试样内部产生的损伤评估的实验室研究方面^[16-21]。已经取得的研究结果表明, μ CT主要面向mm级 SiC_f/SiC 复合材料小试样的缺陷表征与评估问题研究,CT可以用于 SiC_f/SiC 复合材料结构的缺陷表征与评估,但考虑到检测效率、成本等,能用DR检测技术解决的,尽量优先选择DR检测方法。

3 红外检测

目前红外检测方法主要用于 SiC_f/SiC 复合材料缺陷表征与评估,以脉冲红外检测为主,采用热加载方法(图6)。文献[6,12,22-23]先后报道了这方面的研究,针对典型

的 SiC_f/SiC 复合材料试样,开展了红外检测方法的可检性试验研究,结果表明,红外检测方法对较薄(3mm以下)的 SiC_f/SiC 复合材料试样中的近表面冲击损伤、平底孔类的模拟缺陷有一定的检出能力,随着缺陷或者损伤的深度增加,红外对 SiC_f/SiC 复合材料中的缺陷检出能力急剧下降。因此,总体上,红外检测方法对2mm以上 SiC_f/SiC 复合材料中的缺陷检出能力非常有限,但对一些近表面较大的缺陷或者损伤,是一种非接触检测方法补充和选择。但是,红外检测方法对热加载和热加载过程的控制有严格的要求,容易引起不正确的检测结果指示。此外,红外方法检出信号指示容易受到 SiC_f/SiC 复合材料表面状态的影响,进而会干扰缺陷的判别^[6]。

4 电阻法检测

电阻法检测是基于 SiC_f/SiC 复合材料在受到外力(如拉伸载荷)作用下,沿受力方向的电流会随着 SiC_f/SiC 复合材料损伤(如裂纹)的出现发生变化,进而使 SiC_f/SiC 复合材料在受力方向的电阻或电阻率发生变化,从而根据所测得的电阻的变化进行 SiC_f/SiC 复合材料损伤行为的评估。文献[12,24-25]报道了这方面的试验探索,结果表明, SiC_f/SiC 复合材料试样在拉伸载荷作用下,其内部损伤,如裂纹的产生,会改变 SiC_f/SiC 复合材料试样在拉伸方向的电阻,如图7^[24]所示。目前这种方法尚处于原理探索阶段。尽管这种检测方法目前还很难用于 SiC_f/SiC 复合材料制造缺陷和加工缺陷的无损检测与评估,但为今后开展 SiC_f/SiC 复合材料无损检测新方法研究提供了启示。

主要技术挑战

1 缺陷的可检性

这里的缺陷是指前文所述 SiC_f/SiC 复合材料在高温成型、加工、服役过程中产生的缺陷。缺陷的可检性包括:制造缺陷的可检性、加工缺陷的可检性、损伤的可检性。其中制造缺陷可能是目前 SiC_f/SiC 复合材料最为关注的缺陷,直接影响 SiC_f/SiC 复合材料制件的原始质量、初始力学性能。由于 SiC_f/SiC 复合材料

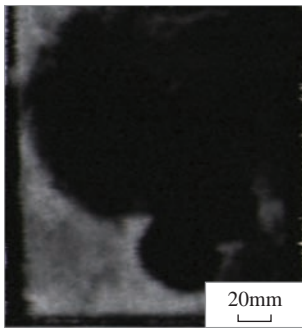


图4 SiC_f/SiC 复合材料分层AU检测结果
Fig.4 AU imaging result of SiC_f/SiC composite delamination

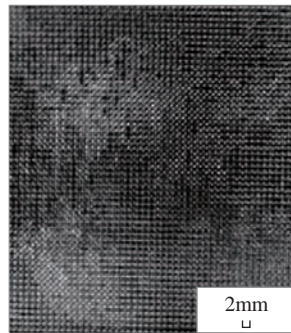


图5 典型基体浸渍不均匀的DR检测结果
Fig.5 Inhomogeneity of polymer impregnation using the FDR-160 DR system (Made in ACC)

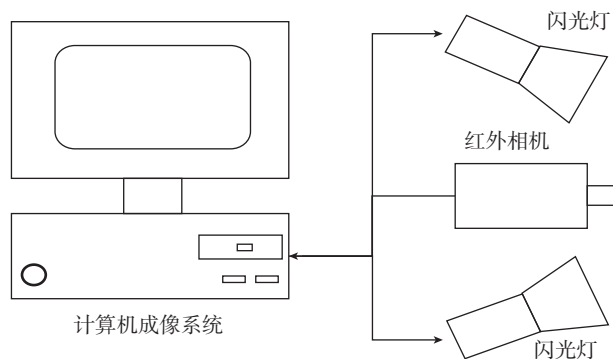


图6 红外检测方法
Fig.6 Illustration of infrared thermography

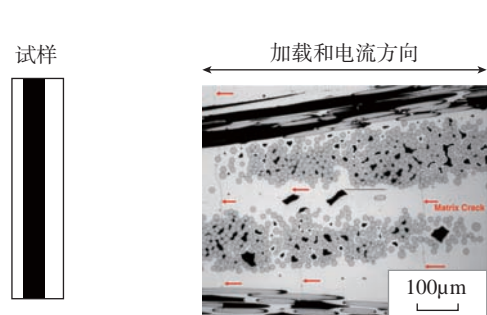


图7 电阻法检测基本原理
Fig.7 Illustration of electrical resistance method

特殊的高温成型工艺和缺陷形成机理,导致其缺陷行为与其他复合材料显著不同,有关缺陷判别的基础数据、缺陷判据等也在不断积累过程中,这需要密切结合 SiC_f/SiC 复合材料成型工艺的研究,持续开展实际工艺缺陷表征。在此基础上,通过不断的检测试验和验证分析,才能研究建立实用的 SiC_f/SiC 复合材料制造缺陷无损检测方法。因此,缺陷的可检性需要建立在系列实际 SiC_f/SiC 复合材料缺陷检测案例基础上才能有效地解决,仅通过类似金属材料检测中的简单平底孔等效的方法,不足以解决 SiC_f/SiC 复合材料制造缺陷的可检性问题。

2 检测方法的可检性

正如前文所述, SiC_f/SiC 复合材料制造缺陷具有多样性,而不同的检测方法,其检测原理不同,用于缺陷判别的检测信号形成机理和信号也会有区别,检测方法的可检性就是验证来自实际 SiC_f/SiC 复合材料制造缺陷的检测信号的敏感程度,是否能确保在给定的检测条件和技术参数情况下,有效地检出所要求检出的缺陷(包括大小和类型)。不同检测方法对不同的缺陷或损伤具有不同的检出能力,因此,在进行检测方法的可检性试验时,需要针对性地选择适合的检测方法,开展充分的检测试验验证。例如, DR 对 SiC_f/SiC 复合材料中的分层不敏感,常规超声方法对于 SiC_f/SiC 复合材料中的单个微裂纹可能难以检出,红外方法对较薄的 SiC_f/SiC 复合材料中表面和近表面缺陷/损伤具有一定的可检性等,需要针对性考虑不同检测方法对 SiC_f/SiC 复合材料中不同缺陷的可检性,验证所选用的无损检测方法对 SiC_f/SiC 复合材料中可能出现的制造缺陷的可检性。

3 结构的可检性

这里“结构”是指要求检测的 SiC_f/SiC 复合材料对象。目前 SiC_f/

SiC 复合材料的检测与评估,主要面对 4 类检测对象:(1)微小样品,主要是指用于观察分析的 SiC_f/SiC 复合材料小样品,通常在 mm 量级;(2)小试样,例如,用于力学性能测试的各种 SiC_f/SiC 复合材料小试样,通常在 cm 量级;(3)试件,例如,用于结构和工艺验证的各种试验件、缩比件,通常在小尺寸 m 级范围内;(4)零件,具有各种各样的形状、厚度、尺寸等特征,通常在 m 量级。结构可检性就是要针对不同的检测对象,研究和选择相应的检测方法,开展缺陷可检性和检测方法实用性研究。例如, μ CT 方法只适合 SiC_f/SiC 复合材料微样品的检测与评估,服役中的 SiC_f/SiC 复合材料零件,采用 DR 方法,其可检性将会很差,等等。

4 多环境下的可检性

目前从无损检测角度,所面临的 SiC_f/SiC 复合材料检测环境主要有:(1)实验室环境下的 SiC_f/SiC 复合材料检测与评估,多以试验研究、方法研究为主,主要是研究样品、样件中的缺陷可检性;(2)制造环境下的 SiC_f/SiC 复合材料检测与评估,是以试验验证、检测应用验证为主,主要是研究样件、零件中的缺陷可检性;(3)产品质量控制环境下的 SiC_f/SiC 复合材料检测与评估,以检测工艺有效性验证为主,主要解决 SiC_f/SiC 复合材料零件中的缺陷可检性和零件质量符合性问题。

此外, SiC_f/SiC 复合材料的可检性还与产品质量要求、相关产品验收标准等有关,通常需要结合不同热端部件对 SiC_f/SiC 复合材料的质量要求和缺陷检出要求,开展针对性的可检性规划与考虑。因此目前在 SiC_f/SiC 复合材料的材料制备、工艺研发和结构设计、性能基础数据等不断积累与认识阶段,需要同步开展其可检性方面的研究。

5 可视化与智能评估

由于 SiC_f/SiC 复合材料目前的

材料、制造成本居高难下,制造周期较长,耗能较高,因此,研究和制定合理的 SiC_f/SiC 复合材料质量验收阈值,提高 SiC_f/SiC 复合材料的制造成品率,具有非常重要的工程意义。从目前已经取得的成功研发经验和案例来看,借助先进的无损检测技术,实现 SiC_f/SiC 复合材料的可视化与智能评估,一方面,可以用于 SiC_f/SiC 复合材料零件的质量控制;另一方面,可以利用无损检测提供的量化信息和检测结果,帮助优化工艺、提升工艺稳定性,从而提高 SiC_f/SiC 复合材料零件的成品率。同时通过先进的可视化检测与智能评估技术,还可以帮助建立合理的缺陷/损伤验收阈值,用于 SiC_f/SiC 复合材料的安全性评估。为此,未来将更加需要能够实现 SiC_f/SiC 复合材料零件可视化检测与智能评估的技术。

随着 SiC_f/SiC 复合材料在热端部件更广泛的应用,其在无损检测与评估方面将会面临诸多技术挑战,特别是当 SiC_f/SiC 复合材料用于航空发动机、高超音速飞行器中的热端部件制造时,对 SiC_f/SiC 复合材料零部件的质量要求更高、寿命预期更长,研究先进的 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估将尤为重要和紧迫。

未来发展

尽管 SiC_f/SiC 复合材料已经开始有了一些显著的应用^[1-5],也开展了无损检测与评估方面的研究^[6-27],建立了一些可用于 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估的方法,但仍然面临诸多技术挑战。在 SiC_f/SiC 复合材料缺陷表征与评估方面,目前非常欠缺验证分析方面的基础数据和缺陷判据;在检测方法方面,在缺陷的可检性、适用性、可视化检测与智能评估方面,还非常有待研究和建立新的检测方法,积累相应的检测判据和

检测应用案例;在检测标准方面,非常欠缺经过了足够的检测应用验证的检测标准;在缺陷符合性检测方面,非常欠缺针对性的、且经过了验证的技术标准,做到既不过严,也不过松,恰到好处地发挥 SiC_f/SiC 复合材料的性能和特点。近年来,针对这些无损检测方面的技术挑战,业内也一致在开展相关的研究,未来 SiC_f/SiC 复合材料缺陷表征与评估技术研究将主要是结合前文所述的技术挑战,开展相关的研究。

(1) 缺陷表征与评估技术研究:主要针对 PIP、MI、CVI 等 SiC_f/SiC 复合材料成型工艺,以及基于 2D、2.5D、3D 的 SiC 纤维编织预制体的 SiC_f/SiC 复合材料,研究和建立相应的缺陷表征与评估方法。

(2) 检测新方法研究:主要结合不同应用和使用环境条件等,开展 SiC_f/SiC 复合材料检测新方法研究,进一步提升缺陷的检出能力、快捷性与适用性。

(3) 应用验证研究:针对不同的 SiC_f/SiC 复合材料及其结构,开展面向实际结构或者零部件的检测应用验证研究。

(4) 可视化检测与智能评估技术:研究能够用于实现 SiC_f/SiC 复合材料结构件可视化检测与智能评估技术,支撑 SiC_f/SiC 复合材料在高温热端部件中的研发和推广应用。

(5) 新型检测仪器设备研发:主要基于所研究建立的 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估技术,研制面向 SiC_f/SiC 复合材料结构件的无损检测仪器设备,形成 SiC_f/SiC 复合材料结构件无损检测技术能力与平台。

(6) 检测标准的研究制定:包括检测标准和产品验收标准的建立,主要通过系列的检测和验证试验,研究和制定 SiC_f/SiC 复合材料结构无损检测与评估方面的技术标准,从而支撑 SiC_f/SiC 复合材料的研发和工程化应用。

结论

(1) SiC_f/SiC 复合材料中的缺陷主要包括制造缺陷、加工缺陷和损伤,不同的缺陷和损伤具有显著不同的物理特征和尺度,不同的检测方法对 SiC_f/SiC 复合材料中的缺陷的敏感程度和检出能力不同,研究和采用针对性的检测方法,才能有效地检出 SiC_f/SiC 复合材料中要求检出的缺陷。

(2) 已有的研究和试验结果表明,超声方法和 X 射线方法是目前 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估的主要方法。当选用超声方法时,需要考虑声波在 SiC_f/SiC 复合材料中的衰减、检测分辨率和表面检测盲区以及缺陷检出能力,其中采用高分辨率脉冲超声-声发射或非对称频率超声方法,可以在穿透能力、检测分辨率和表面检测盲区以及缺陷检出能力方面获得均衡提升,从而更加适合 SiC_f/SiC 复合材料的无损检测与评估。对于 SiC_f/SiC 复合材料零部件的 X 射线检测,DR 方法是一种非常具有技术优势的检测技术,目前已经在 SiC_f/SiC 复合材料零部件检测中得到了非常重要的应用。

(3) 红外、电阻、声-超声、激光超声等检测方法,目前仍然有待在技术上进一步突破,才可能在 SiC_f/SiC 复合材料零部件方面找到用武之地。

(4) 在 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估方面,目前还面临诸多的技术挑战:面向 SiC_f/SiC 复合材料缺陷、结构、应用环境等方面的可检性,以及面向 SiC_f/SiC 复合材料结构的可视化与智能评估技术需求。

(5) 缺陷表征与评估、检测新方法、应用验证、可视化检测与智能评估、新型检测仪器设备研发、标准的研究制定等将是未来 SiC_f/SiC 复合材料无损检测与评估方面的重要技术方向。

参考文献

- [1] BREWER D. HSR/EPM combustor materials development program[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1999, 261(1-2): 284-291.
- [2] KAYA H. The application of ceramic-matrix composites to the automotive ceramic gas turbine[J]. *Composites Science and Technology*, 1999, 59(6): 861-872.
- [3] NASLAIN R. Design, preparation and properties of non-oxide CMCs for application in engines and nuclear reactors: An overview[J]. *Composites Science and Technology*, 2004, 64(2): 155-170.
- [4] NASLAIN R R. SiC-matrix composites: Nonbrittle ceramics for thermostructural application[J]. *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 2005, 2(2): 75-84.
- [5] DICARLOJ A. Advances in SiC/SiC composites for aero-propulsion[R/OL]. NASA/TM-2013-217889. [2013-07-01]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp>.
- [6] SUN J G, VERRILLI M J, STEPHAN R, et al. Nondestructive evaluation of ceramic matrix composite combustor components[C]//29th Annual Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation. Bellingham, 2002.
- [7] ZAWRAHMF, EL-GAZERY M. Mechanical properties of SiC ceramics by ultrasonic nondestructive technique and its bioactivity[J]. *Materials Chemistry and Physics*, 2007, 106(2-3): 330-337.
- [8] PODYMOVA N B, KARABUTOV A A. Combined effects of reinforcement fraction and porosity on ultrasonic velocity in SiC particulate aluminum alloy matrix composites[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2017, 113:138-143.
- [9] QUINTERO R, SIMONETTI F, HOWARD P, et al. Noncontact laser ultrasonic inspection of Ceramic Matrix Composites (CMCs)[J]. *NDT & E International*, 2017, 88: 8-16.
- [10] P O D Y M O V A N B , KALASHNIKOV I E, BOLOTOVA L K, et al. Laser-ultrasonic nondestructive evaluation of porosity in particulate reinforced metal-matrix composites[J]. *Ultrasonics*, 2019, 99: 105959.
- [11] GYEKENYESI A L, MORSCHER G N, COSGRIFF L M. In-situ monitoring of damage in SiC/SiC composites using acousto-ultrasonics[C]// ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. Vienna, 2008.

- [12] GYEKENYESI A L, BAKER C, MORSCHER G. Characterizing damage in ceramic matrix composites[C]//Conference on nondestructive characterization for composite materials, aerospace engineering, civil infrastructure, and homeland security. San Diego, 2014.
- [13] MORSCHER G N. Modal acoustic emission of damage accumulation in a woven SiC/SiC composite[J]. *Composites Science and Technology*, 1999, 59(5): 687–697.
- [14] MORSCHER G N, GYEKENYESI A L. The velocity and attenuation of acoustic emission waves in SiC/SiC composites loaded in tension[J]. *Composites Science and Technology*, 2002, 62(9): 1171–1180.
- [15] OJARD G, MORDASKY M, KUMAR R. Acoustic emission monitoring of damage in ceramic matrix composites: Effects of weaves and feature[C]//AIP Conference Proceedings. 2018, 1949(1): doi.org/10.1063/1.5031675.
- [16] MAILLET E, SINGHAL A, HILMAS A, et al. Combining in situ synchrotron X-ray microtomography and acoustic emission to characterize damage evolution in ceramic matrix composites[J]. *Journal of the European Ceramic Society*, 2019, 39(13): 3546–3556.
- [17] KIM W J, KIM D, JUNG C H, et al. Nondestructive evaluation of microstructure of SiC_f/SiC composites by X-ray computed microtomography[J]. *Journal of the Korean Ceramic Society*, 2013, 50(6): 378–383.
- [18] CHATEAU C, GÉLÉBART L, BORNERT M, et al. In situ X-ray microtomography characterization of damage in SiC_f/SiC minicomposites[J]. *Composites Science and Technology*, 2011, 71(6): 916–924.
- [19] BACHE M R, NICHOLSON P I, WILLIAMS E. In-situ assessment of fracture in SiC_f/SiC under computed X-ray tomography[C]//ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Oslo, 2018: doi.org/10.1115/GT2018-75795.
- [20] THORNTON J, ARHATARI B D, SESSO M, et al. Failure evaluation of a SiC/SiC ceramic matrix composite during in situ loading using micro X-ray computed tomography[J]. *Microscopy and Microanalysis*, 2019, 25(3): 583–591.
- [21] MEI H, XU Y D, CHENG L F, et al. Nondestructive evaluation and mechanical characterization of a defect-embedded ceramic matrix composite laminate[J]. *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 2007, 4(4): 378–386.
- [22] COSGRIFF L M, BHATT R, CHOI S R, et al. Thermographic characterization of impact damage in SiC/SiC composite materials[C]//Nondestructive Evaluation and Health Monitoring of Aerospace Materials, Composites, and Civil Infrastructure IV. 2005: 363–372.
- [23] SUN J G. Evaluation of ceramic matrix composites by thermal diffusivity imaging[J]. *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 2007, 4(1): 75–87.
- [24] SMITH C E, MORSCHER G N, XIA Z H. Monitoring damage accumulation in ceramic matrix composites using electrical resistivity[J]. *Scripta Materialia*, 2008, 59(4): 463–466.
- [25] SMITH C E, MORSCHER G N, XIA Z H. Electrical resistance as a nondestructive evaluation technique for SiC/SiC ceramic matrix composites under creep-rupture loading[J]. *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 2011, 8(2): 298–307.
- [26] SUN J G, VERRILLI M J, STEPHAN R, et al. Nondestructive evaluation of ceramic matrix composite combustor components[C]//Review of progress in quantitative nondestructive evaluation. 2003: 1011–1018.
- [27] LIU F F, ZHOU Z G, LIU S P, et al. Evaluation of carbon fiber composite repairs using asymmetric-frequency ultrasound waves[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2020, 181: 107534.

通讯作者: 刘松平, E-mail: liuspjng2014@163.com。

Progress in Non-Destructive Testing and Evaluation of SiC_f/SiC Composites

LIU Songping, LIU Feifei, ZHANG Qingle, LI Zhiying

(Composites Technology Center, AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 101300, China)

[ABSTRACT] As silicon carbide fibre/silicon carbide ceramic matrix composites (SiC_f/SiC CMCs) have become widely used in high temperature hot-section components in aerospace and aero-engines, nondestructive testing and evaluation (NDT & E) is particularly important. Due to the special high temperature manufacturing process, internal microstructure and defect characteristics of SiC_f/SiC CMCs, it is difficult to realize reliable NDT & E of SiC_f/SiC CMCs by using existing detection techniques and defect evaluation methods. Based on the studies in this field in the recent years, the defects and characteristics of SiC_f/SiC CMCs are analyzed. The research progress in NDT&E of SiC_f/SiC CMCs is reviewed. The main technical challenges in NDT&E of SiC_f/SiC CMCs are presented. The future development tendency in NDT & E of SiC_f/SiC CMCs is given. At present, high-resolution digital X-ray imaging and high-resolution asymmetric-frequency ultrasonic detection techniques have become very important methods for the NDT & E of SiC_f/SiC CMCs, and good practical testing and applications have been obtained.

Keywords: SiC_f/SiC composites; Non-destructive testing and evaluation; Ultrasonic evaluation; X-ray inspection; Infrared testing

(责任编辑 雷松)

2020年11月 绵阳

第五届航空发动机关键制造技术创新发展论坛

010101 0000 1001 01010 01010

00110 01010 00101 010101 001010 000111 01010 0011

010 0011 010100 110 0101 000110 100 100011010001

001101010 00101 010101 001010 000

110 0101 000110 100 100011010001

承办单位

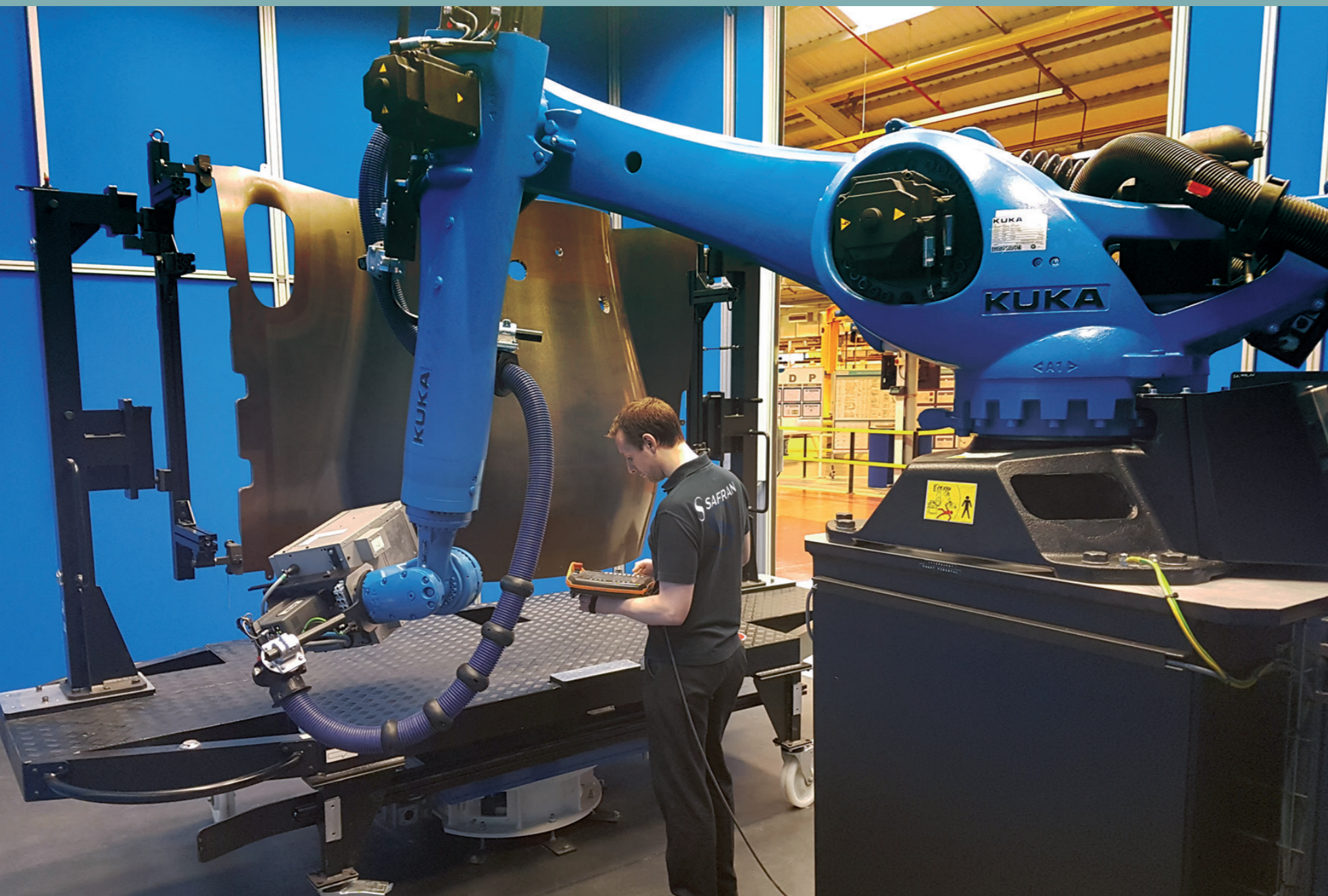
《航空制造技术》杂志社

010101 0000 1001 01010 01010 0000111

联系人：张莹
电话：13581887916，010-85700465-261
传真：010-65479281，010-85700466
E-mail：zy@amte.net.cn
网址：www.amte.net.cn
地址：北京340信箱中航时代(100024)

战略伙伴：AEROTIME 北京中航时代文化传播有限公司

指定媒体：
航空制造技术
航空制造网
航空精密制造技术



检测技术

Detection Technology

对产品技术性能指标的检测关乎其最终使用时的质量是否合格,而实时监测技术不仅可以对产品制造过程中的质量控制实现快速响应,提升最终产品质量,还能在产品服役过程中预测其疲劳寿命,保障工业安全。此外,除了检测技术,理想的检测指标的设定也可以提高检测精度,提升检测效率。



基于弱磁技术的钛合金疲劳 监测试验研究*

张 斌¹,于润桥²,胡 博²

(1. 中国航空制造技术研究院检测中心,北京 100024;

2. 南昌航空大学无损检测技术教育部重点实验室,南昌 330063)

[摘要] 在复杂的载荷环境中钛合金受疲劳特性的影响,容易导致构件出现疲劳断裂。为准确预测钛合金构件疲劳寿命及保障工业安全,提出一种地磁场环境下基于弱磁测量的疲劳监测方法。在弱磁检测技术的基础上,提出了弱磁监测的力磁模型,制作标准拉伸试块,采用弱磁监测系统 and 疲劳试验系统进行疲劳监测试验,并测定试样疲劳前后的点阵常数。结果显示,疲劳监测过程中,弱磁信号的变化规律与材料疲劳过程相对应:疲劳初期,磁信号小幅波动增长,晶胞与晶胞之间产生滑移带;裂纹扩展时,磁信号持续较长时间的平稳跳变;最后试样断裂时,磁信号大幅度增强。在疲劳最后阶段,即瞬断区试样断裂,监测磁曲线大幅跃变增强,曲线结果和力磁模型相一致,即晶胞被压缩时,垂直方向上的磁力线的通过截面增大,磁信号增强。弱磁技术为钛合金实时监测提供了新的思路和方法,在预测金属疲劳寿命中有潜在的应用价值。

关键词: 弱磁;疲劳寿命;实时监测;钛合金;点阵常数

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.034



张 斌

高级工程师,主要从事特种焊接结构和复合材料等无损检测技术及设备研究。主持和参与了多项国家及国防重大项目,发表论文多篇。多次荣获国防与航空工业科技进步奖。

钛合金以钛为基础融合了其他元素的优越性能,具有高比强度、耐腐蚀性好、耐热耐低温性好、抗冲击性好等突出优点^[1-2],广泛应用于航空航天、海洋工程、化工和医疗等领域。钛合金在飞机要求强度高、耐热性好的部位应用增多,已逐步淘汰了铝合金、镁合金及钢构件在飞机发动机中的使用^[3]。在服役过程中,钛合金受各种环境因素影响,容易造成构件不同类型的缺陷和失效,其中最常见的是反复应力作用下引起的疲劳断裂^[4]。

疲劳破坏是一个日积月累、复杂难测的过程,晶胞滑移带出现到局部裂纹的萌生,裂纹的扩展再到整个零

件的报废,是从微观到宏观的质变。疲劳断裂在远低于材料构件疲劳极限的循环应力作用下就有可能发生,事先均无明显的塑性变形的预兆,瞬间造成构件破坏。事实上,构件在实际服役过程中引起疲劳断裂循环载荷的极大值往往小于估算的安全载荷^[5-6]。对金属构件实时监测开发研究已成为众多学者的关注重点,疲劳寿命监测对保障工业领域的安全具有极其重大的意义。许多学者将无损检测技术应用于疲劳检测中,如最为成熟的声发射技术^[7-9]。声发射技术可发现裂纹的萌生和开裂,并通过信号波形和频谱来识别疲劳裂纹扩展信号。但不同的试验方法使得声发射参数缺乏统一的标准,无法进行有效的对比。同时,有学者将金

* 基金项目:国家自然科学基金(51765048)。

属磁记忆检测技术^[10-11]用于疲劳监测中,对低周疲劳下叶片疲劳的监测有很好的试验结果。但金属磁记忆的应用范围局限于铁磁性构件,而航空工业的关键构件大多是铝合金、钛合金、镁合金等非铁磁性材料。除此之外还有导波^[12]、非线性超声^[13]、涡流^[14]、红外热成像^[15]等方法,都取得相应的研究成果,但由于监测环境和材料的限制,在工程应用中有一定的局限性。

为实现钛合金疲劳寿命预测,本文将研究开发弱磁实时监测系统,根据磁信号变化阐释疲劳过程,论证弱磁技术在金属疲劳监测中的可行性以及具有潜在应用价值。弱磁检测技术无需外加磁场磁化,以地磁场为激励源,灵敏度高,可对铁磁性和顺磁性材料实现快速检测。疲劳过程中,因材料在经受疲劳交变载荷时,晶胞发生形变,穿过晶胞的磁力线发生改变,影响材料的磁化率及探测到的磁信号变化。弱磁检测技术通过磁传感器探头探测材料在疲劳过程中的磁信号变化,从而实现疲劳实时监测。首先,在弱磁检测技术的基础上,提出了弱磁监测的力磁模型,阐释弱磁疲劳监测机理,理论上论证了弱磁检测技术的可行性;其次,制作标准拉伸试块,采用弱磁监测系统和疲劳试验系统进行疲劳监测试验,采集疲劳循环加载过程中的磁信号,观察疲劳试验过程中磁信号的变化规律,寻找与疲劳过程的3个阶段的对应关系;最后,测定试样疲劳前后的点阵常数,进一步验证弱磁技术在疲劳监测中的有效性。有效的监测手段能够对复杂在役环境下结构的疲劳寿命进行精准的预测,在构件疲劳断裂前给出警告,同时使构件的使用寿命最大化,提高材料的利用率,降低制造的成本。本文提出的基于弱磁检测技术的钛合金疲劳监测系统,对外在环境要求简单,无需对被测试件进行预处理,对铁磁性材料和非铁

磁性材料均可实现监测。该系统是对应用已经比较成熟的弱磁检测技术的一次探索,也是钛合金疲劳监测技术的大胆创新。

材料与方法

1 弱磁疲劳监测原理

弱磁检测技术是以地磁场为天然激励源的被动式无损检测方法,该方法利用高精度高灵敏度的磁传感器探头采集被检试件的自发磁信号,根据磁信号特征对材料损伤进行定性和定量分析。由于其不需外加人工激励,操作便捷,灵敏度高,被广泛应用在石油管道、铁路运输和航空航天等领域。弱磁检测机理以地磁场为天然激励源,基于此提出一种新的力磁模型,即晶胞力磁模型。地磁场作为天然的激励源,一个个组成金属的晶胞可看作处在磁场的“线圈”,地磁场的磁力线穿过金属时,测磁传感器可获取材料表面的感应磁信号。疲劳过程中的监测磁信号反映出构件内部的形变,依据观测的磁信号可预警疲劳断裂及预测疲劳寿命。

假设材料的晶胞均匀分布且大小相同,当材料未发生损伤时,受地磁场的激励,经过每个小“线圈”(晶胞)的磁力线总量是确定的(图1)。如图1(b)所示,此时位于材料表面的磁传感器检测到的磁信号是平稳

波动的。在实际服役环境中,金属构件承受着形式复杂的交变载荷,微观上导致晶胞产生形变,宏观上构件产生损伤。假定循环载荷从织构方向施加,如图1所示,分别在拉力和压力作用下,微观上晶胞的变化导致通过的磁力线总数发生变化。当材料受拉伸作用力时,如图1(a)所示晶胞变得细长,由于垂直方向的磁感应线通过截面减小,通过晶胞的磁感应线随之减小,导致弱磁探头捕捉到的磁信号相应减弱;与之相反的,由于水平方向的磁感应线通过截面增大,通过晶胞的磁感应线随之增大,导致弱磁探头捕捉到的磁信号相应增强。同理,当材料受压缩应力时,如图1(c)所示晶胞变得粗短,由于垂直方向的磁感应线通过截面增大,通过晶胞的磁感应线随之增大,导致弱磁探头捕捉到的磁信号相应增强;与之相反,由于水平方向的磁感应线通过截面减小,通过晶胞的磁感应线随之减小,导致弱磁探头捕捉到的磁信号相应减弱。材料承受长期交变载荷,晶粒在最大切应力面产生滑移带,导致萌生疲劳裂纹。材料在外力的长期反复作用下裂纹持续扩展,金属构件在达到疲劳极限值时断裂。因此,可通过磁信号监测记录金属构件的疲劳过程,根据磁信号曲线阐释材料所处阶段,从而实现安全预警和预测构件寿命的作用。

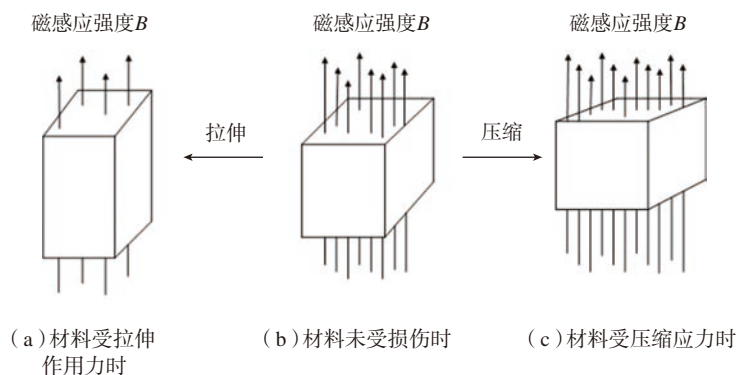


图1 晶胞的力磁模型

Fig.1 Magneto mechanical model of crystal cell

2 试件

根据退火状态下的室平衡组织,钛合金通常分为3大类(α 型、 β 型及 $\alpha+\beta$ 型),国内此3大类钛合金对应的牌号分别为TA、TB和TC。其中 $\alpha+\beta$ 型钛合金是工业领域应用最广泛的一类钛合金, $\alpha+\beta$ 型钛合金在高温是两相钛合金,结合了两者的优点,如加工性能优越,可满足复杂的工作环境。 $\alpha+\beta$ 型钛合金中使用最广泛的是Ti-6Al-4V,每个国家对应牌号不同,国产Ti-6Al-4V牌号是TC4。TC4结合了 α 及 β 两类钛合金的优点,主要特点是塑性好、耐高温,同时还具有优异的低温工作性能,且制造工艺简便,生产效率高。尤其在航空航天构造材料方面,TC4用量占比极高。在航天航空工业领域中如飞机发动机压气机部件、火箭和导弹的结构件,钛的使用量在美国号称全“钛”飞机(SR-71高空高速侦察机)中的占比高达飞机零件重量的93%。故在本试验中选用具有代表性的TC4钛合金材料加工制作试验试样,并展开测试,其化学成分含量如表1所示。

如图2所示,工件试样主要由试

验部分和夹持部分组成,即中间部分为试验区,两端为夹持区。通过夹具把试样两端固定,高频疲劳机通过两端的夹头将交变载荷施加到试样中间部分。试样中间部分是试验的关键区域,通过采集试样中间部分的监测磁信号来反映金属的疲劳状态,一般情况下设计试样时,中间部分往往比两端尺寸小,这样可以使承受应力比两端高,从而保证在试验区断裂。试验区与两端通过缓和的圆角与夹持部分相衔接,连接部分的平滑过渡可最大程度降低应力集中。试样为板厚为3mm的TC4钛合金轧制板材,按照Q/6S 977—2004标准制作而成,将4个试样装载于高频疲劳机上展开轴向拉-压疲劳试验。试样实物如图3所示,每个试样的尺寸相同均为206mm长,两端夹持区尺寸为40mm \times 50mm,设计的尺寸适合夹具的安装及传感器的摆放;试验区与两端的连接区域为R120mm的过渡圆弧,中间的疲劳试验区宽度为15mm。如图3(c)所示,为保证试样在切削加工之后尺寸在合理的偏差范围内,每个试样之间间隔了足够的余量。同时为了不破坏材料原本

的特性,注意加工制造过程中的方向应与轧制方向相同。加工完成后对试样分别编号为1#、2#、3#、4#、5#和6#,以及对每个试样和母材的上下正反面做标识,同时把每个试样对应的母材用作疲劳前样品,以测定疲劳断裂前后点阵常数。

3 疲劳监测系统

试验采用的疲劳监测系统主要由弱磁信号检测监测系统和疲劳试验系统两部分。弱磁信号监测系统

表1 TC4钛合金化学成分质量分数

Table 1 Chemical composition of TC4 titanium alloy %

Ti	Al	V	Fe	C	O	N	H
余量	5.5~6.75	3.5~4.5	≤ 0.30	≤ 0.08	≤ 0.20	≤ 0.05	≤ 0.015

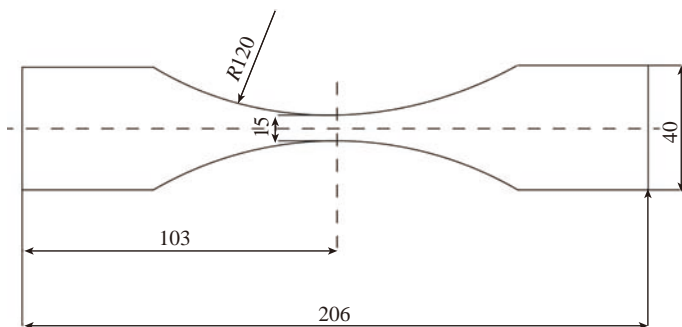
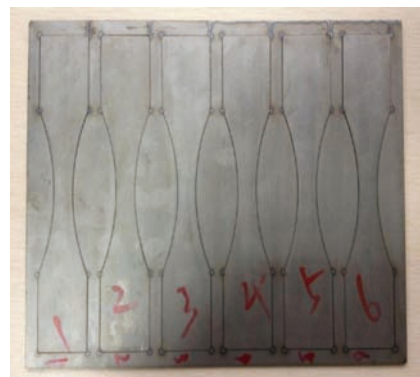


图2 轴向疲劳板材光滑试样

Fig.2 Plate specimen for axial fatigue



(a) 试样整体实物图



(b) 单个试样实物图



(c) 母材实物图

图3 试样实物图

Fig.3 Physical map of plate specimens

由自主研发的弱磁检测仪及高分辨率测磁传感器组成,德国 Zwick 电磁共振式高频疲劳试验机系统示意图如图 4 所示。弱磁监测系统首先利用测磁传感器捕捉材料表面的磁感应强度,通过监测磁信号与疲劳过程的对应关系分析材料内部的损伤状态。测磁传感器为 $\phi 12\text{mm}$ 的圆柱形直探头,分辨率为 1nT 。德国 Zwick 电磁共振式高频疲劳试验机通过正弦波共振产生循环载荷,将载荷施加在构件上可进行高频拉伸、压缩试验及拉压交变负荷下的疲劳性能、断裂力学性能测试。德国 Zwick 电磁共振式高频疲劳试验机的参数分别为:最大加载荷为 150kN ,机器频率 $50/60\text{Hz}$,最高试验频率 300Hz 。在装载试样之前,首先利用电机调整夹

具的高度,以便于后续操作。其次安装好试样上端后,再装载下半部分。在确认试样居中对齐之后,使用扳手进行固定。在固定试样之前同时应注意对角顺序,施加载荷才不会被分散。在实际工程应用中,钛合金构件的高周疲劳破坏往往是高频振动引起的。因此,本文采用应力比为 0.1 的非对称循环轴向拉-拉高周疲劳进行试验。量取各个试样的截面尺寸,并计算截面面积,通过载的应力确定最大加载力 F_{\max} 。并根据式(1)、(2)计算动载、静载大小:

$$F_{\max} = \sigma_{\max} \times S_{\text{截面}} \quad (1)$$

$$x+y=z; x-y=0.1z \quad (2)$$

求得, $x=0.55z$, $y=0.45z$ 其中, x 为静载; y 为动载; z 为加载最大力。疲劳试验的参数如表 2 所示。

结果与讨论

1 弱磁疲劳监测结果

为保证加工后的试样的一致性,在进行疲劳试验前,采用磁法检测仪对每个试样预检。对每个试样正、反面进行检测,并重复多次。如图 5 所示,试样的检测结果为一条平滑的曲线,没有磁异常波动。说明试样在加工后无缺陷,排除了制造缺陷对疲劳试验的干扰,可以进行疲劳监测试验。

图 6 所示为 6 个试样的弱磁系统监测曲线图,可以看出,6 个试样的监测结果相似,即疲劳寿命有些许差异,但变化趋势一致,有良好的一致性和重合性。起始时信号有小幅增长,最后阶段信号波动剧烈,中间绝大部分时间信号处于平稳波动状态。如图 6(a)所示,疲劳监测信号划分了 3 个阶段。(1)开始施加交变载荷时,磁信号突然小幅增长,说明晶粒沿最大切应力面开始产生滑移带,萌生疲劳裂纹。因为试件表面开始产生滑移时,磁感应线通过截面突然增大,通过晶胞的磁感应线随之增大,导致弱磁探头捕捉到的磁信号相应增强。滑移带的产生是突变的,导致平稳的磁信号在起始时出现小幅波动。(2)中间很长一段时间,磁信号处于平稳波动中,可视为裂纹扩展阶段。该阶段持续较长时间,几乎占了整个疲劳周期的 90%,磁信号相比于裂纹萌生时的变化较为缓慢。磁信号整体变化平稳,这与疲劳过程

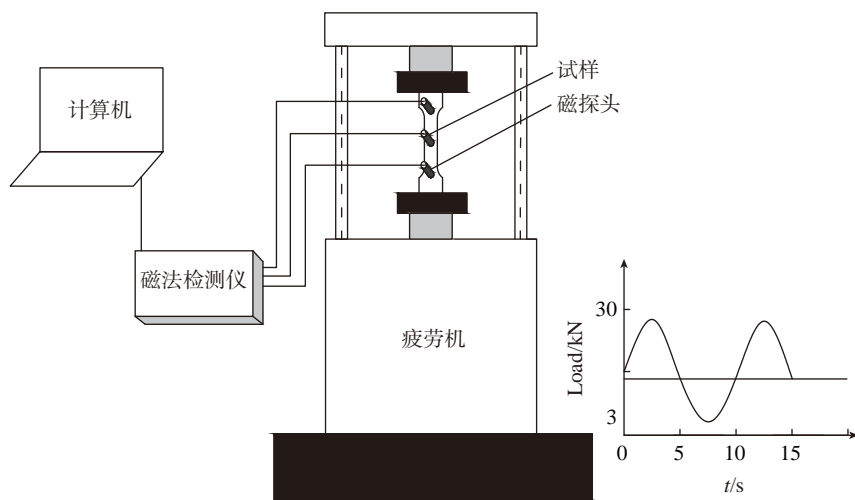


图4 疲劳监测系统示意图

Fig.4 Schematic diagram of fatigue monitoring system

表2 疲劳试验参数

Table 2 Fatigue test parameters

试样编号	应力比	截面尺寸/mm	F_{\max}/kN	加载频率/Hz	静载/kN	动载/kN
1#	0.1	3.04×14.96	27.06	83	14.88	12.18
2#	0.1	3.04×15.03	27.87	83	15.33	12.54
3#	0.1	3.03×14.99	27.25	83	14.99	12.26
4#	0.1	3.05×15.00	25.85	83	14.22	11.63
5#	0.1	3.01×14.93	27.64	83	15.2	12.44
6#	0.1	3.05×14.97	27.85	83	15.32	12.53

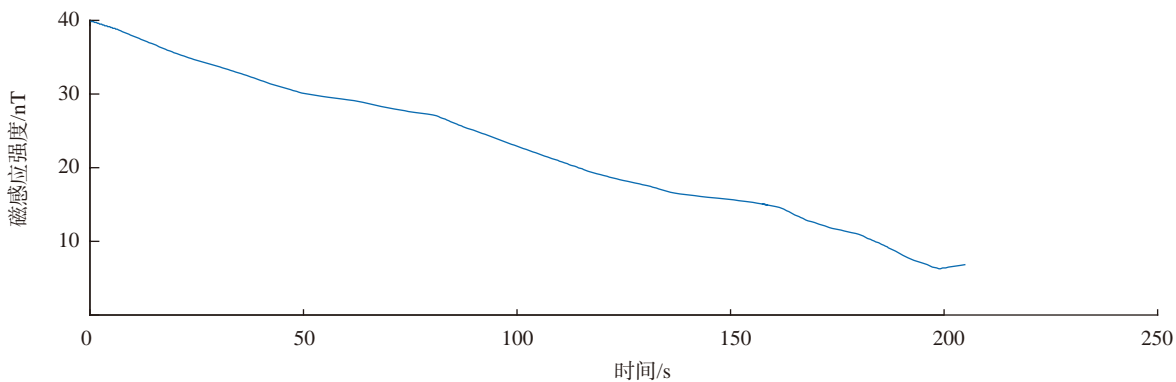


图5 疲劳试样磁法检测结果图
Fig.5 Magnetic testing results of fatigue specimens

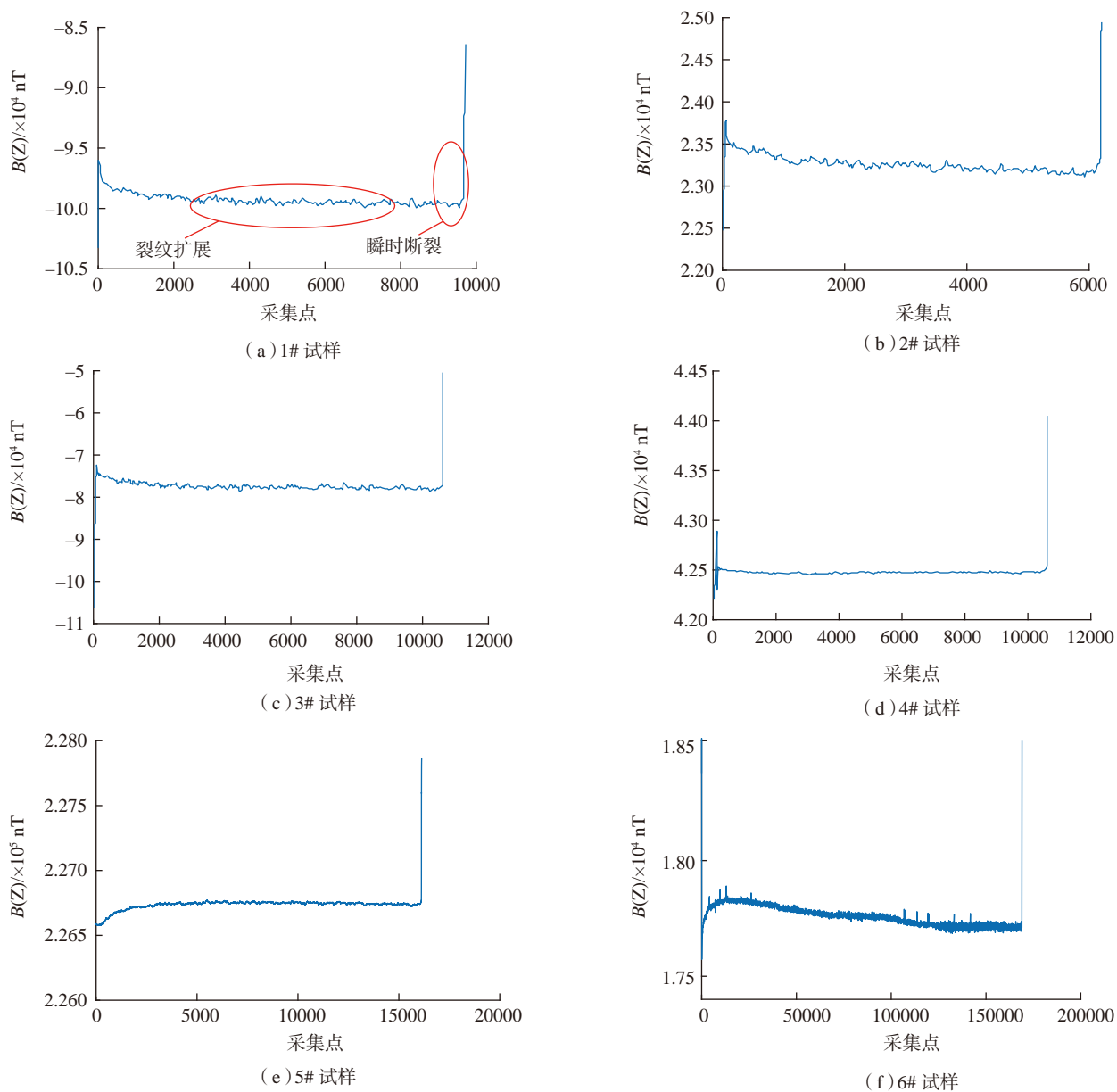


图6 疲劳监测曲线
Fig.6 Fatigue monitoring curve

相吻合,即裂纹扩展阶段占据疲劳寿命绝大多数时间。(3)在曲线末端,磁信号迅速上升,同时试样断裂。试样断裂处内部晶胞被压缩,垂直方向的磁感应线通过截面增大,断裂间隙磁力线密度增加,从而磁传感器在试样表面采集到的磁感应强度急剧升高。根据弱磁监测系统中磁传感器探测到的磁信号,结合力磁模型理论,阐释了磁信号与材料疲劳过程的关系,说明基于地磁场的弱磁检测技术用于钛合金疲劳监测分析是可行的。

2 点阵常数的测定及结果分析

点阵常数表示了晶胞的大小及形状,共有6个常量,分别为3条棱的长度(a 、 b 和 c),棱两两之间的夹角(α 、 β 和 γ)。钛有 α -Ti和 β -Ti两种同素异构体, α -Ti在25℃时的点阵常数分别为 $a=(2.9503 \pm 0.0004) \text{ \AA}$, $c=(4.6831 \pm 0.0004) \text{ \AA}$, $c/a=(1.5873 \pm 0.0004)$ 。 β -Ti在25℃时的点阵常数为 $a=(3.2320 \pm 0.0004) \text{ \AA}$,其中 $\text{ \AA}=10^{-10}$ 。本文采用TC4钛合金,常温下为 $\alpha+\beta$ 两相钛合金。

点阵常数是结晶物质的基本结构参数,反映了晶胞内部成分和受力状态。当温度、载荷或其他因素变化时,晶胞会随之变化,点阵常数也相应改变。在疲劳过程中,试样在载荷作用下产生疲劳裂纹,点阵常数必然随晶胞的形变发生变化。为测试疲劳前后晶胞的点阵常数,采用X射线衍射仪进行试验。在疲劳试样断口和母材处取样,采用线切割电火花技术将所取样品切割为 $15\text{mm} \times 10\text{mm}$ 的块状。点阵常数的测定结果如表3~5所示。

材料长期在交变载荷作用下萌生裂纹,裂纹不断扩展,晶胞的形变引起点阵常数的变化。如图7所示, b 值沿 x 轴方向, a 值沿 y 轴方向, c 值沿 z 轴方向,试样平行于 xy 平面。其中,表3显示了疲劳前后 a 值的变化,可看出疲劳后晶胞的 a 值整体变

表3 疲劳前后 a 值的变化

Table 3 Changes of a value before and after fatigue

试样编号	疲劳前	疲劳后	Δa
1#	2.92037	2.93003	变大
2#	2.92754	2.92298	变小
3#	2.92040	2.93257	变大
4#	2.92122	2.92796	变大
5#	2.92638	2.92473	变小
6#	2.92181	2.93253	变大

表4 疲劳前后 c 值的变

Table 4 Changes of c value before and after fatigue

试样编号	疲劳前	疲劳后	Δc
1#	4.66501	4.64948	变小
2#	4.67117	4.65088	变小
3#	4.66539	4.65596	变小
4#	4.64974	4.65349	变大
5#	4.66393	4.64515	变小
6#	4.66281	4.66642	变大

表5 疲劳前后 c/a 值的变化

Table 5 Changes of c/a value before and after fatigue

试样编号	疲劳前	疲劳后	$\Delta a(c/a)$
1#	1.5974	1.5868	变小
2#	1.5956	1.5911	变小
3#	1.5975	1.5877	变小
4#	1.5917	1.5893	变小
5#	1.5936	1.5882	变小
6#	1.5959	1.5912	变小

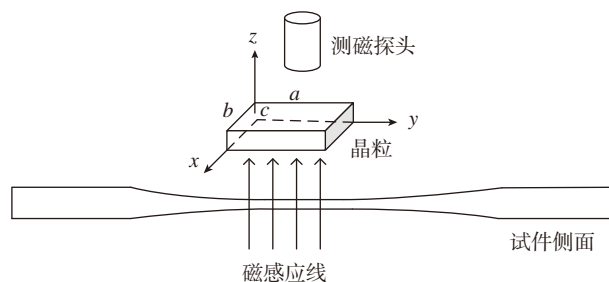


图7 弱磁监测示意图

Fig.7 Schematic diagram of weak magnetic field monitoring

大了,其中有两个试样略微减小;从表4可看出,疲劳后试样的点阵常数 c 值基本减小了,其中有两个试样略微增大;表5显示了疲劳前后点阵常数 c 与 a 的比值, c/a 数值全部变小。由于不同晶粒之间略有差异,部分晶

粒的形变并没有严格按照载荷加载方向发生变化,所以疲劳前后有两个试件的 a 、 c 值的改变与其他试件不同,但大部分试件的变化趋势是一致的,且全部试件的 c/a 值是变小的。 α -Ti单晶的线膨胀系数是各向异性

的, c 轴方向的线膨胀系数大于 a 轴方向的线膨胀系数。本文采用轴向拉-拉高周疲劳试验, 在交变载荷作用下, c 轴相比于 a 轴方向更容易发生形变。晶胞发生形变, c/a 值的减小说明了晶胞在 z 轴方向被压缩。在压缩状态下, 晶胞变得粗短, 由于垂直方向的磁感应线通过截面增大, 通过晶胞的磁感应线随之增大, 导致弱磁探头捕捉到的磁信号相应增强。点阵常数的测试结果解释了疲劳监测过程中, 当裂纹萌生和断裂时, 磁信号都是增大的, 同时印证了力磁模型的正确性。

结论

针对钛合金疲劳监测问题, 在理论上结合基于地磁场的弱磁检测机理, 研究了一种新的晶胞力磁模型, 并开展了弱磁无损检测技术在钛合金疲劳过程中相关测试及研究。根据点阵常数的测定结果, 阐释了监测过程中磁信号的变化与试样内部变化的关系。试验相关结果表明弱磁技术可用于钛合金疲劳寿命监测, 可得出以下结论:

(1) 疲劳试验中探测到的磁信号较好地反映了疲劳过程的各个阶段: 在起始阶段, 磁信号小幅上升, 随后较长时间的扩展阶段磁信号在保持稳定波动, 在试样断裂瞬间磁信号迅速跃变增强。监测系统中磁信号的变化与弱磁检测机理相吻合, 验证了弱磁检测技术可用于钛合金疲劳寿命监测。

(2) 点阵常数的测定结果显示, 疲劳断裂后 a 值整体趋势变大, c 值整体趋势变小, 而 c/a 的数值全部变小了; 疲劳前后的点阵常数变化说明, 晶胞在疲劳过程中, 压缩产生的形变大于由拉伸产生的应变, 垂直方向的磁感应线通过截面增大, 通过晶胞的磁感应线随之增大, 导致弱磁探头捕捉到的磁信号相应增强。证实了提出的力磁模型的正确性, 进一步验证了弱磁技术的有效性。

参考文献

[1] 邢淑仪, 王世洪. 铝合金和钛合金[M]. 北京: 机械工业出版社, 1987.

XING Shuyi, WANG Shihong. Aluminum and titanium alloys[M]. Beijing: China Machine Press, 1987.

[2] 邓瑞刚, 毛小南, 杨冠军, 等. 钛合金疲劳行为研究现状[J]. 热加工工艺, 2011, 40(8): 1-4, 12.

DENG Ruigang, MAO Xiaonan, YANG Guanjun, et al. Research status of fatigue behavior of titanium alloy[J]. Hot Working Technology, 2011, 40(8): 1-4, 12.

[3] 陶春虎, 刘庆, 曹春晓, 等. 航空用钛合金的失效及其预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

TAO Chunhu, LIU Qing, CAO Chunxiao, et al. Failure and prevention of aeronautical titanium alloy[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.

[4] 王仁智, 吴培远. 疲劳失效分析[M]. 北京: 机械工业出版社, 1987.

WANG Renzhi, WU Peiyuan. Fatigue failure analysis[M]. Beijing: China Machine Press, 1987.

[5] 鲁红权, 张俊乾, 范镜泓. 不同晶向金属纳米线拉伸力学性能分子动力学研究[J]. 固体力学学报, 2011, 32(5): 433-439.

LU Hongquan, ZHANG Junqian, FAN Jinghong. Molecular dynamics study of the tensile mechanical behavior of metallic nanowires with different orientation[J]. Acta Mechanica Sinica, 2011, 32(5): 433-439.

[6] 曾冬梅, 介万奇, 黄斌, 等. 碲镉镉晶体晶格畸变的测定与分析[J]. 人工晶体学报, 2006, 35(1): 58-62.

ZENG Dongmei, JIE Wanqi, HUANG Bin, et al. Measurement and analysis of lattice distortion of CdZnTe single crystal[J]. Journal of Synthetic Crystals, 2006, 35(1): 58-62.

[7] MASLOUHI A. Fatigue crack growth monitoring in aluminum using acoustic emission and acousto-ultrasonic methods[J]. Structural Control and Health Monitoring, 2011, 18(7): 790-806.

[8] 朱荣华, 刚铁. 铝合金疲劳裂纹扩展声发射监测[J]. 焊接学报, 2013, 34(3): 29-32.

ZHU Ronghua, GANG Tie. Fatigue

crack propagation of aluminum alloy based on acoustic emission monitoring[J]. Transactions of the China Welding Institution, 2013, 34(3): 29-32.

[9] MOHAMMAD M, ABDULLAH S, JAMALUDIN N, et al. Quantitative relationship between strain and acoustic emission response in monitoring fatigue damage[J]. Journal Teknologi, 2013, 66(1): 955-965.

[10] 金宝, 邸新杰, 张建军, 等. 疲劳裂纹扩展的金属磁记忆信号特征[J]. 材料工程, 2014, 42(11): 102-106.

JIN Bao, DI Xinjie, ZHANG Jianjun, et al. Metal magnetic memory signal feature of fatigue cracking propagation[J]. Journal of Materials Engineering, 2014, 42(11): 102-106.

[11] WITO M. High sensitive methods for health monitoring of compressor blades and fatigue detection[J]. The Scientific World Journal, 2013, 2013: 1-31.

[12] MASSEREY B, FROMME P. In-situ monitoring of fatigue crack growth using high frequency guided waves[J]. NDT & E International, 2015, 71: 1-7.

[13] CONNOLLY G D, LI J, ROKHLIN S. Fatigue crack monitoring in engine-grade titanium alloy by dynamic subtraction of surface acoustic wavemodulation[J]. NDT & E International, 2013, 55: 47-56.

[14] 丁华, 何宇廷, 杜金强, 等. 花萼状涡流传感器及其飞机金属结构疲劳损伤监测试验研究[J]. 机械工程学报, 2013, 49(2): 1-7.

DING Hua, HE Yuting, DU Jinqiang, et al. Rosette eddy current sensor and its experimental research on aircraft metallic structure fatigue damage monitoring[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(2): 1-7.

[15] 封硕, 王仲奇, 陈维维, 等. 基于疲劳热响应的高强钢疲劳剩余寿命预测[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 1034-1041.

FENG Shuo, WANG Zhongqi, CHEN Weiwei, et al. Remaining fatigue life prediction of high-strength steel based on thermal response of fatigue[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 1034-1041.

通讯作者: 于润桥, 教授, 硕士, 主要从事电磁检测技术研究、仪器研发, E-mail: yurunqiao@163.com.

(下转第 55 页)

基于激光扫描的航空管件检测技术研究

王 巍, 金文瀚

(沈阳航空航天大学航空宇航学院, 沈阳 110136)

[摘要] 航空管件的制造精度是影响其装配质量的重要因素之一,在管件装配之前需要对其制造精度进行检测。目前常用的检测方法是通过机械检具进行验证,但是存在精度低、效率差等缺陷。为了保证检测结果的准确性,提高管件的生产效率,提出一种高效、精确的数字化管件检测技术。利用非接触式测量方法,基于激光扫描技术获取管件表面点云数据,在检测系统中通过提取点云数据的中轴线、弯曲点和弯曲元素,与管件理论模型比较进行误差分析,进而修正折弯系数,通过将修正数据传递给折弯机生产出高质量管件。

关键词: 航空管件; 数字化检测; 非接触测量; 激光扫描; 误差分析

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.041



王 巍

教授,主要研究方向为数字化飞机制造技术和飞机装配工装的通用性及模块化设计。

航空管件是飞机的重要组成部分,在飞机上的应用非常广泛,主要作用是完成油、水、气等介质的传递任务^[1]。在一架双发军用飞机上需

要安装将近 2000 多根管件,几乎遍布整架飞机的各个位置。管件的制造精度不但会对整机能否顺利完成总装产生重要影响,而且还会影响飞机系统正常运行,因此管件的制造精度极其重要,受到航空企业的高度重视。

航空制造业使用的管件大多利用折弯机加工而成,受到管件本身金属材料的力学性能影响,管件会出现回弹、起皱等现象,造成管件加工完成之后与理论模型之间存在偏差。因此需要对管件的制造精度进行检测,对于超差的管件,根据检测结果进行修正,进而利用折弯机生产出合格管件^[2]。

目前,最常用的航空管件制造精度检测多利用机械检具通过人工测量来完成,该检测方法存在一定的弊端,已经无法实现复杂管件高效、精准的检测需求。同时,随着数字化技

术的快速发展,近年来基于数字化测量的检测技术逐渐成为研究热点。因此,本文基于激光扫描^[3-5]进行航空管件检测技术研究,具有一定的研究意义。

航空管件的常用检测方法

检具是指为了完成指定检验需求而专门设计的机械工具,其主要作用就是测量和监控零部件的外形尺寸,可以很好地反映出零部件的各项参数,如零部件的空间几何形态、位置度、间隙以及轮廓度等。而且操作简单,便于使用,稳定耐用,因此在航空制造业中得到了普遍应用^[6]。

1 航空管件关键检测要素

在飞机零部件装配过程中,如果某个要素发生变化便会对零件的性能以及可装配性造成影响,则该元素可被称为关键检测要素,即位于零部件上的相关几何要素^[7]。关键检测

要素主要用于确保零部件之间的协调性以及零部件的制造精度,例如:外形尺寸基准特征、位姿特征、接口特征等。最终,基于航空管件的生产工艺需求以及管件特性,结合航空管件装配工艺确定其关键检测要素为空间几何形态(即外形尺寸,主要分为轴向偏差和径向偏差)以及弯折角度。

2 常用的检测方法

检具一般由夹紧装置、端部检验块、U形槽支撑块或者L形槽支撑块等结构组成。航空管件主要分为两部分:直线部分和圆弧部分。由于管件直线部分的空间位置是影响其空间几何状态的主要因素,因此,管件的检测就是直线部分的检测,根据待检测管件的特点,通过选择U形槽支撑块或者L形槽支撑块来控制管件直线部分的空间位置来间接反映管件的空间几何状态,如果直线部分长度较小,不容易检测,则可以忽略该部分或者根据实际情况选择与直线部分相邻的圆弧部分进行检测。在检测过程中,先将管件放置在检具上,利用检具上的端部检验块与管件的首末端进行配合来限定管件整体的空间位置,再将直线部分放入到对应的U形槽或者L形槽中,最后利用夹紧装置在管件的关键点位置将其夹紧,此时可以根据管件直线部分与U形槽或者L形槽的配合状态以及管件首末端与端部检验块的配合状

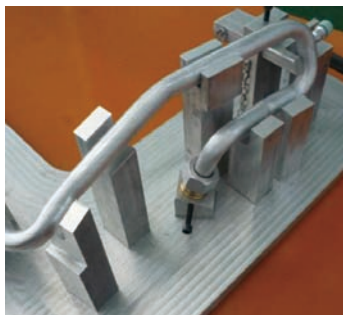


图1 利用检具检测管件示意图

Fig.1 Schematic diagram of tube inspection using checking-tool

态,再结合人工测量来综合分析管件的制造精度。管件的检测如图1所示。

3 常用检测方法存在的不足

由于当前使用的机械检具基本上是专用检具,柔性化程度低,一套检具只能完成一种管件的检测工作。然而飞机上的管件各种各样,需要针对每一种管件去设计一套对应的检具,最终需要设计多套检具才能完成飞机上所有管件的检测任务,而且个别管件长度较大,则对应的检具也会很大,很笨重,不够灵活;同时由于检具的材料均是金属材料,随着时间的推移,会出现腐蚀现象,为了避免该类情况的发生需要定期对检具进行保养;另外在检具经过长时间的使用之后,夹紧装置、端部检验块以及支撑块会发生松动或者出现磨损,导致检测精度下降,因此还需要定期对检具进行检测,对其进行修复进而保证其检测精度。因此利用机械检具进行检测会增加厂房的占地面积,而且浪费大量的人力和物力,同时机械检具的购置、保养、定期检测、存放均会产生高额费用,不仅提高了生产成本,还会影响整机的生产周期。

同时管件自身的材料特性能够产生一定程度的弹性形变,在检测过程中,操作人员将管件放到支撑块的凹槽中进行检验,即使管件的空间几何形态存在一定的偏差,操作人员稍微对管件施加一定程度的力,管件同

样会进入到凹槽中,因此操作人员对检测结果有很大的人为因素影响,重复性较差,不能保证管件检测结果的可信度。

而且利用机械检具进行检测,只能判断管件是否合格,并不能给出量化的测量结果,没有详细的误差分析数据,进而不能很好地得到用于折弯机的管件折弯修正系数。

航空管件检测系统设计

根据以上所述目前常用管件检测方法存在的不足,结合数字化检测技术设计一套高效、精确的航空管件检测系统。采用非接触式测量的方式实现管件空间几何形态的检测,进而完成管件安装尺寸的误差分析,并给出详细的误差分析报告。

1 管件检测系统总体方案设计

采用软、硬件结合的方式来完成管件检测系统的设计,该系统主要包括激光扫描系统以及点云数据处理系统。利用激光扫描系统完成管件表面点云数据的获取任务;利用点云数据处理系统对点云数据进行处理并进行误差分析,进而完成管件制造精度的检测。两个系统之间通过线缆实现数据交互。检测系统设计流程如图2所示。

2 激光扫描系统

激光扫描系统以关节臂测量机为核心进行搭建,主要包括激光扫描头、硬测头、控制器、旋转关节、蓄电

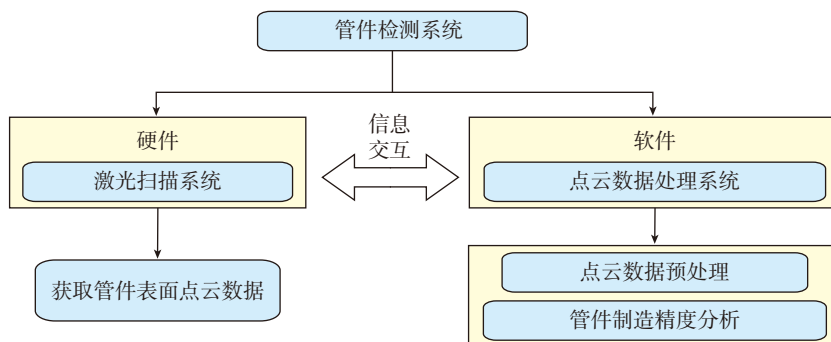


图2 管件检测系统设计流程图

Fig.2 Design flow diagram of tube inspection system

池、磁性基座和计算机 7 个部分,各部分功能如下:

(1)激光扫描头:采用非接触式测量方式,通过激光扫描待测产品表面获取点云数据;

(2)硬测头:采用接触式测量方式,用于激光无法扫描的孔和凹槽等几何特征的测量;

(3)控制器:用于处理分析激光扫描头或硬测头获取的数据,并传递给计算机;

(4)旋转关节:更加有利于测量臂的旋转移动,增加灵活性,提高扫描效率;

(5)蓄电池:用于稳定电压,提供电能,避免工作过程中突然断电导致系统关闭;

(6)磁性基座:用于固定关节臂测量机,通过电磁开关控制磁性的有无,能够稳定吸附在铁质材料上;

(7)计算机:用于存储点云数据。

通过手持测量臂控制激光扫描头空间位置对待测管件进行扫描,扫描过程中需要合理控制扫描头的移动速度,如果移动速度过快将会影响获取的点云质量,获取的点云数据通过线缆传递到控制器,经过控制器处理之后再通过线缆传递给计算机中的点云数据处理系统,完成信息交互,如图 3 所示。

3 点云数据处理系统

点云数据处理系统主要包括 3 个模块:显示模块、点云数据预处理模块以及数据分析模块,3 个模块之间息息相关,不断进行信息交互。系统架构如图 4 所示。

预处理模块:由于激光扫描系统获取的管件表面点云数据质量较差,需要利用预处理对数据进行处理,进而获取高质量的点云数据,为后期完成数据分析打下基础。该模块是保证整个系统高效、精准运行的基础。

数据分析模块:用于完成管件制造精度检测。将管件点云数据与

理论模型进行比对,完成误差分析,并生成具体偏差数据,基于偏差数据对折弯系数进行修正,并自动生成修正数据,将修正信息反馈给折弯机。

显示模块:展示给操作者直观且容易操作的显示界面,能够实时展示扫描过程中当前点云数据的状态、预处理后点云数据的状态、管件型面三维重构结果、误差分析结果以及其他相关数据信息。

4 航空管件检测系统工作流程

基于激光扫描的航空管件检测系统的详细工作流程如图 5 所示。检测流程大体包含下述 3 个阶段:

(1)点云数据获取。

利用激光扫描系统对管件进行扫描,如果管件长度较长,超出激光扫描系统的测量范围,不能一次性获取完整的管件表面点云数据,则需要对管件适当分段,并标定公共特征,对管件各段分别进行扫描,最终得到多组点云数据。



图3 激光扫描系统
Fig.3 Laser scanning system

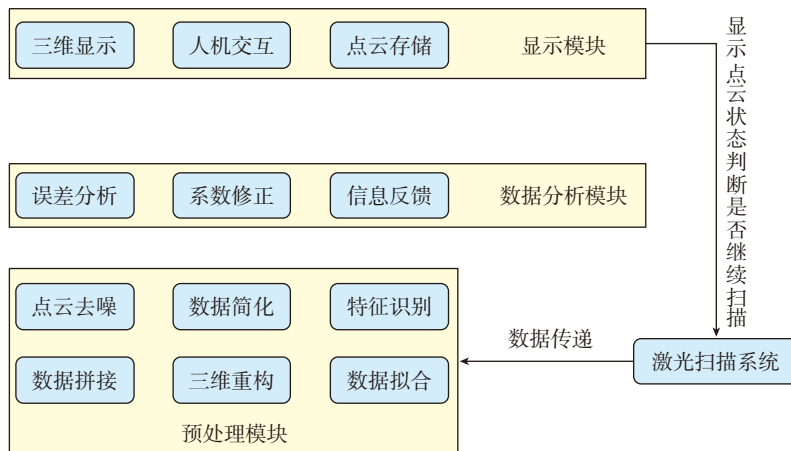


图4 点云数据处理系统架构图
Fig.4 Architecture diagram of point cloud data processing system

$$P(y, \beta) = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & \sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix},$$

$$Y(z, \alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

且: $R(x, \gamma)P(y, \beta)Y(z, \alpha) = RPY(\gamma, \beta, \alpha)$

目前,间接坐标系与设计坐标系的各个坐标轴方向相同且平行,只是坐标原点没有重合,此时将间接坐标系 $\{B\}$ 进行平移,即可得到设计坐标系 $\{C\}$ 。平移变换如下:

$$\begin{pmatrix} {}^c M \\ 1 \end{pmatrix} = T(a, b, c) \begin{pmatrix} {}^B M \\ 1 \end{pmatrix} \quad (9)$$

$$\text{其中, } T(a, b, c) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & a \\ 0 & 1 & 0 & b \\ 0 & 0 & 1 & c \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, a, b, c$$

表示点 M 从间接坐标系 $\{B\}$ 到设计坐标系 $\{C\}$ 的偏移距离。则复合变换矩阵如下:

$$\begin{pmatrix} {}^c M \\ 1 \end{pmatrix} = T(a, b, c) \cdot RPY(\gamma, \beta, \alpha) \begin{pmatrix} {}^A M \\ 1 \end{pmatrix} \quad (10)$$

在点云数据中选取多个基准,将其点坐标(机器坐标系下)和理论模型中对应基准的点坐标(设计坐标系下)代入变换矩阵(4)式中得到转换矩阵,即可完成坐标系的拟合。

7 管件检测系统优势

管件检测系统操作方便,简单易用,仅通过一套管件检测系统即可完成不同类型的管件检测,无需再设计多套机械检具,且检测过程中无需额外夹具进行固定,也无需额外的测量工具进行辅助即可完成管件检测;人为因素影响大大减小,进而保证检测结果的准确性。

检测完成之后,可以提供详细实用的误差检测报告,提供完整的误差分析数据,而且采用图像的形式进行展示,更加直观。进而更加有利于辅助工作人员了解管件的实

际状态,更好地进行误差分析。而且系统通过与折弯机连接,可以自动生成折弯系数修正程序,直接用于折弯机。

综上所述,管件检测系统可以很好地提高检测精度,使检测结果更加可靠,减少废料的产生;不再需要设计机械检具,减少占地,大大降低了使用管理成本以及生产成本;而且系统检测速度快,有效提高了工作效率。

管件检测系统在某型管件检测中的应用

以某型号航空管件为例,基于关节臂测量机的激光扫描功能对管件进行扫描,结合点云数据处理系统进行误差分析完成检测工作,进而验证检测系统的合理性。

1 管件表面点云数据获取

由于点云在拼接过程中会造成一定的误差,如果多次进行拼接会造成误差积累,一旦误差积累过大经过拼接之后得到的完整点云数据便不能准确反映管件实体的实际状态。因此,在检测之前,需要根据待检测管件长度和关节臂测量机的扫描范围合理安排测量机和管件的摆放位置,尽量减少点云数据组数,避免多次拼接,进而获取高质量点云数据。点云数据获取如图6所示。

2 管件表面点云数据预处理

获取点云数据之后,在数据处理系统中通过对其进行降噪和简化处理得到高质量点云数据。再导入管件CAD理论模型,基于坐标系拟合算法,通过旋转和平移将点云数据和CAD理论模型转换到同一个坐标系下。

3 管件制造精度分析

坐标系拟合完成之后,系统便自动开始管件制造精度分析,基于点云数据拟合3D圆柱模型,获取中轴线,并自动识别计算弯曲点和弯曲元素与CAD理论模型进行比较完成管件制造精度的误差分析。分析结果如

图7所示,可知:(1)管件整体制造精度的变化趋势以及各个关键点处的超差情况,绿色表示满足误差范围要求,黄色、橙色以及红色表示超差,而且超差程度依次递增,因此该管件共有7个关键位置超出误差要求范围;(2)管件制造精度的修正是通过对不同参数(主要包括拉伸参数、弯曲参数以及旋转参数)进行补偿,最终使得生产的管件的制造精度满足要求;(3)根据超差的7个关键位置,针对不同的参数条件生成折弯修正系数数据(即各个位置处的偏差值),如图8所示(由上至下依次对应图7中由左至右超差的关键位置),其中个别位置处的某些参数修正值显示的是符号“n/a”,说明该参数不需修正,只需修正其他参数便可得到满足要求的管件。最终得到整体的修正数据并生成修正程序传递给折弯机。

4 管件检测系统的测量误差分析

管件检测系统的测量误差主要来源于激光扫描系统和点云数据处理系统,影响检测系统测量精度的主要因素包含以下4种。

(1)人为因素:扫描过程中移动激光扫描头速度过快,同时无法始终保证激光垂直于待测管件表面。

(2)环境因素:外界环境发生轻微震动、光照强度变化、温度变化。

(3)管件自身:管件表面的光暗程度会影响测量精度。

(4)系统误差:在点云数据处理系统中对点云数据和理论模型进行拟合时存在误差。

结论

本文提出了一种基于激光扫描



图6 点云数据获取
Fig.6 Obtaining point cloud data

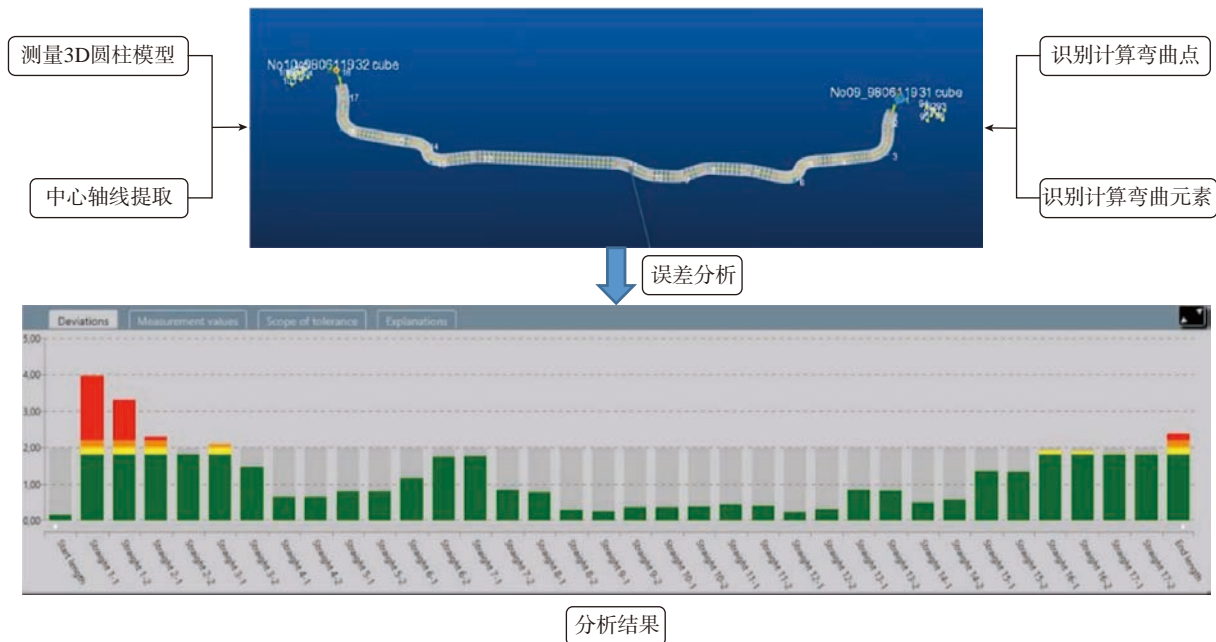


图7 误差分析结果
Fig.7 Error analysis result

的管件检测系统,主要包括激光扫描系统和点云数据处理系统两部分。利用激光扫描系统获取管件表面点云数据,利用点云数据处理系统对点云进行降噪和简化处理,并与CAD理论模型对比实现误差分析。该系统具备操作简单,测量结果精度更好、效率更高等优势,对于提高管件检测技术的发展具有一定的应用价值。最后基于某型号管件进行验证,证明该系统测量稳定性好,有效可行。

参考文献

[1] 王萌. 飞机导管数控弯曲成形技术的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
WANG Meng. Digital agile manufacture technology of airplane tube[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016.
[2] 金鹏, 刘检华, 刘少丽, 等. 基于中心线的管路端点位置精确测量方法[J]. 计算机集成制造系统, 2016, 22(10): 2284-2293.
JIN Peng, LIU Jianhua, LIU Shaoli, et al. Centerline-based measuring method for endpoints of tube[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2016, 22(10): 2284-2293.
[3] SUN C K, YOU Q, QIU Y, et al.

No.	Push[mm]	Correction[mm]	Co Bend angle[deg]	Correction[deg]	Co Rotation[deg]	Correction[deg]	Co
1	93.60	-0.19	89.36	0.02	112.13	-0.09	✓
2	268.60	0.24	50.33	0.16	147.73	0.96	✓
3	89.81	-1.06	39.21	0.22	46.00	-0.44	✓
4	229.80	0.91	8.63	-0.01	68.96	0.37	✓
5	117.17	1.44	71.40	0.57	-172.27	-0.07	✓
6	94.29	-0.23	54.51	0.09	n/a	n/a	■
7	842.69	-0.13	n/a	n/a	n/a	n/a	■

修正值

无需修正

图8 修正系数数据
Fig.8 Correction coefficient data

Online machine vision method for measuring the diameter and straightness of seamless steel pipes[J]. Optical Engineering, 2001, 40(11): 2565-2571.
[4] 陈新禹, 胡英, 毕丰隆. CCD光学成像系统中亚像素边缘的精确定位[J]. 信息与控制, 2014, 43(2): 176-180.
CHEN Xinyu, HU Ying, BI Fenglong. Precision location of sub-pixel edge in CCD optical imaging systems[J]. Information and Control, 2014, 43(2): 176-180.
[5] CHEN X Y, HU Y, MA Z, et al. The location and identification of concentric circles in automatic camera calibration[J]. Optics & Laser Technology, 2013, 54: 185-190.
[6] 崔占生. 汽车白车身用检具技术[J]. 汽车工艺师, 2015(7): 67-70.

CUI Zhansheng. Inspection tool technology for automobile body-in-white[J]. Modern Components, 2015(7): 67-70.
[7] ZHENG L Y, MCMAHON C A, LI L, et al. Key characteristics management in product lifecycle management: A survey of methodologies and practices[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2008, 222(8): 989-1008.
[8] 陈允全, 李泷果, 黄翔, 等. 基于机器人的飞机大型结构三维自动化检测方法[J]. 航空制造技术, 2019, 62(10): 51-57.
CHEN Yunquan, LI Shuanggao, HUANG Xiang, et al. Three-dimensional automatic

(下转第72页)

直接能量沉积增材制造过程气孔 在线监测技术的研究进展

张 敏, 王星程, 产玉飞, 陈长军

(苏州大学机电工程学院激光加工中心, 苏州 215021)

[摘要] 随着制造业的快速发展,增材制造技术在全球范围内越来越受到重视。增材制造在航空航天、工业机械、汽车电子等领域得到了迅速的发展和极为广泛的应用。直接能量沉积技术目前在理论上面临的巨大挑战是缺乏对其背后工艺-显微结构-性能之间内在关系的深刻理解,并且在实际生产过程中缺乏有效和高性价比的在线监测过程。所以采用直接能量沉积制造的产品,其可重复性、均一性和可靠性均难以满足工业日益增加的生产要求。介绍了直接能量沉积过程中热-物理过程的发生机理,在总结制造过程中温度、熔池尺寸和熔池形貌变化的基础上,综述了在线监测技术在直接能量沉积增材制造过程气孔监测中的研究进展,并指出了其存在的问题和未来可能的发展方向。

关键词: 增材制造; 在线监测; 熔池; 直接能量沉积过程; 气孔

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.047



张 敏

副教授、博士,主要从事激光增材制造研究。

面对国际制造业飞速发展的世界形势,中国适时提出了《中国制造2025》发展战略。作为中国实施制造强国的第一个十年行动

纲领,新一代信息技术、高档数控机床、航空装备等高精尖科技列入了十大重点发展领域,传统制造技术将面临巨大的更新换代的挑战,但也迎来了提档升级的历史机遇。增材制造技术作为一项新兴的制造技术,将会引领第三次工业革命,是“中国制造2025”战略中重要的支柱之一。近年来,随着增材制造技术的提高和工业产业的发展,增材制造产业受到了国内外各行各业的关注。本文主要介绍了增材制造技术的应用现状与研究前沿,讨论了增材制造技术走向量产时气孔在线监测技术研究的现状和存在的不足。

增材制造技术及其应用前景

增材制造(Additive manufacturing, AM),又称为3D打

印、快速制造、层间制造,是一种基于离散-堆积原理的制造技术^[1]。增材制造通过软件生成3D模型并进行分层,以激光或电子束作为能量源将根据分层后形状尺寸确定的扫描路径进行加工,待一层完成加工后将继续加工下一层,逐层累积直至得到完整零部件。增材制造最早出现于20世纪80年代,起初用于制作产品外观模型,但材料仅限于塑料。随着该技术的不断发展,现如今已经可用于制造各种金属零部件,甚至应用于航空航天、汽车制造和工业生产中。制备金属零部件的增材制造技术称为金属增材制造技术,其制造工艺主要包括纳米粒子喷射(Nano particle jetting, NPJ)、激光选区熔化技术(Selective laser melting, SLM)、激光选区烧结成形(Selective laser sintering, SLS)、激光熔覆成形

技术(Laser metal deposition, LMD)和电子束熔化技术(Electron beam melting, EBM)等。

金属增材制造技术的强大潜力使其得到了世界各国的广泛关注和大力支持。2012年,美国政府提出发展美国振兴制造业计划,旨在重夺制造业霸主地位,增材制造成为其首批项目,率先将增材制造上升到国家发展战略高度。紧接着欧盟、俄罗斯、日本等也大力推动金属增材制造技术。我国早在20世纪80年代末开始增材制造技术研究和相关设备,并积极落实投产。中国的增材制造产业以高新技术园区为产业核心,通过与高校科研单位建立合作推动产业快速扩张。

1 航空航天与汽车领域

随着增材制造技术的不断发展

与进步,其应用领域也逐步扩展,图1所示为2015年全球增材制造技术的应用格局图,其中工业机械、航空航天和汽车领域分别位列前三。金属增材制造技术在航空发动机加工、制造和修复领域有着先天优势,主要应用于航空发动机、燃气轮机、涡轮叶片以及燃油喷嘴^[2]。据中银国际预测,中国未来10年对航空发动机总需求将达到万亿元级别,年均需求达到1000亿元,因此金属增材制造技术在航空领域应用前景巨大。在航空航天领域中,由于需要在保持结构强度的情况下降低机身的重量,因此集钢的高强度和铝的质地轻于一身的钛合金被广泛应用于该领域,但钛合金由于其耐高温而加工性较差,于是增材制造技术的优势便凸显出来。图2(a)为SIMENS公司使用

金属增材制造技术制造出的涡轮机叶片,其性能足够满足在发动机满负荷状态下的要求;图2(b)为MTU公司使用增材制造技术生产出的飞机管道镜部件,该技术的应用极大地降低了成本,提升了制造效率。由于增材制造技术的灵活性、近净成形和功率密度高等优点,因此增材制造技术在汽车领域也有很大的应用,图3为Daimler公司使用增材制造技术生产的奔驰汽车部件。

2 医疗与日用

根据ReportBue发布的报告显示,预计在2025年全球牙科3D打印市场规模将达到97亿美元。增材制造技术用于制备医用植入物,可以在短时间内实现复杂形状的制造,并且有着较高的材料利用率。到2015年,我国康复辅助器具产业规模约为4300亿元,其中假肢、人工器官及植入物器械制造产值达115.3亿元。巨大的市场份额促进了增材制造技术在实际生活中的应用,图4为使用增材制造技术制造出的牙齿和骨骼。2019年4月,以色列特拉维夫大学首次利用病人自身的人体组织打印出了全球第一个完整的心脏,这成为增材制造技术在医疗领域应用的一个里程碑。

2015年,消费品和电子占增材制造产业的13.1%份额。2017年,阿迪达斯公司使用回收而来的海洋废弃物生产并销售了10万双3D打

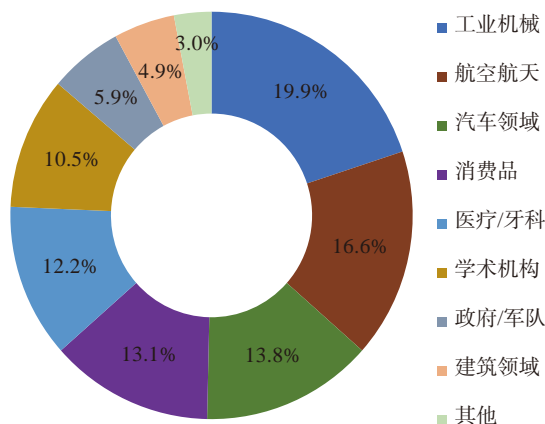


图1 全球增材制造技术的应用格局图

Fig.1 Global additive manufacturing technology application



(a)使用AM技术制造出的涡轮叶片实物图 (b)飞机管道镜实物图

图2 使用增材制造技术生产的部件

Fig.2 Components produced using additive manufacturing technology



图3 汽车部件实物图

Fig.3 Picture of car part

印鞋。IDC 预测,到 2021 年,所有大型国际鞋类制造商都将生产并销售 3D 打印的运动鞋系列。

直接能量沉积增材制造过程中的在线监测

虽然目前金属增材制造技术已被广泛应用于航空航天、军工、医疗和工业生产等多个领域^[3-9],但是其产品仍有很多方面需要改进提升。首先,大部分使用增材制造技术生产出的产品外观不能与传统工艺方法制造出的产品相媲美,部分零件质量和性能达不到预期要求,而且产品的质量稳定性和制造工艺的重复性也同样较低。造成这一结果的原因很大程度上是由于缺乏在线监测技术或者在线监测技术不可靠稳定,因为在生产过程中缺少实时监测将难以对产品质量控制实现快速

响应,从而降低了生产效率。因此增材制造过程中的在线监控技术成为当前提升增材制造技术优势的热点和关键点。

在增材制造过程中,零件的质量和尺寸精度受到激光功率、送粉率、扫描速度等工艺参数的影响,基板温度、冷却方式等外部环境及熔池的温度和尺寸也同样对零件有所影响,因此这些因素成为在线监测的主要研究对象。随着金属增材制造技术制造出的功能梯度零件在航空航天领域里的应用,实现对零件的元素成分和显微组织、缺陷的在线监测则尤为重要。近 10 年来熔池的温度和尺寸监测一直是增材制造在线监测研究的焦点,并取得了丰硕的成果^[10]。近 6 年来,元素成分和显微组织的在线监测也得到初步发展。在线监测研究在充分发挥了金属增材制造技

术优势的同时不仅提高了零件的质量和尺寸精度,还对促进功能梯度零件的开发和制造具有重要意义,扩大了该技术的应用范围。

尽管在过去增材制造技术取得了显著研究成果和广泛应用,但非关键零部件的应用所占比重却偏大。由于金属增材制造产品容易产生气孔、裂纹等缺陷,从而限制了金属增材制造产品在关键零部件位置上的应用。

1 气孔的形成机制

气孔是金属增材制造中经常存在的一种缺陷。如图 5 所示^[11],气孔的主要形成机制有 3 种:(1)熔池捕获气体形成的气孔;(2)能量不充分造成的气孔;(3)粉末颗粒熔化不充分形成的气孔,又称为未熔合气孔,这种气孔呈现不规则形状且直径较大^[11]。当激光能量过大时会造成低熔点元素气化形成气孔,也会产生匙孔效应而形成气孔,通常将这一机制产生的气孔归结到第 1 种气孔形成方式上。

对气孔的检测有 CT、超声波、金相、扫描电镜等手段,但这些技术都是在零部件制备完成后才能对试样进行检测,若检测结果不合格则会影响生产进度并且增加成本。因此如果能实现事前干预、事中监测和反馈来监测和防止气孔的形成,对于金属的增材制造来说显得尤为重要。

激光增材制造是增材制造中最



图4 增材制造在齿科、骨科方面应用
Fig.4 Additive manufacturing applications in dentistry and orthopedics

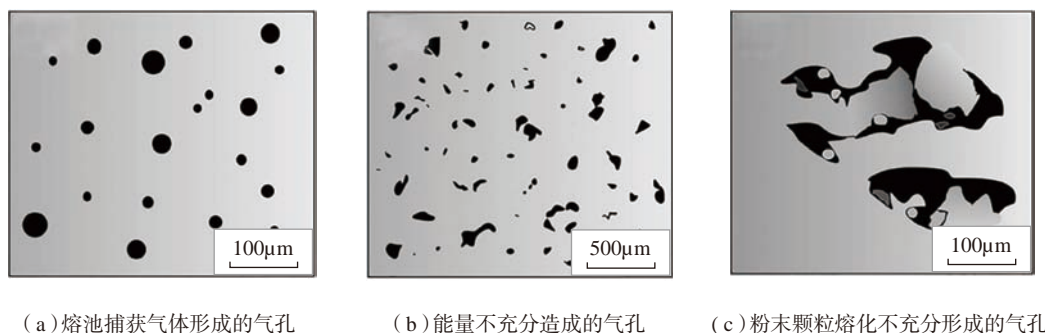


图5 激光增材制造过程中3种气孔形态
Fig.5 Three types of pores in process of laser additive manufacturing

有前景的制造技术。在激光增材制造过程中,用激光能量源熔化粉末或丝材形成动态的熔池,该熔池存在于激光和凝固材料之间,该熔池的形貌特征和温度特征会影响增材制造后凝固材料的组织形成。形成不同的组织时,该熔池具有不同的特征。其热分布规律和熔池形貌则决定着凝固后增材制造产品的组织和性能等方面。如图 6 所示^[12],用熔体长度、宽度、峰值温度、面积等简单参数来比较综合熔体特性方法的准确性,用机器学习预测的气孔检测反馈值达到 98.44% 的较高水平,并且熔池的热图像和经过机器学习得到的预测的气孔,同实际生成的气孔几乎完全一致。

当能量传递到熔池导致熔池的能量发生变化时,熔池的形貌特征和能量分布状态会发生异常变化,此时就会在凝固后相应位置生成不同的气孔。熔池的形貌特征和能量分布状态的不同,直接对应着不同类型的气孔。因此,如果能够建立起熔池性质特征和气孔之间内在的联系,就可以据此进行增材制造过程的在线监测,从而控制产品质量。目前针对熔池的在线监测也主要在于捕获研究熔池的形貌特征和熔池的热特征。熔池形貌特征主要指熔池的外形尺寸、长度、深度和面积等^[13]。而熔池的温度特征则主要是指熔池的最高温度、平均温度以及温度热历史曲线等^[14]。

2 基于视觉的在线监测技术

基于视觉检测的技术来研究熔池和气孔的对应关系,以便在增材制造过程中采用相应的措施来改善工艺参数,从而获得满足质量要求的产品。如图 7 所示^[13],对含 60% 的 WC 的 MetcoClad 52052 金属粉末进行激光熔覆,并得到了基于视觉的在线监测结果。发现采用基于视觉系统的在线监测来监控气孔的技术仍存在一些问题,如气孔直径在几百微

米及以上时候比较有效,即对较大尺寸气孔的检测比较有效,而对于小气孔则有效性较差。并且基于视觉的在线监测通常采用的是 CCD 相机,它具有较宽的光谱响应范围和较长的连续工作时间,能够在比较恶劣的环境中使用。

3 基于形貌特征的在线监测

熔池的形貌特征主要指熔池的宽度、直径等量化的尺寸数据。Qi 等^[14]研究了熔池的不同形态特征和与其密切相关的物理现象,提出了一种熔池自由表面不受熔覆影响的模型,并且将其研究模型同实际研究结果得到的熔池宽度、长度和高度进行了对比。Li 等^[15]则对连续激光和脉冲激光制备的增材制造 In718 合金进行了对比研究,提出一种三维数学模型来研究熔池的瞬时移动传热和熔池的流动,得到了两项研究结果:(1)模拟单道熔池的形貌和平均温度时,在两种激光模式下均同实际测量结果相一致;(2)在脉冲激光模式下的凝固前沿同扫描方向的夹角,与连续激光相比偏离了 15°。

Zhang 等^[16]则提出一种基于图像的识别,然后进行深度学习来进行气孔监测的新方法。该方法引入了无损检测的 X 射线 CT 技术来进行监测检验的结果,还引入了深度学习对气孔存在的类型进行预测。如图 8 所示^[16],图 8 左图为同轴熔池图像和对图像进行的处理,右上图显示了有损剖切横截面显微镜观察的孔隙率信息,右下图显示了通过 X 射线 CT 扫描得到无损检测结果,该结果显示了 CT 监测得到的气孔分布情况。该装置可以实现对小于 100 μm 的气孔进行可靠的监测。对于气孔在空间上的分布,不管密度大还是小,也可以实现可靠的预测和监测。

Wirth 等^[13]研究了在线监测反馈控制系统,是通过控制激光功率以保证激光的熔池宽度在一定的预设数值的范围内。该系统包括采用一个 CMOS 相机和算法成形软件。采用离散控制滤波器,使得在加工过程中让激光功率不断变化以确保熔池宽度不变或在参考数值范围内变化。

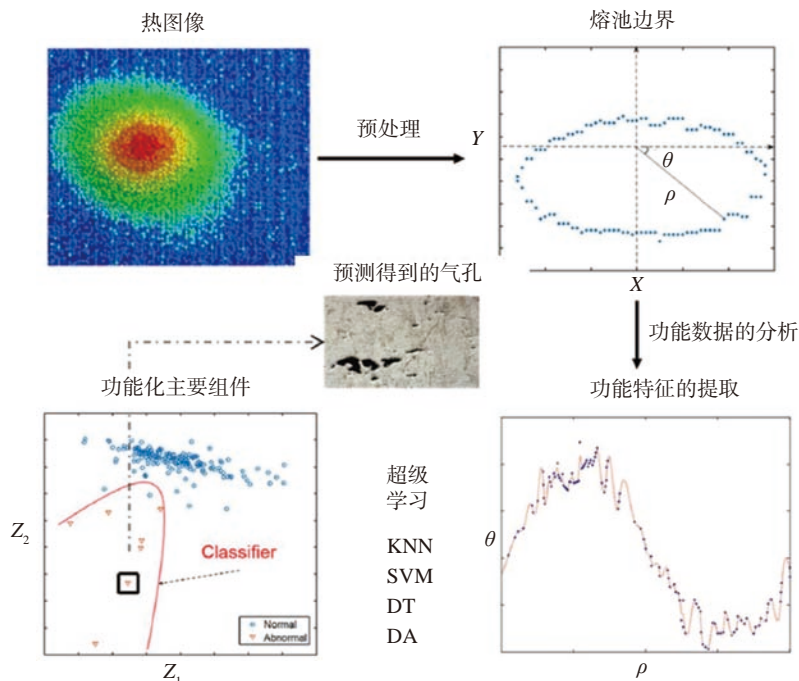


图6 基于机器学习的气孔在线监测
Fig.6 Monitoring of stomatal for machine learning

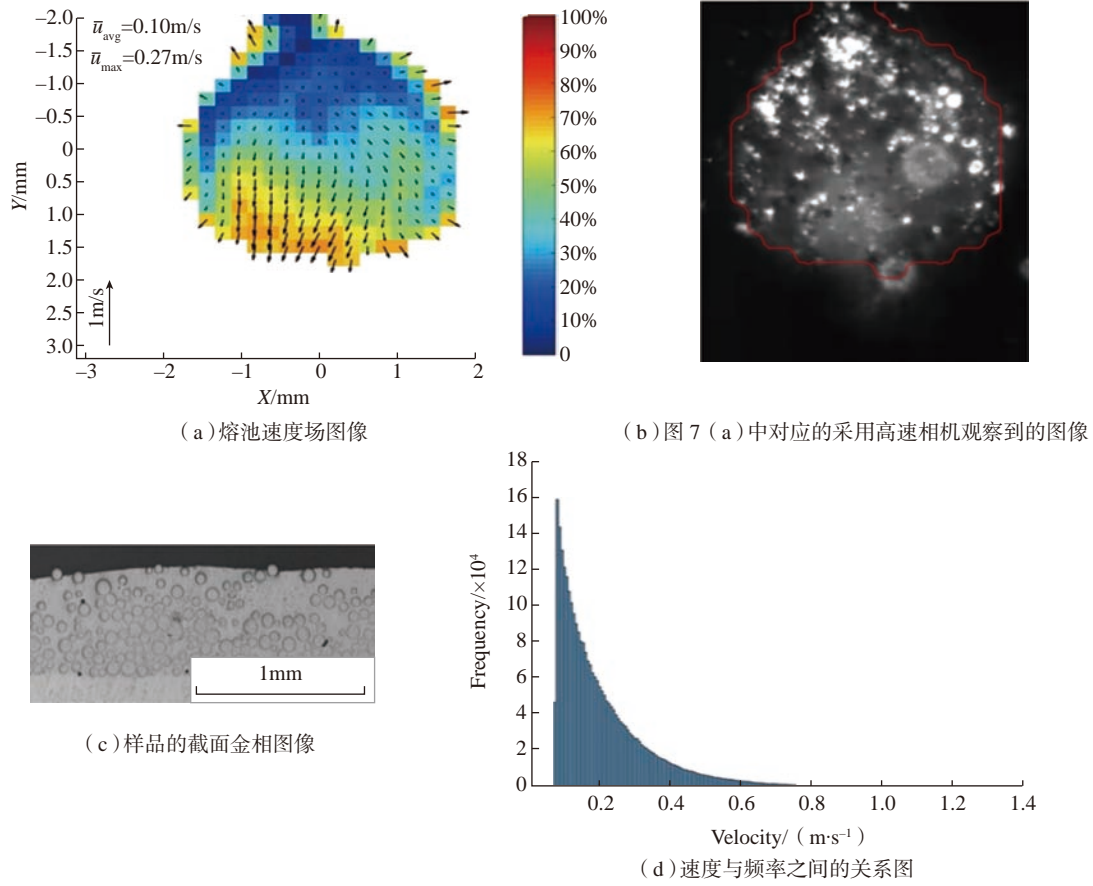


图7 激光熔覆MetcoClad 52052金属粉末时熔池形貌监测的结果

Fig.7 Monitoring results of molten pool morphology during laser cladding of MetcoClad 52052 metal powder

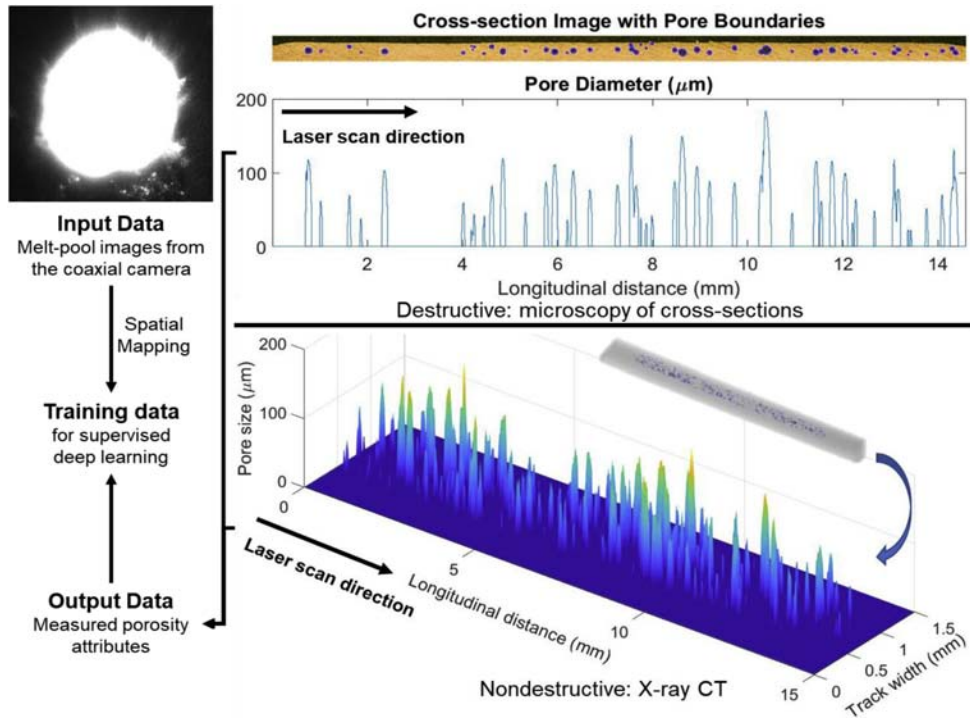


图8 质量监控及数据准备系统图

Fig.8 Quality control and data preparation system diagram

这一离散控制器的响应在很短时间内,这使得闭环控制的时候,改变扫描速度和热容量的变化可以控制在数秒的范围内。他们进行了几个试验来验证这一在线监测的效果,证明激光功率的变化是可以实现上述调节的目的,获得的熔覆层的稀释率和显微硬度维持在较稳定的范围内,如图9所示^[17]。

基于形貌特征的在线控制策略

存在如下挑战:(1)热图像的拍照会产生非常大的数据存储量;(2)数据噪音等干扰数据的边界对热图像来说比较模糊,处理起来比较麻烦(见图10^[18]);(3)熔池的尺寸和熔池的中心在制造过程中是动态变化的,需要增加额外的工作才能分析确定熔池宽度和熔池中心尺寸;(4)熔池图像获取的过程中还会造成温度的测量受到影响,从而使得获取的温度数

据准确性较低。

4 基于熔池热特征的在线监控

基于熔池热特征为基础的熔池监控主要是为了实现闭环监控。Bi等^[19]研究了固定激光功率来沉积薄壁墙结构时的参数控制策略。他们主要集中于研究熔池在红外温度释放出来的信号,发现熔池的尺寸和温度均会影响沉积样品的尺寸精度。作者认为这些信号可以用来进

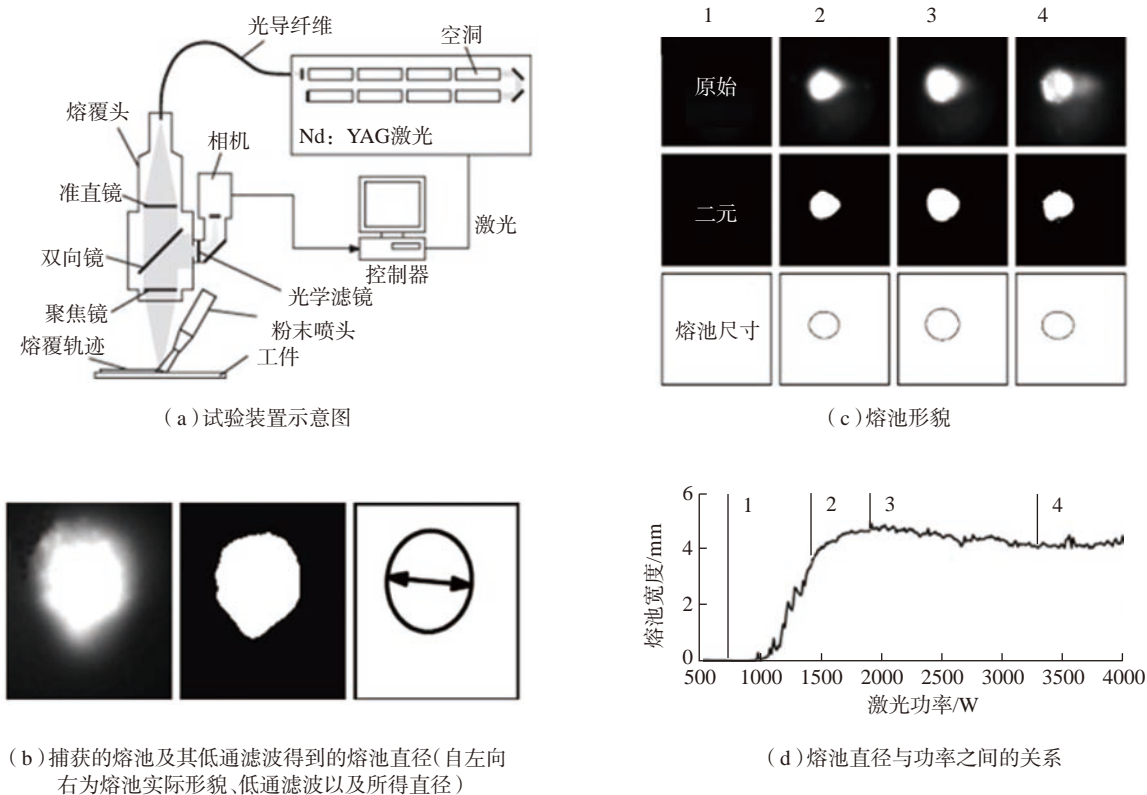


图9 基于熔池形貌特征的气孔监测

Fig.9 Stomatal monitoring based on topography characteristics of molten pool

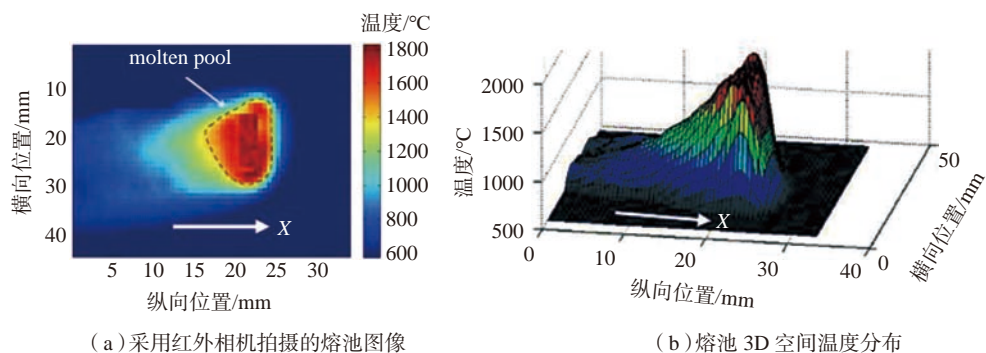


图10 采用红外相机拍摄的熔池图像和熔池3D空间温度分布

Fig.10 Molten pool image taken with an infrared camera and 3D spatial temperature distribution of molten pool

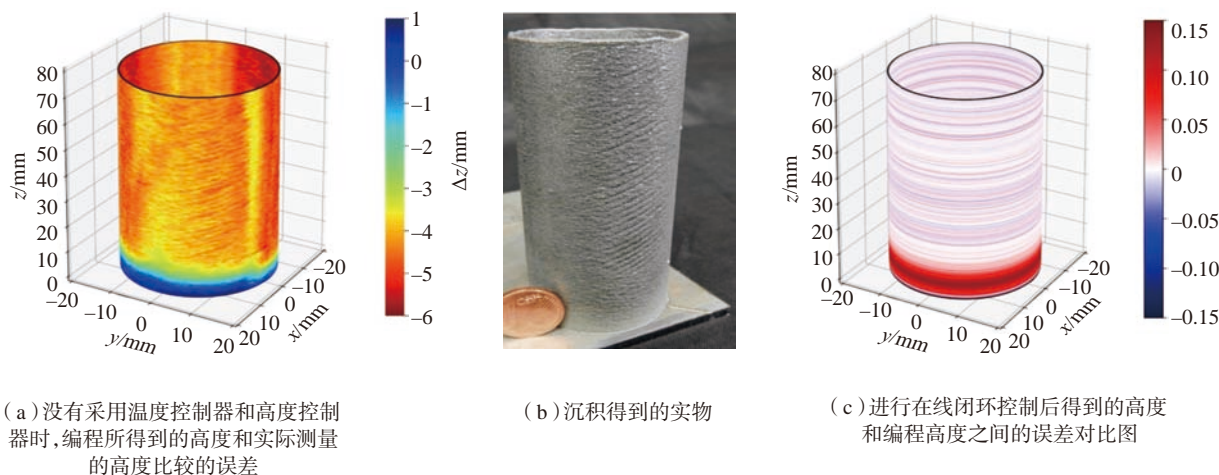


图11 采用温度控制器和高度控制器得到的结果与没有采用时的对比

Fig.11 Comparison of results obtained by using temperature controller and height controller and when they are not used

行闭环控制。Tan 等^[20]则研究了激光参数对熔池温度的影响,研究熔覆层的厚度和熔池之间的关系,由此提出一种在线控制熔覆层的策略。Song 等^[21]则提出一种保障复杂形状外形产品质量和尺寸精度的混合控制方案。该方案也是基于控制熔池温度来实现的,该方案中研究的基于高度的控制器是根据温度的控制来预测需要的激光工艺输出参数。温度控制器和高度控制器相互制约和反馈,但高度控制器的优先级要高于温度控制器。Donadello 等^[22]也进行了类似的研究,图 11^[22]展示了采用和不采用控制器时得到的时间高度与编程高度间的数值差。王方华^[23]建立了一套熔池形貌的实时监测系统,研究出了基于相位一致性算法的激光增材制造的激光熔池边缘处理算法,与传统的灰度阈值分割、Otsu 等方法,提高了熔池边缘的提取精度。其熔池边缘提取效果如图 12 所示^[23]。

基于熔池特征的控制策略存在的问题主要是熔池模型建立所依据的物理-数学模型和公式的准确性。由于物理-数学模型不能完全准确地覆盖制造过程中熔池的热-物理过程中的变化性和不确定性,从而使研究结果同真实结果存在差距。

现在的熔池温度监控和模拟均存在只关注熔池的尺寸、长度、最高温度和平均温度等问题。这些数据缺乏对熔池表面形态和温度在时间-空间上的分布规律的整体理解和认识,从而与真实结果相差较大。当提取特征数据有限时,得到的结果的准确程度也有限,基于此数据获得的预测

结果其准确性也受到限制。

结论

目前的增材制造在线监测已经得到了一定程度的应用,但其功能、精度和有效性同传统的减材加工相比,尚存在巨大的差别。并且增材制造中对一些材料的工艺参数研究尚

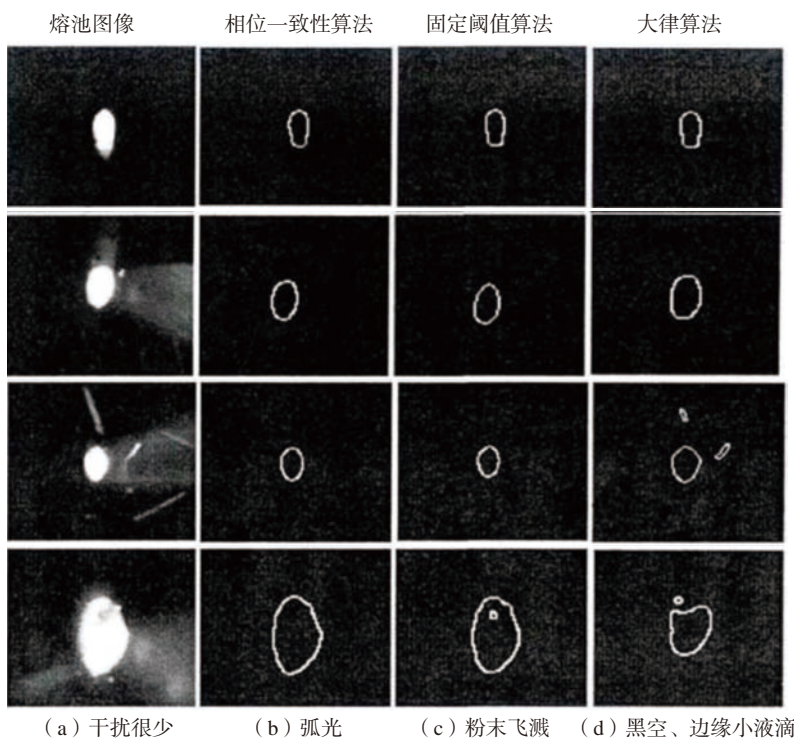


图12 不同方法熔池边缘提取效果比较

Fig.12 Comparison of different methods for extracting edge of molten pool

处于初始阶段,这对探究显微组织和预测材料性能较为不利。目前人工智能科技发展势头迅猛,若将大量已有研究进行系统化的整理,把工艺参数-显微组织-材料性能作为训练参数,从数据的角度建立起相应联系,从而或许能够对在线监测起到基于数据的智能反馈作用。

在未来的工业生产中,增材制造必然占有不可或缺的地位。随着中国制造 2025 的国家战略的不断实施,我国应当大力发展增材制造的原材料、设备和服务,以及在线监测技术,推进增材制造标准化的建立和推广,大力研究增材制造过程中的闭环控制策略。目前各种基于视觉、熔池形貌和温度等的在线监测均依赖于建立模型进行分析,而当改变制造环境后需要重新对模型进行演算。所以应将实时监测技术与神经网络等算法技术相结合,利用大数据分析从而简化监测模型,这对于提高增材制造监测的高精度性和快速响应等具有重要研究价值。同时也开发更加高效精准的监测手段,如超声发射监测, X 射线背散射成像等。

增材制造作为一个日益规范化的生产方式,其系统性正日益完善,要建立更加系统的在线监测方法,与增材制造生产过程能更好地相互配合,形成完善统一的闭环,加速增材制造走向量产以及在工业规模生产领域的实际应用。

参考文献

[1] 刘勇,任香会,常云龙,等. 金属增材制造技术的研究现状[J]. 热加工工艺, 2018, 47(19): 15-19, 24.
LIU Yong, REN Xianghui, CHANG Yunlong, et al. Research status of metal additive manufacturing technology[J]. Hot Working Technology, 2018, 47(19): 15-19, 24.
[2] 陆璐. 增材制造技术在航空铸造领域的应用[J]. 材料导报, 2018, 32(A01): 390-394.
LU Lu. Additive manufacturing applied in aviatric casting[J]. Materials Review, 2018, 32(A01): 390-394.

[3] MURR L, MARTINEZ E, AMATO K, et al. Fabrication of metal and alloy components by additive manufacturing: Examples of 3D materials science[J]. Journal of Materials Research and Technology, 2012, 1(1): 42-54.
[4] MELCHELS F P W, DOMINGOS M A N, KLEIN T J, et al. Additive manufacturing of tissues and organs[J]. Progress in Polymer Science, 2012, 37(8): 1079-1104.
[5] FARRÉ-GUASCH E, WOLFF J, HELDER M N, et al. Application of additive manufacturing in oral and maxillofacial surgery[J]. Journal of Oral and Maxillofacial Surgery, 2015, 73(12): 2408-2418.
[6] 巩水利, 锁红波, 李怀学. 金属增材制造技术在航空领域的发展与应用[J]. 航空制造技术, 2013, 53(13): 66-71.
GONG Shuili, SUO Hongbo, LI Huaixue. Development and application of metal additive manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 53(13): 66-71.
[7] 张小伟. 金属增材制造技术在航空发动机领域的应用[J]. 航空动力学报, 2016, 31(1): 10-16.
ZHANG Xiaowei. Application of metal additive manufacturing in aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1): 10-16.
[8] 段沐森, 吴凡, 刘瑞雪. 激光增材制造技术在眼科中的应用[J]. 激光与光电子学进展, 2018, 55(1): 011406.
DUAN Musen, WU Fan, LIU Ruixue. Application of laser additive manufacturing technology in ophthalmology[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2018, 55(1): 011406.
[9] 金大元. 3D 打印技术及其在军事领域的应用[J]. 新技术新工艺, 2015(4): 9-13.
JIN Dayuan. 3D printing and its military application[J]. New Technology & New Process, 2015(4): 9-13.
[10] 产玉飞, 陈长军, 张敏. 金属增材制造过程的在线监测研究综述[J]. 材料导报, 2019(33): 2839-2867.
CHAN Yufei, CHEN Changjun, ZHANG Min. Review of on-line monitoring research on metal additive manufacturing process[J]. Materials Reprints, 2019(33): 2839-2867.
[11] SOLAA, NOURIA. Microstructural porosity in additive manufacturing: The formation and detection of pores in metal parts fabricated by powder bed fusion[J]. Journal of Advanced Manufacturing and Processing, 2019, 1(3): 1-21.
[12] KHANZADEH M, CHOWDHURY S, MARUFUZZAMAN M, et al. Porosity prediction: Supervised-learning of thermal history for direct laser deposition[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2018, 47: 69-82.
[13] WIRTH F, ARPAGAUS S, WEGENER K. Analysis of melt pool dynamics

in laser cladding and direct metal deposition by automated high-speed camera image evaluation[J]. Additive Manufacturing, 2018, 21: 369-382.
[14] QI H, MAZUMDER J, KI H. Numerical simulation of heat transfer and fluid flow in coaxial laser cladding process for direct metal deposition[J]. Journal of Applied Physics, 2006, 100(2): 024903.
[15] LI S, XIAO H, LIU K, et al. Melt-pool motion, temperature variation and dendritic morphology of Inconel 718 during pulsed- and continuous-wave laser additive manufacturing: A comparative study[J]. Materials & Design, 2017, 119: 351-360.
[16] ZHANG B, LIU S, SHIN Y C. In-Process monitoring of porosity during laser additive manufacturing process[J]. Additive manufacturing, 2019, 28: 497-505.
[17] HOFMAN J T, PATHIRAJ B, VAN DIJK J, et al. A camera based feedback control strategy for the laser cladding process[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2012, 212(11): 2455-2462.
[18] LIU S, FARAHMAND P, KOVACEVIC R. Optical monitoring of high power direct diode laser cladding[J]. Optics & Laser Technology, 2014, 64: 363-376.
[19] BI G J, GASSER A, WISSENBACH K, et al. Characterization of the process control for the direct laser metallic powder deposition[J]. Surface and Coatings Technology, 2006, 201(6): 2676-2683.
[20] TAN H, CHEN J, LIN X, et al. Research on molten pool temperature in the process of laser rapid forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2008, 198(1): 454-462.
[21] SONG L J, BAGAVATH-SINGH V, DUTTA B, et al. Control of melt pool temperature and deposition height during direct metal deposition process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2012, 58(1-4): 247-256.
[22] DONADELLO S, MOTTA M, DEMIR A G, et al. Monitoring of laser metal deposition height by means of coaxial laser triangulation[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2019, 112: 136-144.
[23] 王方华. 激光增材制造熔池形貌的实时监测研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2017.
WANG Fanghua. The real-time monitoring research of molten pool shape during laser additive manufacturing[D]. Changsha: Hunan University, 2017.
通讯作者: 陈长军, 教授, 博士, 主要从事镁合金、钛合金、高温合金、铝合金、特殊用途钢的激光表面制造与再制造研究, E-mail: 503047820@qq.com.

Online Monitoring for Porosity Prediction in Directed Energy Deposition Processes

ZHANG Min, WANG Xingcheng, CHAN Yufei, CHEN Changjun

(Laser Processing Research Center, School of Mechanical and Electric Engineering, Soochow University, Suzhou 215021, China)

[ABSTRACT] With the rapid development of manufacturing industry, additive manufacturing (AM) technology has attracted more and more attention in the world. Additive manufacturing has been rapidly developed and widely used in aerospace, industrial machinery, automobile electronics and other fields. The biggest theoretical challenge of direct energy deposition (DED) technology at present is the lack of a deep understanding of the inherent relationship between the process-microstructure-performance, and the lack of an effective and cost-effective online monitoring process in the actual production process. Therefore, the repeatability, uniformity and reliability of the products manufactured by DED are difficult to meet the increasing production requirements of industry. This article introduces the DED in the process of heat-physical mechanism of the process. On the basis of summarizing the changes in temperature, molten pool size and molten pool morphology during the manufacturing process, summarizes the research of AM based on DED of online monitoring in the stomatal monitoring, and points out the existing problems and future development direction.

Keywords: Additive manufacturing; Online monitoring; Melt pool; Directed energy deposition processes; Porosity

(责编 阳光)

(上接第40页)

Experimental Study on Fatigue Monitoring of Titanium Alloy Based on Weak Magnetic Technology

ZHANG Bin¹, YU Runqiao², HU Bo²

(1. Testing Center, AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

2. Key Laboratory of Nondestructive Testing of Ministry of Education, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

[ABSTRACT] Titanium alloy is subject to cyclic load for a long time in service, and the components are prone to fatigue fracture. Fatigue monitoring of titanium alloy structure is of great significance to industrial safety. In this paper, a fatigue monitoring method combined with weak magnetic field measurement is proposed. On the basis of weak magnetic testing technology, the force magnetic model of weak magnetic monitoring is put forward, the standard tensile test block is made, the weak magnetic monitoring system and fatigue test system are used for fatigue monitoring test, and the lattice constants before and after fatigue were measured. The results show that the change of magnetic signal in fatigue test has good coincidence and consistency with the fatigue process, and the magnetic signal in the most extended stage of fatigue life keeps stable and small amplitude fluctuation, and finally the magnetic signal rises sharply in the transient area. In the last stage of fatigue, the sample in the stage of instantaneous fracture is fractured, and the monitoring magnetic curve is greatly enhanced. The curve results are consistent with the force and magnetic model, the cross-section of the magnetic line of force in the vertical direction increases, and the magnetic signal is enhanced when the cell is compressed. It has been proven that it is feasible to monitor the fatigue of titanium alloy with weak magnetic field.

Keywords: Weak magnetic; Fatigue Life; Real-time monitoring; Titanium alloy; Lattice constant

(责编 阳光)

工业机械臂多工位作业下的视觉对准技术研究*

祝鸿宇¹, 曾令斌², 石世锋¹, 叶南¹

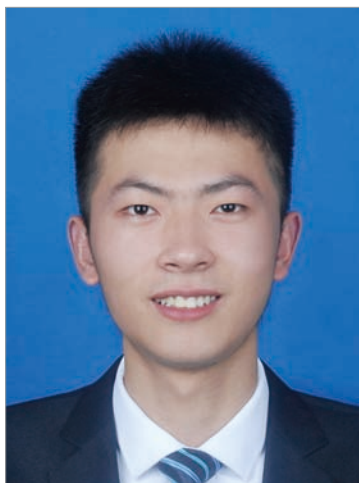
(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016;

2. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

[摘要] 为实现工业机械臂多工位作业下末端工具与工件的精确对准, 提出了一种基于单目视觉的对准技术。首先利用系统标定建立起各坐标系之间的位置关系。其次, 设计了一套合作靶标, 将其布置在各个工位的对准目标附近, 通过离线测量, 获取示教对准下靶标的期望位姿, 以此建立对准目标任务表。在多工位在线作业阶段, 视觉系统实时识别并测量当前工位下的靶标及其位姿, 依据任务表的期望位姿, 获得位姿偏差, 并通过系统标定建立的坐标映射, 将偏差量解算为机械臂的运动数据, 从而驱动机械臂末端进行位姿调整, 最终实现末端工具与对准目标的精确对准。搭建了螺纹旋拧和抓手夹持多工位试验平台, 同时进行了精度验证试验, 结果表明测量距离约 260mm 处, 位置精度在 X、Y 方向达到 0.1mm, Z 方向达到 0.2mm, 角度误差优于 0.1°。

关键词: 多工位作业; 工业机械臂; 合作靶标; 位姿求解; 视觉对准

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.056



祝鸿宇

硕士研究生, 主要研究方向为视觉测量。

随着航空航天领域往智能制造方向不断发展, 工业机械臂被广泛应用于飞机零部件的对准、旋拧和抓取等装配工作中^[1-3]。传统的机械臂装配工作依靠示教再现或固定编程实现基本的运动操作, 绝对定位精度低, 且对环境的感知能力差, 无法满足智能装配的要求。为提升机械臂装配的灵活性和柔性, 视觉传感器与工业机械臂逐渐融合, 构建合适的机械臂视觉系统是完成装配作业的一个重要前提。

基于视觉反馈的机械臂装配系统可根据机械臂与视觉的结合方式分为“Eye-in-Hand”和“Eye-to-Hand”两种, 又可依据视觉传感器数目分为单目、双目和多目系统。宋薇^[4]研究了一种基于模板匹配的单目视觉抓取方法, 但只能实现机械臂的三维

抓取, 位置误差在 2mm 以内、角度误差在 2° 以内。朱正伟^[5]研究了单目“Eye-to-Hand”机械臂抓取系统, 机械臂能快速有效地抓取工件, 位姿误差小, 满足工业生产的预期要求, 但前提是目标工件的尺寸已知。傅华强^[6]将 KUKA 机械臂与单目相机以“Eye-in-Hand”形式结合, 通过采集工件轮廓并查找平行线段来确定工件抓取位姿, 通过手眼关系将抓取位姿转化为机械臂坐标完成抓取工作。以上系统在抓取方面表现较好, 但均无法满足对准系统的高精度定位要求。冯志刚等^[7]利用双目系统获取机械臂末端与工件间的位姿关系, 驱动末端调整姿态实现精确的装配定位, 但该系统需要在工件上布置反射靶标来协助双目系统完成图像的匹配和重建工作, 使得在工业现场

* 基金项目: 国家自然科学基金(51605222); 上海航天科技创新基金。

的应用产生一定程度的局限性,且使用双目相机增加了系统成本。雷金周等^[8]提出了一种单目机械臂对准技术,其中假设对准目标和视觉靶标间的位姿关系已知,这在复杂的装配任务中难以保证,且不适用于多工位的装配任务。Zhu等^[9]研究了单目机械臂钻孔系统,使用高精度的特制标定板对系统进行标定,并提出了一种稳定可靠的圆孔边缘检测算法,试验结果表明视觉系统测量精度达到0.15mm,满足工业生产需求。

目前,双目和多目系统存在结构复杂、鲁棒性较差、图像之间的立体匹配困难等问题;而单目系统结构简单、相机标定容易且精度高,近年来大多数研究基于单目系统。“Eye-to-Hand”的结合方式使机械臂视场变大,但容易产生遮挡问题;“Eye-in-Hand”系统的局部精度更高,视场观察范围更加灵活。本文研究的是机械臂多工位作业下的高精度对准问题,系统结构力求简洁,在对准过程中不能产生遮挡,精度要求高,且满足实时性需求,因此单目“Eye-in-Hand”系统更为合适。

在此基础上,为了准确复现对准目标的位姿信息,工程中一般考虑非合作式方案和合作式方案。非合作式方案^[10]是利用目标自身的特征属性辅助完成测量,但这些特征不固定,难以稳定提取,且未必满足位姿解算要求。因此本文采用鲁棒性更好的合作式方案^[11-13],即设计一款合作靶标用以提供特征点,利用特征点在靶标坐标系中的三维坐标和图像上特征点的二维坐标解算相机和靶标的位姿关系,该方案稳健可靠,测量结果精度更高。

在使用单目“Eye-in-Hand”系统和采用合作式方案的基础上,本文研究了一种多工位作业下的视觉对准技术。本文设计的一套合作靶标具有精度高、成本低、灵活性强的特点,用于解决多工位对准问题具有一

定优势,适合工业现场的应用。

系统描述

本文搭建了基于视觉引导的多工位对准系统,该系统主要由机械臂、相机、末端工具快换装置(包括抓手、旋拧工具等)、合作靶标、对准目标(如对准孔、螺丝等)和计算机软件系统组成,如图1所示。相机和末端工具分别固连在机械臂末端法兰上,相机的光轴与末端工具中轴线近似平行,二者以“Eye-in-Hand”方式构成手眼视觉系统。每个合作靶标上都布置着8个特征点,特征点之间的空间位置约束关系经过了精确测量。在对准目标附近布置合作靶标,布置的位置应根据相机视场大小灵活调整,使靶标图像处于相机视场中心。每一块靶标视区域大小可以对应1个或多个对准目标,对准目标与其相应靶标的位置关系在整个工作过程中不发生改变。

系统的坐标系定义如下:世界坐标系 $\{W\}$,机械臂基坐标系 $\{B\}$,机械臂末端法兰坐标系 $\{F\}$,相机坐标系 $\{C\}$,合作靶标坐标系 $\{T\}$ 。相机坐标系的原点建立在光轴中心处,

Z_c 轴为相机的光轴,以相机到工件的方向为正方向。法兰坐标系的原点设置在法兰中心, Z_f 轴为法兰平面的法线,以法兰到工件的方向为正方向。合作靶标坐标系的原点定义为任一特征点中心,原点与另一特征点中心的连线定义为 X_t 轴,8个特征点中心所拟合平面的法线为 Z_t 轴,方向垂直平面向外。所有坐标系都遵循右手法则。

多工位对准系统的具体工作流程如图2所示。

(1)系统标定。首先进行(Tool center point, TCP工具中心点)标定,计算机臂上的工具中心点相对于机械臂基坐标系的位姿变换关系,一般工业机械臂都给出了标定的标准流程。本文将工具中心点设置为机械臂的法兰中心,机械臂默认获得法兰坐标系相对于机械臂基坐标系的位姿变换关系 b_fT 。然后根据后文所阐述的标定方法进行相机标定和手眼标定,手眼标定获得相机坐标系相对于法兰坐标系的变换关系 f_cT 。

(2)获取合作靶标的期望位姿并建立任务表。控制机械臂运动使

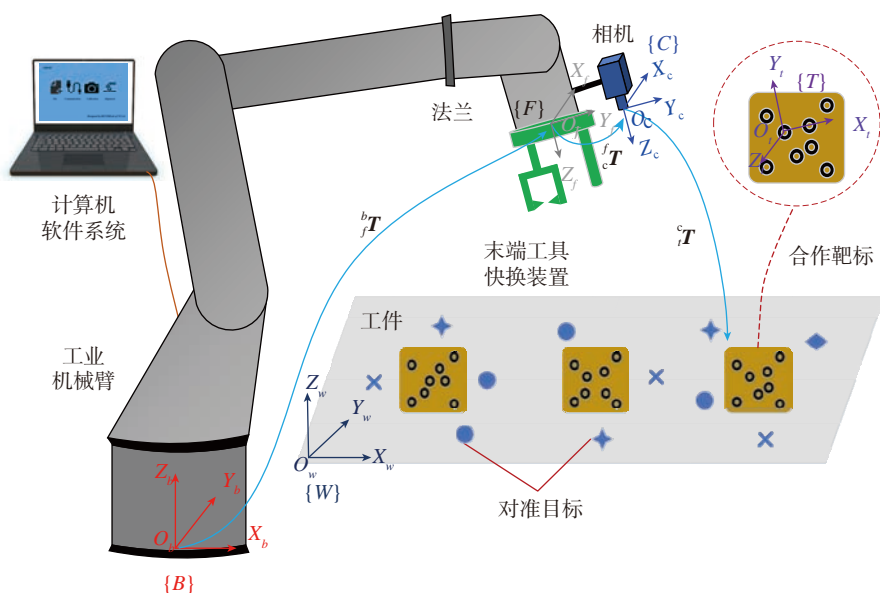


图1 系统结构示意图

Fig.1 Schematic of system structure

得末端工具在装配作业前与各工位上的对准目标进行预对准。相机采集该目标所对应合作靶标的图像,计算靶标相对于相机坐标系的位姿,将其定义为期望位姿变换关系 T_E ,具体过程见后文特征提取与位姿求解部分。接着为目标建立对准任务,末端工具与单个目标的对准过程为一项对准任务,该任务中需要用到末端工具信息、期望位姿变换关系 T_E 和靶标特征点信息,获取这些先验知识并进行存储后便完成了一项任务的建立。重复此过程,为所有工位的目标分别建立对准任务,形成任务表。

值得说明的是,这仅是对单个工件或单个对准任务的一种资料入库操作,不涉及全局位姿的求解,在机械臂多工位作业前,这一步的操作并不困难,且是必要的。

(3)在机械臂多工位作业阶段,机械臂基于上述建立的任务表开始执行对准任务。相机采集靶标当前图像并计算得到靶标相对于相机坐标系的当前位姿变换关系 T_c ,然后计算当前位姿与期望位姿的偏差 ΔT ,其中包括位置偏差和角度偏差。若偏差大于设定的阈值,则结合系统标定结果,解算出机械臂末端法兰下

一步应该到达的位姿,具体计算过程见式(6)。

(4)当机械臂运动到新位置后,重复步骤(3),直到 ΔT 小于设定的阈值,则完成对准任务。

(5)查找任务表,判断是否完成所有对准任务。若没有,则继续执行下一项任务,直至完成所有任务。

除第(1)、(2)步需要借助人工离线或线下操作之外,在实际多工位作业中,(3)~(5)步是自动完成的。

系统标定

1 相机标定

相机标定将三维空间和图像空间关联起来,是后续手眼标定和图像处理的基础。最常用的相机模型为针孔模型,一般成像方式为透视投影,同时考虑二阶畸变补偿。本文使用 11×9 阵列的大小圆孔平面标定板,采用Yin^[14]的方法进行标定。

2 手眼标定

手眼标定的目的是获得相机坐标系和法兰坐标系的位姿关系。对于本文“Eye-in-Hand”视觉系统,法兰固连着的末端工具即为“手”,相机即为“眼”,求解法兰和相机的位姿关系 T_c 的过程称为机械臂手眼标定。手眼标定的基本思路是控制机械臂运动到不同位置,利用相机观察空间中一个已知的标定参考物,从而推导出 T_c 和多次观察结果的关系,图3表示标定过程。手眼关系的基本方程式为:

$$CX=XD \quad (1)$$

其中, X 就是待求解的手眼关系,即 T_c ;C由相机标定的外参数得到;D是位置1运动到位置2时法兰的位姿变换矩阵,由机械臂自身程序提供。本文使用Tsai两步法^[15]进行标定,参考物为相机标定所用的平面标定板。

靶标的位姿求解

1 靶标设计

航空航天领域的大多数工件表

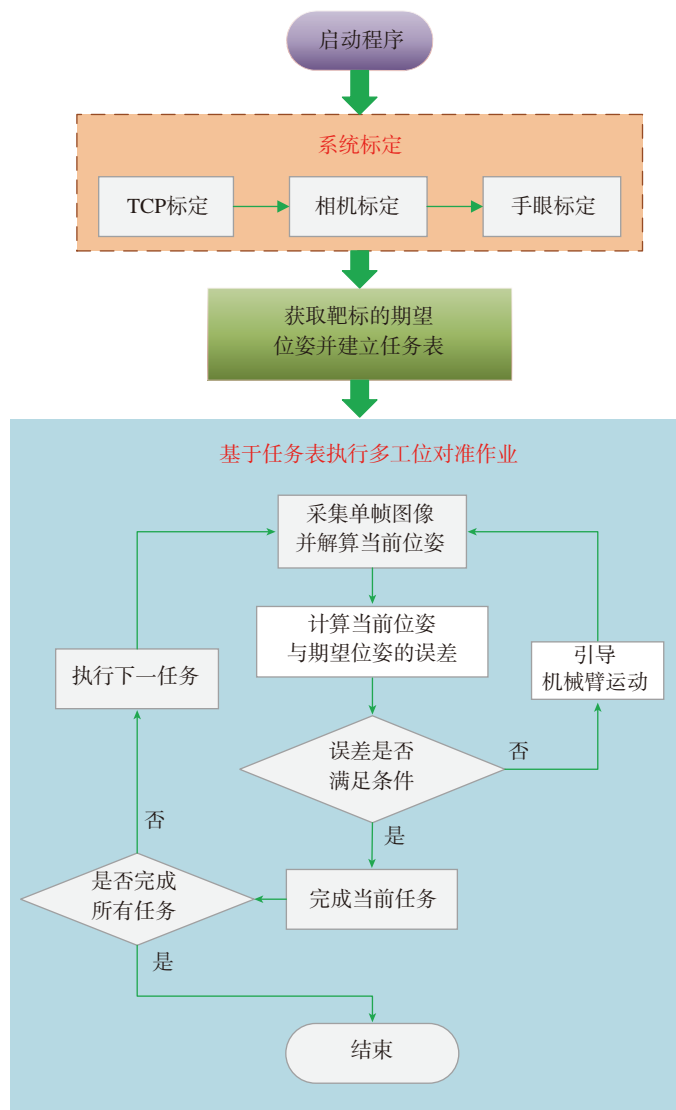


图2 系统技术路线

Fig.2 Flow chart of system

面不具备明显的纹理特征,直接提取工件上目标的特征难度较大,因此需要借助合作靶标来完成定位测量等任务。在设计合作靶标时,通常采用圆形特征实现编码设计。本文设计的一套合作靶标如图4所示,每个靶标上布置有8个特征点,其中4个特征点相连形成凸包,剩余4个特征点处于凸包内部。位于凸包边界上的特征点按照顺时针顺序编号为1、2、3、4,凸包内的特征点分别编号为5、6、7、8,1~4号特征点用于计算单应矩阵,5~8号特征点用于验证单应矩阵。

2 特征提取与位姿求解

在使用合作靶标之前,需要利用相关设备对特征点的位置关系进行测量并在三维建模软件中建系,得到靶标三维点点集 $P=\{X_i\}, i=1,2,\dots,8$, i 表示三维坐标点的编号。

相机采集到靶标图像后需进行图像处理,获得精确的特征点中心,构成图像特征点点集。图5表示了靶标的图像处理过程。首先对图像进行高斯滤波,去除多余噪声;使用Canny算子进行边缘检测,将检测到的边缘以树形结构存储;根据面积约束和圆度准则得到可能的特征点轮廓,圆度准则见式(2),接着对每个轮廓直径上的像素点灰度值是否连续进行判断,进一步筛选得到正确的特征点轮廓;采用最小二乘拟合特征点轮廓的最小外接矩形,将该矩形的中心认定为特征点中心,得到图像特征点点集 $Q=\{x_j\}, j=1,2,\dots,8, j$ 表示图像特征点编号。

$$N = \frac{4\pi A}{L^2} \quad (2)$$

其中, L 表示轮廓的周长; A 表示轮廓内的面积; N 表示圆度。

图像特征提取完后,需要建立图像特征点与靶标三维点之间的对应关系。求解过程如下:

(1) 利用凸包算法找到靶标三维点点集 P 的凸包,将位于凸包边

界上的点按顺时针排序,得到凸包边界上的点集 $P_1=\{X_i\}, i=1,2,3,4$ 和凸包内的点集 $P_2=\{X_i\}, i=5,6,7,8$ 。对图像特征点点集 Q 执行相同操作,得到位于图像凸包边界上的点集 $Q_1=\{x_j\}, j=1,2,3,4$ 和凸包内的点集 $Q_2=\{x_j\}, j=5,6,7,8$ 。

(2) 利用点集 P_1 和 Q_1 的4对点计算单应矩阵 H ,用此单应关系对靶标三维点点集作投影变换。

(3) 遍历图像特征点点集,分别

计算每个点与变换后的靶标三维点的欧氏距离。若此距离小于设定值,则该图像特征点与变换前的靶标三维点是一组对应点,为其编号存储。若距离都大于设定值,则放弃该靶标三维点,继续寻找下一组对应点。

(4) 若找到8组对应点,则单应矩阵 H 求解正确,靶标三维点点集和图像特征点点集建立正确的对应关系。当对应点少于8组时,单应矩阵 H 求解错误,调整点集 Q_1 中特征

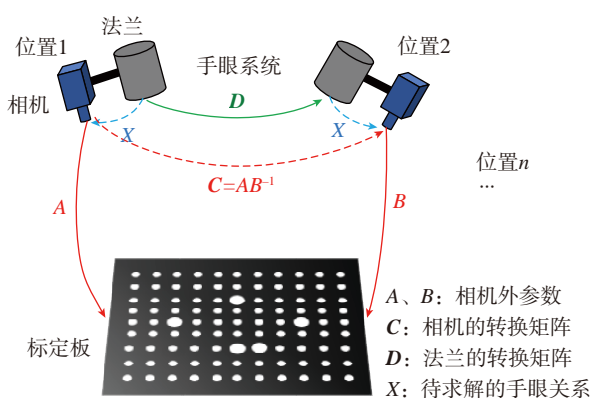


图3 手眼标定过程

Fig.3 Processing of hand-eye calibration

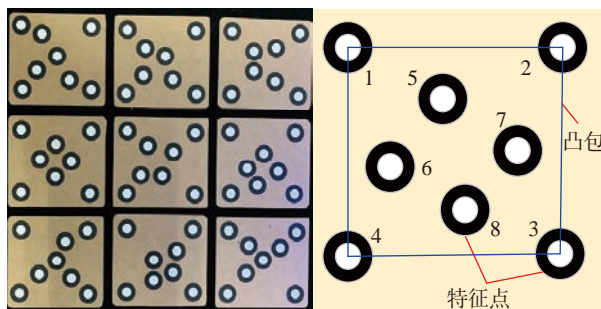


图4 合作靶标

Fig.4 Cooperative target

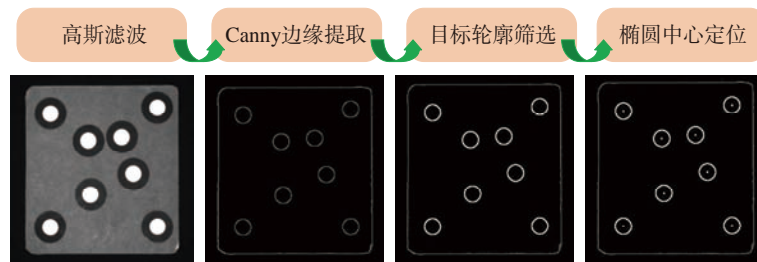


图5 靶标的图像处理

Fig.5 Image processing diagram of cooperative target

点的编号顺序(至多调整4次),如图6所示。重复执行步骤(2)、(3),直至找到8组对应点。

在已知靶标三维点和图像特征点对应关系和相机模型参数的情况下,计算合作靶标在相机坐标系下的位姿可以归纳为求解PNP(Perspective-N-Point,多点透视投影)问题^[16],得到靶标坐标系相对于相机坐标系的变换关系 cT 。

3 建立任务表

末端工具在装配作业前与各工位上的对准目标进行预对准,相机采集目标所对应合作靶标的图像,利用上节中的位姿求解算法获得靶标的位姿,此位姿定义为期望位姿,记为 cT_E 。本文将末端工具与单个目标的对准过程定义为一项对准任务,该任务需要用到末端工具信息、期望位姿变换关系 cT_E 和靶标特征点信息。末端工具信息由人为设定,期望位姿变换关系已求解,靶标特征点信息已由测量设备事先测得,获取这些先验知识并进行存储后便完成了一项对准任务的建立。按照此过程分别为各工位上的对准目标建立任务,最终形成一张任务表。

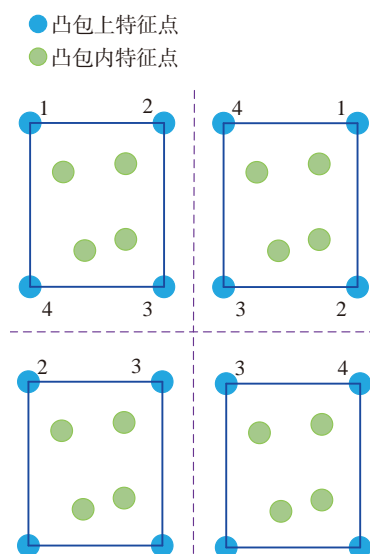


图6 凸包点顺序调整

Fig.6 Order adjustment of markers on convex hull

机械臂对准系统控制策略

在工位作业阶段,系统以任务表为依据,驱动末端工具完成指定的对准作业。在执行每一项对准任务的过程中,系统采用的控制策略为“Look-then-Move”的闭环控制方式。其中,“Look”部分包括相机采集靶标图像和对靶标的位姿估计,“Move”部分是机械臂运动使末端工具与目标对准^[4,8]。

相机采集到合作靶标的图像,由前文提出的方法解算出靶标相对于相机的当前位姿变换关系 cT_1 ,计算其与期望位姿变换关系 cT_E 的偏差 $\Delta{}^cT$:

$$\Delta{}^cT = {}^cT_1 - {}^cT_E \quad (3)$$

判断偏差是否满足对准精度要求。若满足,则系统判定完成当前对准任务,然后查找任务表,继续执行下一项任务。如果偏差不满足要求,则计算机械臂的运动量,并引导机械臂运动。

设当前法兰坐标系相对于机械臂基坐标系的变换关系为 bT_1 ,则靶标相对于机械臂基坐标系的变换关系 bT 为:

$${}^bT = {}^bT_1 {}^cT_1 \quad (4)$$

设最终对准时法兰坐标系相对于机械臂基坐标系的变换关系为 bT_E ,则此时靶标相对于机械臂基坐标系的变换关系 ${}^bT^*$ 为:

$${}^bT^* = {}^bT_E {}^cT_1 \quad (5)$$

由于在对准过程中靶标与机械臂基坐标系的变换关系 bT 不发生变

化,因此由式(4)、(5)可解算出 bT_E

$${}^bT_E = {}^bT_1 {}^cT_1 ({}^cT_1 {}^cT_E)^{-1} ({}^cT_E)^{-1} = {}^bT_1 {}^cT_1 {}^cT_E \quad (6)$$

其中, bT_1 由机械臂自身程序给出; cT_1 由手眼标定获得, cT_1 和 cT_E 互为逆运算; cT_1 表示靶标相对于相机坐标系的当前位姿变换关系; cT_E 表示靶标相对于相机坐标系的期望位姿变换关系,从任务表的数据中直接读取, cT_E 和 cT_1 互为逆运算。所有变换矩阵都是已知量,可直接计算得到 bT_E ,也就是机械臂的运动数据。

机械臂自身存在定位误差,为提高系统的对准精度,本文对机械臂的运动量进行插补。 bT_E 中包含两个分量:旋转矩阵 bR_E 和平移向量 ${}^b t_E$,将旋转矩阵转换为四元数进行坐标旋转插补,对平移向量进行位置插补^[17]。计算过程如下:

$$\begin{cases} {}^bR^* = \text{Slerp}({}^bR_1, {}^bR_E, k_1) \\ {}^b t^* = {}^b t_1 + k_2 ({}^b t_E - {}^b t_1) \end{cases} \quad (7)$$

其中, bR_1 和 ${}^b t_1$ 分别是变换矩阵 bT_1 中的旋转部分和平移部分;Slerp()为插补函数; k_1 、 k_2 为插值系数,取 $k_1=k_2=0.8$ 。计算得到的 ${}^bR^*$ 、 ${}^b t^*$ 构成新的变换矩阵 ${}^bT^*$,即机械臂需要运动到的位姿。

在机械臂位姿求解和控制机械臂运动的过程中,系统需要从机械臂自身程序读取位姿信息并将相关数据发送给机械臂,二者的通讯基于TCP/IP协议。机械臂数据格式如图7所示,其中第445字节到492字节是法兰在机械臂基坐标系下的位

q actual	48	32 - 37	Actual joint positions
qd actual	48	38 - 43	Actual joint velocities
I actual	48	44 - 49	Actual joint currents
I control	48	50 - 55	Joint control currents
Tool	48	56 - 61	Actual Cartesian coordinates of the tool: (x,y,z,rx,ry,rz)
TCP speed	48	62 - 67	Actual speed of the tool given in Cartesian coordinates
TCP force	48	68 - 73	Generalised forces in the TCP
Tool	48	74 - 79	Target Cartesian coordinates of the tool: (x,y,z,rx,ry,rz)
TCP speed	48	80 - 85	Target speed of the tool given in Cartesian coordinates

图7 机械臂数据格式

Fig.7 Data format of robot

姿,包括位置信息 x, y, z 和姿态信息 r_x, r_y, r_z 。当软件系统给机械臂发送位姿信息控制其运动时,运动指令格式为:

$$\text{command}([x, y, z, r_x, r_y, r_z], v, a) \quad (8)$$

其中, $[x, y, z]$ 是工具中心点在机械臂基坐标系下要到达的位置; $[r_x, r_y, r_z]$ 是工具中心点在机械臂基坐标系下要达到的角度; v 和 a 分别是机械臂运动速度和加速度,取 $v=100\text{mm/s}$, $a=30\text{mm/s}^2$ 。command 是机械臂运动方式,一般为 MoveJ 关节移动、MoveL 直线移动、MoveP 恒定速度运动和 MoveC 圆弧移动,本文使用直线移动方式。

试验

为验证多工位作业下的视觉对准系统的有效性,本研究搭建了螺纹旋拧和抓手夹持试验平台,如图 8 所示。本试验以 UR10 机械臂作为运动机构,使用的视觉装置为德国 Allied Vision Prosilica GC1600 工业相机和大恒图像 HN-0914-2M-C2/3X 定焦镜头,焦距为 9mm。试验过程如下:

(1) 机械臂末端法兰中心点设置为工具中心点,建立末端法兰和机械臂基坐标系的变换关系。

(2) 依次进行相机标定和手眼标定。基于第 2 节阐述的原理,将平面标定板固定放置在平台上,相机和标定板距离约 260mm。控制机械臂移动使其在相机视场范围内做 12 次运动,并在每次运动后采集标定板图像和机械臂位姿。相机标定结果如表 1 所示,手眼标定结果见式(9)。

(3) 按前文描述为各工位上的对准目标建立任务表。

(4) 在多工位作业环节,机械臂末端处于不同的初始位置,依据任务表执行对准操作,其中有螺纹旋拧工作和抓手自动夹持工作,对准结果如图 9 所示。试验结果表明,本文研发的多工位对准系统能够实现对各目

标的精确对准,满足工业现场的装配需求。

$${}^c T = \begin{bmatrix} 0.99998 & -0.00045 & -0.00616 \\ 0.00041 & 0.99998 & -0.00605 \\ 0.00616 & 0.00605 & 0.99996 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1.842 \\ 147.640 \\ -62.873 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

为验证对准系统所能达到的精度,搭建了精度验证试验平台,如图 10 所示。使用 GC1600 工业相

机和 9mm 定焦镜头,末端工具用长 200mm、直径 10mm 的圆轴代替,对准目标为直径 10mm 的圆孔。

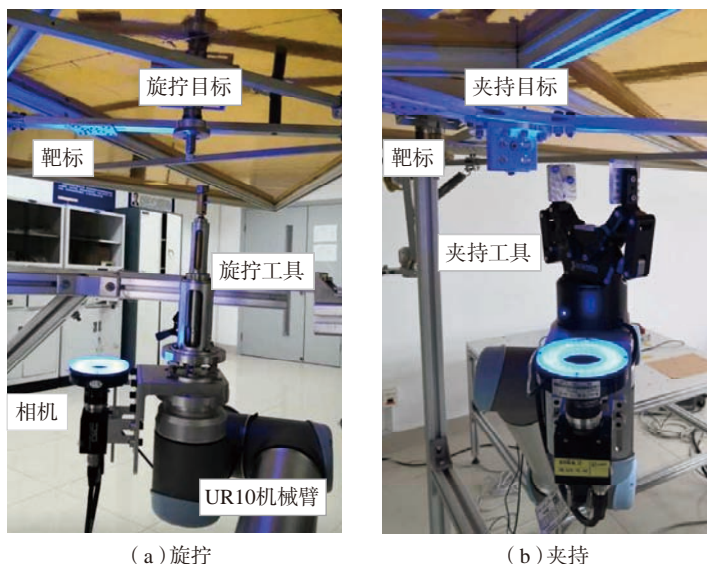
(1) 精度验证试验 1。

位置精度要求在 X、Y 方向达到

表1 相机标定结果

Table 1 Camera calibration results

相机内参	数值	畸变参数	数值
α	2115.637	k_1	-0.289
β	2115.596	k_2	0.615
u_0	828.534	p_1	-0.000730
v_0	632.431	p_2	0.000168



(a) 旋拧 (b) 夹持

图8 旋拧和夹持试验平台

Fig.8 Screwing and clamping experiment platform

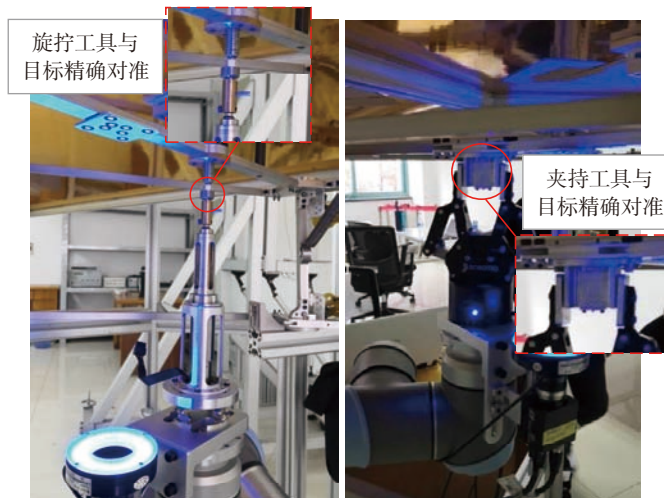


图9 试验结果

Fig.9 Experiment result

0.5mm, Z方向达到1mm,角度偏差
不超过0.1°时,靶标实际位姿与期望位姿的偏差见表2和图11。其中 Δx 、 Δy 、 Δz 分别表示靶标实际位姿与期望位姿相比在相机坐标系下沿 X_c 轴、 Y_c 轴、 Z_c 轴的位移偏差量, $\Delta \eta$ 表示在相机坐标系下靶标实际位姿的法向与期望位姿法向的夹角, $\Delta \alpha$ 、 $\Delta \beta$ 、 $\Delta \gamma$ 分别表示靶标实际位姿与期望位姿在相机坐标系下绕 X_c 轴、 Y_c 轴、 Z_c 轴的转角差值。

对准轴与圆孔对准过程中,首先对姿态部分进行调整,姿态的调整引起靶标位姿在轴向发生变动;接着考虑3个轴向的对准,轴向的调整又会影响到姿态的变化,位置和姿态的调

整是耦合的。在第6次调整后,角度偏差 $\Delta \eta$ 达到0.026°,已经满足角度精度要求,但X、Y方向的偏差过大。轴向偏差的调整使得 $\Delta \eta$ 增大到0.091°,但仍满足精度要求。因此,机械臂经过7次自动调整实现末端工具与目标的对准。

(2)精度验证试验2。

位置精度要求在X、Y方向达到0.25mm,Z方向达到0.5mm,角度偏差不超过0.1°时,靶标实际位姿与期望位姿的偏差见表3和图12。系统前6次调整在逐渐逼近期望位姿,第7次调整缩小角度偏差, $\Delta \eta$ 达到0.040°,第8次对轴向偏差进行调整,角度偏差 $\Delta \eta$ 受影响而增大到

0.098°,但仍优于0.1°,最终经过8次自动调整实现对准。

(3)精度验证试验3。

位置精度要求在X、Y方向达到0.1mm,Z方向达到0.2mm,角度偏差不超过0.1°时,靶标实际位姿与期望位姿的偏差见表4和图13。系统前8次调整已经逼近到期望位姿附近,在第10次调整后只有X方向的精度不满足要求。在后续微调过程中,受机器臂自身定位精度以及位置和姿态耦合作用的影响,系统又偏离了期望位姿,最终经过12次自动调整实现对准。

除对准精度外,对定位效率也进行了统计。将精度要求按表5划分

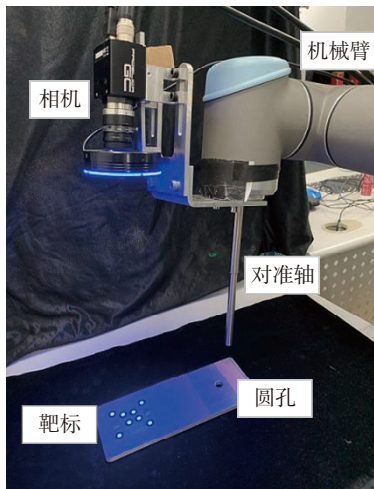


图10 精度验证试验平台

Fig.10 Accuracy verification experiment platform

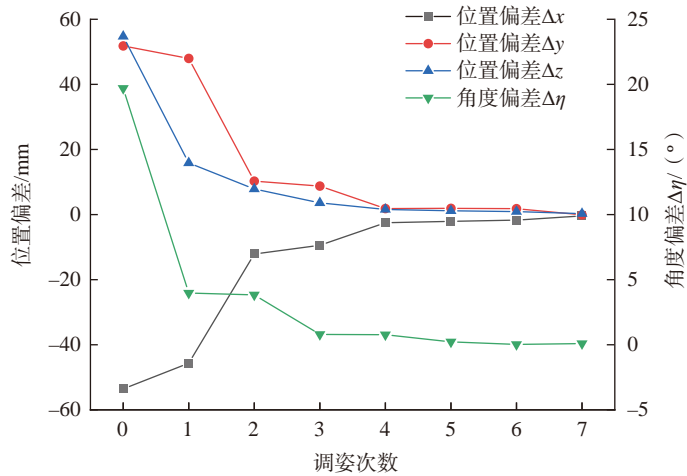


图11 试验1调姿偏差收敛曲线

Fig.11 Convergence curve of deviation from pose adjusting (Experiment 1)

表2 试验1靶标实际位姿与期望位姿的偏差

Table 2 Deviation between actual pose of cooperative target and expected pose (Experiment 1)

序号	Δx /mm	Δy /mm	Δz /mm	$\Delta \eta$ / (°)	$\Delta \alpha$ / (°)	$\Delta \beta$ / (°)	$\Delta \gamma$ / (°)
0	-53.566	51.819	54.748	19.698	9.492	17.252	0.518
1	-45.656	47.975	15.863	3.973	1.821	3.530	0.092
2	-12.129	10.276	7.859	3.830	1.583	3.487	0.071
3	-9.445	8.758	3.601	0.797	0.278	0.745	0.041
4	-2.525	1.846	1.572	0.771	0.214	0.740	0.030
5	-2.075	1.918	1.156	0.223	0.101	0.198	0.020
6	-1.714	1.817	0.924	0.026	0.020	0.017	0.001
7	-0.414	-0.093	0.274	0.091	-0.087	0.029	0.004

表3 试验2靶标实际位姿与期望位姿的偏差

Table 3 Deviation between actual pose of cooperative target and expected pose (Experiment 2)

序号	$\Delta x/\text{mm}$	$\Delta y/\text{mm}$	$\Delta z/\text{mm}$	$\Delta \eta/(\text{ }^\circ)$	$\Delta \alpha/(\text{ }^\circ)$	$\Delta \beta/(\text{ }^\circ)$	$\Delta \gamma/(\text{ }^\circ)$
0	-45.196	67.901	44.479	12.420	5.382	11.119	-1.290
1	-44.669	64.972	21.092	2.611	1.161	2.324	-0.262
2	-10.235	12.653	8.271	2.428	.784	2.280	-0.285
3	-9.326	12.083	6.195	0.539	0.188	0.503	-0.050
4	-1.993	2.349	2.275	0.460	0.107	0.446	-0.040
5	-1.607	2.279	2.020	0.090	0.025	0.085	-0.011
6	-0.948	0.364	0.571	0.219	-0.010	0.219	0.001
7	-0.400	0.298	0.551	0.040	-0.026	-0.030	-0.005
8	0.026	-0.227	0.047	0.098	-0.090	-0.038	0.009

表4 试验3靶标实际位姿与期望位姿的偏差

Table 4 Deviation between actual pose of cooperative target and expected pose (Experiment 3)

序号	$\Delta x/\text{mm}$	$\Delta y/\text{mm}$	$\Delta z/\text{mm}$	$\Delta \eta/(\text{ }^\circ)$	$\Delta \alpha/(\text{ }^\circ)$	$\Delta \beta/(\text{ }^\circ)$	$\Delta \gamma/(\text{ }^\circ)$
0	49.954	39.415	117.568	21.226	11.843	-17.523	1.798
1	63.047	42.904	72.464	4.274	2.211	-3.637	0.388
2	14.527	9.162	26.568	4.110	1.922	-3.612	0.391
3	14.027	8.454	21.938	0.965	0.470	-0.841	0.054
4	3.123	1.635	7.687	0.832	0.346	-0.755	0.053
5	2.833	1.393	6.948	0.193	0.072	-0.179	0.006
6	0.565	0.357	2.398	0.149	0.073	-0.130	0.005
7	0.197	0.256	0.948	0.162	0.101	-0.126	0.011
8	0.116	-0.076	0.329	0.115	0.033	-0.109	0.016
9	0.430	0.294	0.259	0.205	0.088	-0.182	0.028
10	-0.237	0.060	-0.003	0.083	-0.006	0.083	0.005
11	0.289	-0.056	-0.023	0.023	-0.021	-0.010	0.003
12	0.072	0.052	-0.128	0.033	-0.004	-0.033	0.001

5个等级,每个精度等级条件下进行5组对准试验,统计平均调姿次数,结果如图14所示。与前4个精度等级相比,在等级5的精度条件下,机械臂自动调姿平均次数增加至14次,即为达到更高的对准精度,需要较多次数进行微调。

结论

针对工业机械臂多工位作业下

的高精度对准需求,提出了一整套视觉对准技术方法。首先设计了一套合作靶标并通过单应变换技术获得靶标点唯一身份标识,以靶标的期望位姿建立多工位上作业任务表。以任务表为驱动,在视觉位姿动态测量下,获取靶标当前位姿与期望位姿的偏差,并以此为驱动量,控制机械臂运动。通过视觉反馈构成了闭环迭代调姿,克服了机械臂定位误差的

表5 调姿精度等级

Table 5 Precision grades of pose adjusting

等级	$\Delta x/\text{mm}$	$\Delta y/\text{mm}$	$\Delta z/\text{mm}$	$\Delta \eta/(\text{ }^\circ)$
1	0.5	0.5	1.0	0.1
2	0.25	0.25	0.5	0.1
3	0.2	0.2	0.4	0.1
4	0.15	0.15	0.3	0.1
5	0.1	0.1	0.2	0.1

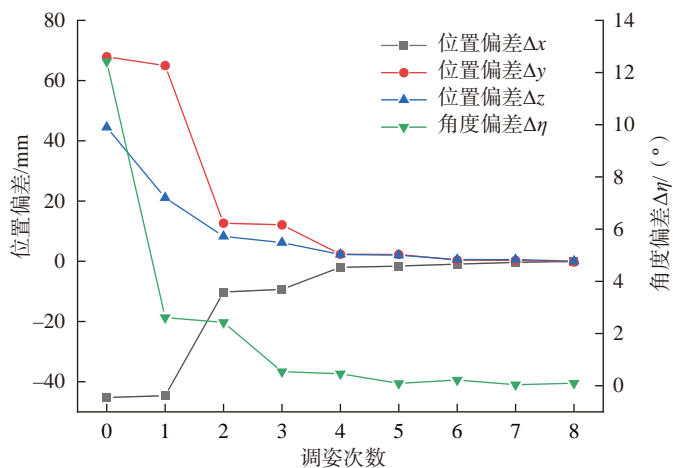


图12 试验2调姿偏差收敛曲线

Fig.12 Convergence curve of deviation from pose adjusting (Experiment 2)

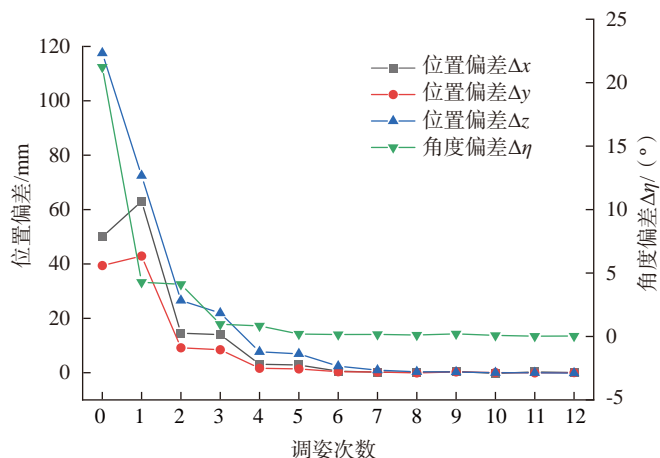


图13 试验3调姿偏差收敛曲线

Fig.13 Convergence curve of deviation from pose adjusting (Experiment 3)

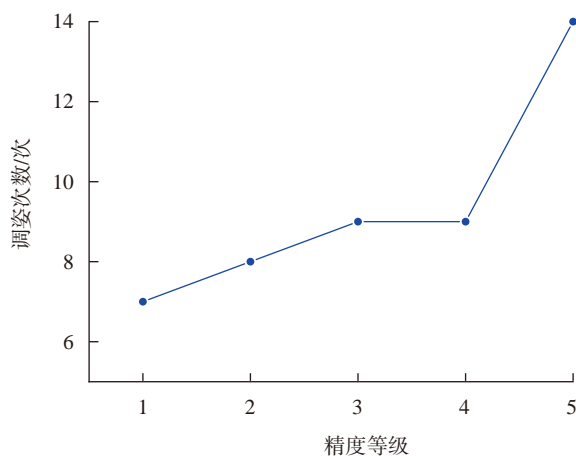


图14 调姿次数

Fig.14 Number of pose adjusting

影响,最终成功实现对准。以螺纹旋拧和抓手夹持多工位对准试验,对本文方法进行了验证。试验结果表明,测量距离约 260mm 处,位置精度在 X、Y 方向可达 0.1mm, Z 方向可达 0.2mm,角度误差优于 0.1°。本文技术具有精度高、灵活性强、成本低的特点,具备工程应用价值。接下来的研究主要集中在复杂背景下的靶标图像处理和多靶标图像分割技术,以及如何进一步减少调姿次数,获得更快的收敛速度,提高对准效率。

参考文献

[1] 吴丹,赵安安,陈恳,等.协作机器人及其在航空制造中的应用综述[J].航空制造技术,2019,62(10): 24-34.
 WU Dan, ZHAO Anan, CHEN Ken, et al. A survey of collaborative robot for aircraft manufacturing application[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(10): 24-34.

[2] 祁萌,李晓红,高彬彬.国外航空领域机器人技术发展现状与趋势分析[J].航空制造技术,2018,61(12): 97-101.
 QI Meng, LI Xiaohong, GAO Binbin. Development status and trend analysis of robot technology in foreign aviation field[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(12): 97-101.

[3] 徐德,谭民,李原.机器人视觉测量与控制[M].第3版.北京:国防工业出版社,2016.
 XU De, TAN Min, LI Yuan. Visual measurement and control for robots[M]. 3rd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2016.

[4] 宋薇,仇楠楠,沈林勇,等.面向工业零件的机器人单目立体匹配与抓取[J].机器人,2018,40(6): 950-957.
 SONG Wei, QIU Nannan, SHEN Linyong, et al. The monocular stereo matching and grasping of robot for industrial parts[J]. Robot, 2018, 40(6): 950-957.

[5] 朱正伟.基于单目视觉的目标位姿识别与机器人抓取引导[D].广州:华南理工大学,2015.
 ZHU Zhengwei. Object posture recognition and robot pickup with guidance based on monocular vision[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2015.

- [6] 傅华强, 房芳. 工业机器人视觉定位技术研究与应用[J]. 工业控制计算机, 2016, 29(3): 1-3, 5.
- FU Huaqiang, FANG Fang. Research and application of vision positioning technology of industrial robot[J]. Industrial Control Computer, 2016, 29(3): 1-3, 5.
- [7] 冯志刚, 李泷泉, 熊天辰, 等. 工业机器人视觉定位系统的实现[J]. 航空科学技术, 2018, 29(6): 48-53.
- FENG Zhigang, LI Shuanggao, XIONG Tianchen, et al. Implementation of visual location system for industrial robot[J]. Aeronautical Science and Technology, 2018, 29(6): 48-53.
- [8] 雷金周, 曾令斌, 叶南. 工业机器人单目视觉对准技术研究[J]. 光学精密工程, 2018, 26(3): 733-741.
- LEI Jinzhou, ZENG Lingbin, YE Nan. Research on industrial robot alignment technique with monocular vision[J]. Optics and Precision Engineering, 2018, 26(3): 733-741.
- [9] ZHU W D, MEI B, YAN G R, et al. Development of a monocular vision system for robotic drilling[J]. Journal of Zhejiang University SCIENCE C, 2014, 15(8): 593-606.
- [10] 徐文福, 梁斌, 李成, 等. 空间站机器人捕获非合作目标的测量与规划方法[J]. 机器人, 2010, 32(1): 61-69.
- XU Wenfu, LIANG Bin, LI Cheng, et al. Measurement and planning approach of space robot for capturing non-cooperative target[J]. Robot, 2010, 32(1): 61-69.
- [11] 温卓漫, 王延杰, 邸男, 等. 空间站机械臂位姿测量中合作靶标的快速识别[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1330-1338.
- WEN Zhuoman, WANG Yanjie, DI Nan, et al. Fast recognition of cooperative target used for position and orientation measurement of space station's robot arm[J]. Acta Astronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1330-1338.
- [12] 李俊杰, 黄翔, 李泷泉, 等. 基于人工地标的移动机器人定位与调整技术[J]. 航空制造技术, 2020, 63(5): 80-86.
- LI Junjie, HUANG Xiang, LI Shuanggao, et al. Location and adjustment technology for mobile robot based on artificial landmark[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(5): 80-86.
- [13] WEN Z, WANG Y, LUO J, et al. Robust, fast and accurate vision-based localization of a cooperative target used for space robotic arm[J]. Acta Astronautica, 2017, 136: 101-114.
- [14] YIN H S, MA Z, ZHONG M, et al. SLAM-based self-calibration of a binocular stereo vision rig in real-time[J]. Sensors, 2020, 20(3): 621-641.
- [15] 吴广雨, 张伟军, 杨保佳. 机器人视觉装配中的精确定位策略研究[J]. 机械与电子, 2020, 38(3): 75-80.
- WU Guangyu, ZHANG Weijun, YANG Baojia. Research on accurate positioning method in robot visual assembly system[J]. Machinery and Electronics, 2020, 38(3): 75-80.
- [16] ZHANG Z Y, A flexible new technique for camera calibration[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 2000, 22(11): 1330-1334.
- [17] 孙斌, 常晓明, 段晋军. 基于四元数的机械臂平滑姿态规划与仿真[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(1): 56-59.
- SUN Bin, CHANG Xiaoming, DUAN Jinjun. Smooth orientation planning and simulation of manipulator based on quaternion[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(1): 56-59.

通讯作者: 叶南, 讲师, 工学博士, 研究方向为视觉检测、工业摄影测量, E-mail: yen@nuaa.edu.cn.

Research on Visual Alignment Technology of Industrial Robotic Arm in Multi-Station Operation

ZHU Hongyu¹, ZENG Lingbin², SHI Shifeng¹, YE Nan¹

(1. College of Mechanical & Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shanghai Aerospace System Engineering Institution, Shanghai 201109, China)

[ABSTRACT] A monocular-vision-based alignment technique is proposed to achieve accurate alignment of tool end in multi-station operation with an industrial robotic arm. To begin with, the system calibration is carried out to establish coordinates mapping between the concerning coordinate systems. After that, a set of cooperative targets is designed and arranged near the alignment objects on the workpiece. The expected poses of cooperative targets can be obtained by offline measurement and a task table for alignment targets is then built up. In the multi-station operation stage, driven by the task table, the current poses of the targets are calculated by the vision system, and the deviations between the current poses and expected poses are calculated. Then parameters to move the robot arm are evaluated according to the deviations by the coordinates mapping. By iterating the above steps, the final alignment is worked out upon the designed threshold. The experimental results show that the alignment accuracy can reach 0.1mm in X and Y direction, 0.2mm in Z direction, and the angle error is better than 0.1° in the measuring distance of 260mm.

Keywords: Multi-station operation; Industrial robotic arm; Cooperative target; Pose solution; Visual alignment

(责编 阳光)

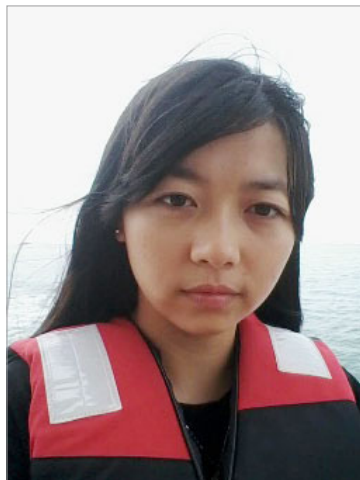
基于多目标优化的微铣削表面粗糙度检测指标研究

李文琴,许金凯,于化东,张向辉,刘启蒙,于占江
(长春理工大学跨尺度微纳制造教育部重点实验室,长春 130022)

[摘要] 针对微铣削表面形貌复杂而难以准确评价的问题,提出了一种基于三维表征的表面粗糙度检测指标。首先,在主成分分析的基础上,基于灰色关联分析方法将表征意义不同的三维表面粗糙度参数 S_a 、 S_{sk} 和 S_{ku} 转化为单一的灰色关联度作为表面粗糙度检测指标;其次,利用响应曲面法建立灰色关联度模型,分析工艺参数对灰色关联度的影响规律;最后,获取最优工艺参数组合并进行验证。结果表明,灰色关联度模型的平均相对误差为 6.54%,拟合精度高,预测效果好,验证了模型的有效性;获取的最优工艺参数组合对应的灰色关联度提高了 15.27%,实现了表面粗糙度和表面异常特征最小化的目的,证明了检测指标的可行性。

关键词: 表面微加工;多目标优化;灰色关联分析;响应曲面法;三维表面粗糙度;表面粗糙度检测指标

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.066



李文琴

硕士研究生,研究方向为精密传感与测试技术。

微铣削加工技术是微制造业的一种先进制造技术,具有可加工三维微小复杂零件的优势,广泛应用于航空航天领域中^[1-2]。相较于常规铣削,微

铣削对表面质量的要求更加严格,因刀具和工件尺寸缩小及切削厚度减小引起的尺寸效应,表面质量更难控制。因此,微铣削条件下对加工表面形貌进行准确地检测具有重要意义。

表面粗糙度是加工表面质量检测的重要衡量指标,直接影响零件的工作精度、耐腐蚀性和耐磨性等^[3]。近年来,国内外学者对微铣削表面粗糙度的评价和优化进行了大量研究。高奇等^[4]设计了正交试验对单晶高温合金的微铣削表面粗糙度进行研究,基于极差分析得到工艺参数对表面粗糙度 R_a 的影响主次因素,并获得工艺参数的优化组合,实现表面粗糙度优化。Kuram 等^[5]针对 Ti6Al4V 合金和 Inconel 718 两种材料,采用田口试验设计方法确定了表面粗糙度的最佳微铣削条件,优化了表面粗糙度。但由于在微铣削的

实际加工过程中工艺参数对表面形貌的影响不同,导致表面出现异常特征,从而使加工表面高度呈现非高斯分布。因此,使用单一的参数对表面粗糙度进行检测不够准确,选择多个合适的参数能够使检测更为全面。目前常见的多为粗糙度与其他加工因素的多目标优化,以实现响应目标的优化。Lu 等^[6]利用田口法和回归分析在 Inconel 718 微铣削过程中基于遗传算法获得了最大材料去除率和最小表面粗糙度多目标优化的最佳切削参数。Thepsonthi 等^[7]利用有限元分析和数学建模,基于多目标粒子群优化方法寻找 Ti-6Al-4V 合金微端铣削刀具路径和工艺参数的最优解,实现表面粗糙度的优化。Beruvides 等^[8]利用微铣削过程中产生的振动信号预测表面粗糙度,采用自适应神经模糊推理系统模型对表

面粗糙度进行建模,使用多目标遗传算法针对单位加工时间和粗糙度进行了多目标优化。

二维表面粗糙度广泛地用于科学分析和工程实践中,但已经不能满足技术发展对表面形貌信息检测的需求。表面粗糙度的表征逐渐由二维向三维发展,轮廓算数平均偏差 S_a 、表面偏斜度 S_{sk} 和表面峭度 S_{ku} 分别为 R_a 、 R_{sk} 和 R_{ku} 在三维的扩展,其中 S_a 具有望小特性,即 S_a 越小表面质量越好,而表面偏斜 S_{sk} 和 S_{ku} 具有望目特性,即当 S_{sk} 为 0、 S_{ku} 为 3 时为高斯表面,表面无异常特征。本文以 S_a 、 S_{sk} 和 S_{ku} 为研究对象,基于灰色关联分析法和响应曲面法(Response surface methodology, RSM)将多目标参量转化为灰色关联度(Grey correlational grade, GRG)作为表面粗糙度检测指标,分析了微铣削过程中的主要工艺参数对灰色关联度的影响规律,构建灰色关联度模型,对工艺参数进行了优化,对检测指标进行验证。

试验及方法

1 试验设备及材料

试验在 Mikron MILL P 900 高性能加工中心进行,微铣削加工的材料为常用于航空航天工业的 7075 铝合金,工件体积参数为 $16\text{mm} \times 16\text{mm} \times 20\text{mm}$ 。为了避免刀具磨损的影响,每组试验均使用全新的刀具,刀具选用直径为 1mm 的双刃硬质合金端铣刀,螺旋角为 30° ,切削方式为干切削。微铣削加工过程如图 1 所示。

三维表面粗糙度的确定使用法国 STIL 光谱共焦显微镜,量程为 $130\mu\text{m}$,横向分辨率为 $0.1\mu\text{m}$,纵向分辨率为 35nm 。

2 试验方案

响应曲面法涉及数学方法和统计方法,用于试验的设计和分析,优化多变量响应^[9-11]。Box-Behnken

Design (BBD)方法是最常用的响应曲面优化法之一。本文选用了主要加工工艺参数即主轴转速 n 、进给速度 v_f 、轴向切深 a_p 和径向切深 a_e ,根据 BBD 法的要求设计了 4 因素 3 水平试验,试验水平分布见表 1,试验参数安排及三维表面粗糙度见表 2。

图 2 所示为表 2 中第 2、1、4 组试验的加工表面形貌,分别记为表面 1、表面 2、表面 3。表面 3 相对于表面 1 和表面 2 其进给速度增大,即每齿进给量增加,比较图 2 可以明显看出表面 3 的刀具轨迹更为清晰,同时导致表面整体的微细毛刺较大,3 个三维表面粗糙度参数显著增大。表面 1 相对于表面 2 和表面 3 其轴向切深增大,导致刀具颤振加剧,表面不规整的微细毛刺增多,从而使 S_a 、 S_{sk} 、 S_{ku} 均增大,降低表面质量。表面 1、表面 2、表面 3 的径向切深依次增大,刀痕重叠率相应依次降低,残留高度相应增大,则 S_{sk} 减小而 S_a 和 S_{ku} 增大。由于工艺参数对粗糙度影响大小不同以及耦合影响的作用,粗糙度变化规律复杂,检测难度增加。

3 多目标优化方法

灰色关联分析是灰色系统理论的重要组成部分,通过分析因素之间的发展趋势来衡量因素间的关联程度,用于分析事物之间的不确定性关联^[12]。基本思路为通过比较确定的参考数据序列和比较序列之间几何形状的相似程度,基于灰色关联度来描述两个因素之间的关联程度。多目标优化使用基于主成分分析的灰色关联分析方法,具体过程如下:

(1) 记 $x_i^0(k)$ 为第 k 个指标的

i 个参数,其中 $i=1,2, \dots, m; k=1,2, \dots, n$ 。由于因素的量纲不同或数量级相差较大,不便做比较或比较结果不准确,为了消除这种影响,对原始数据做标准化处理得到序列 $x_i^*(k)$,其中具有望小特性和望目特性的因素分别按照式(1)和式(2)进行处理。

$$x_i^*(k) = \frac{\max x_i^0(k) - x_i^0(k)}{\max x_i^0(k) - \min x_i^0(k)} \quad (1)$$

$$x_i^*(k) = \frac{\max |x_i^0(k) - x_0^0(k)| - |x_i^0(k) - x_0^0(k)|}{\max |x_i^0(k) - x_0^0(k)| - \min |x_i^0(k) - x_0^0(k)|} \quad (2)$$

(2) 选取每个粗糙度参数的理想值组成参考序列 $x_0^*(k)$,标准化后的序列作为比较序列。

(3) 灰色关联系数表征的是参考序列和比较序列的关联程度,根据式(3)计算灰色关联系数。

$$\gamma(x_0^*(k), x_i^*(k)) = \frac{\Delta_{\min} + \lambda \Delta_{\max}}{\Delta_{0i}(k) + \lambda \Delta_{\max}} \quad (3)$$

式中, $\Delta_{0i}(k) = |x_0^*(k) - x_i^*(k)|$, 为两序列对应点的绝对差值; $0 < \lambda(x_0^*(k), x_i^*(k)) \leq 1$, $\lambda \in [0, 1]$, 为分辨系数; Δ_{\max} 和 Δ_{\min} 分别为 $\Delta_{0i}(k)$ 的最大值和最小值。

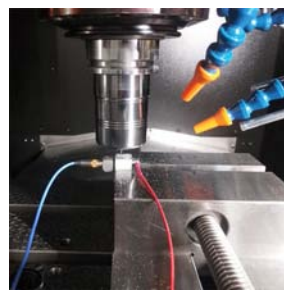


图1 微铣削加工现场图
Fig.1 Machining scene of micro-milling

表1 试验参数水平分布

Table 1 The level of experimental parameters

水平	主轴转速 n / ($\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$)	进给速度 v_f / ($\text{mm} \cdot \text{min}^{-1}$)	轴向切深 a_p / μm	径向切深 a_e / mm
1	8000	100	20	0.1
2	12000	200	40	0.3
3	16000	300	60	0.5

(4) 主成分分析是一种非线性降维方法^[13],能够分析各个变量因素对响应目标的贡献率。对灰色关联系数进行主成分分析,通过主成分分析法量化分析粗糙度对灰色关联度的影响权重。

(5) 灰色关联度是灰色关联系数的加权和,是综合评价的结果。根据式(4)计算灰色关联度:

$$\xi(x_0^*, x_i^*) = \sum_{k=1}^n \beta_k \gamma(x_0^*(k), x_i^*(k)) \quad (4)$$

式中, β_k 为第 k 个响应变量的权重, $\sum_k \beta_k = 1$ 。

结果与讨论

1 多目标优化结果

对表2中的试验数据进行前文中的多目标优化转换。经主成分分析得到粗糙度参数 S_a 、 S_{sk} 和 S_{ku} 对灰色关联度的响应权重分别为 0.479644045、0.296122676 和 0.224233279,根据响应权重将3个三维表面粗糙度参数进行加权和计算,转换为单一的表面粗糙度检测指标即 GRG 以进行灰色关联度模型的建立,计算结果见表2。

2 灰色关联度模型建立

设计参数与目标响应之间的关系是 RSM 通过回归分析方法得到的,通常采用二阶回归模型来表示。本文基于 RSM 建立了加工参数与灰色关联度之间的映射关系,灰色关联度模型见式(5)。

表2 试验参数安排及结果

Table 2 Arrangement of experimental parameters and results

序号	$n/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	$v_f/(\text{mm} \cdot \text{min}^{-1})$	$a_p/\mu\text{m}$	a_e/mm	$S_a/\mu\text{m}$	S_{sk}	S_{ku}	GRG
1	12000	200	40	0.3	0.1319	-0.3572	4.9002	0.5014
2	12000	200	60	0.1	0.1535	-0.2840	4.5977	0.4885
3	8000	300	40	0.3	0.2039	-0.3325	3.3956	0.4877
4	12000	300	40	0.5	0.1779	0.3431	5.2174	0.4209
5	16000	200	40	0.5	0.1154	0.3008	6.6577	0.5220
6	12000	200	20	0.1	0.1129	-0.4805	4.0162	0.5677
7	8000	100	40	0.3	0.1167	-0.2565	4.4329	0.5844
8	8000	200	40	0.5	0.1625	0.2511	4.8916	0.4747
9	12000	300	60	0.3	0.1431	-0.2886	3.7861	0.5456
10	16000	200	60	0.3	0.1088	-0.0872	3.9411	0.7143
11	12000	100	40	0.5	0.1359	0.2250	5.5035	0.5132
12	16000	100	40	0.3	0.0795	-0.1418	5.0015	0.7904
13	12000	300	40	0.1	0.1755	-0.2750	4.0054	0.4876
14	12000	300	20	0.3	0.1261	-0.2608	4.3751	0.5594
15	12000	100	60	0.3	0.1285	-0.3539	4.6166	0.5198
16	12000	100	20	0.3	0.1177	-0.3679	4.6654	0.5439
17	8000	200	20	0.3	0.1297	-0.3943	3.1034	0.6118
18	12000	200	40	0.3	0.1419	-0.2346	4.9964	0.5111
19	8000	200	60	0.3	0.1886	-0.1668	3.2058	0.5761
20	12000	200	40	0.3	0.1849	-0.1694	4.7566	0.4829
21	12000	100	40	0.1	0.1130	-0.2880	3.8436	0.6167
22	12000	200	60	0.5	0.1852	0.2544	4.9169	0.4452
23	16000	200	20	0.3	0.0888	-0.0938	3.9496	0.8002
24	12000	200	40	0.3	0.1844	-0.5455	5.7228	0.3679
25	12000	200	20	0.5	0.1438	0.2670	4.3236	0.5215
26	16000	200	40	0.1	0.1139	-0.0200	3.9213	0.7585
27	16000	300	40	0.3	0.1121	-0.0367	3.7124	0.7600
28	12000	200	40	0.3	0.1576	-0.2746	4.5102	0.4882
29	8000	200	40	0.1	0.1323	-0.1197	3.6970	0.6422

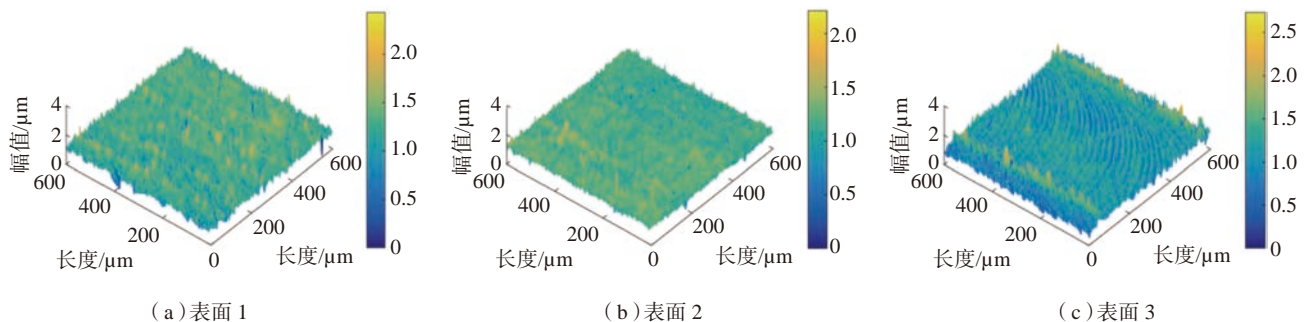


图2 部分试验加工表面形貌

Fig.2 Machined surface morphology of several experiments

方差分析可以检验回归模型的显著性及失拟情况,从而建立模型的拟合精度^[14]。表3对基于RSM建立的灰色关联度模型进行了方差分析。 P 值表示信度,模型的 P 值小于0.05,而失拟项的 P 值大于0.05,即模型显著而其失拟项不显著,表明所建回归模型拟合较好,模型可靠。图3比较了实测计算值与模型预测值,平均相对误差为6.54%,拟合误差较小,精度较高;图4为拟合模型的残差概率分布图,所有残差点均在直线附近波动,无明显异常点。因此,基于RSM建立的回归模型可作为灰色关联度模型。

$$GRG = 2.04975 - 1.98555 \times 10^{-4}n - 2.43111 \times 10^{-3}v_f - 8.79141 \times 10^{-3}a_p + 0.020472a_e + 4.14212 \times 10^{-8}n \cdot v_f - 1.56989 \times 10^{-7}n \cdot a_p - 2.15574 \times 10^{-5}n \cdot a_e + 1.29839 \times 10^{-6}v_f \cdot a_p + 4.59546 \times 10^{-4}v_f \cdot a_e + 1.81101 \times 10^{-4}a_p \cdot a_e + 9.29979 \times 10^{-9}n^2 + 3.72088 \times 10^{-6}v_f^2 + 1.13116 \times 10^{-4}a_p^2 - 0.22914 \times 10^{-7}a_e^2 \quad (5)$$

3 影响规律分析

主效应分析可以度量1个或多个因子在各水平上对响应的影响大小^[15]。利用主效应分析研究微铣削工艺参数对GRG的影响,结果如图5所示,其中横轴为单因素的多水平,纵轴为响应即GRG数值,水平实线表示响应平均值。

由图5可知,主轴转速和径向切深的变化幅度较大,表明主轴转速和径向切深对GRG的影响较大,而进给速度和轴向切深对GRG的影响相对较小。其中,GRG随着进给速度、轴向切深和径向切深的增大均呈减小的趋势,因此,GRG在高主轴转速、低进给速度、低轴向切深和低径向切深处更大,表面质量更优。除此之外,由表3的方差分析结果可知,主轴转速和径向进给的 P 值小于0.05,对灰色关联度的影响显著,而进给速度和轴向进给的 P 值大于0.05,对灰色关联度的影响不显著; F 值用来评估组间差异, F 值越大,工

艺参数对灰色关联度影响越大,故工艺参数对灰色关联度的影响大小顺序为:主轴转速>径向进给>轴向进给>进给速度。

GRG模型进行方差分析后得到各工艺参数耦合因素的 F 值,如图6所示,可以直观地比较 F 值的大小, F 值越大,耦合作用越显著,则工艺参数间耦合作用对灰色关联度的影响大小顺序为: $n-a_e > n-v_f > n-a_p > v_f-a_e > v_f-a_p > a_p-a_e$ 。

由于进给速度对GRG的影响最小,固定进给速度作为第四维绘制GRG与微铣削工艺参数相关的响应轮廓如图7所示。

观察图7可知,由于进给速度对GRG的影响相较于本文其他工艺参数较小,当进给速度取不同水平时,响应轮廓呈现出相似的变化趋势。当主轴转速与轴向切深耦合作用、主轴转速与径向切深耦合作用、轴向切深与径向切深耦合作用时,随着工艺参数的共同增加,GRG均先减小后

表3 GRG模型的方差分析

Table 3 Analysis of variance of GRG model

项目	模型	n	v_f	a_p	a_e	失拟项
平方和	0.29	0.078	7.858×10^{-3}	8.262×10^{-3}	0.037	0.038
均方	0.021	0.078	7.858×10^{-3}	8.262×10^{-3}	0.037	3.834×10^{-3}
F 值	5.62	21.07	2.12	2.23	9.90	1.13
P 值	0.0013	0.0004	0.1676	0.1580	0.0071	0.4937

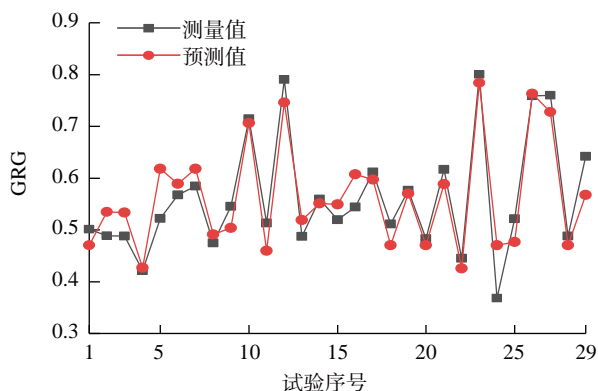


图3 实测计算值和模型预测值的比较

Fig.3 Comparison of actual measured values and model predicted values

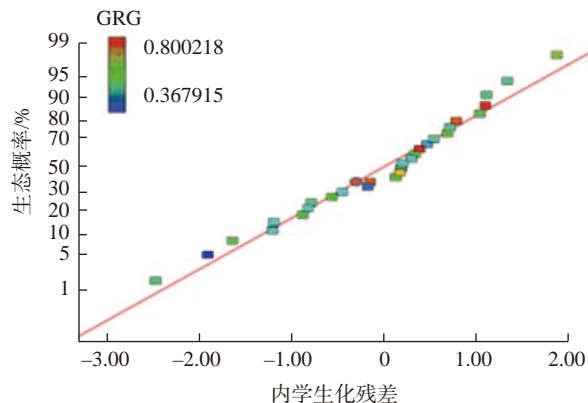


图4 模型的残差概率分布图

Fig.4 Residual probability distribution of model

增大。当工艺参数全因素耦合时, GRG 的最大值出现在高主轴转速、低进给速度、低轴向切深和低径向切深处, 而 GRG 的最小值出现在中主轴转速、中进给速度、中轴向切深和高径向切深处。从整体看, 低进给速度时 GRG 值更大, 响应更优。

4 最优表面粗糙度预测

利用 Design-Expert 软件选择具有最高满意度值的过程条件组合作为响应的最佳条件, 并找到最优目标响应。本文的最优目标响应为最大的 GRG 值。图 8 为 GRG 的最优目

标响应及其工艺参数条件。最佳工艺参数条件为: 主轴转速=15983.89r/min, 进给速度=100mm/min, 轴向切深=20.12 μ m, 径向切深=0.1mm; 最优目标响应为: GRG=0.903625, 优于表 2 所示试验的最大 GRG 值, 即第 23 组试验的 GRG 值。

5 试验验证

为了验证模型预测的最优工艺参数水平的可靠性和有效性, 选择设计试验中最优的试验参数组合即表 2 中第 23 组作为初始试验, 前文中的预测的最优参数组合作为对比试验,

比较两组试验的 GRG 值, 对优化结果进行验证, 结果见表 4。结果表明, 验证试验的预测 GRG 值则比初始试验预测值增加了 0.1197, 验证试验的测量 GRG 值相较于初始试验测量值增加了 0.1103, 表明预测模型所得最优目标响应优于初始试验结果, 优化结果相对于初始试验参数组合提高了 15.27%, 即 GRG 模型可用于优化微铣削工艺参数组合, 实现更理想的表面粗糙度, 证明了 GRG 作为粗糙度检测指标对表面粗糙度能够进行更全面地评价。

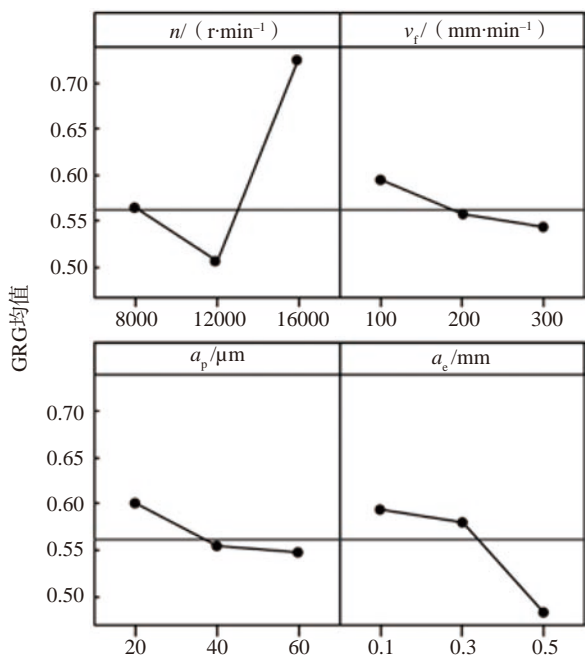


图5 GRG主效应图
Fig.5 Main effect on GRG

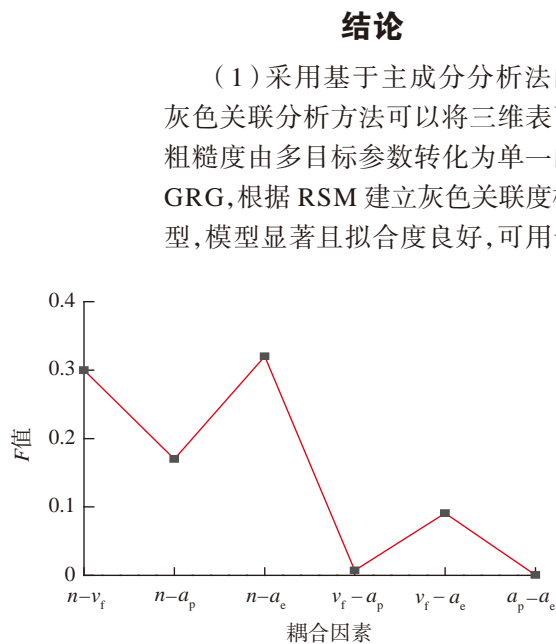


图6 工艺参数耦合作用的F值
Fig.6 F value of coupling effect of machining parameters

结论

(1) 采用基于主成分分析法的灰色关联分析方法可以将三维表面粗糙度由多目标参数转化为单一的 GRG, 根据 RSM 建立灰色关联度模型, 模型显著且拟合度良好, 可用于

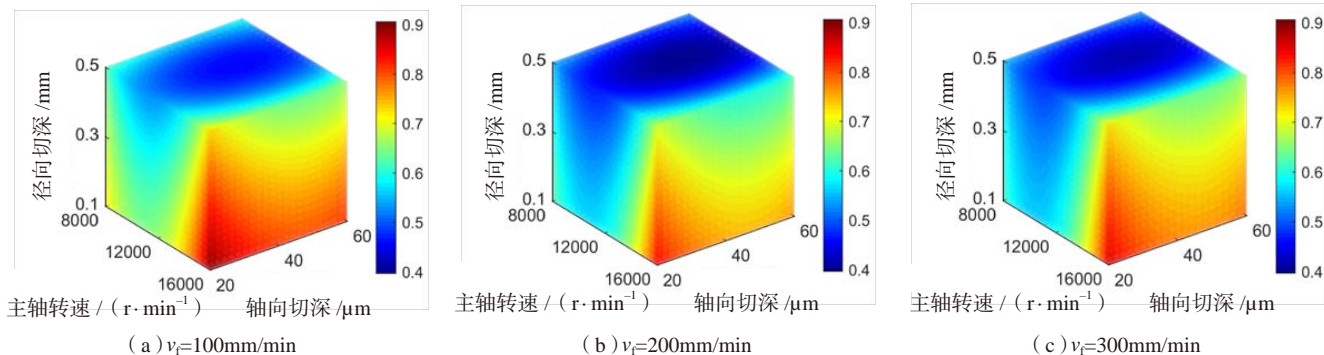


图7 GRG与微铣削工艺参数相关的响应轮廓
Fig.7 Response profile of GRG related to micro-milling machining parameters

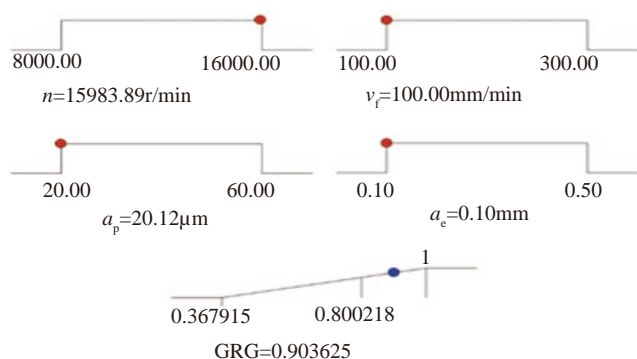


图8 最优工艺参数组合及目标响应

Fig.8 Optimal machining parameter combination and target response

表4 验证试验结果

Table 4 Results of validated experiments

试验	预测 GRG 值	测量 GRG 值	相对误差 /%
初始试验	0.7839	0.8002	-2.0370
对比试验	0.9036	0.9105	-0.7578

表面粗糙度优化分析。

(2) 通过灰色关联度的主效应分析和灰色关联度模型的方差分析, 微铣削工艺参数对灰色关联度的影响大小顺序为主轴转速 > 径向进给 > 轴向进给 > 进给速度; 通过 GRG 响应轮廓的分析掌握了工艺参数耦合作用对 GRG 的影响规律。

(3) 灰色关联度模型优化了微铣削工艺参数组合, 实现了表面粗糙度和表面异常特征最小化, 验证了该粗糙度检测指标比单一的粗糙度参数对表面的评价更理想, 证明了该粗糙度检测指标的有效性和可行性。

参考文献

[1] KURAM E, OZCELIK B. Micro milling[M]//Materials Forming, Machining and Tribology. Heidelberg: Springer, 2014.

[2] 孙树峰, 章钦栋, 黄克, 等. 基于灰色关联度分析法的微铣削毛刺研究[J]. 中国机械工程, 2015, 26(15): 2036-2040.

SUN Shufeng, ZHANG Qindong, HUANG Ke, et al. Research on micro milling burr based on grey correlation analysis method[J]. China Mechanical Engineering, 2015, 26(15): 2036-

2040.

[3] VIPINDAS K, KURIACHEN B, MATHEW J. Investigations into the effect of process parameters on surface roughness and burr formation during micro end milling of Ti-6Al-4V[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 100(5-8): 1207-1222.

[4] 高奇, 巩亚东, 周云光. 单晶 Ni₃Al 基高温合金微铣削表面粗糙度试验研究[J]. 中国机械工程, 2016, 27(6): 801-804.

GAO Qi, GONG Yadong, ZHOU Yunguang. Experimental study on surface roughness in micro-milling of single crystal Ni₃Al-based superalloy[J]. China Mechanical Engineering, 2016, 27(6): 801-804.

[5] KURAM E, OZCELIK B. Optimization of machining parameters during micro-milling of Ti6Al4V titanium alloy and Inconel 718 materials using Taguchi method[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2017, 231(2): 228-242.

[6] LU X, WANG F, XUE L, et al. Investigation of material removal rate and surface roughness using multi-objective optimization for micro-milling of inconel 718[J]. Industrial Lubrication and Tribology, 2019, 71(6): 787-794.

[7] THEPSONTHI T, ÖZEL T. An integrated toolpath and process parameter optimization for high-performance micro-milling process of Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 75(1-4): 57-75.

[8] BERUVIDES G, CASTANO F, QUIZA R, et al. Surface roughness modeling and optimization of tungsten-copper alloys in micro-milling processes[J]. Measurement, 2016, 86: 246-252.

[9] BOX G E P, WILSON K B. On the experimental attainment of optimum conditions[M]//Springer Series in Statistics. New York: Springer, 1992: 270-310.

[10] SINDHU D, THAKUR L, CHANDNA P. Parameter optimization of rotary ultrasonic machining on quartz glass using response surface methodology (RSM)[J]. Silicon, 2020, 12(3): 629-643.

[11] 杜华鹏, 陈杰, 郭东亮, 等. 基于响应表面法的钛合金零件磨抛加工工艺参数优化[J]. 航空制造技术, 2017, 60(9): 79-83.

DU Huapeng, CHEN Jie, GUO Dongliang, et al. Research on RSM-based process parameter optimization of titanium alloy surface polishing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(9): 79-83.

[12] 邓聚龙. 灰色系统基本方法[M]. 武汉: 华中工学院出版社, 1987.

DENG Julong. Basic method of grey system[M]. Wuhan: Huazhong Institute of Technology Press, 1987.

[13] 张鹏. 基于主成分分析的综合评价研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2004.

ZHANG Peng. Comprehensive evaluation research based on principal component analysis [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2004.

[14] LARSON M G. Analysis of variance[J]. Circulation, 2008, 117(1): 115-121.

[15] 史国宏, 陈勇, 杨雨泽, 等. 白车身多学科轻量化优化设计应用[J]. 机械工程学报, 2012, 48(8): 110-114.

SHI Guohong, CHEN Yong, YANG Yuze, et al. BIW architecture multidisciplinary light weight optimization design[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(8): 110-114.

通讯作者: 于占江, 讲师, 硕士, 研究方向为精密传感与测试技术, E-mail: 13514310244@163.com。

Research on Surface Roughness Detection Index of Micro-Milling Based on Multi-Objective Optimization

LI Wenqin, XU Jinkai, YU Huadong, ZHANG Xianghui, LIU Qimeng, YU Zhanjiang

(Ministry of Education Key Laboratory for Cross-Scale Micro and Nano Manufacturing, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China)

[ABSTRACT] Since the fact that the surface topography of micro-milling is complex and difficult to evaluate accurately, a surface roughness detection index based on three-dimensional (3D) characterization is proposed. Firstly, on the basis of principal component analysis, the 3D surface roughness parameters S_a , S_{sk} and S_{ku} are converted into gray correlation degree as a surface roughness detection index based on the gray correlation analysis method. Secondly, the response surface methodology (RSM) is used to establish a gray correlation degree model to analyze the influence of machining parameters on the GRG. Finally, the combination of optimal machining parameters is obtained and verified. The results show that the average relative error of the gray correlation degree model is 6.54%, the fitting accuracy is high and the prediction effect is good, which verifies the feasibility of the model. The GRG corresponding to the obtained optimal process parameter combination is increased by 15.27%, which realizes the purpose of surface roughness minimization and surface abnormal features minimization and proves the feasibility of the detection index.

Keywords: Surface micro-machining; Multi-objective optimization; Grey correlation analysis; Response surface methodology; 3D surface roughness; Surface roughness detection index

(责编 阳光)

(上接第46页)

detection method for large-scale structure of aircraft based on robot[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(10): 51-57.

[9] 严剑锋, 邓喀中, 邢正全. 基于最小二乘拟合的三维激光扫描点云滤波[J]. 测绘通报, 2013(5): 43-46.

YAN Jianfeng, DENG Kazhong, XING Zhengquan. 3D laser scanning point cloud filtering based on least squares fitting[J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2013(5): 43-46.

[10] 李广云, 李宗春. 工业测量系统原理与应用[M]. 北京: 测绘出版社, 2011.

LI Guangyun, LI Zongchun. The principles and applications of industrial measuring systems principles and applications of industrial measuring systems[M]. Beijing: Sino Maps Press, 2011.

通讯作者: 王巍, E-mail: wwsh595@163.com。

Research on Inspection Technology of Aviation Tube Based on Laser Scanning

WANG Wei, JIN Wenhan

(College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

[ABSTRACT] The manufacturing accuracy of aviation tube is one of the important factors that affect the assembly quality, it is necessary to inspect the manufacturing accuracy of tube before assembly. At present, the commonly used inspection method is to verify by mechanical checking-tools, but there are some defects such as low precision and low efficiency. So an efficient and accurate digital inspection technology of tube is proposed, in order to ensure the accuracy of inspection results and improve the production efficiency of tube. Non-contact measurement method is used to obtain the surface point cloud data of tube based on laser scanning technology, in the inspection system, the central axis, bending points and bending elements of point cloud data are extracted to make error analysis compared with the theoretical model of tube, and then the bending coefficient can be corrected, and high quality tubes will be produced by sending the correction data to the bending machine.

Keywords: Aviation tube; Digital inspection; Non-contact measurement; Laser scan; Error analysis

(责编 阳光)

2020年11月 南京

复合材料自动化成型工艺技术培训

金属成形技术培训

承办单位

《航空制造技术》杂志社

地址：北京340信箱中航时代(100024)
电话：010-85700465-256
传真：010-65479281
网址：www.amte.net.cn
E-mail：px@amte.net.cn
联系人：郭冉冉15934266339

战略伙伴： 北京中航时代文化传播有限公司

指定媒体：

 航空制造技术

 航空制造网
www.amte.net.cn

 航空精密制造技术

促进无损检测技术向智能化发展

——走进北京理工大学检测与控制研究所

Promoting Non-Destructive Testing Technology Intelligentization

[编者按] 高端装备是工业现代化的重要标志,是国家强盛的先决条件。北京理工大学检测与控制研究所针对我国高端装备构件材料新颖化、结构复杂化和尺度大型化等带来的构件材料性能分布检测不精、复杂结构内部微小缺陷检测不准和大尺度复材构件内部缺陷检测不清等重大装备工程迫切需要解决的关键核心技术问题,在国家重大科技专项、国家自然科学基金重点和国防基础科研等多个项目支持下,实现了从原理方法创新到多项国家重大工程的应用,使传统超声检测跃升为智能检测。其研究成果已成功用于长征5号运载火箭、高速飞行器、大尺度风洞、军用大飞机、航空发动机叶片、北京大兴机场等多个国家及国防重大装备和工程的科研生产,社会经济效益显著。

研究所概况

北京理工大学检测与控制研究所是北京理工大学一级国家重点学科(机械工程)和部级重点实验室(先进加工技术国防重点学科实验室)为依托,多年来一直从事无损检测和控制理论与技术的教学和科研工作。研究所主要面向国防科技工业和国民经济发展的前沿及生产需求,重点开展残余应力超声无损检测与调控技术、(单双)机械手超声检测技术、超声显微扫查检测技术、复杂回转类零件激光测量技术、材料弹性参数与涂层厚度测量技术等研究工作。

研究所现有教职工7人,其中博导教授1人、副教授5人、高级实验师1人,在读博士研究生12名,在读硕士研究生30多名。实验室面积400多 m^2 ,拥有残余应力超声检测与高能声束调控系统、高频超声显微

镜、(单双)机械手超声自动检测系统、螺栓紧固应力检测系统等多种检测条件,总价值约2000余万元。研究所承担和完成了国家自然科学基金重点项目、国家科技重大专项、国家国际合作专项、装备预先研究、国防基础科研、企业横向等多项科研项目,取得了多项科研成果。获得国防技术发明二等奖1项、国防科学技术三等奖1项、军队科技进步三等奖1项、省部级科学技术进步奖1项。获得国际授权发明专利3项、国家授权发明专利60多项、软件著作权2项。已立项国际标准1项、制定和颁布国家标准6项、企业标准3项、行业标准2项、已立项国家标准20项。正式出版3部学术专著,发表学术论文300余篇,其中SCI收录40余篇。

研究特色与创新成果

(1) 材料性能时频孪生检测理

论和技术。提出的三维残余应力临界折射纵波变频检测方法和超声体波检测方法,实现了构件内部切向应力梯度和法向应力的检测;微损伤非线性频域检测理论和技术,解决了构件材料内部微观织构和微损伤原位定量检测难题;材料性能检测仪器精度校准技术,解决了服役应力检测的现场校准问题。

(2) 微小缺陷高频超声层析理论和技术。提出的高频超声全时域波形分析方法,实现了复杂精密构件内部微小缺陷层析检测和三维可视;高频换能器噪声散射吸收与抑制方法,提高了微小缺陷检测精度和分辨能力;微缺陷量化超声检测校准技术解决了微缺陷超声层析与材料涂层粘接强度检测精度校准难题。

(3) 复杂构件的声束位姿扫查理论和技术。提出的多层介质超声偏转与衰减模型和声束偏转与探头

空间位姿同步控制方法,解决了大型复杂复材整体构件无损检测难题;多维超声检测校准技术,不仅解决了国内外大型复杂构件超声检测系统性能与检测精度现场校准难题,同时还创造性地解决了高速飞行器大型复杂复合材料整体构件和航空发动机整体叶片内部缺陷无损检测的技术难题。

技术成果转化与社会效益

研究所提出了多种超声无损检测方法、研制了多套无损检测装置,制定了多个技术规范和国家标准体系,满足了我国航空、航天、油气管道、轨道交通等国防和工业领域对复杂形廓、非接触、高精度、快速超声无损检测技术和设备的需求,填补了我国超声无损检测领域多项技术空白,并得到了广泛应用,取得了显著的军事与社会效益,彻底改变了我国自动超声无损检测技术和设备长期受制于人、技术落后的局面,对我国武器和工业装备的质量提升和安全服役起到了重要的促进作用。

(1) 保障了多个国家重大武器装备型号工程顺利进行。实现了对长征5号B运载火箭燃料舱体、大型风洞钢结构厚板、导弹铝合金壳体、军用大飞机大型钛合金框梁等构件的加工和焊接残余应力的现场原位定量无损检测。实现了高超音速飞行器多层粘接绝热复合材料整体结构、大尺度固体火箭发动机复合材料壳体及裙部粘接状态的超声透射无损检测,以及航空发动机叶片和风力发电叶片等叶身的全范围超声无损检测;解决了我国对复杂复合材料构件或复杂形廓构件缺陷漏检率高甚至无法检测的技术瓶颈问题,实现了传统超声检测向智能超声检测的跨越。

(2) 针对服役构件材料性能(残余应力、弹性模量和微损伤等)随外界载荷和环境而发生退化的特点,提



双机械手超声无损检测系统

出了超声波精准时域匹配方法以精确获得材料声速变化,实现了材料内部残余应力和弹性模量等性能分布及其变化的无损检测。提出了超声波频散识别方法以获取非线性超声特性,实现了材料性能内部微损伤分布及其变化的无损检测。通过对材料内部超声信号的时频信息分析孪生映射出构件内部材料性能分布及其变化。分别研制和提出了多台/套检测仪器系统及其校准方法,解决了机械构件内部残余应力、弹性模量和微损伤分布状态的量化无损检测问题。残余应力超声无损检测技术已成功应用于北京大兴机场C3反支撑柱和中俄友谊大桥黑河段桥墩与立柱之间钢结构的焊接服役应力的检测和质量评估,为重大工程和重大设备安全提供了技术保障。

(3) 针对高集成度电子封装内部微缺陷、层状结构与涂层粘接强度无损检测的迫切需求,建立了高频超声波频率衰减模型和显微检测理论,发明了高频超声换能器的设计与制备方法、数据深度可动态调整的全时域波形层析分析方法、数据层间的短时频谱与相位反转等对不同类型缺陷敏感的多种成像方法、高频超声显微检测仪器系统与校准方法,解决了大规模集成电路电子封装缺陷及层状粘接结构粘接强度的无损检测与评估问题。

(4) 针对新型武器装备大量采用的大型复杂形廓复合材料构件和金属构件内部缺陷难以准确无损检测的技术瓶颈,提出了声束在跨尺度介质中和界面上的线性和非线性传播模型,发明了针对各向异性质复杂型面构件内部缺陷超声扫查检测的声束位姿的空间控制方法和技术、多维柔性超声无损检测仪器系统和校准方法,解决了多个型号武器装备中复杂形廓复材和金属构件内部缺陷的超声透射和反射的高速高精度自动无损检测难题,奠定了我国自动超声无损检测与超声显微检测的工业技术基础,并引领了国际发展趋势。

国内外交流与合作

研究所注重国内外学术交流与合作,与国内外著名相关研究单位建立了广泛而长期的学术合作关系,先后与美国物理声学公司、中国航天五院、汕头超声仪器研究所等研究单位成立了无损检测技术联合实验室,与美国宾州州立大学和西北大学、英国纽卡斯尔大学、布里斯托大学和帝国理工大学、韩国国立釜山大学、日本东京工业大学和香川大学等建立了长期的国际合作与交流关系。研究所以为国家培养无损检测技术人才,促进无损检测技术进步为己任,愿与业界同仁开展各种交流与协作!

(采访 雷松)

TA1沉头铆钉超声振动辅助铆接数值模拟研究

翟雅迪¹, 王志亮², 富芳艳³, 展江湖¹, 仝鑫博¹, 林 军¹

(1. 山东大学材料液固结构演变与加工教育部重点实验室, 济南 250061;

2. 中广核惠州核电有限公司, 惠州 516003;

3. 上海航天设备制造总厂有限公司, 上海 200245)

[摘要] 随着我国航空航天、高速列车、桥梁建造等行业的发展,大量轻质高强的金属合金或复合材料被广泛应用,这就需要利用大直径高强度铆钉进行板材铆接,实现大型结构零件的有效装配连接。然而传统铆接技术存在铆钉成形困难、铆头易开裂、干涉配合难以控制等质量问题。将有助于降低金属变形抗力、改善成形性能超声振动辅助塑性加工技术引入传统压铆工艺,有望改善上述问题。利用 ABAQUS 有限元分析软件分别模拟了 TA1 沉头铆钉传统压铆和超声振动辅助铆接双层 C45 板的过程,分析了板材和铆钉的变形过程,对比了铆接力、剪应力、残余应力和干涉量等影响连接件铆接质量的因素。结果表明,超声振动辅助铆接可以明显降低铆接压力,减少铆钉的剪应力和残余应力,使铆接件获得均匀合理的干涉量,从而有效提高铆接质量。

关键词: 铆接; 超声振动; ABAQUS; 应力分析; 数值模拟

Numerical Simulation Analysis of Ultrasonic Vibration Riveting of TA1 Countersunk Head Rivets

ZHAI Yadi¹, WANG Zhiliang², FU Fangyan³, ZHAN Jianghu¹, TONG Xinbo¹, LIN Jun¹

(1. Key Laboratory for Liquid-Solid Structural Evolution & Processing of Materials (Ministry of Education), Shandong University, Jinan 250061, China;

2. CGN Huizhou Nuclear Power Co. Ltd., Huizhou 516003, China;

3. Shanghai Aerospace Equipments Manufacturer Limited Company, Shanghai 200245, China)

[ABSTRACT] With the development of aerospace, high-speed trains, bridges and other industries in China, a large number of light-weight and high-strength metal alloy or composite materials will be widely used, which requires the use of large-diameter and high-strength rivets for plate riveting to achieve effective assembly and connection of large-scale structural parts. However, the traditional riveting technology has some quality problems, such as the difficulty of forming rivets, the easy cracking of upsets, and the difficulty of controlling interference fit. Introducing the ultrasonic vibration-assisted plastic processing technology into the traditional press riveting process, which helps reduce the metal deformation resistance and improves the forming performance, is expected to improve the above problems. In this paper, ABAQUS finite element analysis software is used to simulate the process of TA1 countersunk rivet traditional press riveting and ultrasonic vibration-assisted riveting of double-layer C45 plate, analyze the deformation process of plate and rivet, and compare the factors that affect the riveting quality of the joint, such as riveting force, shear stress, residual stress and interference. The results show that ultrasonic vibration-assisted riveting can significantly reduce the riveting pressure, the shear stress and residual stress of the rivet, so that the riveting piece can obtain a uniform and reasonable amount of interference, thereby effectively improving the riveting quality.

Keywords: Riveting; Ultrasonic vibration; ABAQUS; Stress analysis; Numerical simulation

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.076

随着我国航空航天、高速列车、桥梁建造等行业的发展,大量的轻质高强材料,尤其是复合材料,得到了越

来越广泛的应用。铆接技术操作简单,铆接连接件的机械性能好、成本低、适用性强^[1-3],并且铆接结构符合轻

量化的要求,可以实现不同种类材料的永久连接。然而恶劣的工作环境和复杂的应力状态使传统铆接件的疲劳强度无法满足铆接质量要求。并且,一些新型轻质高强材料的铆接需要匹配强度相当的大直径铝合金或高强度钛合金铆钉,这类铆钉变形较为困难。特别是在镦头形成末期,由于位错缠结、晶格畸变、晶粒拉长等原因,材料的屈服强度大幅度提升,塑性明显降低,此时要完成干涉配合则需要更大的铆接力^[4]。当铆接力过高时,镦头容易出现开裂变形等缺陷,降低铆钉疲劳强度。

早在1955年, Blaha^[5]在一次拉伸试验中施加了超声振动,发现材料的流动应力在超声作用时出现了下降。后续的大量试验研究表明,超声振动可以降低材料屈服强度,改变材料变形机制,提高塑性成形极限^[6-7]。目前对于超声振动降低流动应力和接触摩擦的内在机理,从类别上可以分为体积效应和表面效应^[8]。体积效应包括与晶体位错有关的热致软化和滑移、孪晶机制的变化,以及由周期性加载和卸载引起的应力叠加效应等。表面效应是指振动对工件与模具间的外摩擦影响。基于超声振动辅助加工的这些特点,也为铆接提供了一种新的工艺方法,即超声振动辅助铆接工艺^[9]。研究表明,在铆钉变形方向上施加一定的超声振动,可以改变晶体内部位错滑移机制,降低铆钉变形抗力,减少加工硬化和开裂等现象,提高成形质量^[10]。因此在传统压铆过程中引入超声振动装置,能够在较低压铆力的情况下,有效提升铆接质量和铆钉成形极限^[11-12]。

目前,超声振动辅助铆接工艺由于变形较为复杂,其工艺参数对铆接质量的影响尚不清楚。因此,本文利用ABAQUS有限元仿真软件分别模拟了TA1纯钛沉头铆钉在传统压铆和超声振动辅助压铆下的铆接过

程,探究振幅对超声振动辅助铆接工艺的影响,并对与铆接质量有关的压铆力、剪应力、残余应力和干涉量等进行了具体分析。本文研究成果可为超声振动辅助铆接成形系统的设计和工艺参数选择提供理论指导,促进超声振动辅助铆接工艺在航空航天制造业中的工程应用。

1 试验材料与方法

1.1 铆接结构设计

本次铆接模拟使用的连接板为两块长和宽均为20mm、厚为2mm的C45钢板,在厚度方向进行铆接。铆钉直径约为单块板料厚度的1.8倍,铆钉长度可按以下公式计算:

$$L = 1.1 \times \sum t + 1.4 \times d$$

其中, $\sum t$ 为铆接板总厚度; d 为铆钉直径。因此计算可得铆钉长度 $L=10\text{mm}$,最终根据标准直径选择 $\phi 4.10\text{mm}$ 沉头铆钉。

本次铆接的位置选择板料的正中心,根据《铆接通用技术要求》,确定 $\phi 4$ 沉头铆钉的钉孔直径为4.1mm。通过定孔位、钻孔、铰窝、去毛刺等工序,最终得到铆接板结构如图1所示。

将铆钉放入制好的孔中,如图2所示。通过冷压铆工艺实现铆钉变形,根据782A—2005铆接通用技术要求,总下压量为4mm,铆接完成后镦头部分的直径约为6mm,高度约为2mm。铆接完成后连接件如图3所示。

1.2 有限元建模

超声振动辅助压铆工艺是动态大变形过程,因此本文选用非线性分析能力较强的ABAQUS有限元软

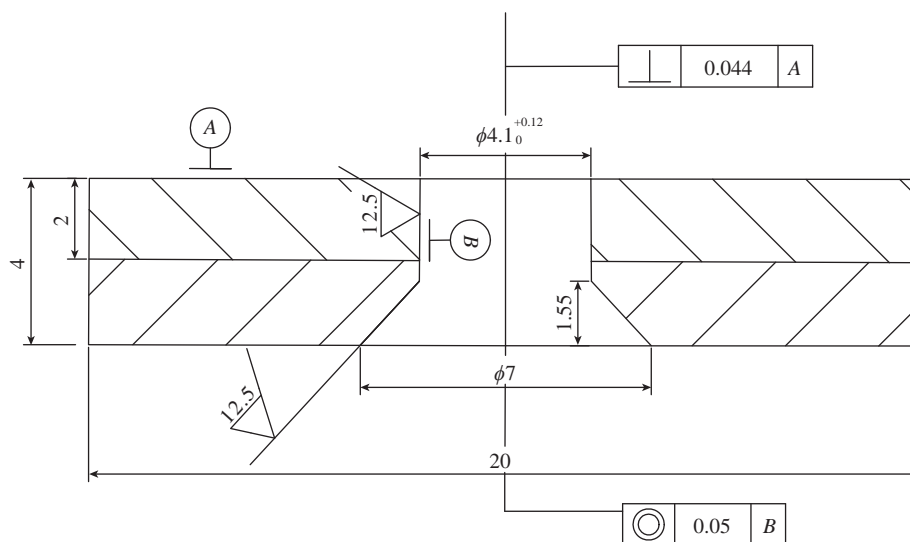


图1 板件示意图

Fig.1 Schematic diagram of board

件,通过其 Explicit Dynamic 动态显式算法,分析超声振动辅助铆接的材料流变行为和变形力等。在模拟超声振动辅助铆接工艺过程中,施加的超声振动频率为 20kHz,振幅分别为 6 μ m 和 4.6 μ m。使用的铆钉材料为 TA1,被连接板的材料为 C45,具体的材料密度、杨氏模量和泊松比如表 1 所示。

在本次模拟过程中,C45 连接板采用静态压缩下的力学性能,其应力应变关系如图 4 所示。TA1 沉头铆钉的本构关系采用在超声振动压缩试验中获得的应力应变曲线^[13],如图 5 所示。

由于结构的对称性,铆钉、板料、铆接压头和顶铁均采用 1/2 模型,以节约运算时间,提高效率。压头和顶铁设为离散刚体,铆钉和顶板以及底板定义为变形体。

为分析铆接过程中的材料流动状况及铆接后的残余应力,本次模拟中设铆接和卸载两个分析步。在铆接

过程中,设置顶铁、铆钉以及板料匀速向上运动。在无振动铆接中,压头保持静止;而在超声振动铆接中,压头运动可用周期型幅值函数来定义,其表达式为:

$$L = l_0 + a \sin \omega(t - t_0)$$

其中, l_0 为初始幅值,即压头初始位置; a 为振幅; ω 为相位; $\omega = 2\pi f$, f 为振动频率。

在无振动铆接过程中,铆钉与板材以及板材之间的摩擦系数设为 0.3^[14-15],由于超声振动可以降低摩擦系数,振幅为 4.6 μ m 和 6 μ m 的超声振动时摩擦系数分别设为 0.12 和 0.1。在铆接过程中,铆钉变形最大,上板次之,下板变形最小,因此为提高计算效率,将下板、上板和铆钉划分网格尺寸依次减小,分别为 0.3mm、0.2mm 和 0.1mm,最终网格划分结果如图 6 所示。

2 结果与讨论

2.1 铆接过程分析

通过 ABAQUS 有限元数值模拟,得到了传统压铆过程中不同压缩量下 TA1 纯钛沉头铆钉的变形情况和等效应力,如图 7 所示。

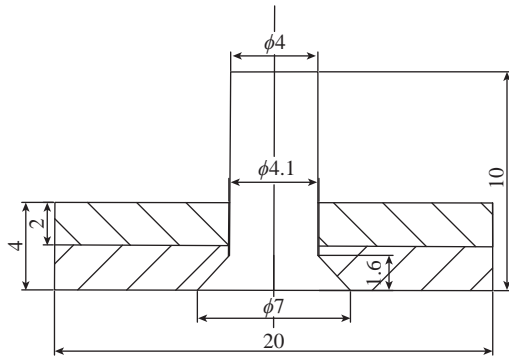


图2 铆接模型示意图
Fig.2 Schematic diagram of riveting model

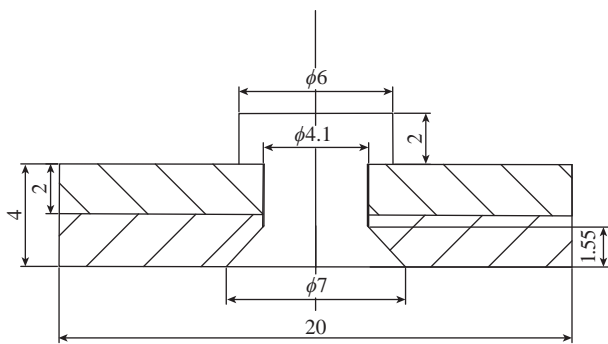


图3 铆接完成示意图
Fig.3 Schematic diagram of riveting completed

表1 材料属性

Table 1 Material properties

材料	密度 / (g · cm ⁻³)	杨氏模量 / GPa	泊松比
TA1	4.51	108	0.3
C45	7.85	210	0.31

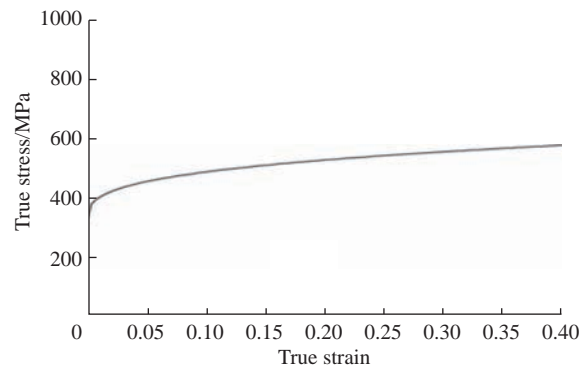


图4 C45应力-应变曲线
Fig.4 Stress-strain curve of C45

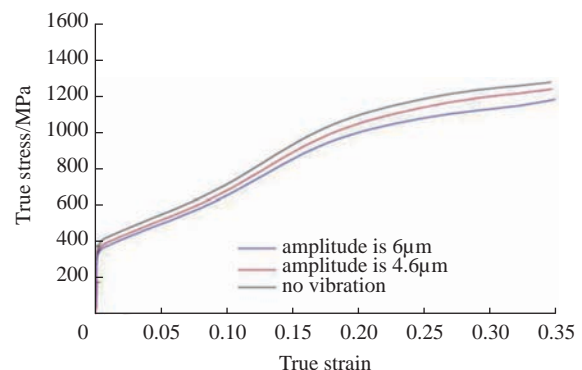


图5 TA1应力-应变曲线
Fig.5 Stress-strain curve of TA1

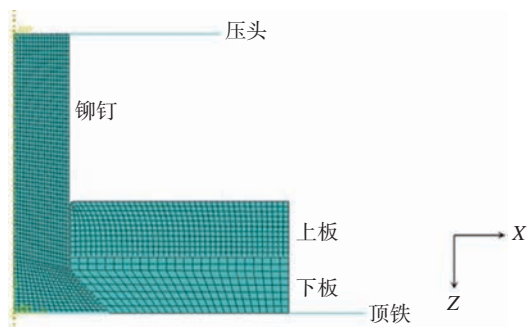


图6 网格划分示意图
Fig.6 Schematic diagram of grid division

在铆接的初始阶段,钉杆与钉孔之间有一定的间隙,铆钉首先发生整体墩粗,如图7(a)所示。然后,铆接力逐渐增大,钉杆直径增加,并逐渐与被连接板接触,整体应力状态如图7(b)所示。随着铆接的继续进行,钉孔处的钉杆由于受到被连接板的约束几乎不再变形,但是铆接板外的钉杆径向没有受到约束,继续发生墩粗,此时墩头开始形成,进入局部墩粗阶段。墩头底部开始与连接板上表面进行接触,产生摩擦力,如图7(c)所示,铆钉的大变形区由钉杆中心逐渐上移至墩头。顶铁继续运动,墩头处铆钉宽度逐渐增大,直到墩头完全

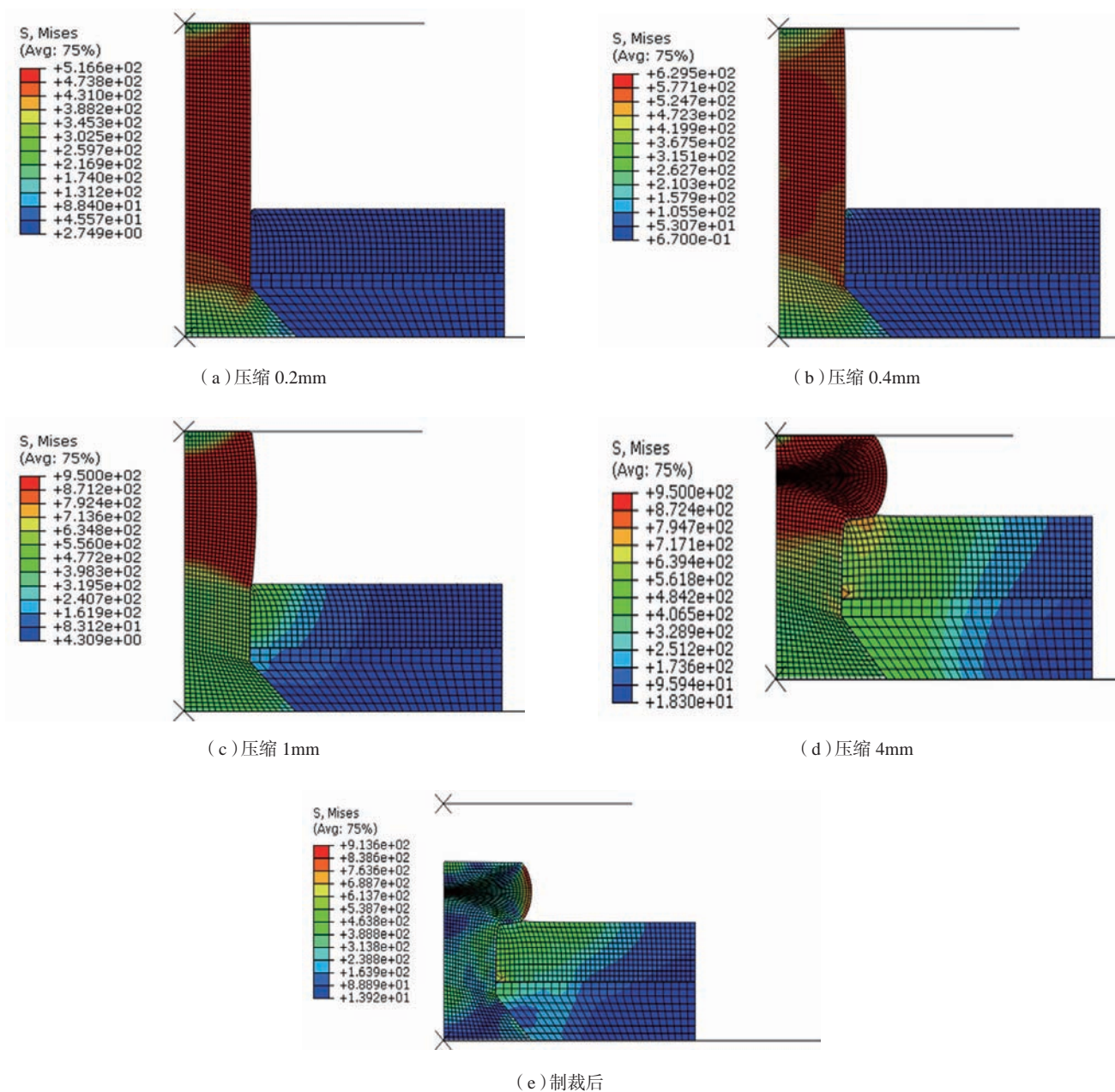


图7 沉头铆钉的铆接成形过程应力云图
Fig.7 Stress diagram of riveting process of countersunk head rivets

成形,其应力状态如图 7 (d)所示。最后,铆接完成后顶铁与镦头分离,卸载过程中铆钉和被连接板有少量弹性变形回复,最终应力状态如图 7 (e)所示。

为进一步观察铆钉不同位置处材料的变形程度和流动规律,在铆钉杆的上、中、下分别取一点,研究其径向位移随时间的变化规律。具体取点位置如图 8 所示。

铆接过程中各点的径向位移变化情况如图 9 所示,图 9 中 -4~0mm 表示压缩过程,0~2mm 表示卸载过程。根据图 7,顶铁运动 0.4mm 时铆钉才完成整体镦粗。因此在前 0.4mm, A、B、C 3 点的径向位移相差很小。整体镦粗结束后, C 点位置由于受到连接板的约束,径向位移几乎不变。A 点靠近压头,受到较大的摩擦阻力作用,径向位移小于 B 点。B 点在整个铆接过程中受到的约束和阻力最小,材料流动最剧烈。卸载后,各点位移基本不变,说明材料的弹性回复极小。在整个铆接过程中, B 点的径向位移最大,为 1.41mm, A 点的径向位移为 0.28mm, C 点为 0.08mm。

图 10 为 A、B、C 3 点的应力变化曲线。在压缩量到达 0.4mm 前 3 个点处的应力几乎相同,说明在整体镦粗阶段,钉杆内各点处的应力分布较为均匀。卸载前, A 点和 B 点处的应力曲线基本一致, C 点处由于受到连

接板约束,应力相对较小。卸载后, B 点处于镦头的最外层,应力依旧最大, A 点的应力则大幅减小。

铆钉的镦头形成过程中,由于受到压头下端面与铆接面摩擦力的影响,不同区域的变形程度不同。按材料变形难易程度可将镦头部分为 3 个区,如图 11 所示。1 区为难变形区,这部分材料要受到压头下端面摩擦力以及外层金属阻力的作用,在整个过程中变形程度最小;2 区为易变形区,摩擦力的阻碍较小,在轴向上受到上下两个方向较大的压应力,在 3 个区中变形程度最大;3 区变形程度居中,在其变形过程中也要受到压头下表面摩擦力的影响,但由于没有外层金属的阻碍作用,变形程度居中,使整个侧面向外突出呈鼓形。在这 3 个区中各取一点,输出其等效塑性应变变化情况,如图 12 所示。区域 2 内的等效应变最大,区域 1 最小,与图 11 中各部分区域的变形规律和受力情况相吻合。

图 13 分别显示了传统铆接和振幅为 4.6 μm 、6 μm 的超声振动辅助铆接卸载后的等效应变云图。超声铆接镦头变形分区有了明显的变化,难变形区的面积明显减小,中心部位易变形区面积增加,变形居中区的面积略有减小,3 个区域内的塑性应变差值降低。这一变化说明超声振动可以促进镦头变形均匀性,增加材料流动

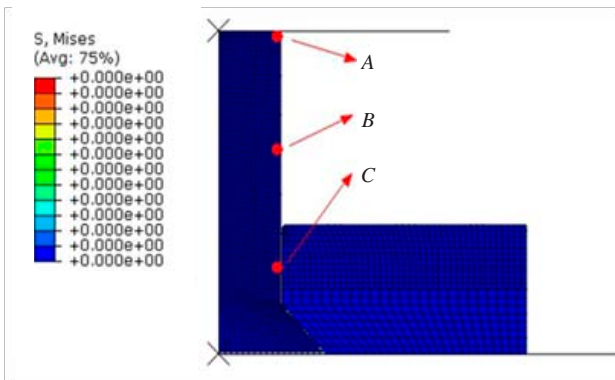


图8 在铆钉杆上取点示意图

Fig.8 Schematic diagram of taking points on rivet rod

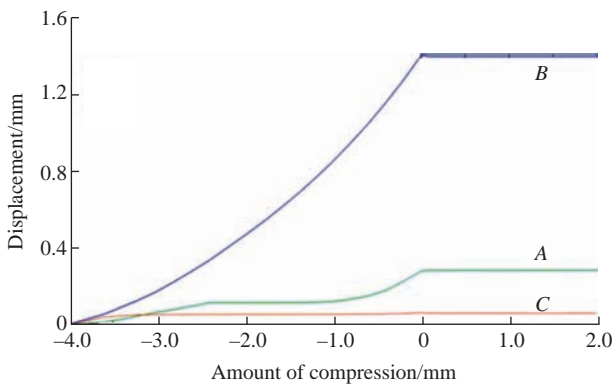


图9 各点径向位移变化曲线

Fig.9 Variation curve of radial displacement of each point

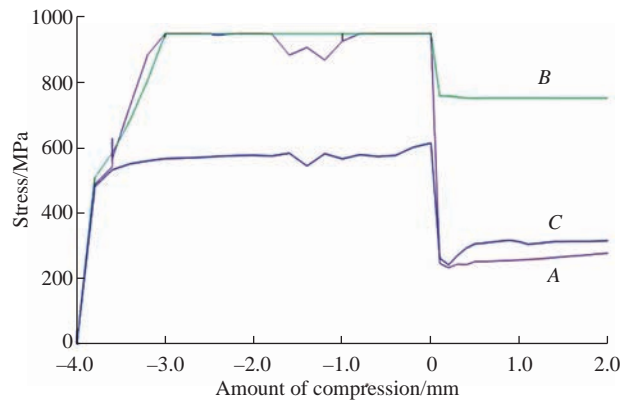


图10 各点应力变化曲线

Fig.10 Stress variation curve of each point

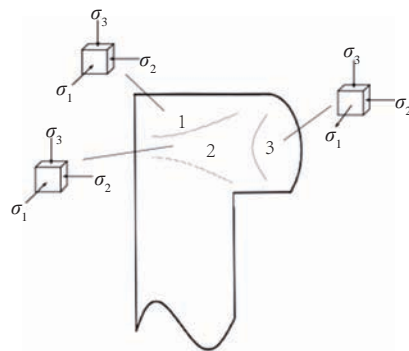


图11 镦头区域分布

Fig.11 Regional distribution of heading

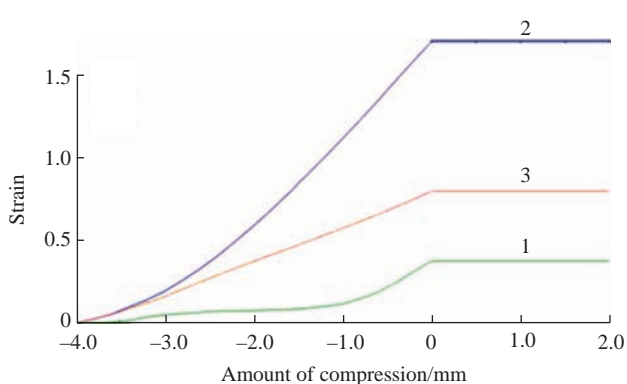
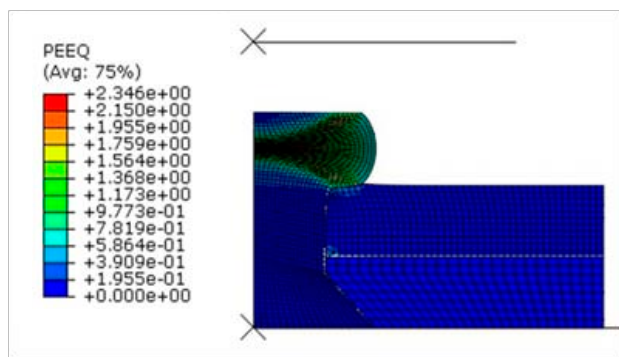
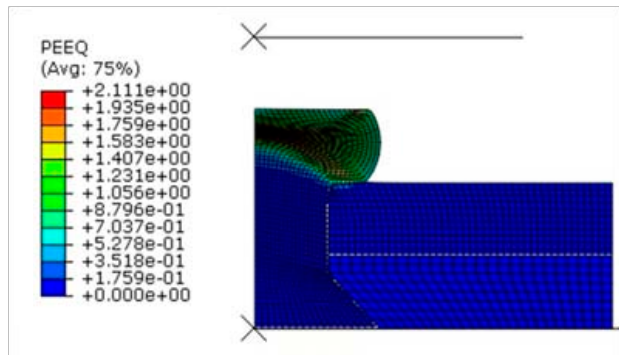


图12 不同区域内等效应变变化规律

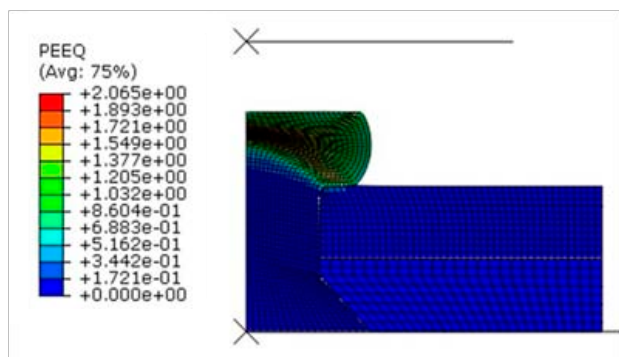
Fig.12 Change of equivalent strain in different regions



(a) 传统铆接



(b) 振幅为 4.6μm 的超声铆接



(c) 振幅为 6μm 的超声铆接

图13 卸载后等效塑性应变云图

Fig.13 Equivalent plastic strain diagram after unloading

性,使整个铆头更易变形。除此之外,超声振动辅助铆接件的铆头靠近连接板的一侧直径略有增加,说明有更多的材料向下方流动,填充到与连接板接触的钉杆或压头附近。还可以看到超声振动后整体铆接件的最大等效应变降低,并且振幅越大等效塑性应变降低越明显。

2.2 铆接力分析

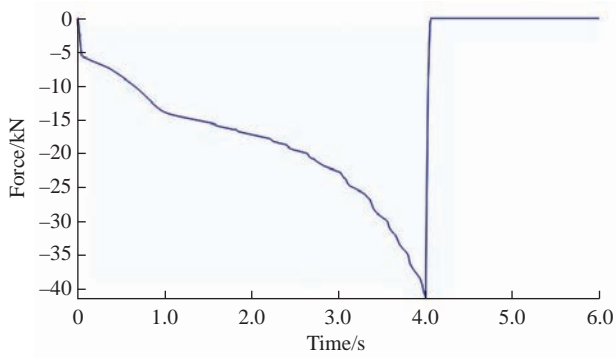
图 14 为传统铆接和振幅为 4.6μm、6μm 的超声振动辅助铆接的压铆力变化曲线。最初铆接力曲线近似呈直线,此时为弹性变形阶段。顶铁运动 0.1mm 后进入塑性阶段,铆接力缓慢上升。将 3 种铆接方式得到的铆接力整合到同一个坐标系中,如图 14 (d) 所示。传统铆接的铆接力曲线整体比较平滑,超声铆接由于压头处于高速振动状态,铆接力曲线上下振荡。在弹性变形阶段,3 条曲线近乎重合,说明叠加超声振动对弹性阶段铆接力的影响较小。进入塑性变形阶段后,超声铆接的铆接力明显低于传统铆接。最终传统铆接和振幅为 4.6μm、6μm 的超声铆接最大铆接力分别为 41.05kN、37.17kN 和 36.11kN,超声铆接时的铆接力与传统铆接相比降低了 9.75%。当振幅由 4.6μm 增加至 6μm 时,整体铆接力变化较小,但是最大铆接力略有降低。

2.3 剪应力分析

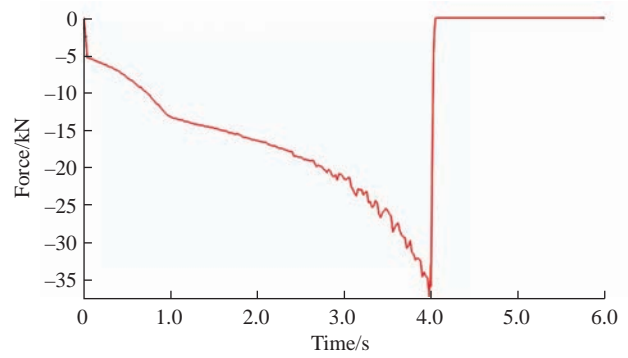
图 15 显示了传统铆接和振幅为 4.6μm、6μm 的超声振动辅助铆接开始卸载时的剪应力云图。在实际铆接中,如果剪应力过大铆钉容易沿剪切带开裂,造成铆钉内部质量缺陷。由图 15 可得剪应力最大值出现在铆钉铆头 45° 方向处的剪切带附近。传统铆接和振幅为 4.6μm、6μm 的超声铆接的最大剪应力分别为 460.5MPa、444.0MPa 和 440.3MPa,超声铆接的最大剪应力与传统铆接相比下降了约 3.58%。铆钉与连接板接触位置的剪应力也明显减小,过渡更为均匀。因此超声振动辅助铆接技术可以提高铆接质量,防止铆头内部变形开裂,但是超声振幅增加时,剪应力的变化不明显。

2.4 残余应力分析

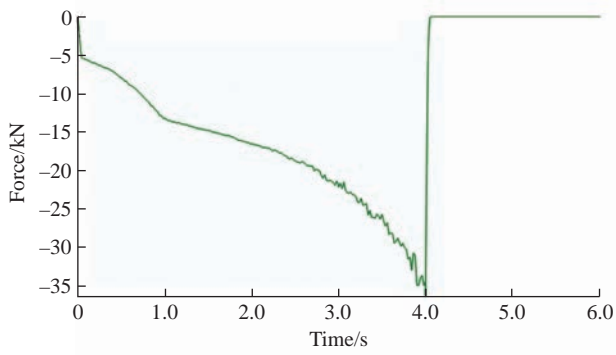
残余应力是指消除外力或不均匀的温度场等作用之后仍留在物体内的自相平衡的内应力。铆接后材料内部的残余拉应力容易导致被连接件疲劳破坏,产生裂纹等。而适当的残余压应力则有助于增强被连接件的性能,延长使用寿命。图 16 是卸载后传统铆接和振幅为 4.6μm、6μm 的超声振动辅助铆接的残余应力云图,具体的残余应力数值见表 2。超声铆接的残余拉应力与传统铆接相比减少了 37.51%,并且残余压应力分布也更均匀,其分布区域也显著增大。残余压应力在接头附近的均匀分布有助于提高铆接性能^[16]。



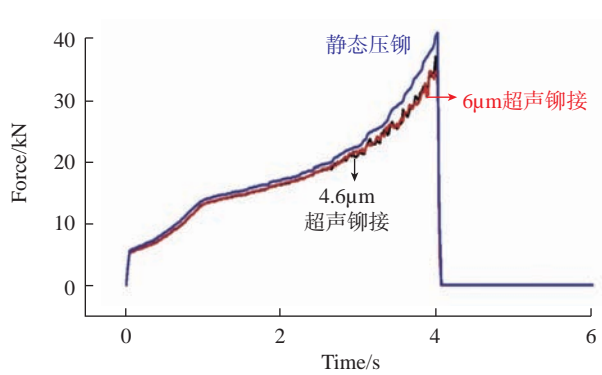
(a) 传统铆接



(b) 振幅为 4.6 μ m 的超声铆接

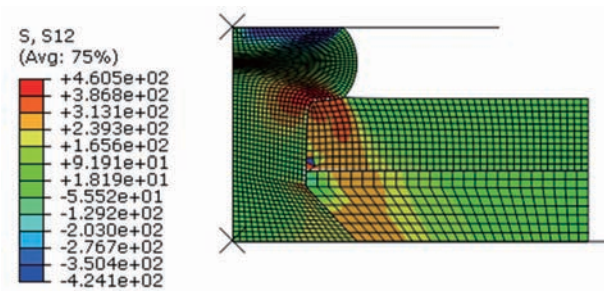


(c) 振幅为 6 μ m 的超声铆接

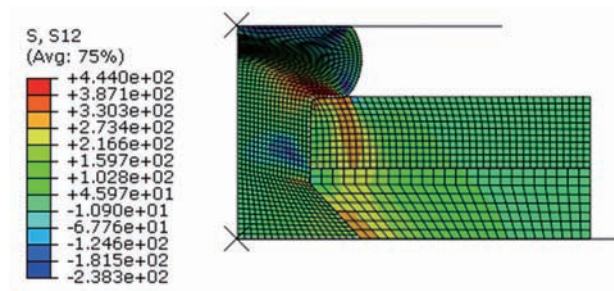


(d) 铆接力对比图

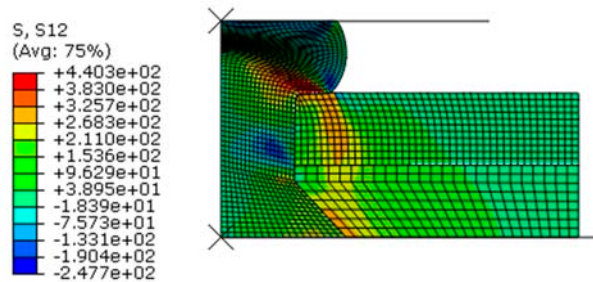
图14 铆接力变化曲线
Fig.14 Change of riveting force



(a) 传统铆接



(b) 振幅为 4.6 μ m 的超声铆接



(c) 振幅为 6 μ m 的超声铆接

图15 开始卸载时的剪应力云图
Fig.15 Shear stress diagram at beginning of unloading

2.5 干涉量分析

干涉量是指铆接后铆钉孔被胀大的量。干涉量的大小和均匀性是影响铆接试件疲劳性能的重要因素。干涉量分布不均匀会造成干涉应力沿钉杆轴向分布不均匀,在交变载荷作用下无法实现疲劳强化效果^[4]。本次模拟的干涉量通过在被连接板孔处不同位置选择5个点输出其径向位移来获取。选择点的位置如图17所示,传统铆接和振幅为4.6μm、6μm的超声振动辅助铆接输出的径向位移如图18所示。

假设各点的最大径向位移为 S ,铆接前的孔径为 D ,由1.1节可知 $D=4.1\text{mm}$,则根据相对干涉量计算公式 $I_r=2S/D \times 100\%$,得到上述5个点的相对干涉量如表3所示。

由表3可知铆接件干涉量由镦头到钉头呈降低趋势,铆接变形后钉杆呈楔形。传统铆接的干涉量范围是0.15%~3.12%,振幅为4.6μm超声铆接的干涉量范围是0.049%~1.41%,振幅为6μm超声铆接的干涉量范围是0.073%~1.37%。超声铆接的总体干涉量大幅度降低,沿钉杆轴线变化范围更小。随着振幅的增加,干涉量的变化范围减小,分布更为均匀。

3 结论

本文利用ABAQUS仿真软件模拟了TA1纯钛沉头铆钉在传统压铆和振幅为4.6μm、6μm的超声振动辅助压铆下的铆接过程,主要对铆接力、剪应力、残余应力

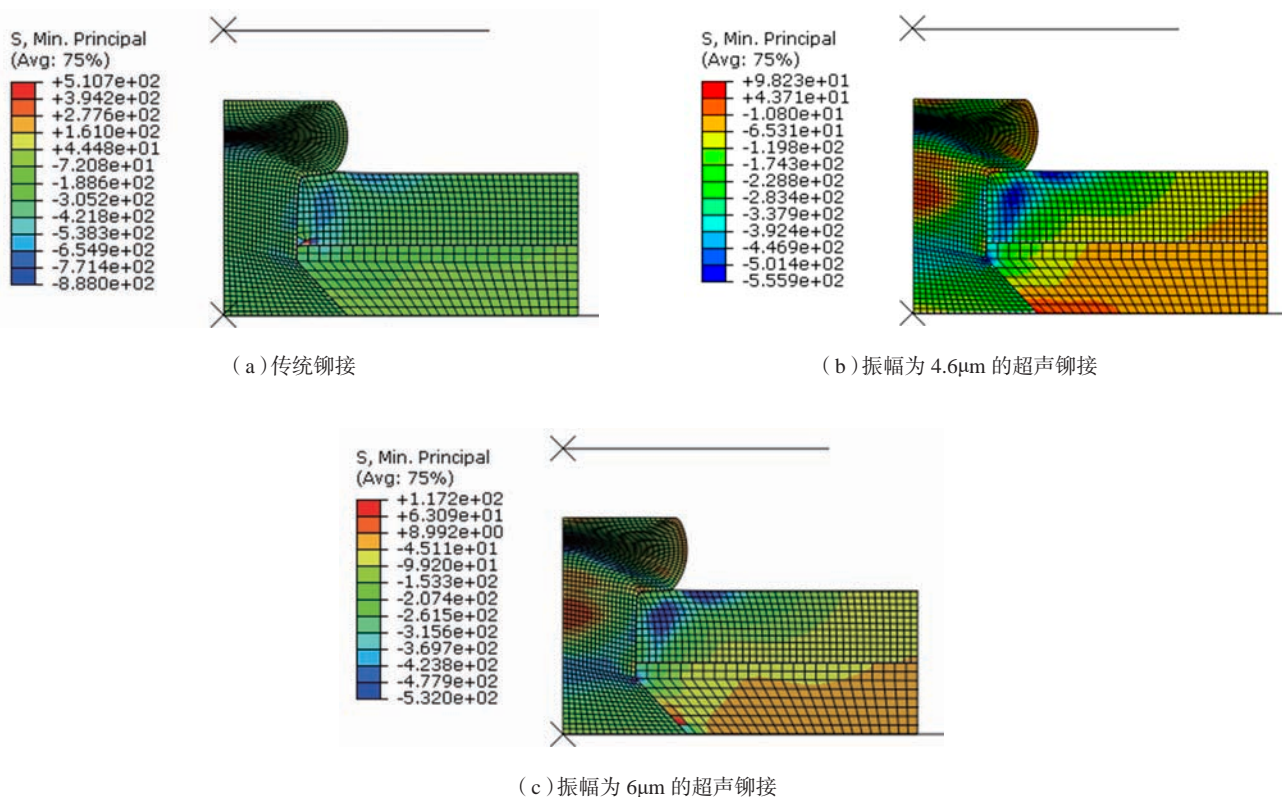


图16 卸载后的残余应力云图

Fig.16 Residual stress diagram after unloading

表2 残余应力
Table 2 Residual stress

应力	传统铆接	振幅为4.6μm 超声铆接	振幅为6μm 超声铆接
残余压应力 /MPa	888.0	555.9	532.0
残余拉应力 /MPa	161.0	98.32	117.2

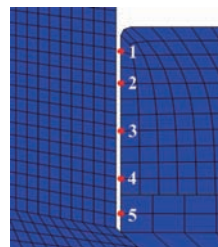


图17 取点位置示意图

Fig.17 Schematic diagram of points location

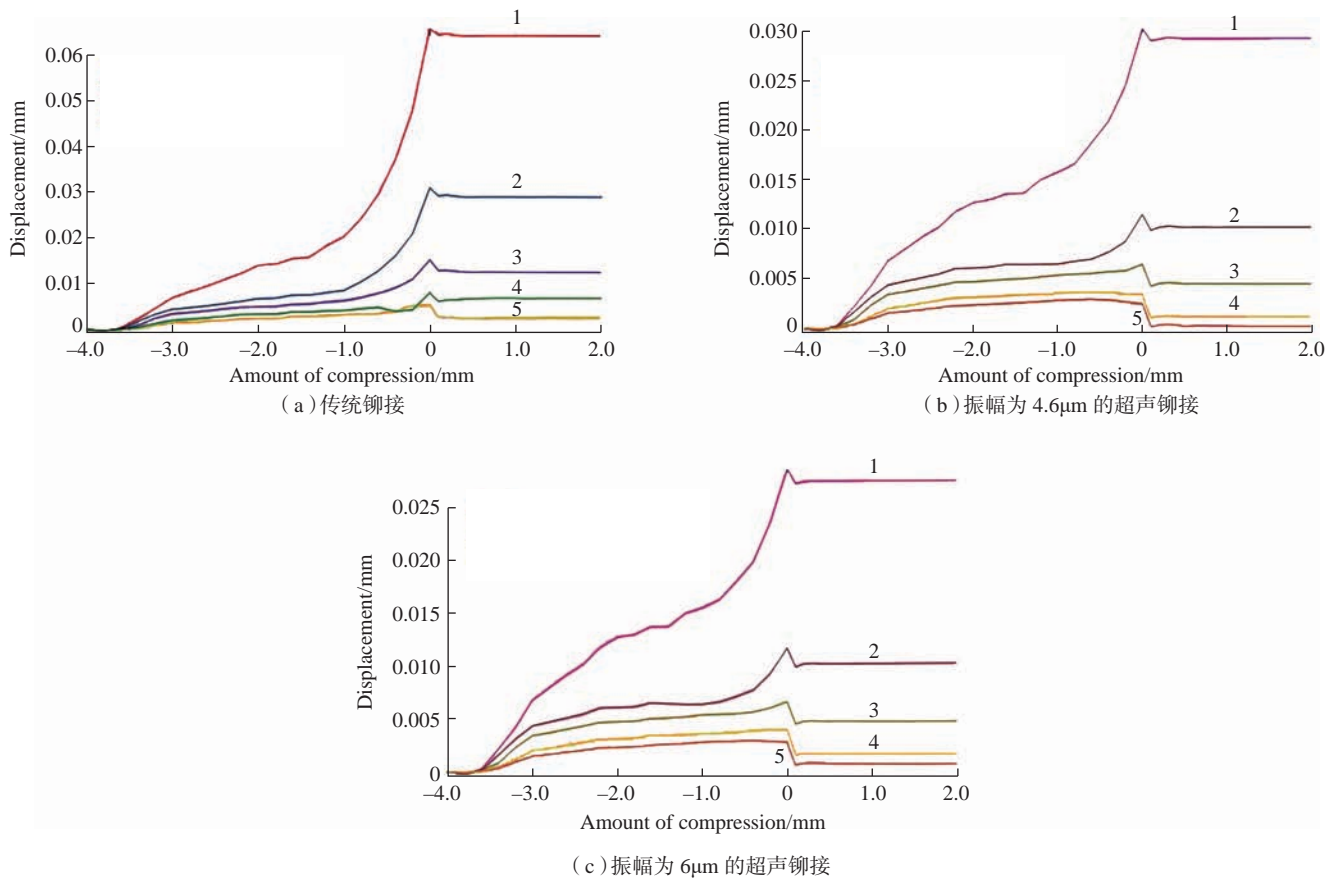


图18 不同位置处点的径向位移

Fig.18 Radial displacement of points at different positions

表3 不同位置处的相对干涉量
Table 3 Relative interference at different positions %

铆接方式	位置				
	1	2	3	4	5
传统铆接	3.12	1.41	0.63	0.34	0.15
4.6μm 超声铆接	1.41	0.49	0.20	0.098	0.049
6μm 超声铆接	1.37	0.49	0.24	0.12	0.073

和干涉量等影响铆接质量的因素进行了分析。得出的结论如下：

(1) 超声振动铆接可以提高铆头难变形区的塑性应变,减小铆头不同区域之间的应变差值,使整个铆钉铆头的变形更加均匀。

(2) 超声振动铆接显著降低了压铆力,整体剪应力过渡更为均匀。

(3) 超声铆接会显著降低残余拉应力的大小,使残余压应力的分布更均匀。

(4) 超声铆接可以降低铆接干涉量的大小和变化范围,并且振幅越大,超声铆接干涉量分布越均匀。

超声振动辅助铆接技术为难成形材料或大直径铆钉的连接提供了一个新的方向,可以减小装配力,提高干涉量及其均匀性,有利于促进该装配技术的发展和工业应用。但是,本文仅通过数值模拟的方式探究了TA1 纯钛沉头铆钉的铆接参数,没有对超声振动辅助铆接的变形机理作出进一步的解释。因此后期可以对更多的材料和工艺参数进行探索,分析材料内部组织变化规律,总结超声振动辅助铆接技术的工艺参数优化设计方法。

参考文献

[1] 黄志超. 板料连接技术进展 [J]. 锻压技术, 2006(4): 110-114. HUANG Zhichao. Developments of sheet joining[J]. Forging Technology, 2006(4): 110-114.

[2] 金立翥. 动车铆钉焊缝连接件强度的有限元分析 [D]. 大连: 大连理工大学, 2013. JIN Lifei. Finite element analysis on strength of weld and rivet in high speed train[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2013.

[3] SUGIMOTO I, ICHIKAWA A. A study to extend the fatigue life of welded railway bridges[J]. Quarterly Report of RTRI, 1999, 40(2): 74-79.

(下转第90页)

热处理对EBM Ti-4Al-5V-5Mo-6Cr-1Nb合金显微组织与拉伸性能的影响*

乔虹¹, 刘运玺¹, 陈玮^{1,2}, 杨洋^{1,2}

(1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;
2. 高能束流加工技术重点实验室, 北京 100024)

[摘要] 研究了电子束选区熔化(EBM) Ti-45561合金的显微组织及热处理对其组织性能的影响。发现成形态材料具有沿 z 方向外延生长的 β 柱状晶,这是由于凝固过程中的温度梯度造成的,而730°C的成形腔温度环境使得每一个 β 晶粒内部有针状 α 相析出。在后续热处理过程中,随着时效温度的升高与时间的延长,晶界处析出的 α 相逐渐粗化并趋向于连续分布,晶界内的次生 α 相逐渐粗化;随着固溶温度的升高,初生 α 相的数量逐渐减少。在影响EBM Ti-45561合金强度与塑性的热处理参数中,时效温度的影响最大,固溶温度次之,时效时间的影响最小。随着时效温度升高,材料的强度下降而塑性增加。

关键词: 增材制造; 钛合金; 热处理; 显微组织; 拉伸性能

Effect of Heat Treatment on Microstructure and Tensile Properties of EBM Ti-4Al-5V-5Mo-6Cr-1Nb Alloy

QIAO Hong¹, LIU Yunxi¹, CHEN Wei^{1,2}, YANG Yang^{1,2}

(1. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;
2. Key Laboratory of Power Beam Processing, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] The effect of heat treatment on microstructure and tensile properties of EBM Ti-45561 was investigated. The as-build material exhibited columnar β grains epitaxially grew along z direction, which is caused by the temperature gradient during the solidification process. Acicular α phase precipitated inside each β grains due to the 730°C environment temperature. With the increase of post-build annealing temperature and extension of annealing time, the grain boundary α phase and secondary α phase were both coarsened. When the solution treat temperature was increased, the percentage of primary α phase decreased. Among the 3 heat treatment parameters, the annealing temperature has the strongest influence on tensile properties, and the annealing time has the smallest influence. The elongation of the EBM Ti-45561 increased with annealing temperature; while the strength of the material decreased with annealing temperature.

Keywords: Additive manufacturing; Titanium alloy; Heat treatment; Microstructure; Tensile properties

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.085

Ti-4Al-5V-5Mo-6Cr-1Nb (Ti-45561)是一种近 β 钛合金,其Mo当量为13.3。该类合金经固溶+时效处理后,可展现出良好的强度韧性匹配^[1-3],在航空主承力结构上具有广阔的应用前景。例如, TB9合金经820°C/30min/水冷+460°C/8h/空冷后,其抗拉强度显著提高^[4]。Ti-15-3合金经300°C/8h+450°C/16h的双时

效处理后,其屈服强度相比450°C/16h的单时效进一步提高5%^[5]。双时效的强化机制是以低温时效过程中析出的 ω 相为核心,在此基础上促进 α 相形核,并细化 α 板条^[6]。

然而,亚稳型 β 钛合金成分复杂,变形抗力大,如采用铸锭冶金和塑性成形等传统制造技术需重型锻造装

* 基金项目: 装备预研领域基金(61409230409); 山东省重大科技创新工程项目(2019JZZY010418)。

备及大型模具,组织性能控制难度大,材料利用率低。增材制造作为一种周期短、工序少、成本低且无需模具的净成形技术,能够加速新型飞机钛合金结构的研制速度,具有重大的科研价值和经济效益^[7-9]。

电子束选区熔化(Electron Beam Melting, EBM)是增材制造的主要方法之一,如图 1 所示,其成形钛合金构件能实现高度复杂性并达到优良的力学性能,非常适合于近 β 钛合金结构的制造^[10]。在电子束“逐点扫描—逐线搭接—逐层堆积”的过程中,众多研究人员对 EBM 工艺与钛合金组织性能的关系进行了大量探索,但对象主要集中于 Ti-6Al-4V 合金^[11-15],对近 β 钛合金的研究尚未有公开报道。本文对 EBM 成形态 Ti-45561 合金的显微组织进行了表征,并研究了固溶+时效对材料显微组织与拉伸性能的影响。

1 试验材料与方法

本试验采用旋转电极法制备的 Ti-45561 粉末为

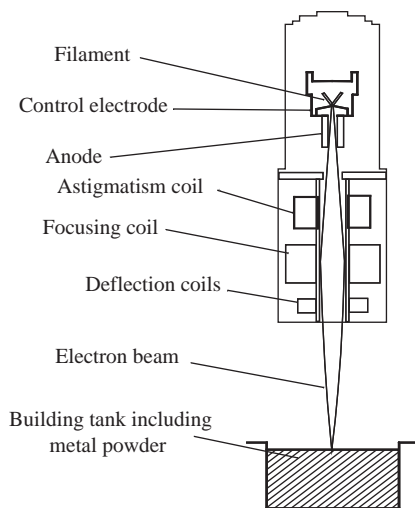


图1 电子束选区熔化设备结构示意图
Fig.1 Schematic drawing of EBM machine

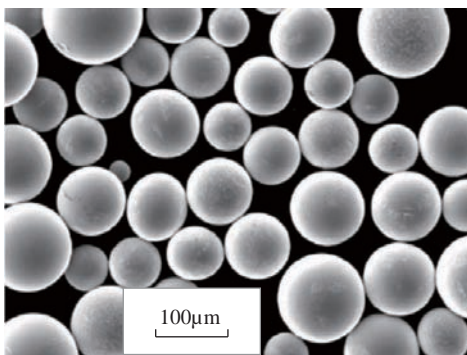


图2 Ti-45561旋转电极粉末形貌
Fig.2 Morphology of PREP Ti-45561 powder

原材料,如图 2 所示,其化学成分如表 1 所示。粉末的粒度范围为 53~150 μm ,其 $D(10)$ 、 $D(50)$ 、 $D(90)$ 分别为 56.2 μm 、91.7 μm 、144.7 μm ,粉末的松装密度与振实密度分别为 2.81 g/cm^3 与 3.07 g/cm^3 。

采用 ArcamTM A2X 设备成形 Ti-45561 试棒,其轴向沿沉积方向(z 向)。设备工作过程为:铺粉器铺放 50 μm 厚度的 Ti-45561 粉末,电子束扫描并熔化粉末材料,扫描完成后成形台下降,铺粉器重新铺放新一层粉末,这个逐层铺粉-熔化的过程反复进行直到试棒成形完毕。整个过程中成形腔内温度保持在 730 $^{\circ}\text{C}$ 。随后对部分试棒进行热处理,选取固溶温度为 760~820 $^{\circ}\text{C}$ (材料相变点为 805 $^{\circ}\text{C}$),固溶时间为 1h,随后空冷;时效温度为 520~610 $^{\circ}\text{C}$,时效时间为 2~8h,随后空冷。

金相试样采用传统方法制备,并采用光学显微镜(Leica DMI 5000M)与电子显微镜(Zeiss Supra-55)观察显微组织与断口形貌。拉伸试样采用 M6、 $\phi 3$ 标准圆棒试样,长度为 40mm。

在显微组织与力学性能的多因素分析中,本论文基于数理统计学与正交性原理,利用极差分析法对正交试验结果进行分析。极差越大,表明该因素对材料的强度、塑性影响越大^[16-17]。

2 试验结果与分析

2.1 成形态材料显微组织

成形态 Ti-45561 试棒的化学成分如表 1 所示,由于成形过程在真空中进行,Al 元素有少量烧损,而 O、N、H 等间隙元素含量基本不变。

成形态材料的显微组织如图 3 所示。由于层层堆积的工艺过程,材料在沿堆积方向(z 向)与垂直堆积方向展现出不同的显微组织,但在层间没有发现明显界面。图 3 (a) 中可见高度达毫米级的 β 柱状晶沿堆积方向(z 向)外延生长,它们之间被晶界 α 相隔开。在每一个 β 晶粒内部有针状 α 相析出,如图 3 (b) 所示,这是由于 730 $^{\circ}\text{C}$ 的成形腔温度起到了时效的作用,使得 α 相从 β 基体中析出。EBM 实际上是一个微区铸造过程,但其冷却速度极快,熔池凝固过程中,周围松散的粉末可看做是隔热层,电子束为热源,基板为热沉,因此凝固过程沿着 z 向发生。在第 n 层粉末熔化的过程中,之前的第 $n-1$ 层粉末也被部分熔化,形成了外延生长的条件^[18],

表1 Ti-45561粉末与成形材料的化学成分质量分数

Table 1 Chemistry of Ti-45561 powder and build %

Elements	Al	V	Cr	Mo	Nb	N	H	O	Ti
Powder	3.9	5.3	5.8	5.2	1.1	0.01	0.001	0.012	余量
Build	3.7	5.4	5.8	5.3	1.1	0.01	0.001	0.013	余量

这导致了沿堆积方向生长的柱状晶。这种外延生长导致的柱状晶在采用其他增材制造方法制备的材料中也有发现,如激光选区熔化法^[19-20]与激光直接沉积法^[21-22]。

2.2 热处理制度对显微组织的影响

2.2.1 时效温度对显微组织的影响

图4为成形态材料在760℃固溶后,分别在520℃、550℃、580℃、610℃下进行时效后的显微组织。图4(a)~(d)显示,材料的显微组织均由初生 α 相、次生 α 相及 β 基体组成。成形态材料中晶界处的部分初生 α 相,如图3(a)所示,在固溶过程中以短棒状或长条状保留,针状的次生 α 相则在 β 基体上大量析出并呈现弥散分布。随着时效温度的升高与时间的延长,针状次生 α 相在初生 α 相周围析出并遭到吞并,导致初生 α 相粗化,形状由短棒状变为长条状,且趋向于连续,体积分数略有增加。随着时效温度的升高,晶界内的针状次生 α 相的间距逐渐增大并变粗。此外,时效温度的升高导致次生 α 相析出与长大的驱动力增加,更多针状次生 α 相析出并粗化。对于780℃、800℃固溶,并分别在520℃、540℃、560℃、580℃下进行时效的样品,其显微组织变化趋势与图4相似。

2.2.2 固溶温度对显微组织的影响

图5为成形态材料分别在760℃、780℃、800℃、820℃固溶,并在550℃时效后的显微组织。图5(a)~(c)显示,在Ti-45561合金相变点(805℃)以下进行固溶+时效,显微组织都由初生 α 相、次生 α 相和 β 基体组成,其中初生 α 大多呈短棒状、长条状在晶界处析出。随着固溶温度的升高,初生 α 相的数量逐渐减少。此外,在相变点以上进行固溶+时效,如图5(d)所示,从 β 基体中析出的针状及短棒状次生 α 相较多。而在760℃固溶时,组织中的初生 α 相较多,和析出的次生 α 相弥散分布在 β 基体上。一部分长针状 α 相沿晶界析出后沿一定角度向晶内生长,形成相互交织的形貌。

2.3 热处理制度对力学性能的影响

对经历上述热处理制度的EBM Ti-45561合金进行室温拉伸试验,其结果与极差分析如表2(强度)与表3(塑性)所示。其中 $K_1 \sim K_4$ 、 $V_1 \sim V_4$ 、 $U_1 \sim U_4$ 、 $Y_1 \sim Y_4$ 表示对应因素对应水平对抗拉强度 R_m 、屈服强度 $R_{p0.2}$ 、断后伸长率 A 、断面收缩率 Z 影响的平均值,极差 R 的大小反映了相应因素对指标作用的显著性的强弱。对于表征合金强度、塑性的指标,热处理参数的极差差别较大,说明固溶、时效热处理参数对Ti-45561合金强度、塑性的影响程度差别较大。影响Ti-45561合金抗拉强度和屈服强度的3个热处理参数中,如表2所示,时效温度的极差值最大,固溶温度次之,时效时间最小。表3显示了热处理参数对Ti-45561合金断后伸长率和断面收缩

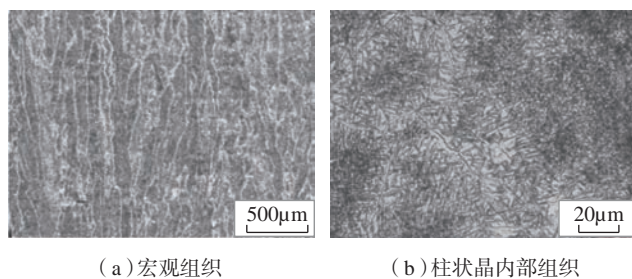


图3 EBM Ti-45561光学显微组织
Fig.3 OM microstructure of EBM Ti-45561

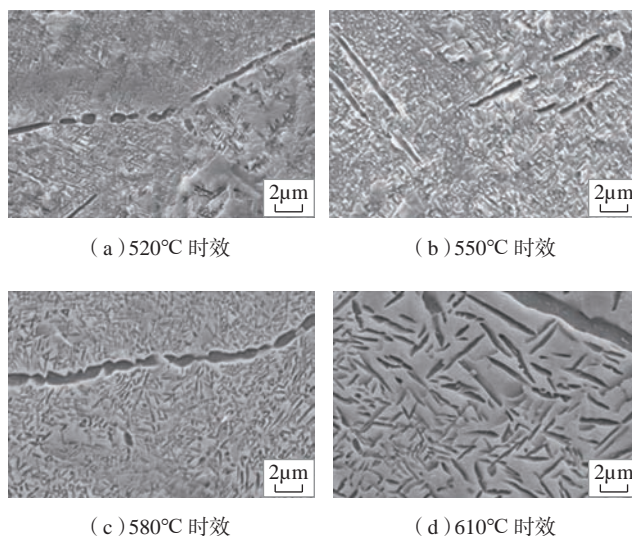


图4 时效温度对EBM Ti-45561合金显微组织的影响
Fig.4 Effect of annealing temperature on EBM Ti-45561 microstructure

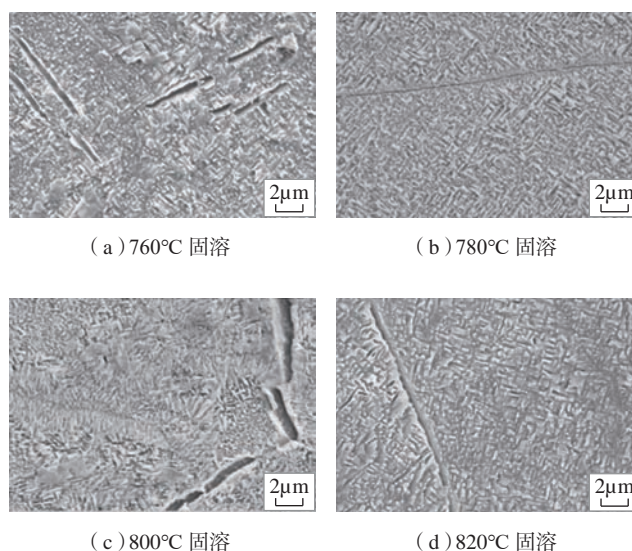


图5 不同固溶温度+550℃时效后EBM Ti-45561合金的显微组织
Fig.5 Microstructure of EBM Ti-45561 after solution treat at different temperatures+550°C annealing

率的影响,对于断后伸长率A,固溶温度的极差值较大,时效时间和时效温度的极差较小。而对于断面收缩率Z,时效温度的极差值最大,其次是固溶温度,时效时间最小。综合表格中数据来看,3个参数中,也是时效温度的影响最大,固溶温度次之,时效时间的相对较小,与对材料强度的影响规律基本一致。

综合来看,随着时效温度的升高, Ti-45561 合金的强度降低而塑性提高;随着固溶温度的升高,合金的强度有增大的趋势,而塑性逐渐降低。随着时效时间的延长,合金的强度下降,而塑性有一定程度的波动。因此,EBM Ti-45561 钛合金在 780~800 °C 范围内固溶,并在

550 °C 时效 4~6h 时可实现较好的强塑性匹配

2.4 拉伸断口形貌分析

图 6 (a) 和 (b) 显示,760 °C 固溶 +520 °C 时效后,材料的室温拉伸断口的宏观形貌以放射区为主,无明显的剪切唇与纤维区存在,微观形貌的韧窝尺寸小而浅,而且存在有较高的解理台阶;对于 550 °C 时效后的拉伸断口,其宏观形貌也以放射区为主,说明不同时效温度对断口的宏观形貌并无明显影响,但后者的韧窝大小深浅不一,说明其塑性较前者好。由图 6 (b) 和 (c) 可见,同样在 550 °C 时效,820 °C 固溶时,材料的室温拉伸断口的宏观形貌主要由放射区和剪切唇组成,无中心纤维

表2 热处理参数对Ti-45561钛合金强度的影响

Table 2 Effect of heat treatment on EBM Ti-45561 strength

样品	固溶温度 / °C	时效温度 / °C	时效时间 t/h	抗拉强度 / MPa	屈服强度 / MPa
1	1(760)	1(520)	1(2)	1226	1188
2	1(760)	2(550)	2(4)	1132	1085
3	1(760)	3(580)	3(6)	1084	1039
4	1(760)	4(610)	4(8)	966	918
5	2(780)	1(520)	2(4)	1201	1177
6	2(780)	2(550)	1(2)	1118	1106
7	2(780)	3(580)	4(8)	1069	1056
8	2(780)	4(610)	3(6)	990	982
9	3(800)	1(520)	3(6)	1191	1151
10	3(800)	2(550)	4(8)	1143	1102
11	3(800)	3(580)	1(2)	1060	1046
12	3(800)	4(610)	2(4)	1038	998
13	4(820)	1(520)	4(8)	1231	1187
14	4(820)	2(550)	3(6)	1085	1085
15	4(820)	3(580)	1(2)	1140	1130
16	4(820)	4(610)	2(4)	1122	1107
K_1	1102	1212.25	1136	—	—
K_2	1094.5	1119.5	1123.25	—	—
K_3	1108	1088.25	1087.5	—	—
K_4	1144.5	1029	1102.25	—	—
R	50	183.25	48.5	—	—
V_1	1057.5	1175.75	1117.5	—	—
V_2	1080.25	1094.5	1091.75	—	—
V_3	1074.25	1067.75	1064.25	—	—
V_4	1127.25	1001.25	1065.75	—	—
R	69.75	174.5	53.25	—	—

表3 热处理参数对Ti-45561合金塑性的影响

Table 3 Effect of heat treatment on EBM Ti-45561 plasticity

样品	固溶温度 / °C	时效温度 / °C	时效时间 t/h	断后伸长率 / %	断面收缩率 / %
1	1(760)	1(520)	1(2)	1.3	4.0
2	1(760)	2(550)	2(4)	2.5	5.9
3	1(760)	3(580)	3(6)	2.8	5.3
4	1(760)	4(610)	4(8)	4.6	7.2
5	2(780)	1(520)	2(4)	1.5	3.3
6	2(780)	2(550)	1(2)	1.8	5.3
7	2(780)	3(580)	4(8)	1.7	4.6
8	2(780)	4(610)	3(6)	1.4	4.6
9	3(800)	1(520)	3(6)	1.9	4.0
10	3(800)	2(550)	4(8)	1.8	3.3
11	3(800)	3(580)	1(2)	1.9	5.2
12	3(800)	4(610)	2(4)	2.3	5.3
13	4(820)	1(520)	4(8)	1.7	3.3
14	4(820)	2(550)	3(6)	1.5	5.3
15	4(820)	3(580)	1(2)	1.2	5.3
16	4(820)	4(610)	2(4)	1.4	3.3
U_1	2.8	1.6	1.55	—	—
U_2	1.6	1.9	1.925	—	—
U_3	1.975	1.9	1.9	—	—
U_4	1.45	2.425	2.45	—	—
R	1.35	0.825	0.9	—	—
Y_1	5.6	3.65	4.95	—	—
Y_2	4.45	4.95	4.45	—	—
Y_3	4.45	5.1	4.8	—	—
Y_4	4.3	5.1	4.6	—	—
R	1.3	1.45	0.5	—	—

区,且撕裂棱形貌明显,微观形貌的韧窝较浅且相对均匀。相比 760℃ 温度下固溶样品的断口,材料塑性有所下降。上述分析结果与室温拉伸结果一致,进一步说明了随着时效温度升高,材料的塑性有所提高;而随着固溶温度的升高,材料塑性有所下降。

3 结论

(1) 成形态 EBM Ti-45561 合金具有沿 z 方向外延生长的 β 柱状晶,它们之间被晶界 α 相隔开。在每一个 β 晶粒内部有针状 α 相析出,这是由于凝固过程中的温度梯度形成了晶粒沿着 z 向外延生长的条件。

(2) 随着时效温度的升高与时间的延长,晶界处的初生 α 相逐渐粗化并趋向于连续分布,体积略有增加。同时,晶界内的次生 α 相逐渐粗化;随着固溶温度的升高,初生 α 相的数量逐渐减少,从 β 基体中析出的次生 α 相逐渐增多。

(3) 影响 EBM Ti-45561 合金强度与塑性的热处理参数中,时效温度的影响最大,固溶温度次之,时效时间的影响最小;随着时效温度升高,材料的强度下降而塑性提高;而随着固溶温度的升高,材料塑性有所下降;EBM Ti-45561 钛合金在 780~800℃ 范围内固溶,并在

550℃ 时效 4~6h 可实现较好的强塑性匹配。

参考文献

- [1] COTTON J D, BRIGGS R D, BOYER R R, et al. State of the art in beta titanium alloys for airframe applications[J]. Journal of Metals, 2015, 67(6): 1281-1303.
- [2] 张平平, 王庆娟, 高颀, 等. 高强 β 钛合金研究和应用现状[J]. 热加工工艺, 2012, 41(14): 51-55.
ZHANG Pingping, WANG Qingjuan, GAO Qi, et al. Research and application of high-strength β Ti alloy[J]. Hot Working Technology, 2012, 41(14): 51-55.
- [3] 李鸿江. 热加工对 Ti-6554 高强高韧钛合金组织性能的影响研究[D]. 北京: 北京有色金属研究总院, 2018.
LI Hongjiang. Effect of hot processing on microstructure and properties of Ti-6554 high strength and high toughness titanium alloy[D]. Beijing: Beijing General Research Institute for Nonferrous Metals, 2018.
- [4] 王健, 黄懿杰, 金伟. 热处理对 TB9 合金力学性能及显微组织的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2017, 46(S1): 129-133.
WANG Jian, HUANG Liujie, JIN Wei. Effect of heat treatment on mechanical properties and microstructure of TB9 alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2017, 46(S1): 129-133.
- [5] IVASISHIN O M, MARKOVSKY P E, MATVIYCHUK Y V, et al. Precipitation and recrystallization behavior of beta titanium alloys during continuous heat treatment[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2003, 34(1): 147-158.
- [6] SANTHOSH R, GEETHA M, NAGESWARA RAO M. Recent developments in heat treatment of beta titanium alloys for aerospace applications[J]. Transactions of the Indian Institute of Metals, 2017, 70(7): 1681-1688.
- [7] 王华明. 高性能金属构件增材制造技术开启国防制造新篇章[J]. 国防制造技术, 2013(3): 5-7.
WANG Huaming. Additive manufacturing of high performance metallic structures opens a new page of manufacturing for the national defense industry[J]. Defense Manufacturing Technology, 2013(3): 5-7.
- [8] 林鑫, 黄卫东. 应用于航空领域的金属高性能增材制造技术[J]. 中国材料进展, 2015, 34(9): 684-688, 658.
LIN Xin, HUANG Weidong. High performance metal additive manufacturing technology applied in aviation field[J]. Materials China, 2015, 34(9): 684-688, 658.
- [9] 巩水利, 锁红波, 李怀学. 金属增材制造技术在航空领域的发展与应用[J]. 航空制造技术, 2013, 56(13): 66-71.
GONG Shuili, SUO Hongbo, LI Huaixue. Development and application of metal additive manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(13): 66-71.
- [10] FRAZIER W E. Metal additive manufacturing: A review[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2014, 23(6): 1917-1928.
- [11] TAN X P, KOK Y, TAN Y J, et al. Graded microstructure and mechanical properties of additive manufactured Ti-6Al-4V via electron beam melting[J]. Acta Materialia, 2015, 97: 1-16.
- [12] SAFDAR A, WEI L Y, SNIS A, et al. Evaluation of microstructural development in electron beam melted Ti-6Al-4V[J].

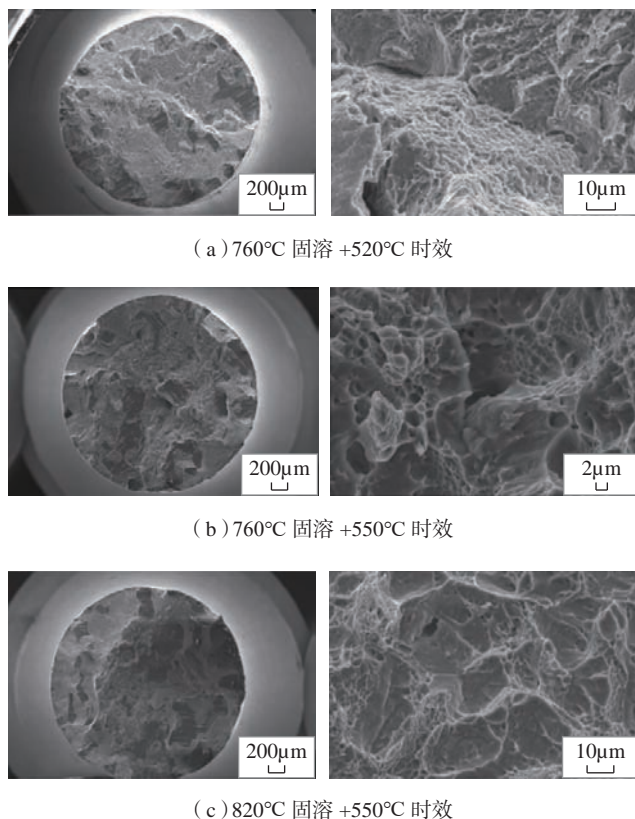


图6 Ti-45561合金在不同热处理条件下的室温拉伸断口形貌
Fig.6 Room temperature fracture surface of Ti-45561 alloy under different heat treatment conditions

Materials Characterization, 2012, 65: 8–15.

[13] RAFI H K, KARTHIK N V, GONG H J, et al. Microstructures and mechanical properties of Ti6Al4V parts fabricated by selective laser melting and electron beam melting[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2013, 22(12): 3872–3883.

[14] AL-BERMANI S S, BLACKMORE M L, ZHANG W, et al. The origin of microstructural diversity, texture, and mechanical properties in electron beam melted Ti-6Al-4V[J]. Metallurgical and Materials Transactions A (Physical Metallurgy and Materials Science), 2010, 41(13): 3422–3434.

[15] 陈玮, 陈哲源, 由洋, 等. 电子束选区熔化 Ti-6Al-4V 合金的显微组织与疲劳性能 [J]. 稀有金属材料与工程, 2017, 46(S1): 25–30.

CHEN Wei, CHEN Zheyuan, YOU Yang, et al. Microstructure and fatigue behavior of EBSM Ti-6Al-4V alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2017, 46(S1): 25–30.

[16] 付艳艳, 宋月清, 惠松晓, 等. 用正交试验法优化 VST55531 钛合金的热处理工艺 [J]. 金属热处理, 2008, 33(7): 66–68.

FU Yanyan, SONG Yueqing, HUI Songxiao, et al. Optimization on the heat treatment process of VST55531 titanium alloy with orthogonal test[J]. Heat Treatment of Metals, 2008, 33(7): 66–68.

[17] 杨合, 詹梅. 材料加工过程试验建模方法 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.

YANG He, ZHAN Mei. Experimental modeling method for material processing[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008.

[18] CARROLL B E, PALMER T A, BEESE A M. Anisotropic tensile behavior of Ti-6Al-4V components fabricated with directed energy deposition additive manufacturing[J]. Acta Materialia, 2015, 87: 309–320.

[19] LEYENS C, PETERS M. Titanium and titanium alloys[M]. Weinheim: Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA, 2003.

[20] SCHIJVE J. The fatigue strength of notched specimens[M]. Springer Netherlands: Fatigue of Structures and Materials, 2009.

[21] BANTOUNAS I, DYE D, LINDLEY T C. The role of microtexture on the faceted fracture morphology in Ti-6Al-4V subjected to high-cycle fatigue[J]. Acta Materialia, 2010, 58(11): 3908–3918.

[22] BRIDIER F, VILLECHAISE P, MENDEZ J. Analysis of the different slip systems activated by tension in a α/β titanium alloy in relation with local crystallographic orientation[J]. Acta Materialia, 2005, 53(3): 555–567.

通讯作者: 陈玮, 高级工程师, 研究方向为钛合金性能、粉末合金、增材制造, E-mail: wemer.nju@163.com.

(责编 阳光)

(上接第 84 页)

[4] 黄志祥. 基于超声振动辅助钛合金铆钉铆接工艺研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

HUANG Zhixiang. Research on ultrasonic vibration aided riveting technology for titanium-alloy rivet[D]. Nanjing: Nanjing University of

Aeronautics and Astronautics, 2014.

[5] BLAHA F, LANGENECKER B. Dehnung von Zink-Kristallen unter Ultraschalleinwirkung[J]. Naturwissenschaften, 1955, 42(20): 556.

[6] 楼阿莉. 国内外自动钻铆技术的发展现状及应用 [J]. 航空制造技术, 2005, 48(6): 50–52.

LOU Ali. Development status and application of automatic drilling and riveting technology at home and abroad[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2005, 48(6): 50–52.

[7] RANS C. An experimental investigation into the fatigue behaviour of dimple countersunk GLARE riveted lap joints[D]. Ottawa: Carleton University, 2003.

[8] 姚喆赫. 超声能场在金属微/介观成形中的作用理论及实验研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2016.

YAO Zhehe. Theories and experimental studies on effects of ultrasonic energy field in micro/meso metal forming[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016.

[9] 解振东. 镁/铝合金超声振动辅助塑性成形中的材料变形行为与超声作用机制研究 [D]. 济南: 山东大学, 2019.

XIE Zhendong. Study on materials deformation behaviors and ultrasonic acting mechanisms of ultrasonic vibration assisted Mg/Al alloys metal forming[D]. Jinan: Shandong University, 2019.

[10] 于海平, 邓将华, 李春峰, 等. 电磁铆接加载速率对 TA1 铆钉变形影响研究 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2011, 32(3): 378–383.

YU Haiping, DENG Jianghua, LI Chunfeng, et al. Effects of loading rate on TA1 rivet deformation in electromagnetic riveting[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2011, 32(3): 378–383.

[11] 黄志祥, 陈文亮, 姜丽萍, 等. 超声振动对钛合金铆钉压铆力的影响 [J]. 航空制造技术, 2014, 57(10): 79–82, 87.

HUANG Zhixiang, CHEN Wenliang, JIANG Liping, et al. Influences of ultrasonic vibration on riveting force of titanium alloy rivet[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(10): 79–82, 87.

[12] 黄志祥, 陈文亮, 林美安, 等. 基于超声振动辅助铆接技术研究 [J]. 机械设计与制造工程, 2016, 45(1): 70–73.

HUANG Zhixiang, CHEN Wenliang, LIN Meian, et al. Research on riveting technology assisted by the ultrasonic vibration[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2016, 45(1): 70–73.

[13] LIU T, LIN J, GUAN Y J, et al. Effects of ultrasonic vibration on the compression of pure titanium[J]. Ultrasonics, 2018, 89: 26–33.

[14] 刘涛. 超声振动辅助纯钛塑性变形行为研究 [D]. 济南: 山东大学, 2019.

LIU Tao. Research on ultrasonic vibration assisted pure titanium plastic deformation behavior[D]. Jinan: Shandong University, 2019.

[15] 卢雪珂, 申昱, 徐道俊, 等. 超声辅助介观尺度纯钛塑性变形晶体塑性数值模拟 [J]. 塑性工程学报, 2018, 25(6): 216–222.

LU Xueke, SHEN Yu, XU Daojun, et al. Crystal plasticity numerical simulation of ultrasonic assisted mesoscale pure titanium's plastic deformation[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2018, 25(6): 216–222.

[16] FATYUKHIN D S, NIGMETZANOV R I, SUNDUKOV S K, et al. Improving rivet performance by ultrasonic shock treatment[J]. Russian Engineering Research, 2019, 39(8): 703–704.

通讯作者: 林军, 副教授, 研究方向为塑性成形新工艺及其装备、塑性成形 CAE, E-mail: linjun@sdu.edu.cn.

(责编 阳光)

碳纤维增强树脂基复合材料层合板的传热性能研究

邱雪琼^{1,2}, 金熠³, 陈琳^{1,2}

- (1. 中国商飞上海飞机制造有限公司复合材料中心, 上海 200123;
2. 中国商飞北京民用飞机技术研究中心民用飞机结构与复合材料北京市重点实验室, 北京 102211;
3. 中国科学技术大学先进技术研究院, 合肥 230088)

[摘要] 随着复合材料在飞机结构中的应用增加, 复合材料与金属混杂结构中的热应力问题越来越受到重视。为了分析结构中的热应力, 准确的结构温度场必不可少, 而材料的传热性能参数对结构温度场的分析至关重要。复合材料传热性能的各向异性, 以及铺层依赖性, 给传热性能测量带来不便。依据 ASTM E1461 标准, 设计了不同铺层的试验件, 采用闪光法测量 T800 级碳纤维增强树脂基复合材料层合板沿厚度方向和面内方向的热传导率。研究各种铺层层合板的热传导率规律, 验证了复合材料层合板面内方向热传导率的热叠层理论计算公式。此研究结果可应用于碳纤维增强树脂基复合材料层合板热传导率的快速计算。

关键词: 碳纤维增强复合材料; 层合板; 热传导率; 闪光法; 热叠层理论

Heat Transfer Performance of Carbon Fiber Reinforced Resin Matrix Laminated Composites

QIU Xueqiong^{1,2}, JIN Yi³, CHEN Lin^{1,2}

- (1. Composite Center, COMAC Shanghai Aircraft Manufacturing Co. Ltd., Shanghai 200123, China;
2. Beijing Key Laboratory of Civil Aircraft Structures and Composite Material, COMAC Beijing Aircraft Technology Research Institute, Beijing 102211, China;
3. Institute of Advanced Technology, University of Science and Technology of China, Hefei 230088, China)

[ABSTRACT] With the increase of applications of composites in airplane structures, the thermally-induced stresses are critical issues in composite-metal hybrid structures. In order to analyze thermally-induced structural stresses, accurate structural temperature field value is necessary, while the heat transfer performance of the materials is of great importance for the structural temperature field analysis. Due to the anisotropy of heat transfer performance of composites, which is dependent on the layer and structure of laminates, it results in difficulties in evaluation of thermal conductivities. Based on the ASTM E1461, the samples with different structures were designed, and the thermal conductivities in depth direction and in-plane direction of the T800 carbon fiber reinforced resin laminates were tested through flash method. The thermal conductivities for laminates in different stack types were studied. And also, the thermal stack theory of thermal conductivity for composite laminates in in-plane direction was verified. This work provided a fast approach for evaluation of thermal conductivity of carbon fiber reinforced resin matrix laminated composites.

Keywords: Carbon fiber reinforced composite; Laminate; Thermal conductivity; Flash method; Thermal lamination theory

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.091

在飞机设计初期, 材料性能参数对材料选用及飞机尺寸定义等分析至关重要。随着复合材料在航空领域的推广应用, 复合材料与金属混杂结构中的热应力问题受到越来越多的关注, 国内外运输类飞机^[1-2]适航标准以及复合材料飞机结构咨询通告^[3]都规定了必须充分评估温度对结构静强度和疲劳寿命的影响。为此, 需要准确预测和评估结构中的热应力, 而结构热应力的分析, 需要准确的结构温度场输入, 而热学性能参数对温

度场的精确分析至关重要, 尤其是具有强各向异性复合材料的热传导率数据。过去的飞机结构设计中复合材料的表征主要涉及对力学性能进行测试, 热学性能参数数据比较欠缺。

复合材料较强的可设计性是在其在飞机结构中得以推广应用的显著优势之一, 采用不同的铺层和厚度设计可满足结构设计中各种尺寸、承载和传力需求。然而, 复合材料的各向异性也给传热性能表征带来不便。飞

机复合材料结构设计中往往包含大量的铺层库,而复合材料热传导率受铺层影响显著,工程上对所有铺层复合材料的热传导率进行测试是不可取的,因此需对复合材料层合板的传热性能进行研究,采用合理工程计算方法批量快速获取各种铺层复合材料的热传导率将是一个主要的技术途径。复合材料的热传导率测试与机理研究已表明,材料的热传导率与纤维体积含量、传热方向、温度、铺层、树脂材料等因素密切相关^[4-9]。文献[5]给出一种由纤维、树脂体积含量、纤维、树脂热导率为变量计算碳纤维复合材料低温热传导率的理论方法。该方法以纤维和树脂基的参数为自变量,而飞机结构分析,尤其是有限元分析中通常以单层性能参数和铺层顺序为自变量,因此更需要一种通过单层性能计算层合板性能的方法以实现大量不同铺层性能的快速批量计算。

本文采用复合材料层合板热传导系数的闪光法测量技术,以飞机结构中使用较多的某 T800 级碳纤维增强树脂基复合材料为研究对象,根据 ASTM E1461 标准试验的要求,设计了试验件铺层及构型,测试了单向铺层、正交铺层和准各向同性铺层这 3 种铺层复合材料,沿厚度和面内方向的热传导系数,研究了铺层对热传导率的影响规律,并验证了复合材料层合板面内方向热传导系数的热叠层理论^[10]。

1 试验方法

材料的热传导率标准测试方法有:防护热板法^[11]、热流计法^[12]、热线法^[13]和闪光法^[14]等。各种方法的适用范围及测量温度范围对比如图 1 所示,图 1 中还展示

了室温下各种常见材料的热传导率。碳纤维增强树脂基复合材料热传导率一般在 0.1~10W/(m·K)量级,从图 1 可见闪光法能完全覆盖这一范围,因此本试验采用闪光法进行碳纤维增强树脂基复合材料层合板的热传导率测量。

闪光法测量热扩散的测试原理如图 2 所示,在一定的设定温度 T_0 (由炉体控制的恒温条件)下,由激光源或闪光氙灯在瞬间发射一束光脉冲,均匀照射在样品上表面,使其表层吸收光能后温度瞬时升高,并作为热端将能量以一维热传导方式向冷端(下表面)传播。使用红外检测器连续测量样品下表面中心部位的相应温升过程,得到温度(检测器信号)升高对时间响应的关系曲线。

样品在温度 T_0 下的热扩散系数 α 通过样品厚度及下表面温度达到最高温度一定百分比所花的时间计算获得。即,

$$\alpha = 0.1388 \times d^2 / t_{50} \quad (1)$$

式中, α 为热扩散率, mm^2/s ; d 为样品厚度, mm ; t_{50} 为样品下表面温度达到最高温度 50% 所花的时间。

热导率由试验测得的热扩散率获得,计算公式如下:

$$\lambda = \alpha / (C_p \cdot \rho) \quad (2)$$

式中, λ 为热导率, $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$; C_p 为比热容, $\text{J}/(\text{g}\cdot\text{K})$; ρ 为密度, g/cm^3 。

2 试验

2.1 试验矩阵

试验件为某 T800 级碳纤维增强树脂基复合材料层

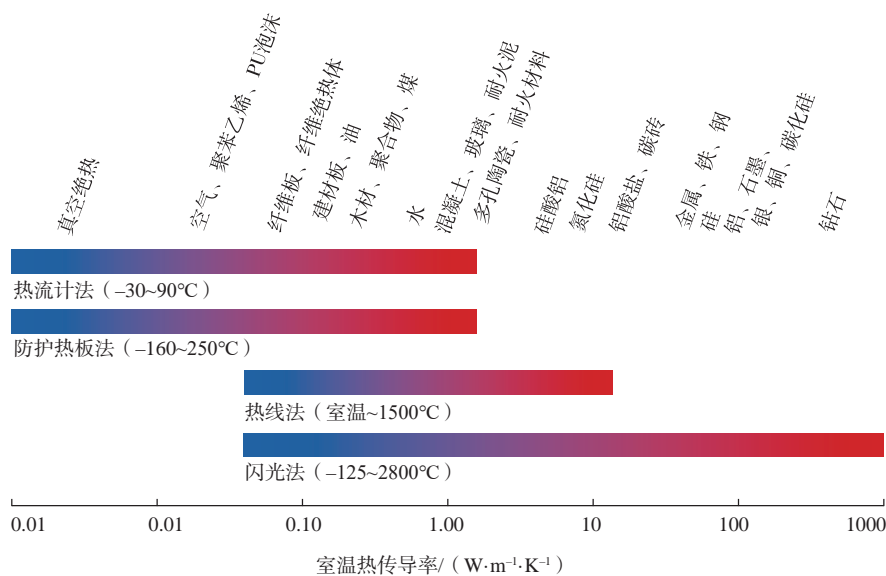


图1 材料的热传导率范围及各种测量方法的覆盖区间

Fig.1 Thermal conductivities for different materials and cover ranges for different test methods

合板。试验件构型为圆饼形薄片,如图3(a)所示,直径(12.6 ± 0.05)mm,厚度约1.5mm。设计 0° 铺层、 90° 铺层、正交铺层及准各向同性铺层的试验件,分别测试沿厚度方向和面内方向的热传导率,试验矩阵如表1所示。测面内方向热传导率的试验件,试验件切割示意图如图3(b)所示,圆柱轴线沿着层合板X轴方向。测厚度方向(即层合板Z方向)热传导率的试验件,试验件切割示意图如图3(c)所示,圆柱轴线沿着Z轴方向。

2.2 试验环境

根据民用飞机运营的温度范围选择试样的测试温度范围为 $-55 \sim 100^\circ\text{C}$,选取温度点: -55°C 、 -25°C 、 0°C 、室温、 50°C 、 75°C 、 100°C 进行测量。

2.3 试验设备

测试仪器为NETZSCH公司LFA457,利用天平测量试样质量,利用千分尺测量试样直径和厚度,计算试样的密度。在测试热传导率之前,对待测样品的两个面喷涂一层薄而均匀的石墨,以提高试样吸收能量的能力。试验件安装如图4所示,每批测量中放入一个标准样品作参照,标准样品采用NETZSCH公司的高温陶瓷9606。

3 结果与讨论

测量热扩散率和比热,由式(2)计算各种铺层层合板厚度及面内方向的热传导率,计算结果见图5。

从试验结果可见,单向铺层、正交铺层与准各向同性铺层的厚度方向热传导率基本相同,在 $-55 \sim 100^\circ\text{C}$ 区间,热传导率在 $0.34 \sim 0.65 \text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 之间,并且在所测试的温度范围内随温度升高稍有增加。所以,厚度方向热传导率基本不受铺层影响。

在面内方向, 90° 铺层方向的热传导率与厚度方向的热传导率相当,在 $0.45 \sim 0.82 \text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 之间。 0° 铺层方向的热传导率则高一个数量级,且随温度升高而明显增加,在 $-55 \sim 100^\circ\text{C}$ 区间,热传导率在 $4.41 \sim 9.06 \text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 范围。文献[15-16]均显示了纤维与树脂的热传导率随温度升高而增加,碳纤维沿轴向热传导率在 $10 \text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 左右,径向热传导率在 $1 \text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 左右,

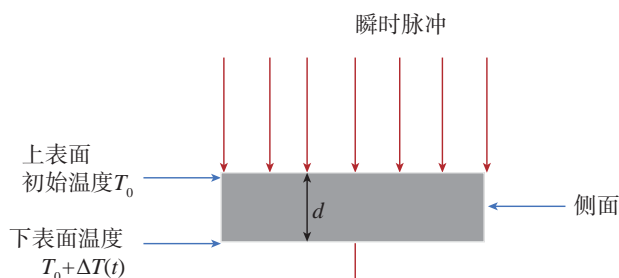
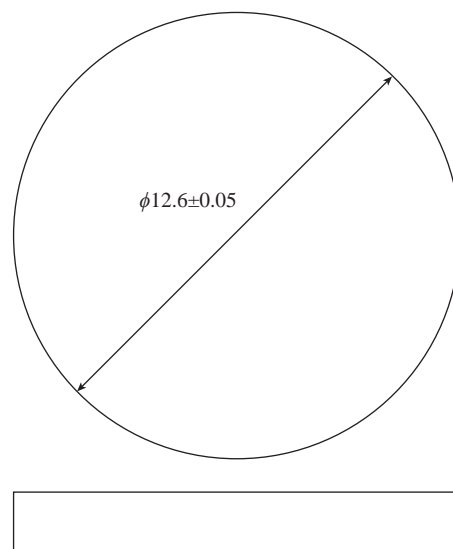
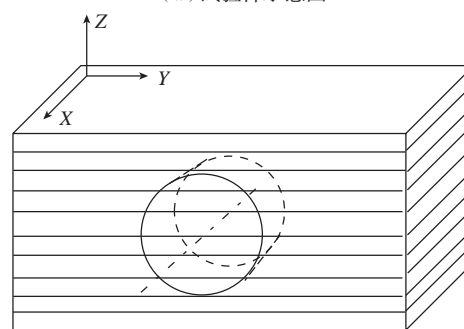


图2 闪光法示意图

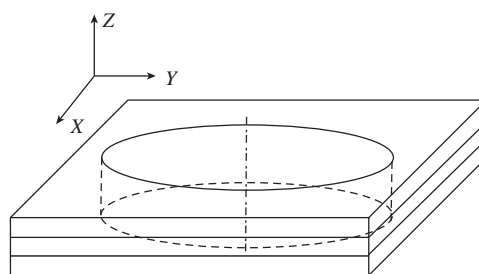
Fig.2 Schematic of flash method



(a) 试验件示意图



(b) 面内方向热传导率试验件切割示意图



(c) 厚度方向热传导率试验件切割示意图

图3 试验件切割示意图

Fig.3 Schematic for sample cutting

表1 层合板热传导率试验矩阵

Table 1 Test matrix of thermal conductivity test for laminated composites

序号	测试方向	铺层顺序	层数	试片厚度/mm
1	X向	0° 铺层	108	1.50
2	X向	90° 铺层	108	1.50
3	Z向	0° 铺层	8	1.53
4	X向	$[0/90]_{27s}$	108	1.50
5	Z向	$[0/90]_{2s}$	8	1.53
6	X向	$[45/-45/0/90]_{14s}$	112	1.50
7	Z向	$[45/-45/0/90]_s$	8	1.53

树脂的热传导率在 0~1W/(m·K),由于 0° 铺层热传导沿纤维轴向,其热传导率接近纤维轴向热传导率,而 90° 铺层方向与厚度方向的热传导则由基体与纤维径向主导。

正交铺层与准各向同性铺层的面内方向热传导率则介于 0° 铺层方向的热传导率与 90° 铺层方向的热传导率之间,且基本重合,热传导率随温度升高而增加。不难理解,这两种铺层层合板面内方向的整体热传导率,受纤维的轴向、径向以及树脂热传导的共同影响。不同铺层复合材料层合板的热传导率与 0° 铺层方向和 90° 铺层方向热传导率之间的关系可由热层叠理论计算^[10]。

4 热层叠理论

在飞机结构设计中,层合板一般由含不同比例的



图4 热传导率试验件装样图

Fig.4 Samples loading for thermal conductivity test

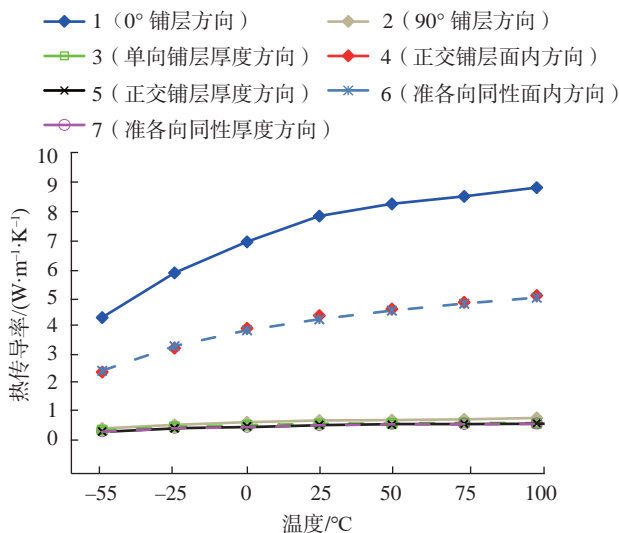


图5 层合板热传导率

Fig.5 Thermal conductivity of laminated composites

0°、±45°、90° 铺层单向带铺贴而成,若层合板各单层材料相同,可根据 0° 和 90° 铺层热导率试验数据,采用热层叠理论计算不同铺层层合板的面内热传导率。先求出各单层在层合板主方向(x方向)和次方向(y方向)的热导率,如图 6 和式(3)所示,然后按各单层铺层数量加权平均得到等效的层合板的热导率,设板内 0°、±45°、90° 的铺层百分比例为 i : j : k,则层合板的等效热导率可由式(4)计算^[10]。

$$\begin{cases} K_{x(\alpha)} = \frac{k_x + k_y}{2} + \frac{k_x - k_y}{2} \cos 2\alpha \\ K_{y(\alpha)} = \frac{k_x + k_y}{2} - \frac{k_x - k_y}{2} \cos 2\alpha \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} K_x = \frac{K_{x(0)} \cdot i + K_{x(\pm 45)} \cdot j + K_{x(90)} \cdot k}{i + j + k} \\ K_y = \frac{K_{y(0)} \cdot i + K_{y(\pm 45)} \cdot j + K_{y(90)} \cdot k}{i + j + k} \end{cases} \quad (4)$$

式中, k_x 为单层在纤维方向的热导率; k_y 为单层在垂直纤维方向的热导率; α 为单层纤维方向与层合板主方向的夹角; $K_{x(\alpha)}$ 为 α 铺层在层合板主方向上的等效热导率; $K_{y(\alpha)}$ 为 α 铺层在层合板次方向上的等效热导率; K_x 为层合板主方向等效热导率; K_y 为层合板次方向等效热导率; $K_{x(0)}$ 为 0° 铺层在层合板主方向上的等效热导率; $K_{y(0)}$ 为 0° 铺层在层合板次方向上的等效热导率; $K_{x(\pm 45)}$ 为 ±45° 铺层在层合板主方向上的等效热导率; $K_{y(\pm 45)}$ 为 ±45° 铺层在层合板次方向上的等效热导率; $K_{x(90)}$ 为 90° 铺层在层合板主方向上的等效热导率; $K_{y(90)}$ 为 90° 铺层在层合板次方向上的等效热导率。

由式(3)可分别计算 0°, 90° ±45° 铺层在层合板主方向和次方向的热传导率:

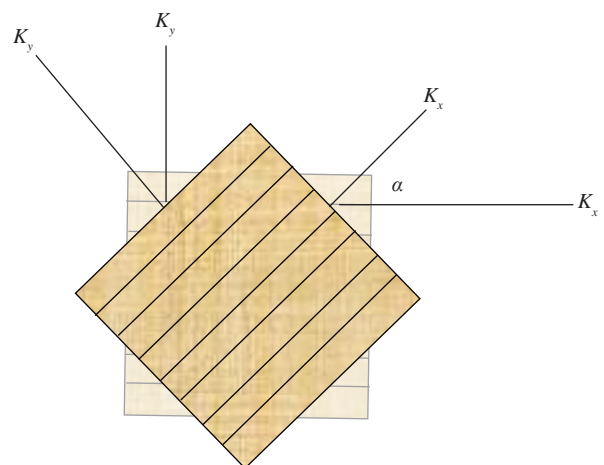


图6 单层在层合板主、次方向热导率

Fig.6 Thermal conductivity of lamina in principle direction and vertical-principle direction

$$K_{y(0)}=K_x, K_{y(90)}=K_y;$$

$$K_{x(90)}=K_y, K_{x(0)}=K_x,$$

$$K_x(\pm 45) = \frac{k_x + k_y}{2}, K_y(\pm 45) = \frac{k_x + k_y}{2}.$$

对正交铺层, $i : j : k = 50 : 0 : 50$, 对准各向同性铺层, $i : j : k = 25 : 50 : 25$, 由式(4)计算, 均可得:

$$K_x = K_y = \frac{k_x + k_y}{2}$$

可见正交铺层与准各向同性铺层的层合板理论结果相同, 且 x, y 方向热传导率相等。

代入试验测得的 $0^\circ, 90^\circ$ 方向热传导率, 计算正交铺层与准各向同性铺层的层合板理论结果, 计算结果与试验结果对比见图 7。试验及理论结果均显示正交铺层与准各向同性铺层的热传导率相同, 且随温度升高而增大。试验值与热叠层理论计算值两者差异在 3.82%~9.12% 内, 试验值相对理论值整体稍偏高, 随着温度升高, 热传导率增大, 误差也变大。测量的正交铺层与准各向同性铺层面内方向热传导率的重叠性很好, 与理论预期一致, 说明不同铺层角度与 $0^\circ, 90^\circ$ 方向热传导率之间的关系是同时符合热层叠理论规律的。误差来源可能与试验件密度的测量精度相关, 试验中试样的密度由天平测量质量, 千分尺测量直径和厚度计算获得, 由于试样较小, 在不同铺层试验件的质量测量和尺寸测量中存在一定误差, 给热传导率的计算整体带来误差。也可能是随着温度升高, 纤维轴向传热性能的贡献稍稍增大, 使得层合板整体面内方向的热传导率稍偏高。

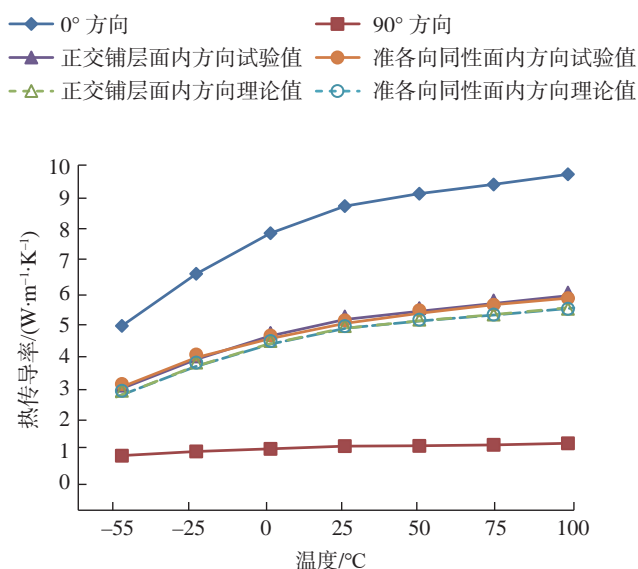


图7 试验值与理论值对比

Fig.7 Comparison between test values and calculated values

5 结论

研究了闪光法应用于复合材料层合板热传导系数的测量技术, 以某 T800 级碳纤维增强树脂基复合材料为对象, 测量了单向铺层、正交铺层和准各向同性铺层的层合板沿厚度方向及面内方向的热传导率。所测得的数据验证了复合材料层合板热叠层理论分析方法。该结论可在飞机结构设计中用于快速计算同种材料铺层设计的层合板热传导率, 大大减少复合材料结构热分析的工作量, 为温度场分析、热应力研究提供支持。

参考文献

- [1] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [2] Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 Airworthiness standards: Transport category airplanes[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011.
- [3] Federal Aviation Administration. Federal Aviation Regulation Part 25: Airworthiness standards: Transport category airplanes[S]. Washington: Federal Aviation Administration, Department of Transportation. 2003.
- [4] Department of Transportation Federal Aviation Administration. Advisory circular 20-107B, composite aircraft structure[S]. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2009.
- [5] 张建可. 树脂基碳纤维复合材料的热物理性能之一——导热系数 [J]. 中国空间科学技术, 1987, 7(3): 55-60.
- [6] ZHANG Jianke. The one of thermal physical properties of carbon fibre/epoxy—resin composites—thermal conductivity[J]. Chinese Space Science and Technology, 1987, 7(3): 55-60.
- [7] 张建可. 碳纤维复合材料低温热导率的实用计算方法 [J]. 中国空间科学技术, 1994, 14(6): 39-42.
- [8] ZHANG Jianke. The calculated method of thermal conductivity of carbon fibre composites at low temperatures[J]. Chinese Space Science and Technology, 1994, 14(6): 39-42.
- [9] 沈蓉影. 导热系数测定中的影响因素研究 [J]. 材料工程, 1992, 20(6): 39-41.
- [10] SHEN Rongying. The effect of factors on measured results of thermal conductivity[J]. Journal of Materials Engineering, 1992, 20(6): 39-41.
- [11] 沈蓉影. 碳纤维复合材料导热系数研究 [J]. 材料工程, 1993, 21(3): 4-5.
- [12] SHEN Rongying. Study on thermal conductivity of carbon fiber composites[J]. Journal of Materials Engineering, 1993, 21(3): 4-5.
- [13] 肖俐. 热线法测试纺织纤维导热系数的方法研究 [D]. 上海: 上海工程技术大学, 2016.
- [14] XIAO Li. Study on the characterization of thermal conductivity of fibers by hot wire method[D]. Shanghai: Shanghai University of Engineering Science, 2016.
- [15] 杨帆, 曾杜娟, 田建东, 等. 纤维增强复合材料宏观传热分析 [J]. 强度与环境, 2014, 41(4): 58-63.
- [16] YANG Fan, ZENG Dujuan, TIAN Jiandong, et al. Micro-macro scale heat transfer analysis of fiber reinforced composites[J]. Structure & Environment Engineering, 2014, 41(4): 58-63.

(下转第102页)

基于适合分析T样条的曲面重构方法*

鹿 昱^{1,2}, 王 健¹, 彭立华¹, 徐 龙¹

(1. 华中科技大学机械科学与工程学院, 武汉 430074;
2. 广州中旺龙腾软件股份有限公司武汉分公司, 武汉 430000)

[摘要] 高精度高效率的曲面重构是先进航空制造与测量的重要步骤。B样条与NURBS作为成熟的建模工具,是现在曲面重构的主要方法。然而,B样条与NURBS控制网络的拓扑要求使得其对曲面进行建模时会产生很多的冗余控制顶点。近些年来新提出的T样条较好地解决了这个问题,其后发展出的T样条的子类适合分析T样条(ASTS)进一步优化了该样条的性质。目前,T样条已被成功应用于曲面重构,而基于ASTS的曲面重构算法却亟待开发。提出了一种基于适合分析T样条的曲面重构方法。该方法能够通过自适应的初始T网格构建与高效的局部细化方法,构建出符合误差要求的AST样条模型。试验结果表明,在控制顶点数量相同的情况下,提出的算法能够重构出比NURBS更加精确的样条模型;与一般的T样条重构算法相比,具有更高的计算效率。

关键词: 精密表面测量; 复杂曲面重构; 适合分析T样条; 自适应拟合; 精度与效率

Analysis-Suitable T-Spline Fitting for Sculptured Surface Reconstruction

LU Yu^{1,2}, WANG Jian¹, PENG Lihua¹, XU Long¹

(1. School of Mechanical Science and Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;
2. Wuhan Branch, ZWSOFT Ltd. (Guangzhou), Wuhan 430000, China)

[ABSTRACT] Surface reconstruction with high efficiency and accuracy is required in advanced aerospace manufacturing and measurement. As widely used models, B-spline and NURBS are the main tools for surface reconstruction in existing methods. However, the topological constraints of B-splines and NURBS control meshes make it produce a lot of redundant control points when modeling surfaces. Newly proposed T-splines in recent years have provided a method to solve this problem. Analysis-suitable T-splines (ASTS), a subset of T-splines with certain topological constraints were later developed, which optimized the mathematical properties and localized refinement capability of T-splines. T-splines have been successfully applied to surface reconstruction, while ASTS-based surface reconstruction algorithms are in vacancy at the moment. This paper proposes a surface reconstruction method based on analysis-suitable T-splines. Adaptive construction of an initial AST-mesh and efficient local refinement are performed in the algorithm to generate an ASTS surface within certain tolerance. Our experimental results show that the proposed ASTS fitting can generate spline surface with higher accuracy than NURBS fitting with the same amount of control parameters. The computing efficiency of the proposed algorithm is higher than simple T-spline fitting.

Keywords: Precision surface measurement; Freeform surface reconstruction; Analysis-suitable T-splines; Adaptive fitting; Accuracy and efficiency

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.19.096

曲面重构是指从一组离散的扫描数据点逆向推导出该物体的数学表达模型,这在很多领域是非常重要的,如航空零件、曲面测量、模具的制造与设计、3D打

印、文物复原等。样条模型是曲面的常用表达方式,如B样条与NURBS,仅需一个控制网格和相应的控制顶点,便能表示任意的复杂曲面,广泛应用于CAD等领域。此外,NURBS还是曲面表达的标准格式。因此,以往的曲面重构算法都将点云数据拟合合成B样条曲

* 基金项目: 国家自然科学基金(51705178, 52075206)。

面或 NURBS 曲面^[1-3]。但 B 样条与 NURBS 样条要求控制网格为规则的拓扑矩形,节点向量是全局共享的,难以实现局部细化,每引入一个节点,都需成行成列地加入新节点来满足拓扑要求,但这些节点对于曲面的控制完全没有意义。因此, B 样条和 NURBS 曲面在表达特征信息丰富的复杂曲面时将产生很多冗余节点,这极大程度地影响了曲面设计及曲面重构的计算和存储。为解决这个问题, Sederberg 等^[4-5]在 2003 年提出了 T 样条,并在 2004 年完善了该理论。与传统的 B 样条和 NURBS 不同, T 样条允许控制网格中存在 T 型节点,这使得 T 样条可以实现局部细化,每引入一个节点,只需引入若干节点,而不必为了满足拓扑要求成行成列地加入节点,极大简化了曲面的表达,节省了存储空间。

T 样条提出后,很多学者利用 T 样条实现了曲面重构。Zheng 等^[6]利用 T 样条完成了对 z-map 型数据的曲面重构; Yang 等^[7]实现了对按行分布的数据点重构出连续的 T 样条曲面; Wang 等^[8]根据曲率信息对引导误差分配,完成了对一般 3D 点云数据的曲面重构; Lin 等^[9]利用迭代的方法,优化了对大量点云数据的 T 样条曲面重构过程; Feng 等^[10]提出了一种 split-connect-fit 的思路,再一次提高了对大规模点云的 T 样条曲面重构过程。

T 样条打破了 B 样条与 NURBS 的拓扑要求,实现了局部细化,但也带来了一些问题,如混合函数的线性独立性不能保证^[5],这使得曲面重构方程的最小二乘解不唯一;再如 T 样条的混合函数的单位分解性不能保证^[5],这使得一般的 T 样条曲面表达式均为有理式形式,不方便后续计算,若想得到简单的多项式形式,需要 T 样条为标准或准标准型^[4-5],这就要求曲面重构时初始的 T 网格必须是标准或准标准的,一般只能选用 B 网格(如文献 [6,8,9] 中的方法),而不能输入点云的特征来分配节点;还有就是 T 样条的局部细化算法在某些情况下效果较差^[11],不够稳定。这些问题不仅影响了曲面重构的过程,也给曲面设计、等几何分析等领域的应用造成了很大困难。

为了解决这些问题, Li 等^[12]提出了 AST 样条。AST 样条是 T 样条的一个子类,是有一定拓扑限制的 T 网格。AST 样条的混合函数具有线性无关性,且附加一些简单的额外条件后,混合函数也具有单位分解性^[13]。之后, Scott 等^[11]给出了 AST 样条的局部细化算法,该算法比一般 T 样条的局部细化算法更加稳定。AST 样条自从提出以后,便被迅速应用到了等几何分析领域^[14-15],但曲面重构领域还基本只有使用 T 样条的方法。因此,本文提出了利用 AST 样条实现了 3D

点云数据的自适应曲面重构算法。

1 AST 样条

1.1 T 样条

与 B 样条和 NURBS 类似, T 样条也是定义在一个由节点(图 1 中的黑点)和边(图 1 中的实线)组成的控制网格及其相应控制顶点上的样条,而这个控制网格,就叫做 T 网格。与 B 样条和 NURBS 样条的控制网格不同, T 网格中允许存在 T 节点,如图 1 所示,其中的 P_1 、 P_2 这两个节点就叫做 T 节点。

三维空间中的控制顶点与 T 网格中的节点一一对应。给定了 T 网格和对应的控制顶点后, T 样条的具体表达式可以写为:

$$S(u, v) = \frac{\sum_{i=1}^n w_i P_i B_i(u, v)}{\sum_{i=1}^n w_i B_i(u, v)} \quad (1)$$

其中, w_i 是权值; P_i 是控制顶点,而 $B_i(u, v)$ 是每个节点的混合函数,具体形式为:

$$B_i(u, v) = N[u_i](u)N[v_i](v) \quad (2)$$

其中, $N[u_i](u)$ 和 $N[v_i](v)$ 是分别定义在如下两个节点区间上的 3 次 B 样条基函数:

$$\begin{aligned} u_i &= [u_{i0}, u_{i1}, u_{i2}, u_{i3}, u_{i4}] \\ v_i &= [v_{i0}, v_{i1}, v_{i2}, v_{i3}, v_{i4}] \end{aligned} \quad (3)$$

给定一个 T 网格,每个节点的节点区间 u_i 和 v_i 按文献 [4] 中的方法决定。在 T 网格中,设该节点的坐标为 (u_{i2}, v_{i2}) ,以该点作为原点,向右(u 增大的方向)发射一条射线,与该射线最先相交的两条边的坐标,即为 u_{i3} 和 v_{i3} 。其余的坐标可按类似的方法得出。图 1 给出了具体的例子,节点 P_1 的节点区间已用红色方框标出。

1.2 AST 样条

AST 样条是 T 样条的一个子类,需要附加一些拓

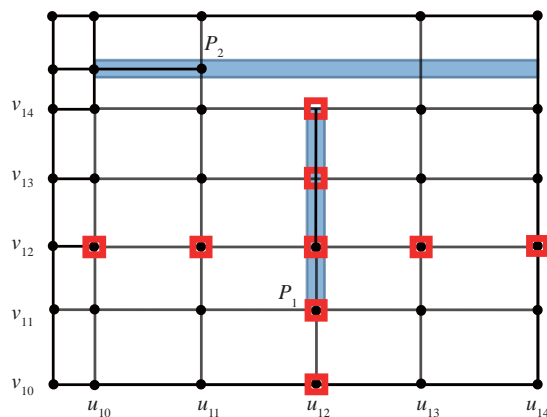


图1 带有两个T节点的T网格

Fig.1 A T-mesh with two T-junctions

扑上的限制,而这些限制建立在T节点扩展的概念上。对于每个T节点,设这个T节点的节点区间为式(3)所示,则该T节点扩展是指这样一条线段:若该节点缺失右边,则该点的T节点扩展为线段 $\overline{u_{i1}, u_{i4}}$;若该节点缺失左边,则该点的T节点扩展为线段 $\overline{u_{i0}, u_{i3}}$;若该节点缺失上边,则该点的T节点扩展为线段 $\overline{v_{i1}, v_{i4}}$;若该节点缺失下边,则该点的T节点扩展为线段 $\overline{v_{i0}, v_{i3}}$ 。

对于一个给定的T网络,如果其水平方向的T节点扩展与垂直方向的T节点扩展两两不相交,则该T网络为AST网络;相应的,定义在这个AST网络上的T样条曲面就叫做AST样条曲面。图1中的T网络就是一个AST网络,其中两个T型节点的T节点扩展已用蓝色矩形标出。

2 自适应AST样条曲面重构

给定一组3D数据点 V 和一个误差阈值 ϵ ,AST样条曲面重构可以描述为:寻找一个AST样条曲面 $S(u, v)$,使得以下不等式成立:

$$\text{dist}(S(u, v) - v_i) \leq \epsilon, V_i \in V \quad (4)$$

在本文的算法中,实现以上目标主要包含以下几个步骤:对输入数据 V 进行参数化并得到参数结果 U ,再根据 U 构建初始的T网络并将其转化为AST网络,之后利用最小二乘法求解控制顶点,得到AST曲面并计算误差,在误差不能满足阈值 ϵ 的要求处进行AST网络的局部细化,直至满足误差要求。图2给出了算法的程序流程图。

2.1 参数化

三角网络的参数化是一个3D数据到2D数据的映射 G :对于给定的三角网络 T 中的任一个数据点 $V_i=(x_i, y_i, z_i) \in R^3$,都有一个 $U_i=(u_i, v_i) \in R^2$ 与之对应,即 $U_i=G(V_i)$ 。三角网络的参数化是参数曲面重构的重要步骤。得到结果后,便可根据参数化结果 U 构建AST网络,

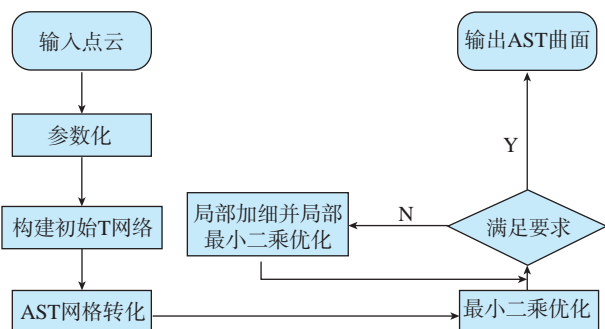


图2 自适应AST曲面重构算法流程图

Fig.2 Flow chart of ASTS reconstruction algorithm

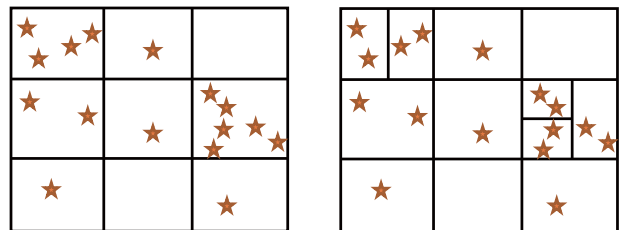
进而计算后续的计算。对于z-map型数据^[16],由于其 x 与 y 坐标成阵列形式,不会出现重复,因此可以直接将其 x 坐标与 y 坐标作为参数化结果;对于一般的3D数据,本文使用了长方形边界参数化^[17]。长方形边界参数化使得参数结果分布在规整的长方形区域内,有利于根据参数点来构建初始T网络。该算法的详细步骤可参阅文献[17]。

2.2 初始T网络的构建

得到点云数据的参数化结果后,便可以构建初始的T网络。在很多现有的算法中[6,8,9],为了保证混合函数的线性独立性与单位分解性,初始的T网络被设定成一个 $n \times n$ 的标准T网络(图3(a)),后续网络的细化完全依靠误差引导的网格细分。根据误差细分网格是一个必不可少的步骤,但这一过程的计算耗时较长,如果能根据点云几何信息构建一个良好的初始T网络,则会大大减少根据误差细分网格的步骤,减少计算时间。但这样做就难以保证该T网络是标准的,因此在现有的基于一般T样条的重构算法中,难以实现。然而AST样条并没有这种限制。因此,本文提出了一种依据T网络中每个最小长方形内所包含的参数点个数及特征点个数来构建初始T网络的方法(图3(b))。

2.2.1 特征点的计算

特征点的选取有很多种方法,一种常见且有效的方法便是依据曲率进行选取。在本文的方法中,也采用曲率作为评价标准,将曲率较大的点作为特征点。对于连续光滑平面上的一个点,其曲率有无穷多个,其中最大的曲率记为 k_1 ,最小的曲率记为 k_2 ,这两个曲率叫做主曲率,而高斯曲率 k 可表示为这两个曲率的乘积。高斯曲率表示了该点曲率的综合性质,高斯曲率较大的点,曲面弯曲程度大,视为特征点。本文的处理对象是离散的三角网格,两个主曲率的计算是利用文献[18]中的方



(a) 现有算法中常用的 $m \times n$ 初始T网格

(b) 自适应构建的初始T网格

图3 现有算法中常用的 $m \times n$ 初始T网格与本文提出的自适应构建的初始T网格(星标为特征点)

Fig.3 $m \times n$ initial T-mesh grid used in most existing algorithms and proposed adaptively constructed initial T-mesh (feature points are marked with stars)

法。主曲率得到后相乘便可以得到每个数据点的高斯曲率,选取高斯曲率值较大的数据点作为特征点,在本文的计算中,选取的比例设定为 10%。

2.2.2 网格的自适应细分

根据参数化的结果,所有的数据点均分布在 $[0, 1]$ 区间内。因此,选取一个 $[0, 1] \times [0, 1]$ 的正方形网格作为最初始网格来进行细化。网格的细化是依据最小长方形中的参数点数量以及特征点数量来进行的。给定一个参数点数量的阈值 N_d 和特征点数量阈值 N_f , 当一个最小长方形中的参数点数量超过 N_d 或者特征点数量超过 N_f 时,就将其一分为二,直至满足阈值要求。划分时在长方形的长边进行划分。也就是说,设该长方形的左下角节点的坐标为 (u_{min}, v_{min}) , 右上角节点的坐标为 (u_{max}, v_{max}) , 如果 $u_{max} - u_{min} < v_{max} - v_{min}$, 即竖直边是长边,就在 $v = (v_{max} - v_{min}) / 2$ 处进行划分; 反之,就在 $u = (u_{max} - u_{min}) / 2$ 处进行划分。这样可以使划分出的长方形更加匀称,而不是扁平的长方形。

2.2.3 构建缩减参数域

文献 [13] 指出, AST 样条曲面的混合函数在缩减参数域上具有单位分解性,如图 4 所示,灰色区域即为缩

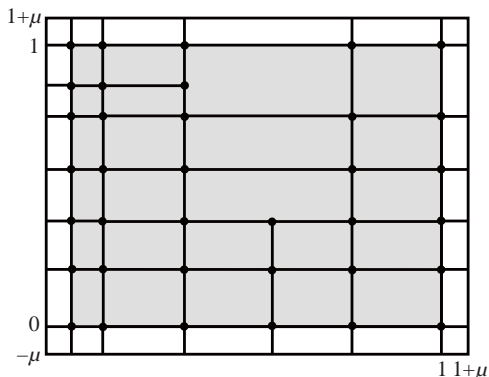


图4 扩展后的最终初始T网格 (灰色区域为缩减参数域)

Fig.4 A complete initial T-mesh with extended boundaries (reduced parametric domain is marked in grey)

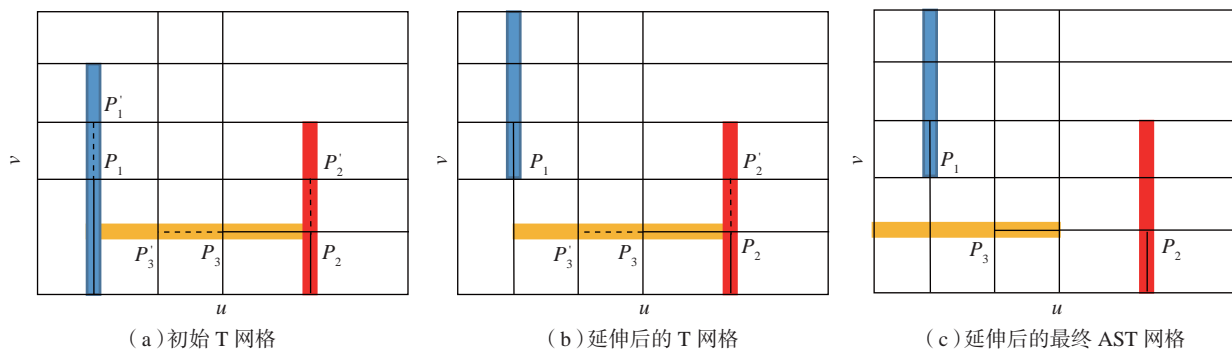


图5 AST网格转化算法示例

Fig.5 An example of AST-mesh conversion

减参数域。因此,上一步得到的网格需要扩展一层来保证点云的参数值均处于缩减参数域内。如图 4 所示,将网格边界上的所有节点向外扩展一个距离为 μ 的新节点,并连接,形成一个新的 $[-\mu, 1+\mu] \times [-\mu, 1+\mu]$ 的网格,而原来的 $[0, 1] \times [0, 1]$ 的正方形网格部分变为缩减参数域。

2.3 AST网格转化

AST 网格转化算法是整个算法中的重要步骤,在初始 T 网格构建完成后,一般来讲这时的 T 网格只是一般 T 网格,而不满足 AST 网格的要求,需要将 T 网格转化成 AST 网格; 另外,在后文中的每一步局部细化中,每一次的网格加细产生的中间 T 网格往往也都不是 AST 网格,需要将其转化成 AST 网格。

正如前面所介绍的, AST 网格是 T 网格的一个子类,只有当一个 T 网格中所有的水平 T 节点扩展和所有的竖直 T 节点扩展均不相交时,这个 T 网格才叫做 AST 网格。一个一般的 T 网格可以转化成很多个 AST 网格,但我们需要找到那个最简单的网格,或者说,最接近原网格的 AST 网格,即转化所插入的节点数量最少。这是一个 NP-hard 问题^[11],采用与文献 [11] 中类似的方法,用贪婪策略来寻求局部最优解。具体的方法为:

(1) 找到原 T 网格中所有相交的 T 节点扩展及其相应的 T 节点。

(2) 对上一步骤中的每一个 T 节点,沿其缺失的方向进行一次延伸,得到一个新的 T 网格,并计算新的 T 网格中相交的 T 节点扩展的个数。对每个 T 节点都如此做,找到相交的 T 节点扩展的个数最小的那个 T 网格替代之前的 T 网格。

(3) 重复步骤(2)直至没有相交的 T 节点扩展,得到最终的 AST 网格。

该算法是一定有解的,不会出现相交的 T 节点扩展越来越多的情况,因为最差也会得到一张 B 网格结构。图 5 给出了一个例子。 P_1 、 P_2 和 P_3 是 T 网格中的 3 个 T 节点,其中, P_1 与 P_3 、 P_2 与 P_3 的 T 节点扩展(已用蓝、

红、黄三色长方形标出)相交,因此该 T 网格不是 AST 网格。依次对这 3 个 T 节点按图中虚线方向进行延伸,如图 5 (a) 所示,延伸 P_2 并不会改变 T 节点扩展的相交情况,但延伸 P_1 或 P_3 之后,只剩 1 组相交的 T 节点扩展,因此,这一步选择延伸 P_1 (选择 P_3 也可以) 得到图 5 (b); 此时只剩下 P_2 与 P_3 的 T 节点扩展相交,延伸 P_2 不会改变相交情况,但延伸 P_3 后便不存在相交的 T 节点扩展,因此,这一步选择延伸 P_3 得到图 5 (c) 的 T 网格,该网格的所有 T 节点扩展互不相交,便是最终的 AST 网格。

2.4 最小二乘法计算控制顶点

给定一个 AST 网格,并令所有节点的权值 w 为 1, 利用 AST 网格的单位分解性,式(1)可写成如下形式:

$$S(u, v) = \sum_{i=1}^n P_i B_i(u, v) \quad (5)$$

给定一组 m 个数据点的 3D 点云数据 V 及其参数化结果 U , 我们希望找到一组控制顶点 P , 使得该 AST 样条曲面与点云数据 V 在最小二乘意义下距离最小, 即:

$$\min_p \sum_{i=1}^m \|S(u_i, v_i) - V_i\|^2 \quad (6)$$

如果将控制顶点 P 和数据点 V 写成列向量, 则该优化问题可化为求解超定方程组 $AP=V$ 的最小二乘解, 其中, $A_{ij}=B_i(u_j, v_j)$ 。根据 AST 样条混合函数的线性无关性, 该方程的最小二乘解 P^* 是唯一的, 即:

$$P^* = (A^H A)^{-1} A^H V \quad (7)$$

控制顶点 P 确定后, 整个 AST 样条曲面就被完全确定, 所有数据点的误差 E 也可由下式计算:

$$E = AP^* - V \quad (8)$$

得到每个点的误差后, 便可以根据误差的大小来进行局部细化, 使得所有数据点处的误差均能满足误差要求。具体的做法会在下一节讨论。

2.5 AST 网格局部细化与局部最小二乘优化

当拟合出一个 AST 样条曲面时, 如果一个数据点的误差值大于给定的允许误差, 那么就要将该点所在的最小长方形一分为二, 划分方法与 2.2.2 节中所提到的划分方法一样, 沿长边进行划分。在划分完成后, 新生成的 T 网格往往不是 AST 网格, 需要用 2.3 节中所介绍的 AST 网格转化算法将其转化成 AST 网格, 才能作为细化后的结果。细化会引入新的节点与边, 根据 AST 样条的定义, 其周围的一些节点的节点区间也会因此发生变化。再由 AST 样条基函数的局部支撑性质可知, 这些节点区间发生变化的节点只在其区间内非零, 也就是说, 只有定义在这些区间的曲面会受到影响, 而其他位置处的曲面均不受影响。因此, 可以找到受影响区域内的数据点作为拟合对象, 新加入的节点

和节点区间发生变化的节点的控制顶点一起作为未知量求解, 而其他控制顶点作为已知量^[19]。求解方法和 2.4 节所述相同, 采用最小二乘法求解, 区别在于输入数据和未知量不同。

假设输入数据有 m 个, 细化后的 AST 网格含有 n 个节点, 其中, 新引入的节点和节点区间改变的节点共计 r 个, 这 r 个节点的混合函数在 s 个数据点上非零。细化后, 只需用这 s 个数据点作为拟合数据, 上述的 r 个节点的控制顶点作为未知量, 而其余节点的控制顶点作为已知量。取混合函数矩阵 A 对应的 s 行, 并根据对应的 r 列写成分块矩阵, 则待求解的方程组可表示为:

$$V_s = \begin{bmatrix} A_{s \times r} & A_{s \times (n-r)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_r \\ P_{n-r} \end{bmatrix} = A_{s \times r} P_r + A_{s \times (n-r)} P_{n-r} \quad (9)$$

其中, P_r 是待求未知量, 将方程移项, 则方程的最小二乘解 P_r^* 可用下式快速计算:

$$P_r^* = (A_{s \times r}^H A_{s \times r})^{-1} A_{s \times r}^H (V_s - A_{s \times (n-r)} P_{n-r}) \quad (10)$$

求得控制顶点后, 重新计算误差, 并不断重复上述步骤, 直至误差满足要求, 便可得到重构出的 AST 样条曲面。

3 试验

本文针对仿真数据及真实数据均进行试验, 试验平台为 Matlab。其中真实数据是来自 LaserDesign 数据库的涡轮叶片数据^[20]。作为对比, NURBS 方法(类似文献 [21]) 与 T 样条方法(类似文献 [6, 8]) 也被用于同样数据的曲面重构。

3.1 仿真数据

仿真数据为二元函数, 具体表达式为:

$$f(x, y) = \frac{\sin(\sqrt{x^2+y^2})}{\sqrt{x^2+y^2}} \quad (11)$$

在 $[-8, 8] \times [-8, 8]$ 的范围上生成一个 161×161 , 共计 25921 个点的 Z-map 点云集, 先用本文提出的 AST 样条曲面重构算法对该数据进行拟合。拟合的误差阈值设置为 0.02。第 1 步生成的 AST 样条曲面拟合的最大误差为 0.017, 平均误差为 0.005, 已经满足误差要求。整个拟合过程耗时 3s。最终的 AST 样条曲面共有 85 个控制顶点, 图 6 给出了原始曲面、重构 AST 网格和曲面。

作为对比试验, 针对同样的点云数据, 用控制顶点数量相近的均匀节点 NURBS 曲面来拟合该点云数据。重构出的 NURBS 曲面具有 $9 \times 9 = 81$ 个控制顶点, 与 AST 曲面相近, 但最大误差为 0.261, 平均误差为 0.064。与此同时, 基于 T 样条的拟合方法也同样

用于拟合该数据来对比同样参数条件下的计算效率。经过 13 次加细后得出了最终 T 样条曲面, 共计耗时 25s。

3.2 实际数据

实际数据采用了涡轮叶片数据, 共计 16854 个数据点。与上节相同, 先用本文提出的 AST 样条曲面重构算法对该数据进行拟合。拟合的误差阈值设置为 0.5mm。经过 17 次加细后满足误差得出最终重构曲面, 最大误差降为 0.477mm, 平均误差降为 0.058mm。最终的 AST 样条曲面共有 493 个控制顶点, 计算用时 136s。图 7 给出了该案例原始曲面、重构 AST 网格及曲面。

作为对比试验, 针对同样的点云数据, 用控制顶点数量相近的 NURBS 曲面来拟合该点云数据。重构出的 NURBS 曲面共有 $22 \times 22 = 484$ 个控制顶点, 与 AST 样条曲面的 493 个控制顶点相近, 但重构的最大误差为 3.156mm, 平均误差为 0.232mm。与此同时, 基于 T 样条的拟合方法也同样用于拟合该数据来对比同样参数

条件下的计算效率。经过 24 次加细后得出了最终 T 样条曲面, 共计耗时 220s。

从试验结果可以看出, 对于同一组数据, 在控制顶点数量大致相同时, 本文提出的 AST 样条重构方法比传统 B 样条与 NURBS 方法重构出的曲面精度更高; 与现有的基于 T 样条重构算法相比, 具有更高的计算效率。

4 结论

本文提出了一种基于 AST 样条的 3D 点云数据自适应曲面重构算法。根据输入点云的曲率信息构建初始 T 网格并 AST 化得到初始的 AST 网格, 利用最小二乘法求解控制顶点, 得到 AST 样条曲面, 并根据误差不断细化 AST 网格, 直至满足误差要求。试验表明, 对同一点云数据, 与 NURBS 重构出的曲面相比, 在控制点数量大致相同时, 利用 AST 样条重构出的曲面精度更高; 与现存的 T 样条重构方法相比, 本文提出的基于 AST 样条的算法具有更高的计算效率。

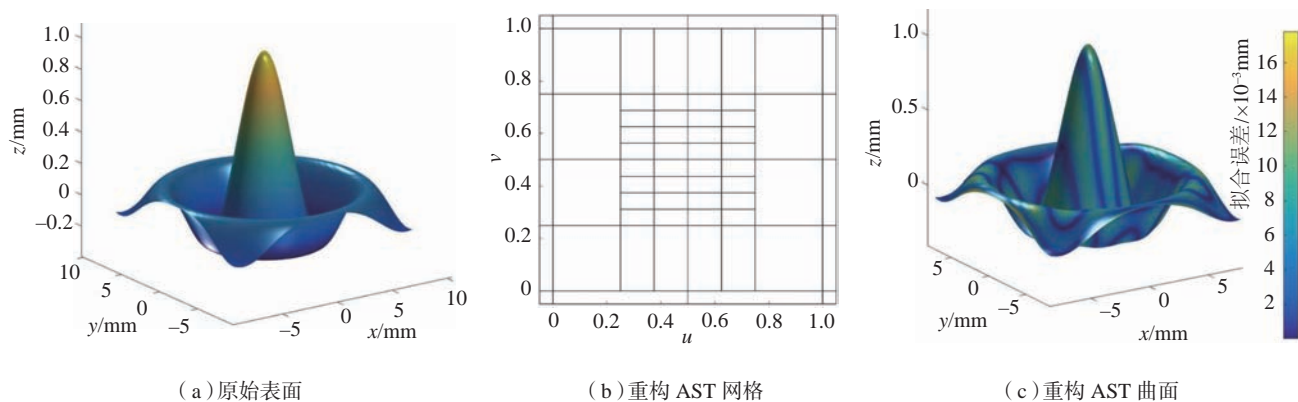


图6 仿真数据曲面重构实例

Fig.6 Surface reconstruction for artificial data

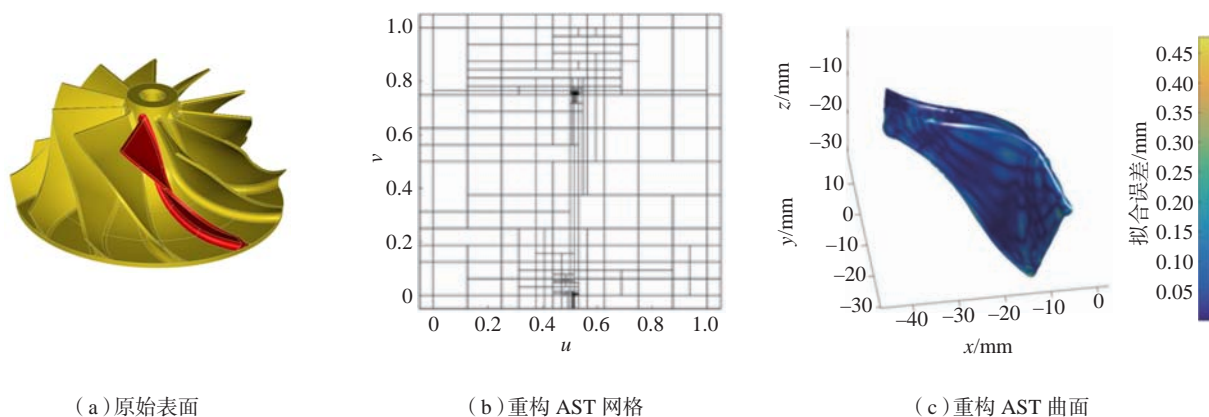


图7 涡轮叶片曲面重构实例

Fig.7 Surface reconstruction for an impeller blade

参考文献

[1] WEISS V, ANDOR L, RENNER G, et al. Advanced surface fitting techniques[J]. Computer Aided Geometric Design, 2002, 19(1): 19–42.

[2] BRUJIC D, AINSWORTH I, RISTIC M. Fast and accurate NURBS fitting for reverse engineering[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2011, 54(5): 691–700.

[3] KINERI Y, WANG M, LIN H, et al. B-spline surface fitting by iterative geometric interpolation/approximation algorithms[J]. Computer-aided Design, 2012, 44(7): 697–708.

[4] SEDERBERG T W, ZHENG J M, BAKENOV A, et al. T-splines and T-NURCCs[J]. ACM Transactions on Graphics, 2003, 22(3): 477.

[5] SEDERBERG T W, CARDON D L, FINNIGAN G T, et al. T-spline simplification and local refinement[J]. ACM Transactions on Graphics, 2004, 23(3): 276.

[6] ZHENG J M, WANG Y M, SEAH H S. Adaptive T-spline surface fitting to z-map models[C]//Proceedings of the 3rd international conference on Computer graphics and interactive techniques in Australasia and South East Asia - GRAPHITE '05. New York: ACM Press, 2005: 405.

[7] YANG X N, ZHENG J M. Approximate β -spline surface skinning[J]. Computer-Aided Design, 2012, 44(12): 1269–1276.

[8] WANG Y M, ZHENG J M. Curvature-guided adaptive β -spline surface fitting[J]. Computer-Aided Design, 2013, 45(8–9): 1095–1107.

[9] LIN H W, ZHANG Z Y. An efficient method for fitting large data sets using T-splines[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2013, 35(6): A3052–A3068.

[10] FENG C, TAGUCHI Y. FasTFit: A fast T-spline fitting algorithm[J]. Computer-Aided Design, 2017, 92: 11–21.

[11] SCOTT M A, LI X, SEDERBERG T W, et al. Local refinement of analysis-suitable T-splines[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2012, 342: 206–222.

[12] LI X, ZHENG J M, SEDERBERG T W, et al. On linear independence of T-spline blending functions[J]. Computer Aided Geometric Design, 2012, 29(1): 63–76.

[13] LI X, SCOTT M A. Analysis-suitable T-splines: Characterization, refineability, and approximation[J]. Mathematical Models and Methods in Applied Sciences, 2014, 24(6): 1141–1164.

[14] CASQUERO H, LIU L, ZHANG Y J, et al. Isogeometric collocation using analysis-suitable T-splines of arbitrary degree[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2016, 301: 164–186.

[15] BAZILEVS Y, HSU M, SCOTT M A. Isogeometric fluid–structure interaction analysis with emphasis on non-matching discretizations, and with application to wind turbines[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2012, 249: 28–41.

[16] CHOI B K, CHUNG Y C, PARK J W. Application and extension of Z-map model[C]// Proceedings of the 3rd Pacific Conference

on Computer Graphics and Applications. Seoul, 1997.

[17] MENG T W, CHOI G P T, LUI L M. TEMPO: feature-endowed teichmüller extremal mappings of point clouds[J]. SIAM Journal on Imaging Sciences, 2016, 9(4): 1922–1962.

[18] RUSINKIEWICZ S. Estimating curvatures and their derivatives on triangle meshes[C]//2nd International Symposium on 3D Data Processing, Visualization and Transmission, 2004. New York: IEEE, 2004.

[19] WANG J, LEACH R, CHEN R, et al. Distortion-free intelligent sampling of sparse surfaces via locally refined T-spline metamodelling[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing-Green Technology, 2020, 67: 10.1007/s40684-020-00248-w.

[20] LASERDESIGN. Impeller model[EB/OL]. [2020–9–10]. <https://www.laserdesign.com/sample-files/impeller/>.

[21] PIEGL L, TILLER W. The NURBS book[M]. Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1997.

通讯作者：徐龙，高级工程师，硕士，研究方向为精密仪器与测量技术，E-mail: xulong@hust.edu.cn。

(责编 阳光)

(上接第95页)

[10] ROLFES R. Efficient thermal analysis of anisotropic composite plates using new finite elements[C]//Developments in the Science and Technology of Composite Materials. Stuttgart, 1990: 743–748.

[11] ASTM International. ASTM C177 Steady-State Heat Flux Measurements and Thermal Transmission Properties[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2013.

[12] ASTM International. ASTM C518 Steady-State Thermal Transmission Properties by Means of Heat Flow Meter Apparatus[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2015.

[13] ASTM International. ASTM C1113 Standard Test Method for Thermal Conductivity of Refractories by Hot Wire (Platinum Resistance Thermometer Technique)[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2013.

[14] ASTM International. ASTM E1461 Standard Test Method for Thermal Diffusivity by the Flash Method[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2013.

[15] DONG K, GU B H, SUN B Z. Comparisons of thermal conductive behaviors of epoxy resin in unidirectional composite materials[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2016, 124(2): 775–789.

[16] 龙巍, 郑学林, 臧建彬. 基于碳纤维复合材料热性能的研究进展综述[J]. 应用化工, 2019, 48(9): 2251–2255.

LONG Wei, ZHENG Xuelin, ZANG Jianbin. Review of research progress based on thermal properties of carbon fiber composites[J]. Applied Chemical Industry, 2019, 48(9): 2251–2255.

通讯作者：邱雪琼，博士，高级研发工程师，研究方向为飞机结构静强度分析、热分析，E-mail: qiuxueqiong@comac.cc。

(责编 阳光)

创造价值 贡献航空

“2021特种加工” 主题征稿

选题背景

特种加工技术以其特殊的加工方式突破了传统机械加工的瓶颈，成为开发各种新工艺、新方法和新技术的有力武器，使现代航空产品的各项性能达到新的高度要求，是航空制造中不可缺少的关键技术。鉴于此本刊特设专题论坛，诚挚邀请该领域专家及科研团队对研究进展进行论述，展示该领域最新的研究成果。

征稿方向

包括但不限于：

- (1) 电加工；
- (2) 超声加工；

(3) 复合加工：超声电火花复合加工、电解电火花复合加工、电解机械复合加工、电解超声复合加工及其他复合加工。

截稿日期

请于2020年12月31日前将论文发送到amt@amte.net.cn。

联系方式

学术编辑：王雪坤

联系电话：13811568800

010-85700465转285

邮箱：amt@amte.net.cn

公司名称	位置	索引号
山特维克可乐满公司	封二	20-1039
北京韦林意威特工业内窥镜有限公司	封三	20-1001
俄罗斯ROSTVERTOL公司	封底	20-1052
马头动力工具	1	20-1024
郑州辰维科技股份有限公司	3	20-1014
南通航智装备科技有限公司	5	20-1015
西门子公司	7	20-1040
约翰内斯·海德汉博士（中国）有限公司	9	20-1010
西安铂力特增材技术股份有限公司	11	20-1008
雷尼绍公司	13	20-1041

夜空猎手的新装备

在陆军 2020 国际军事和技术论坛期间, Mi-28NE 与其他最新飞机材料一起在一个会议和展览中心展出。

Mi-28N 被俄罗斯军队昵称为夜空猎手,因为它能够在恶劣的天气条件下随时执行作战任务。它的出口版本——Mi-28NE 继承了相同的昵称。

Mi-28NE 的设计目的是为前线陆战队提供火力支援,并作为反机械化防御部署的一部分,用于摧毁装甲车辆、打击低空飞行和低速空中目标、进行空中侦察以及为作战直升机和固定翼飞机提供目标指示。夜空猎手是重装甲并拥有高战斗生存能力。

俄罗斯军队的 Mi-28NE 具有双重控制系统,拥有国际上武装直升机的所有功能,大大简化了需要与夜空猎手一起飞行的军事飞行员的训练过程。在紧急情况下的作战行动中,飞机控制可由第二位机组成员执行。

夜空猎手已经参加了全面的战斗行动。除了能够摧毁装甲车和武装分子力量外, Mi-28NE 还为城市地区的战斗行动提供火力支援,并追踪叛乱分子的团体和个人车辆。

近年来军事冲突经验证明,武装直升机是在与敌人密切接触的情况下部署的。反恐行动更表明,许多国家的军队迫切需要这种机动性强、威力大、最新、高效的直升机。

直升机在局部冲突中的广泛应用,使客户对夜空猎手提出新的要求成为可能。

Mi-28NE 最有价值的优势不仅包括全天候作战应用能力,还包括火



图片由 Y.Kravchenko 提供

力。

俄罗斯直升机公司 Rostvertol PJSC 对直升机制造的升级主要集中在武器品种的扩展上。它将包括升级的带激光制导系统的 Ataka 反坦克导弹,以及具有无线电和激光束通道双重控制系统的 Khrizantema 导弹。导弹的部署使目标的破坏范围扩大到 10km。除此之外,升级后的直升机可以装备空气炸弹,这在过去 10 年的局部冲突中得到了充分证明。日夜监视瞄准系统升级后,可以指定作战直升机和固定翼飞机的目标。

升级后的 Mi-28 配备了新设计的磁流变叶片,增强了其在高山和炎热气候地区的性能,并扩大了直

升机在特技飞行方面的能力。扩大表面积的稳定器将使提高直升机的操纵性成为可能。飞机还配备了更强大的发动机和一个新的俄罗斯制造的辅助发电厂。发动机配备了具有新空气净化原理的新型多旋风除尘器。

与时代同步,飞机将具备无人机连接能力。

今天, Mi-28NE 正在变得越来越广泛。Mi-28NE 的主要客户是国外 MODs。传统上,俄罗斯制造的直升机在拉丁美洲和 中东、非洲、亚太地区 和 独联体国家的需求量最大。

拥有这些现代作战机器的直升机运营商认为,这使得国家陆军航空发展有了重大飞跃。

美国韦林全新一代工业视频内窥镜旗舰产品

Mentor Visual iQ™ VideoProbe™ 系列 超级一体化手持式工业视频内窥镜系统

空前的内窥检测能力尽在一手掌控
一直被模仿，从未被超越



一体化手持式便携性设计,可更换不同规格与用途的视频探头(如气动导向、电动导向、内置机械手通道、UV紫外等多功能的探头),集成新版单物镜相位扫描三维立体测量功能

 **Everest VIT**

Part of Waygate Technologies

通用电气贝克休斯检测科技业务美国韦林工业内窥镜
产品及服务中国大陆地区唯一专门经销商

广告索引号 20-1001

韦林工业内窥镜产品及服务北京代表处
北京韦林意威特工业内窥镜有限公司
中国北京亚运村汇欣大厦B座0901室至0907室
邮编 100101
电话 (8610) 8499 1572 传真 (8610) 8497 0624
手机 (86) 13901023370 网站 www.everestbj.com
电邮 info@everestbj.com





Mi-28NE

《夜空猎手》

Mi-28NE《夜空猎手》攻击型直升机能够在正常和恶劣天气条件下昼夜执行所有指定任务。

