

航空制造技术

2023年 第23/24期

Vol.66 No.23/24



封面文章
**电磁铆接驱动力计算及
可视化系统设计**

专稿
**电磁铆接技术在
我国的发展与应用**

论坛
电磁铆接

www.amte.net.cn

ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V



EP-M1550

超大尺寸金属增材制造系统

EP-M1550 的成型室可达 **1558mmx1558mmx1100mm** (Z 向高度可至 **2000mm**)，采用创新式**四矩阵十六激光十六振镜**配置，最大成型速度可达**540cm³/h**，该设备可依据客户需要定制**五矩阵二十五激光二十五振镜**配置，适用于航空航天领域高性能零部件的直接制造。



大成型尺寸
成型体积 >2600L



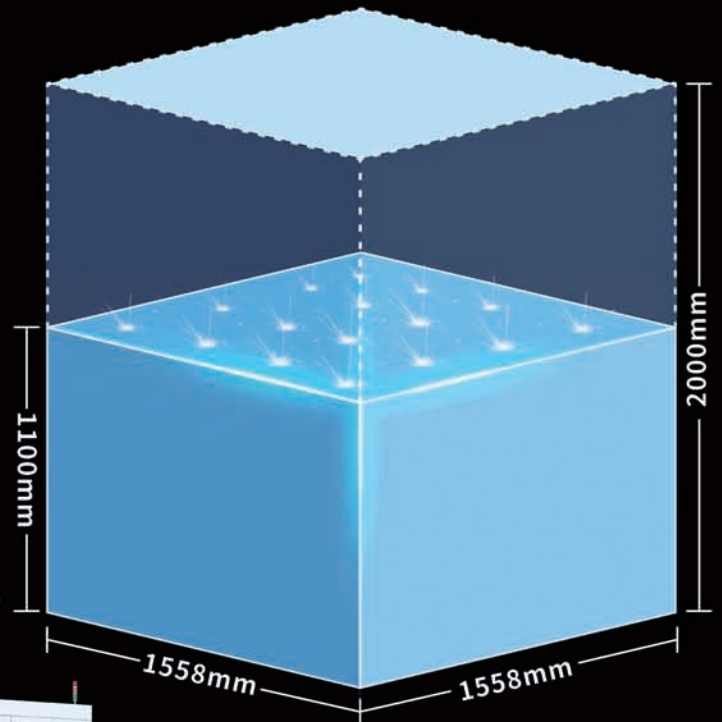
十六激光打印
成型速度最大可达 540cm³/h



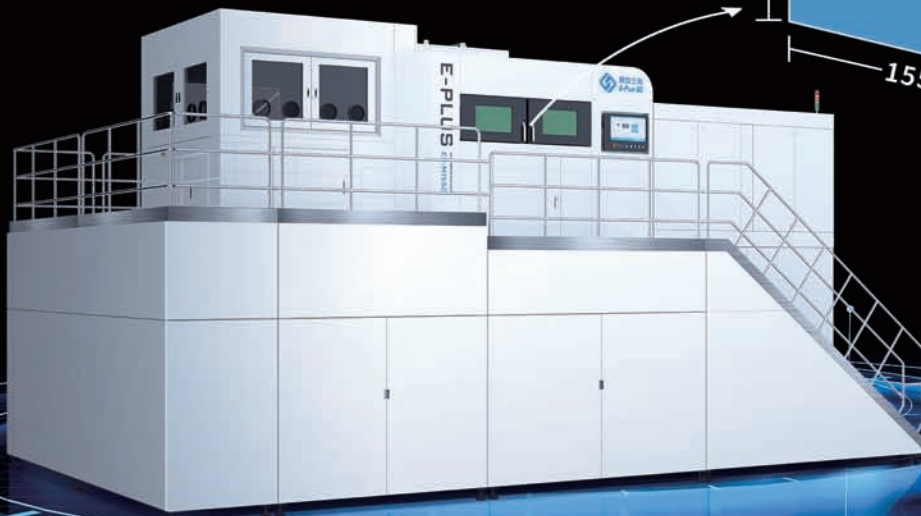
三级过滤
配备永久滤芯



激光光束质量高
设备可长时间连续打印



成型室



LiM-X1300 系列

航空/航天/船舶/燃机/钢铁/工程机械/汽车/模具/教育/医疗/文创
Aircraft / Aerospace / Shipbuilding / Gas engine / Metallurgy / Construction machines
Automotive / Mold / Education / Medical / Culture & Creativity

【大器之作 制造之巅】

Super Building Size, Super Building Height.

成形尺寸 1300mm × 650mm × 1700mm
Build Envelope

成形速度 ≥200cm³/h八激光 (Oact Laser)
Build Rate

≥250cm³/h十激光 (Ten Laser)

≥300cm³/h十二激光 (Twelve Laser)

设备尺寸 8m × 5.5m × 6m
Dimensions



多激光配置

满足精度与市场需求

Multiple laser configurations
Accuracy and market demand fulfillment



全自动粉路循环

全自动运行，保障打印无中断

Full automatic powder circulation system

Full automatic operation to ensure uninterrupted printing



智能监测

配有粉床监控模块

Intelligent monitoring

Powder bed monitoring module equipped



大场面风场优化

除尘效果优异

Large scale wind field optimization

Excellent dust removal effect.



长效过滤系统

长效滤芯，打印保障

Permanent filtration system

Permanent filter, print guarantee



编委会

Editorial Board

| | |
|----------------------------------|-----------------------------------|
| 主任 Director | 李志强 Li Zhiqiang |
| 常务副主任 Executive Vice-Director | 王向明 Wang Xiangming |
| 副主任 Vice-Director | 李涤尘 隋少春 Li Dichun Sui Shaochun |

国内编委

Domestic Members

| | | |
|----------------|---------------|---------------|
| 包建文 | 毕运波 | 陈 玮 |
| Bao Jianwen | Bi Yunbo | Chen Wei |
| 程普强 | 丁国智 | 董绍明 |
| Cheng Puqiang | Ding Guozhi | Dong Shaoming |
| 冯 晶 | 高兰宁 | 郭洪波 |
| Feng Jing | Gao Lanning | Guo Hongbo |
| 赫晓东 | 晋严尊 | 李金山 |
| He Xiaodong | Jin Yanzun | Li Jinshan |
| 李克明 | 李 黎 | 李文龙 |
| Li Keming | Li Li | Li Wenlong |
| 刘黎明 | 刘雪峰 | 刘战强 |
| Liu Liming | Liu Xuefeng | Liu Zhanqiang |
| 卿新林 | 沈洪才 | 师俊东 |
| Qing Xinlin | Shen Hongcai | Shi Jundong |
| 石竖鯤 | 史玉升 | 宋晓国 |
| Shi Shukun | Shi Yusheng | Song Xiaoguo |
| 陶 飞 | 王俊升 | 王立平 |
| Tao Fei | Wang Junsheng | Wang Liping |
| 王清江 | 王先模 | 夏峥嵘 |
| Wang Qingjiang | Wang Xianmo | Xia Zhengrong |
| 肖贵坚 | 肖世宏 | 邢丽英 |
| Xiao Guijian | Xiao Shihong | Xing Liying |
| 徐九华 | 徐正扬 | 杨 辉 |
| Xu Jiuhua | Xu Zhengyang | Yang Hui |
| 杨树明 | 姚 为 | 曾元松 |
| Yang Shuming | Yao Wei | Zeng Yuansong |
| 张 博 | 张文武 | 张振宇 |
| Zhang Bo | Zhang Wenwu | Zhang Zhenyu |
| 章顺虎 | 赵安安 | 朱继宏 |
| Zhang Shunhu | Zhao An'an | Zhu Jihong |
| 朱嘉琦 | 朱利民 | |
| Zhu Jiaqi | Zhu Limin | |

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) |

AERONAUTICAL MANUFACTURING TECHNOLOGY

航空制造技术



1958年创刊·中文核心期刊·中国科技核心期刊·中国科学引文数据库(CSCD)核心期刊

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

总编辑 罗京华
Chief Editor Andy Luo

执行主编 孙秀云
Executive Editor-in-Chief Sharon Sun

学术编辑 崔 静/王燕萍
Academic Editor Jaime Cui/Emma Wang

文字编辑 张晓眉/郝 爽/程学平/李 明
Text Editor May Zhang/Seven Hao/Linda Cheng/Winne Li

市场总监 何 欣
Marketing Director Xin He

设计/排版 王 艳
Art Supervisor/Art Editors Yan Wang

编辑出版 《航空制造技术》编辑部
Edition Aeronautical Manufacturing Technology Magazine

广告总代理 北京贝特里技术发展有限公司
Advertising Agent Beijing BAMTRI Technology and Development 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

电话 (010)85700465
传真 (010)85700466
在线投稿 <http://www.amte.net.cn>
电子信箱 zscbyjyb@amte.net.cn

国内定价: 40.00元 国外定价: 32.00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, 以及本刊授权的合作媒体使用。

starrag

Engineering precisely what you value

—
Starrag

安全性至关重要

斯达拉格为您的高效精确加工
保驾护航



5倍提速

更高机床动态性能
实现更迅速地进排气边加工



www.starrag.com

广告索引号23-1014

**客座主编 曹增强**

西北工业大学教授、博士生导师，国内电磁铆接领域领头人。研究方向为飞机先进装配与长寿命连接技术、航空复合材料结构制造及装配连接、电磁铆接、电磁加载系统开发及应用。

**客座主编 曹跃杰**

重庆交通大学副教授，工学博士，毕业于西北工业大学航空宇航制造工程专业，新加坡国立大学应用力学专业国家公派联合培养。研究方向为现代飞机结构长寿命连接理论与方法。

随着飞行器结构对高性能、轻量化、长寿命需求的不断发展，航空制造中的先进连接技术已成为提升飞机主承力结构连接质量与性能的关键。尤其面对现代大型飞机装配制造，传统风动铆接、多人协同安装等工艺已经不能满足现代飞机“双碳”背景下高端化、智能化、绿色化的发展需求，发展易操作、低噪音、高效率、高精度、高数字化相结合的先进铆接技术已经成为航空制造领域的必然趋势。

电磁铆接技术是电磁成形与传统铆接相结合的一种新型铆接工艺，在复合材料结构连接及大直径难变形铆钉冷铆等方面有显著优势，能实现大干涉量、厚夹层、大直径干涉配合紧固件安装，在长寿命连接领域具有广阔的应用前景和发展潜力。受期刊邀请，共同组织策划了“电磁铆接”专题，邀请国内该领域的优势单位参与，经过严格的审稿和同行评议，共收录7篇代表性论文。西北工业大学曹增强等从多个方面综述了电磁铆接技术在我国近30年来的发展与应用；福州大学邓将华等基于数学建模方法进行了电磁铆接驱动力计算及可视化系统设计研究；陕西大工旭航电磁科技有限公司曹勇等设计与研制了单人操作型电磁铆枪；航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司杨彦杰等系统开展了关于手工电磁铆接过程及复合材料铆接质量的研究；西北工业大学王晓荷等开展了基于电磁铆接技术的CFRP结构干涉配合螺栓动态压入方法研究；湖南大学廖宇轩等针对大直径钢铆钉开展了电磁铆接工艺及连接性能试验研究；重庆交通大学曹跃杰等基于电磁铆接加载原理开发了新型中应变率动态拉伸测试系统并进行了相关试验方法研究。上述研究极大丰富了电磁铆接的基础理论、技术方法和应用范围。

本期专题内容主要涉及了电磁铆接技术、电磁加载测试技术、基于应力波加载的干涉配合紧固件安装技术等，旨在推进面向航空制造领域最前沿的电磁铆接技术应用与发展，并提供学术平台促进读者之间交流与讨论。希望本期专题的出版为加速推进我国航空制造业实现高质量发展做出应有贡献。

PO 900 BF型数控多轴整体叶盘精密电解加工设备

✓ 低刀具成本

✓ 无热影响

✓ 高精度

Ra 0,2

粗糙度
(取决于材料)

亮点

- + 机床底座由MINERALIT®高级矿物质浇铸而成
- + 配置有无间隙精密驱动的振荡器
- + 十字滑板用于承接叶轮, 附带有Z轴, Y轴, B轴及C轴
- + 液压式零点夹紧系统
- + 机床控制系统采用西门子 SINUMERIK 840D sl



埃马克(中国)机械有限公司
地址: 太仓市陈门泾路101号工业园区2号厂房
邮编: 215400 · 电话: 0512-53574098 · 传真: 0512-53575399
网址: www.emag.com · 邮箱: info.china@emag.com



官方微信

广告索引号23-1022

专稿 Feature

14 电磁铆接技术在我国的发展与应用

曹增强 郭程翔 曹跃杰 曹勇
Development and Application of Electromagnetic Riveting Technology in China
CAO Zengqiang GUO Chengxiang CAO Yuejie CAO Yong

封面文章 Cover Story

20 电磁铆接驱动力计算及可视化系统设计

邓将华 姚钰杰 林雍锋 范治松
Calculation of Riveting Driving Force and Visualization System Design in Electromagnetic Riveting
DENG Jianghua YAO Yujie LIN Yongfeng FAN Zhisong

论坛 Forum

电磁铆接 Electromagnetic Riveting

30 基于电磁加载的新型中应变率动态拉伸测试系统与试验方法

曹跃杰 曹增强 李想 张铭豪
A Novel Electromagnetic Loading System for Medium Strain Rate Dynamic Tensile Testing and Experimental Method
CAO Yuejie CAO Zengqiang LI Xiang ZHANG Minghao

37 单人操作型电磁铆枪研制

曹勇 郭程翔 张铭豪 左都全
Development of Electromagnetic Riveting Gun Operated by Single Person
CAO Yong GUO Chengxiang ZHANG Minghao ZUO Duquan

43 手工电磁铆接过程及复合材料铆接质量研究

杨彦杰 陈昶 魏誉豪 涂俊成 樊西锋
Study on Manual Electromagnetic Riveting Process and Riveting Quality of Composite Materials
YANG Yanjie CHEN Chang WEI Yuhao TU Juncheng FAN Xifeng

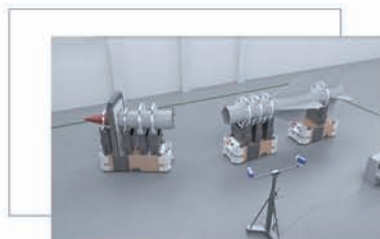
52 基于电磁铆枪的CFRP结构干涉螺栓动态压入方法研究

王晓荷 郭映江 王玥浩轩 李亮
Study of Dynamic Installation Method for CFRP Interference-Fit Bolted Based on Electromagnetic Load
WANG Xiaohe GUO Yingjiang WANG Yuehaoxuan LI Liang

60 大直径钢铆钉电磁铆接工艺及性能试验研究

廖宇轩 蒋浩 金长城 李光耀 崔俊佳
Study on Electromagnetic Riveting and Tensile Performances of Large Diameter Steel Rivet
LIAO Yuxuan JIANG Hao JIN Changcheng LI Guangyao CUI Junjia

视觉+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。



扫码关注辰维科技
获取智能测量相关资讯

研究论文 Research

- 66 飞机壁板钛合金T型焊缝的高频超声相控阵检测技术
陈伟兵 董德秀 陈振华 李承庚 卢超
High Frequency Ultrasonic Phased Array Inspection Technology for T-Shaped Welds of Titanium Alloy in Aircraft Wall Panel
CHEN Weibing DONG Dexiu CHEN Zhenhua LI Chenggeng LU Chao
- 70 基于纳米压痕技术的齿根渗碳层力学特征表征
谢志勇 解丽静 高飞农 王西彬 任雁 李宏伟
Characterization on Mechanical Properties of Carburized Layer at Gear Root Based on Nano-Indentation Technology
XIE Zhiyong XIE Lijing GAO Feinong WANG Xibin REN Yan LI Hongwei
- 79 基于分步体对角线法的数控机床空间误差补偿
韩伟 崔益铭 刘阔 陈玉峰 陈虎 王永青
Volumetric Error Compensation of CNC Machine Tools Based on Method of Sequential Step Diagonal
HAN Wei CUI Yiming LIU Kuo CHEN Yufeng CHEN Hu WANG Yongqing
- 86 伺服交叉孔零件磨粒流去毛刺仿真研究及试验验证
汤张喆 孙玉利 王利峰 朱力敏 柯泰龙 左敦稳
Simulation Research and Experimental Verification of Abrasive Flow Deburring for Servo Intersecting-Holes Parts
TANG Zhangzhe SUN Yuli WANG Lifeng ZHU Limin KE Tailong ZUO Dunwen
- 94 稀土Y对TiB₂/Al-Zn-Mg-Cu-Zr 微观组织与性能的影响
马志锋 刘行 黄景存 韩杨 王屿鑫 李萌 陈子勇
Effect of Y on Microstructure and Properties of TiB₂/Al-Zn-Mg-Cu-Zr
MA Zhifeng LIU Xing HUANG Jingcun HAN Yang WANG Yuxin LI Meng CHEN Ziyong
- 100 一种60 kV太空电子枪的仿真研究
杨子钰 董全林 赵然 邵静怡 刘洋洋 王军伟
Study on Optical System Simulation of 60 kV Space Electron Gun
YANG Ziyu DONG Quanlin ZHAO Ran SHAO Jingyi LIU Yangyang WANG Junwei

SF-4

精密数控电火花成形机床

配置 windows 系统,自动升降油槽、兼容机械手、电极物料架等,可方便的实现自动化及无人加工。兼容柔性线及工厂自动化系统,可配备高精度 C轴、B轴,能进行五轴五联动精密加工,并预留六轴六联动接口。

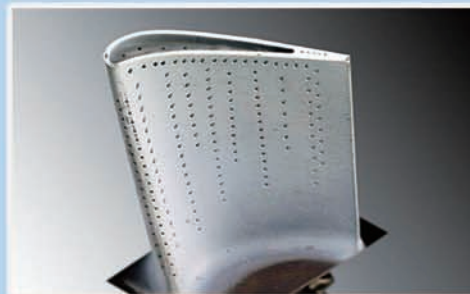
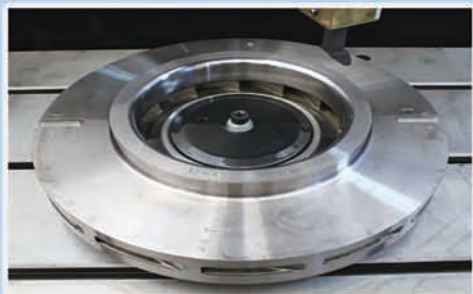
主要用于航空航天发动机整体叶轮、机匣、环件、等封闭扭曲型腔,及各种高温合金、钛合金、导电陶瓷等难加工材料的零件加工。



HS 600

精密数控电火花小孔机床

配置windows系统、自动安全门,具有电容增爆、微精低损加工回路,具备穿透检测、电极自动更换等功能,可方便的实现自动化及无人加工,无缝对接工厂自动化系统。



2023中国自动化大会在重庆举办



2023年11月17-19日,由中国自动化学会、重庆市科学技术协会主办,重庆邮电大学承办的2023中国自动化大会在重庆悦来国际会议中心开幕。大会以“自主可控强实体 新质生产创未来”为主题,邀请了10余位院士和300余位长江杰青、高校和科研院所的校长、院长等学术精英与会,3000余名来自学术界和产业界的本领域专家、学者、学生等参会,2467万人次在线观看直播。

大会共设7场大会主旨报告、1场高峰对话和38个专题论坛,涵盖智能网联新能源汽车、先进制造与工业互联网、智能机器人等多个前沿热点领域,250余位专家学者作专题报告。大会共接收会议论文1500余篇,10余家行业知名厂商赞助支持。

在大会报告环节中,中国工程院院士、中国自动化学会会士、监事、华东理工大学教授钱锋作了题为“人工智能赋能制造业数字化转型”的报告。中国工程院院士、合肥工业大学教授杨善林作了题为“AIGC的科学基础与应用展望”的报告。中国工程院院士,中国自动化学会会士、理事长、西安交通大学教授郑南宁作了题为“机器行为与具身智能”的报告。中国工程院院士、中国自动化学会会士、常务理事、湖南大学教授王耀南作了题为“高端制造集群机器人协同控制技术与发展趋势”的报告。重庆邮电大学党委副书记、校长、重庆市科学技术协会副主席高新波作了题为“图像跨域重建理论与方法”的报告。欧洲科学院院士、中国自动化学

会会士、副秘书长、哈尔滨工业大学教授高会军作了题为“面向类器官再生的显微操作智能系统”的报告。中国自动化学会理事、北京空间飞行器总体设计部科技委主任、研究员王大轶作了题为“基于系统能力量化的自主运行技术——可诊断性、可重构性和可观测性”的报告。

大会特别设置了AI for Engineering 高峰对话环节,6位专家围绕“大模型时代如何赋能制造业数字化转型”、“如何培养工业智能方面的人才,健全科技-人才-创新体系”和“AI for Engineering(人工智能驱动的工程应用)带给自动化学科的机遇与挑战”3个话题进行了深度探讨。

此外,“模式识别与智能感知”、“网联智能系统与“无人系统智能导航与控制”、“可持续制造调度与智能运维”等38个专题论坛也陆续在大会期间举行,250余位专家学者分享了领域最新学术进展,共话产业新未来。

上图为大会现场。(本刊记者 逸飞)

西安交大陶瓷气凝胶研究取得新进展

西安交通大学材料学院王红洁教授课题组基于前期在弹性陶瓷气凝胶变形和隔热机理方面的相关研究,从结构设计的角度,提出并制备了一种由碳化硅陶瓷纳米线构筑的层状陶瓷气凝胶。

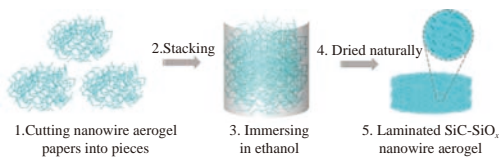
近日,该研究成果以 *Strong yet flexible ceramic aerogel* 为题发表在 *Nature Communications* 上。

陶瓷气凝胶具有轻质、化学稳定和超级隔热等优点,但其应用受到脆性和低强度的限制。为了提高其使用性能,近年来国内外研究人员相继开发了一系列由柔性陶瓷纳米线构筑而成的弹性陶瓷气凝胶。该气凝胶克服了传统陶瓷气凝胶的脆性,实现了压缩回弹,但其强度偏低,导致承载能力不足。提高密度是提高气凝胶强度的有效方法,但密度的提高又会引起材料变形能力和隔热性能的降

低。因此,陶瓷气凝胶的强度、变形和隔热性能之间存在着复杂的相互关联。

王红洁教授课题组的研究成果既可以提高纳米线在气凝胶变形过程中的变形抗力,又保持了纳米线在变形中的柔性和可变形能力,实现高强度和高柔性;同时还可以引导热流定向传输,保证其良好的隔热性能。所获得的层状 SiC-SiO_x 纳米线气凝胶,除具有可反复的压缩性能和低强度的限制,以及弯曲变形能力外,与其他弹性陶瓷气凝胶相比,其强度和模量增幅最高可达10倍以上,是一种柔而强的陶瓷气凝胶。此外,该气凝胶在较宽的温度范围内(-196℃到1200℃以上)还表现出良好的热稳定性,以及较低的热导率。

下图为层状 SiC-SiO_x 纳米线气凝胶制备过程示意。(本刊记者 逸飞)



中国科学院金属所对航空发动机封严涂层腐蚀研究获进展

可磨耗封严涂层作为飞机发动机的关键技术,可在保护叶片的前提下同时提高航空发动机的整体气密性,是提高发动机整机效率、保障其安全运行的有效手段。随着我国海上航空大力发展,在高湿、高盐、高热的海洋大气环境下,可磨耗封严涂层的腐蚀问题成为困扰发动机运行稳定性和安全性的关键问题,开发新一代耐常湿海洋大气腐蚀的可磨耗封严涂层势在必行。

近日,中国科学院金属研究所材料腐蚀与防护中心腐蚀电化学课题组在

可磨耗封严涂层腐蚀领域取得新进展。研究发现,在 Al-BN 封严涂层基础上以 Cu 代替部分 Al 制备的 CuAl-Ni/C 封严涂层,兼具优异的可磨耗性、抗冲蚀性及抗高温氧化性;由于涂层中 CuAl 中间相的存在,涂层的耐常温腐蚀能力显著提升。研究发现,在常温腐蚀的初期阶段,涂层中 Cu 元素发生活性溶解,且溶解速度高于 Al 元素,这一现象与 Al 元素的活性显著高于 Cu 元素的常规认知相悖。

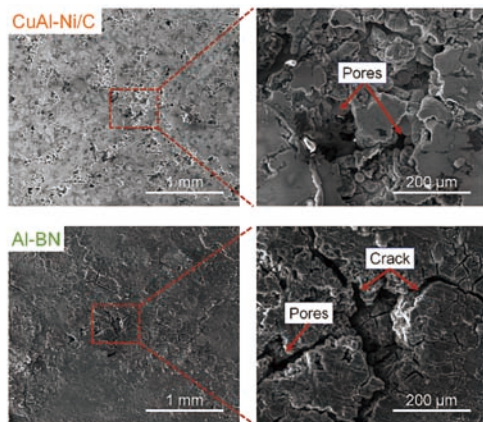
该研究团队利用第一性原理计算和分子动力学

计算等方法,在综合分析涂层各合金相中表面 Cu、Al 原子活性以及 Cl⁻ 在各合金相表面的吸附和扩散能力的基础上,阐释了 Cu 溶解速度高于 Al 的根本原因源于 CuAl 中间相的优先腐蚀。

该研究不仅验证了通过合理的成分设计可以有效提高封严涂层的综合服役性能,而且展示了第一性原理计算和分子动力学计算等理论计算方法在预测和阐释合金元素的腐蚀活性方面的潜力,为腐蚀电化学理论研究提供了新途径。

相关研究成果以 *An abrasion and anti-corrosive CuAl-Ni/C seal coating for aero-engine* 为题发表

在 *Chemical Engineering Journal* 上。下图为两种封严涂层盐雾试验后表面形貌。(本刊记者 逸飞)





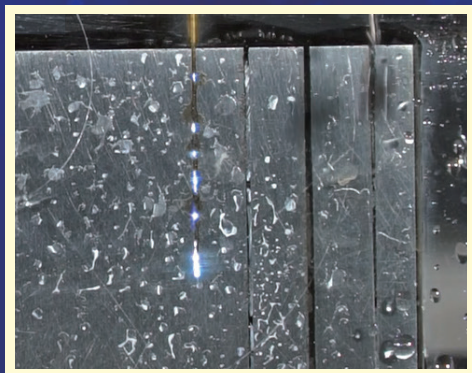
DIC[®]-305

电火花钻孔液

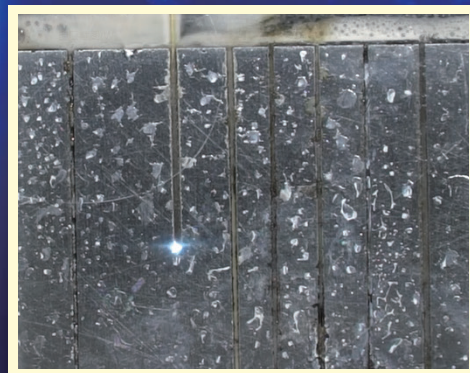
EDM drilling fluid

无锥度 电极损耗小

加工中电极不产生锥度 加工所得孔腔无锥度



采用水穿孔



采用 DIC[®]-305 钻孔液穿孔

钛合金变质层小于0.5 μ m

北京东兴润滑剂有限公司

电话: 010-64368739 13901051209 传真: 010-64343485 邮编: 100102 广告索引号23-1004

地址: 北京市东直门外东辛店 网址: www.dic.cn/www.bjdxr.com E-mail: rh6816@163.com

产品执行标准: Q/CY DSR 004-2012

环境体系证书编号: 00119E30065R3S/1100
质量体系证书编号: 00119Q30178R4S/1100

华南理工大学制备出具有类“卷心菜”结构的负泊松比碳气凝胶复合材料

目前,碳气凝胶在传感、隔热、防火、污水处理、储能和电磁吸收等领域具有广阔的应用前景。然而碳气凝胶自身结构较为脆弱,力学性能不足限制了其在柔性传感器、可拉伸电子器件和航空航天等领域的应用。

近日,华南理工大学郭建华教授/康涅狄格大学孙陆逸教授团队报道了一种具有良好的柔韧性和负泊松比特性的复合碳气凝胶材料。该材料具有类“卷心菜”结构,表

现出良好的柔韧性,耐切割性,优异的防火隔热和微波吸收性能。相关成果以 *Cabbage-like flexible fluororubber/carbon aerogel hybrids with negative poisons ratios and excellent microwave absorption* 为题发表在 *Matter* 期刊上。

研究人员通过设计制备了一种具有类“卷心菜”结构的氟橡胶改性碳气凝胶(FCGA),实现了碳气凝胶复合材料的可压缩回弹性和高柔韧性。该材料的

制备过程是首先进行水热环流以及氧化石墨烯纳米片和碳纳米管的自组装,随后冷冻干燥制成碳气凝胶后,再通过氟橡胶溶液对碳气凝胶进行浸渍改性,得到氟橡胶改性碳气凝胶。

该研究方法实现了氟橡胶薄膜和气凝胶之间的物理包覆和氢键结合,使得氟橡胶薄膜在碳气凝胶外部形成良好的保护。因而,制备的碳气凝胶复合材料具有优良的柔韧性和较低的负泊松比。

该研究工作通过Abaqus软件建模,模拟计算和3D打印制备聚氨酯模型样品,建立了FCGA的“卷心菜”结构与材料负泊松比性能之间的关联,揭示了负泊松比现象的形成机制,为负泊松比材料的结构设计提供了新思路。

(本刊记者 逸飞)

上海光机所在激光近无应力烧蚀理论及工艺研究中取得新进展

近日,中国科学院上海光学精密机械研究所精密光学制造与检测中心实验室在激光近无应力烧蚀理论及工艺研究中取得新进展。该研究首次揭示了激光烧蚀过程中加工形貌及残余热应力的分布行为及演变规律。相关研究成果以 *Theoretical and experimental investigations in thermo-mechanical properties of fused silica with pulsed CO₂ laser ablation* 为题发表在 *Optics Express* 上。

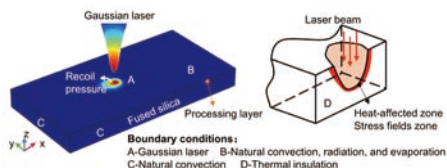
当前,激光加工具有非接触和无抛光辅料的优势,有望成为突破现有加工瓶颈的关键技术,但现有的激光烧蚀和激光抛光技术均会引入残余热应力,对激光精密加工提出了巨大的挑战。针对上述

问题,研究人员建立了激光烧蚀的三维多物理场耦合模型,通过光学迟滞和应力双折射对烧蚀后的热应力进行了量化,成功获得了有/无热应力的加工判据。同时,该模型揭示了不同加工参数下应力及形貌的时间/空间分布及其演变规律,得到的模拟结果与试验结果吻合较好,误差小于10%。

该研究有助于深入了解激光烧蚀过程,为实现高表面质量和近无热应力的激光烧蚀奠定了理论基础,对超精密制造有重要意义。相关工作得到科技部重点研发计划、国家自然科学基金、上海市启明星扬帆计划等基金支持。

下图为三维多物理场耦合模型示意。

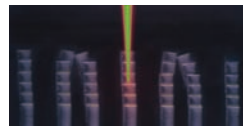
(本刊记者 逸飞)



麻省理工学院利用激光诱导共振声谱彻底改变超材料测试

超材料使用聚合物、陶瓷和金属等常见材料在微观尺度上设计,以获得非凡的性能而闻名。近日,麻省理工学院的工程师开发了一种革命性的基于激光的技术,即激光诱导共振声学光谱,该技术在声学透镜和抗冲击薄膜的开发中提出了新的实际应用。虽然计算机模拟是试验各种微观结构以创建这些超材料的关键,但物理测试至关重要。在LIRAS(Laser-induced resonant acoustic spectroscopy)之前,缺乏一种可靠的、无损的微观超材料分析方法。

LIRAS技术结合了双激光系统,可以安全有效地测试超材料。一束激光引发结构的振动,而另一束激光测量响应,类似于敲击时回响的铃铛。利用由此产生的振动,工程师可以估计材料的各种动态特性,如对冲击或吸声的响应。LIRAS技术具有超快的激光脉冲,可以在几



分钟内激发和测量数百个小型结构,为微尺度超材料表征提供了一种安全、可靠和高通量的方法。

由于超材料的脆弱性,需要一种无损方法进行验证。纳米压痕等早期技术可能会导致结构损坏,且工作速度有限。LIRAS的出现提供了一种实用的解决方案,可以在不造成任何损坏的情况下对超材料进行动态行为评估。

LIRAS技术已成功用于扫描超材料塔缺陷,可能有助于在装配生产过程中检测不完美的结构。LIRAS的设置简单,可以在任何实验室设置中重新创建,从而可能加速超材料的发现过程。

上图为光学显微照片,显示了反射基板上的微观超材料样品阵列。

(本刊记者 逸飞)

第五届碳纤维复合材料产业创新发展高峰论坛暨2023年中国复合材料行业年会在上海召开

2023年11月17日,第五届碳纤维复合材料产业创新发展高峰论坛暨2023年中国复合材料行业年会开幕式在上海市金山区举办。活动以“纤维链接世界,复材逐梦未来——合作迸发产业发展新活力,创新引领行业前进新动力”为主题,在上海市经济和信息化委员会、上海市科学技术委员会、上海市金山区人民政府指导下,由上海碳谷绿湾产业园和中国复合材料工业协会共同主办。

中国科学院院士朱美芳、冷劲松,剑桥大学皇家学会工业院士张祥成等出席了活动。



开幕式上,发布解读了《金山区打造国际“纤维之都”暨建设国家纤维材料产业集群的实施意见》。此次实施意见的落地推进,进一步强化金山作为上海产业发展的前阵地,在纤维材料领域的科技创新策源功能和产业高端引领功能;发布了商用飞机高性能纤维材料需求征集令,进一步协同航空复合材料产业资源,通过各方合作联动,加快

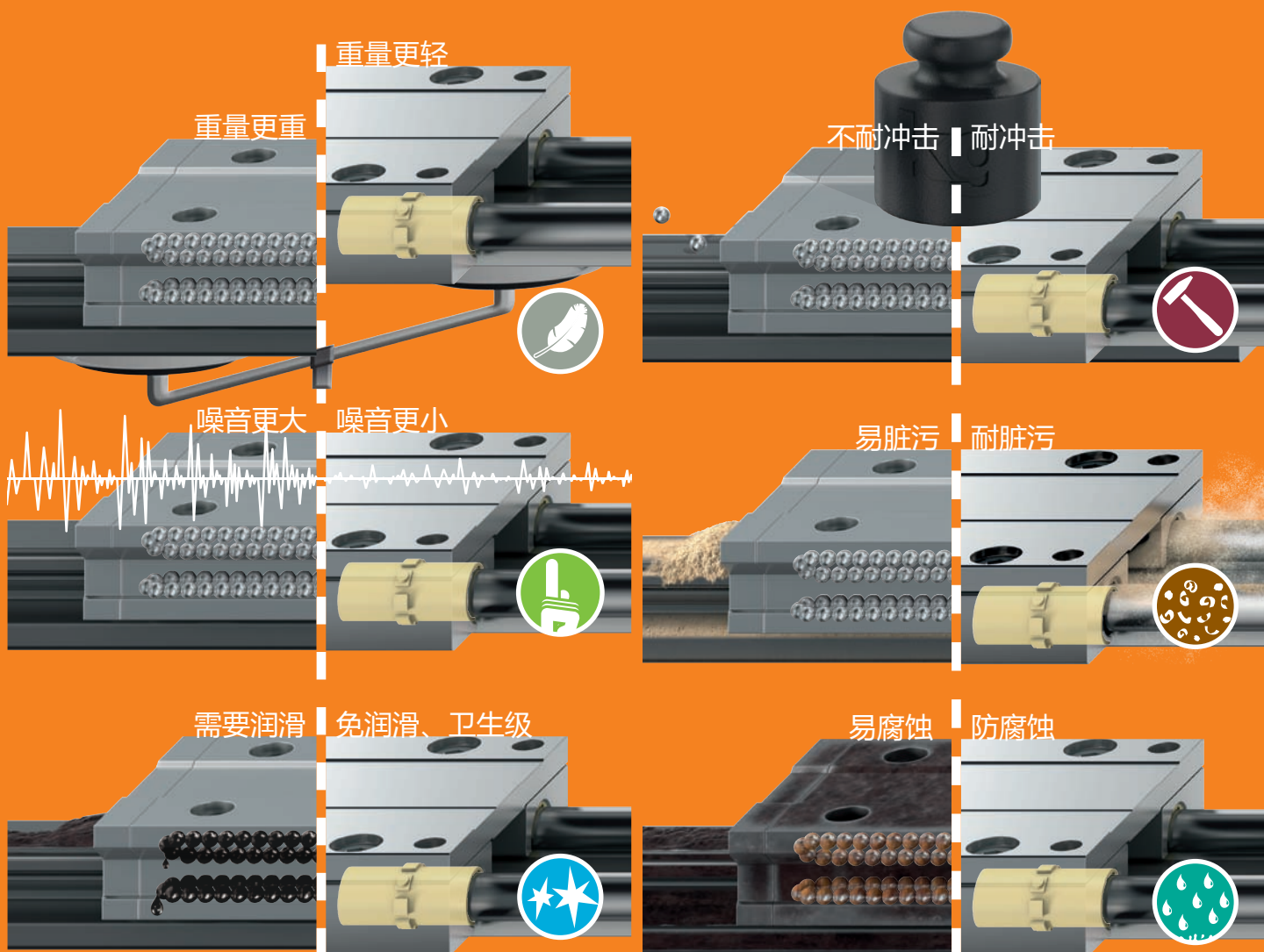
推进该领域复合材料国产化进程;发布了“众筹科研”实施方案,以解决行业共性问题的科技攻关新模式,进一步推动产业链与创新链的深度融合;启动了光荣在行40年复材行业发展成就征集仪式和首批复合材料“众筹科研”项目链接企业招募。现场还进行了院士报告和主题报告。

上图为开幕式现场。

(本刊记者 逸飞)

运动应用? 用塑料!

...drylin®直线轴承为您节约40%成本...



易格斯工程塑料轴承可在线计算其使用寿命: www.igus.cn/zh-CN/linear



引文格式: 曹增强, 郭程翔, 曹跃杰, 等. 电磁铆接技术在我国的发展与应用[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 14-19.

CAO Zengqiang, GUO Chengxiang, CAO Yuejie, et al. Development and application of electromagnetic riveting technology in China[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 14-19.

电磁铆接技术在我国的发展与应用*

曹增强^{1,2}, 郭程翔¹, 曹跃杰³, 曹勇²

(1. 西北工业大学, 西安 710072;

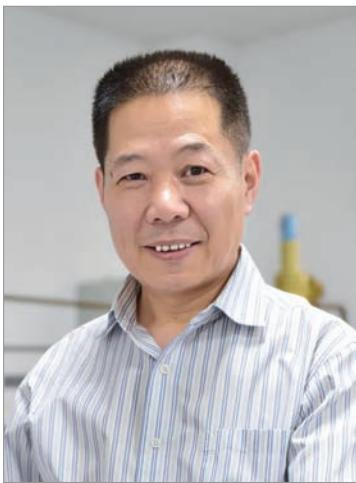
2. 陕西大工旭航电磁科技有限公司, 西安 710100;

3. 重庆交通大学, 重庆 400074)

[摘要] 电磁铆接作为一种主要应用于航空航天制造领域的新型铆接工艺, 在钛合金等难成形材料铆钉的铆接、复合材料结构铆接、干涉配合紧固件安装、接头寿命提高等方面和传统铆接相比具有明显优势。本文回顾了我国电磁铆接技术发展的历程, 介绍了电磁铆接技术的特点, 分析了国内电磁铆接技术发展应用中存在的问题, 认为开展电磁铆接技术的应用研究和制订电磁铆接工艺规范已成为我国电磁铆接技术发展的当务之急; 提出进行电磁铆接技术应用研究、编制电磁铆接工艺规范、研制自动化电磁铆接系统、应用电磁铆接技术进行绿色装配 4 个发展方向; 认为进一步推广和应用电磁铆接技术是推动航空工业实现绿色装配和智能装配的必由之路。

关键词: 电磁铆接; 复合材料; 长寿命; 飞机装配; 干涉配合

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.014



曹增强

教授, 博士生导师, 研究方向为飞机先进装配与长寿命连接技术、电磁加载技术。

*基金项目: 陕西省重点产业链关键核心技术产业化“揭榜挂帅”项目(61014022290000090027); 国家商用飞机制造工程创新基金(COMAC-SFGS-2022-1816); 西安市重大科技成果转化产业化项目(23CGZHCHYH0001)。

现代飞机轻量化、长寿命和高可靠的要求促使钛合金、复合材料等轻质结构材料应用比例不断提高, 而钛合金和复合材料的大量应用也增加了更多钛合金铆钉的使用。钛合金属于典型的难成形材料, 传统铆接方法在铆接钛合金铆钉时经常会出现镢头裂纹。为解决 TB-2 铆钉冷铆时镢头裂纹问题, 歼 10 飞机制造中采用了热铆的工艺方法。在铆接过程中加热铆钉, 结构材料必然受热, 将对结构带来不利影响。另外, 目前热铆导致的烧蚀问题一直影响着飞机表面质量, 而且复合材料也不适合采用热铆工艺。采用普通铆接方法铆接钛合金铆钉时还会发生钉杆膨胀严重不均匀的现象。美国为解决 F-14 战机钛合金结构铆接时钉杆膨胀不均匀的问题, 早在 20 世纪 60 年代就开始了电磁铆接技术的研究(当时称为应力波铆接)^[1]。相关

研究表明, 采用电磁铆接可以实现钉杆膨胀更均匀的干涉配合^[2]。为解决 TB-2 铆钉普通铆接的镢头裂纹问题, 20 世纪 80 年代末, 在原航空工业部 301 研究所的资助下, 西北工业大学(以下简称西工大)在国内率先开始了电磁铆接技术的研究, 成功研制出固定式高压电磁铆接设备^[3]。从“九五”开始到“十三五”期间, 西工大持续得到原航空工业总公司、总装备部、装备发展部等项目支持, 开展电磁铆接设备研制和电磁铆接工艺研究, 研制成功手持式低压电磁铆接设备, 并实现工程化。目前西工大研制的电磁铆接设备在国内航空航天主机厂被广泛采用。通过对电磁铆接工艺的研究, 钛合金等难成形材料铆钉的镢头裂纹问题已得到解决, 同时也证明了电磁铆接能够达到理想的干涉配合铆接, 提高接头疲劳寿命^[4]。特别是, 西工大通过复材结构

电磁铆接工艺研究,解决了传统铆接工艺在铆接复材结构时的损伤问题,为复材连接提供了新的方法^[5-7]。此外,西工大还利用电磁铆接设备系统研究了干涉配合紧固件的应力波安装方法^[8],为解决大干涉量、厚夹层结构、大直径干涉配合紧固件安装难题提供了全新的设备和工艺方法,使可安装干涉量和干涉配合的疲劳寿命增益大幅度提高^[9]。

在电磁铆接技术应用方面,国外主要航空航天企业应用广泛,几乎所有先进飞机型号都有使用,如波音787、空客A320系列飞机、F-35等,自动化电磁铆接系统被用于铆接壁板和大梁,手持式电磁铆接设备被用于铆接不开敞部位的大直径铆钉。图1为美国EI公司为ARJ飞机研制的E7000型自动化电磁铆接系统。图2为美国EI公司的HH503手持式电磁铆接系统。在国内,西工大研制的电磁铆接设备在航空航天领域也得到了较多应用,特别是在长征系列火箭制造中就采用了相关技术与设备。图3为国产EMR-850手持式电磁铆接设备。但相较而言,我国电磁铆接技术应用的广度和深度不如欧美发达国家。

1 电磁铆接技术的特点

电磁铆接是利用电容器充电然后对初级线圈放电,初级线圈感应次级线圈进而两个线圈产生涡流斥力,再通过应力波放大器对涡流斥力进行调整并传至铆钉,完成铆头成形的一种新型铆接工艺方法。和传统铆接工艺方法相比,电磁铆接力的持续时间短、加载速率高,铆钉材料的变形方式不同于传统铆接的均匀滑移变形,多呈现出绝热剪切变形的特点^[10-11]。绝热剪切的变形方式在成形钛合金等难成形材料铆钉铆接时表现出明显优势。试验表明,采用电磁铆接可以实现钛合金铆钉冷成形^[12]。图4为测得的EMR-1000电磁铆接

设备(陕西大工旭航电磁科技有限公司)铆接力曲线,可以看出不同电压下电磁铆接力的持续时间均在ms级范围,远小于传统锤铆和压铆力持续时间的s级范围。图5为压铆和电磁铆接材料微观组织对比,可以看出电磁铆接的铆头中出现一条绝热剪切带,而压铆呈现出均匀滑移变形的特点。

电磁铆接的加载速率高,与锤铆时铆杆变形由铆头端逐渐向钉头端转移的特点不同,电磁铆接整个钉杆

几乎同步变形,因此电磁铆接的钉杆膨胀均匀,能形成理想的干涉配合铆接,提高接头疲劳寿命长。图6为电磁铆接和锤铆的钉杆变形对比,可以看出电磁铆接钉杆膨胀更均匀。

在铆接复材结构时,锤铆由于多



图1 美国EI公司的E7000型自动化电磁铆接系统

Fig.1 E7000 automated electromagnetic riveting system by Electroimpact Company



图2 美国EI公司的HH503手持式电磁铆接设备

Fig.2 HH503 handheld electromagnetic riveting equipment imported by Electroimpact Company



图3 国产EMR-850手持式电磁铆接设备
Fig.3 Domestic EMR-850 handheld electromagnetic riveting equipment

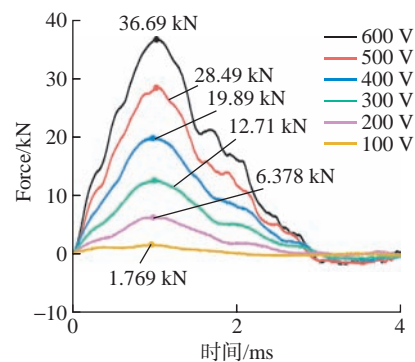
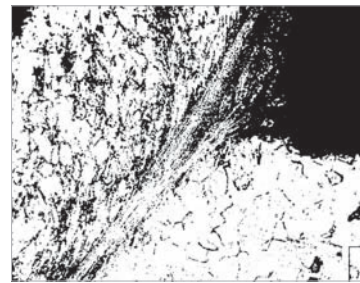
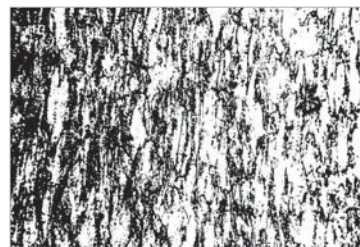


图4 电磁铆接过程中不同电压下的铆接力
Fig.4 Riveting force under different voltages during electromagnetic riveting process



(a) 电磁铆接的绝热剪切变形



(b) 压铆的均匀滑移变形

图5 压铆和电磁铆接的铆钉铆头微观组织
Fig.5 Microstructure of rivet heading for press riveting and electromagnetic riveting



(a) 电磁铆接



(b) 普通铆接

图6 电磁铆接和普通铆接钉杆膨胀对比
Fig.6 Electromagnetic vs. conventional riveting rivet rod expansion comparison

次锤击产生冲击和钉杆的不均匀膨胀,特别是在镢头端的过分膨胀往往导致复材孔壁挤压损伤。电磁铆接是冲击距离为0的冲击加载,对复材结构产生的冲击损伤远小于锤铆。另外,由于钉杆呈现出比较均匀的膨胀,在镢头附近不会产生挤压损伤。因此,对复材结构采用电磁铆接时铆接的质量更高,可以有效避免传统铆接方法对复材结构的损伤。

在铆接钛合金等难成形材料铆钉时,金属材料的冷作硬化会使得风动铆枪在多次锤击铆钉时镢头材料硬化出现裂纹破坏,而电磁铆接只需一次锤击就可完成镢头成形,避免了金属的冷作硬化。另外,电磁铆接的高应变率更有利于钛合金成形。因此,电磁铆接可实现钛合金等难成形材料铆钉的冷铆。

在新型号飞机研制中,为提高接头疲劳寿命会广泛采用干涉配合连接。对于干涉配合螺栓中螺栓的安装,目前主要有冷缩法和强迫安装两种方法。冷缩法是将螺栓放在-195℃的液态氮中,利用金属材料的热胀冷缩特点使螺栓直径缩小,然后快速将螺栓装入紧固件孔中,在螺栓从-195℃升温到室温的膨胀过程中,螺栓和孔形成干涉配合;强迫安装方法是用风动铆枪或液压力将螺栓强迫打入或压入孔中。对于冷缩法,根据材料的热膨胀系数可以计算出能够形成的最大干涉量,一般不超过0.5%;而强迫安装法,一般能够安装的干涉量不超过1%。对于金属结构,要形成明显的疲劳寿命增益,干涉量一般要大于0.6%,而最佳干涉量要超过1%,如铝合金结构的最佳干涉量约为3%,合金钢结构的最佳干涉量约为1.7%。因此,传统的干涉螺栓安装方法难以满足更高疲劳寿命增益的要求。

基于电磁铆接设备的干涉配合紧固件的应力波安装方法,是解决干涉配合紧固件安装难题的有效途径^[13]。

采用电磁铆接设备安装干涉配合紧固件时,电磁铆枪施加到紧固件端头上一个弹性压缩波,由于加载速率非常高,弹性压缩波是以应力波的形式传播。据应力波传播理论分析,在紧固件的自由端会形成一个反向的弹性拉伸波,将紧固件瞬间弹性“拉细”。因此,这种基于电磁铆接设备的干涉配合紧固件安装方法被称为应力波安装方法,能实现更大干涉量紧固件的安装,提高接头疲劳寿命。图7为应力波安装方法和传统方法安装干涉配合紧固件的接头疲劳寿命对比。应力波安装的寿命是传统安装方法的3倍以上^[8]。

孔的冷挤压是目前飞机制造中最有效的强化工序方法,可以提高接头连接强度。传统芯棒直接挤压容易造成孔壁损伤;开缝衬套冷挤压工艺复杂,并且挤压过程中要消耗衬套,会大幅提高挤压成本。基于电磁加载的孔挤压强化技术,采用直接挤压的方式,不提高成本,高速动态加载能够改善孔壁残余应力分布,提高疲劳寿命增益^[14-16]。图8为基于电磁加载的动态孔挤压方法和传统静态孔挤压不同挤压量下疲劳寿命对比,可以看出基于电磁加载的孔冷挤压寿命明显提高。可见,基于电磁加载的孔挤压方法可以有效解决传统孔冷挤压存在的问题,有广阔应用前景。

2 电磁铆接技术在我国航空航天业应用中存在的问题

电磁铆接技术已成为先进飞机制造不可缺少的一项关键技术。应用电磁铆接技术可提高接头寿命,解决复材装配难题。波音787复材机身装配利用电磁铆接技术铆接环槽钉^[17];在波音767的生产中,利用电磁铆接技术安装了干涉配合紧固件^[18]。我国开展电磁铆接技术研究已有30多年,航空工业西飞、陕飞、沈飞,上海航天设备制造厂,首都航天

机械公司等单位均购置了电磁铆接设备,如西飞就够买了美国EI公司的E7000自动化电磁铆接系统^[19]。但电磁铆接技术在我国航空航天制造领域应用并不广泛,目前只在个别型号上试用,没有充分发挥出真正的优势。

一项新工艺要在产品制造中得到应用,必须有成熟的工艺规范做指导。特别是航空航天这种高端产品制造行业,新工艺不会在工艺规范未制订和发布实施前应用到产品制造中。目前,国内航天系统已有电磁铆接工艺规范——航天标准QJ20624—2016《铝合金铆钉电磁铆接工艺规范》,但这个标准只针对铝合金结构,不能满足产品制造中其他材料结构铆接需要。在航空领域,目前只有HB/Z272—95《碳环氧树脂基复合材料构件应力波铆接工艺规范》,而这一规范制订时间较早。电磁铆接设备和技术经过20多年的

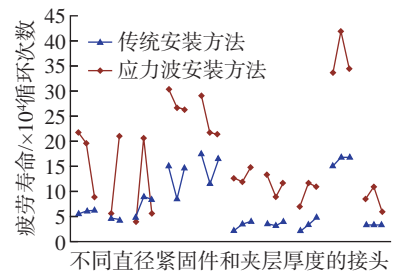


图7 不同安装方法疲劳寿命对比

Fig.7 Fatigue life comparison of different installation methods

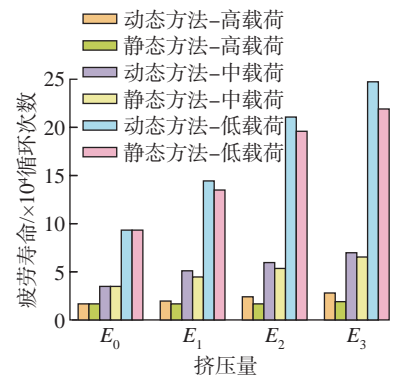


图8 不同挤压方式不同挤压量下的疲劳寿命对比

Fig.8 Comparison of fatigue life under different extrusion methods and different extrusion levels

发展已有很大进步,新型复合材料性能也发生了一定变化,因此这一航空工艺规范已无太大参考价值和实际指导意义,必须制订新的电磁铆接工艺标准或规范。正是缺乏有效的电磁铆接工艺规范,导致电磁铆接技术在我国航空领域的应用很不理想。

通过对主要主机厂的调研发现,操作工人普遍认为电磁铆枪比风动铆枪重,使用不方便。电磁铆枪由于一次锤击完成铆头成形,单次铆接力远大于风动铆枪多次锤击的锤击力,铆接时的反作用力比较大。为减小后坐力,电磁铆枪中设计有减振系统,导致铆枪体积和重量增加,限制了电磁铆接技术的广泛应用。国内已有轻量化手持式电磁铆枪面市,如图9所示。电磁铆接技术目前多用于结构较开敞位置,当结构条件允许时,可以采用平衡器悬挂电磁铆枪。另外,由于电磁铆枪一次锤击成形,铆枪回弹可能会造成构件损伤。试验表明,双枪电磁铆接可以提高铆接质量并解决铆枪回弹问题;采用双枪从两边同时放电加力,可以实现更均匀的钉杆膨胀,并减小铆枪的反冲力,可避免回弹^[20]。国内已有相关设备研制成功,例如陕西大工旭航电磁科技有限公司推出的双枪电磁铆接设备。

3 我国电磁铆接技术的发展方向

针对我国电磁铆接技术应用中



图9 国产轻量化手持式电磁铆枪

Fig.9 Domestic lightweight handheld electromagnetic rivetering gun

存在的相关问题,结合我国军用飞机和大型客机在实际制造过程中的需求,提出以下主要发展方向。

3.1 开展电磁铆接技术应用研究

作为一种新的铆接工艺,电磁铆接技术的应用也非一蹴而就,有了设备未必能在产品装配中快速使用。由于产品结构千变万化,通用型电磁铆接设备在实际应用中有时无法用于不开敞结构的铆接。如某飞机弹射座椅生产中,由于座椅结构复杂,通用型电磁铆枪无法在座椅内部铆接。而枪体和顶铁一体化的铆枪,能够实现单人铆接,较好地解决了不开敞部位结构的铆接,如图10所示。为提高装配效率,专用工装设计很有必要。美国EI公司为复杂结构进行电磁铆接装配设计了多个辅助工具^[21]。图11为针对座椅结构专门设计的立式专用铆接设备,实现了不开敞结构的高效率铆接。西工大在某型号战机进气道唇口电磁铆接工艺研究中针对唇口实际结构专门研制了拐弯顶铁,解决了铆接过程中结构干涉无法实施铆接的问题,如图12所示。

3.2 电磁铆接工艺规范的编制

工艺规范的制订要以大量工艺试验和研究分析结果为基础。而作为用户的制造企业很难投入较多时间、精力和财力开展相关工艺试验。因此,通过产学研合作开展具体工艺研究,联合制订电磁铆接工艺规范已

成为我国电磁铆接技术推广应用的当务之急。在工艺规范的编制过程中,应重点关注以下3个方向:复材结构的电磁铆接工艺、干涉配合紧固件的应力波安装工艺、难成形材料铆钉的电磁铆接工艺。

3.3 新型电磁铆接设备研制

任何设备都需要不断完善,电磁铆接设备也不例外。铆枪后坐力减小和铆接能力提高是电磁铆接设备



图10 陕西大工旭航电磁科技有限公司设计的一体化电磁铆枪

Fig.10 Integrated electromagnetic riveting gun by NPU Xu Hang Electromagnetic Technology Co., Ltd.



图11 立式专用电磁铆接设备

Fig.11 Vertical dedicated electromagnetic riveting equipment



图12 针对某型机进气道唇口专门设计的拐弯铆头

Fig.12 Specially designed bending rivet head for the inlet lip of a certain type of aircraft

进化的主要方向。邓将华等^[22]提出一种双线圈电磁铆枪设计方案,可以提高铆接力。高明辉等^[23]研制了一种基于电磁发射技术的电磁铆枪,在铆接力提高的同时铆枪和设备电源系统的重量和体积进一步减小。自动化是现代飞机制造技术的发展趋势,其对于提高铆接质量和铆接效率有重要意义,在大型飞机装配中自动钻铆技术的应用是必然选择。西飞通过引进美国EI公司的E7000自动化电磁铆接系统,在实际生产中提升了铆接的自动化水平。然而,引进国外自动化电磁铆接系统所需的高昂费用使很多企业望而却步。半自动化电磁铆接系统能较好地协调铆接质量、效率和成本的关系,更适合我国现阶段国情。国产半自动化电磁铆接设备已研制成功并交付使用,如图13所示。实际上,研制国产全自动化电磁铆接系统的各个单项技术已基本成熟,如自动化送钉系统、自动化制孔系统和电磁加载系统等。只要有相关政策支持,通过对国内相关优势企业技术整合就可以研制出具有完全自主知识产权的国产自动化电磁铆接系统。



图13 国产半自动化电磁铆接系统
Fig.13 Domestic semi-automatic electromagnetic riveting system

3.4 基于电磁铆接的绿色装配

在航空企业的部件装配车间内,传统的锤铆会产生巨大噪音,最高可达120 dB,长期的铆装工作会对操作人员的听力造成伤害。由于电磁铆接噪音持续时间较短,其连续噪音级远小于锤铆。用电磁铆接代替普通铆接可以显著改善工人劳动环境^[24],是实现绿色装配的重要途径之一。此外,在装配车间内,采用风动铆枪安装干涉配合紧固件时产生的噪音远大于一般铆钉的铆接噪音,干涉配合螺栓安装的巨大噪音已成为装配生产中亟须解决的问题。已有研究表明,采用电磁铆接安装干涉配合紧固件不但能解决安装难题,提高安装效率,还能大幅度降低安装噪音,安装紧固件时的安装噪音的连续噪音级不到风动铆枪的60%^[25]。

4 结论与展望

在现代航空装配制造领域,采用电磁铆接技术是解决飞机装配难题的一条有效途径。利用电磁铆接能够有效避免复合材料结构的铆接损伤,可以解决大直径、高干涉量、厚夹层连接结构干涉配合紧固件安装系列难题。电磁加载的动态孔冷挤压工艺方法可以显著改善紧固件孔周残余压应力分布,有效降低应力集中,大幅度提高接头疲劳寿命增益。目前,电磁铆接技术在我国航空航天制造领域已进入初步应用阶段,围绕电磁铆接技术应用还存在很多问题亟待研究解决。制订专业、标准、统一的电磁铆接工艺规范是实现电磁铆接技术有效应用的前提。自动化技术取代传统人工作业模式已成为必然趋势,研制国产自动化电磁铆接设备并进行技术推广应用是推动航空制造技术实现绿色装配和智能装配的必由之路。

参考文献

[1] BEAL B H. Fastening on the

F-14A for cost effective fatigue resistance[C]// Proceedings of the Symposium on Welding, Bonding, and Fastening. Washington: NASA Langley Research Center, 1972.

[2] HARTMANN J, BROWN T, PINKERTON B, et al. Integration and qualification of the HH500 hand operated electromagnetic riveting system on the 747 section 11[C]//Proceedings of the 1993 SAE Aerofast Conference. Warrendale: SAE International, 1993.

[3] 李志尧,余公藩,陶华,等.应力波铆接[J].航空制造工程,1989(2):10-13.

LI Zhiyao, SHE Gongfan, TAO Hua, et al. Stress wave riveting[J]. Aviation Engineering & Maintenance, 1989(2): 10-13.

[4] 曹增强,余公藩.应力波铆接技术[J].航空制造技术,1997,40(5):24-25,32.

CAO Zengqiang, SHE Gongfan. Stress wave riveting technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 1997, 40(5): 24-25, 32.

[5] 曹增强,余公藩,李志尧,等.碳纤维复合材料结构的应用力波铆接实验研究[J].机械科学与技术,1995,14(4):93-96.

CAO Zengqiang, SHE Gongfan, LI Zhiyao, et al. Study on stress wave riveting of TB2-1 revites in carbon fiber composites[J]. Mechanical Science and Technology, 1995, 14(4): 93-96.

[6] 曹增强,张铭豪,谭学才,等.航空复合材料结构铆接技术综述[J].航空制造技术,2023,66(1/2):26-37.

CAO Zengqiang, ZHANG Minghao, TAN Xuecai, et al. Overview of riveting technology for aviation composite structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(1/2): 26-37.

[7] COLE R T, BATEH E J, POTTER J. Fasteners for composite structures[J]. Composites, 1982, 13(3): 233-240.

[8] CAO Z Q, QIN Q H. A study on driving interference-fit fastener using stress wave[J]. Materials Science Forum, 2006, 532-533: 1-4.

[9] CAO Z Q, ZUO Y J. Electromagnetic riveting technique and its applications[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(1): 5-15.

[10] 曹增强,余公藩,夏力农,等.不同加载速率下铆钉材料变形研究[J].西北工业大学学报,2000,18(1):27-30.

CAO Zengqiang, SHE Gongfan, XIA Linong, et al. On the deformation of rivet materials under different loading rate[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2000, 18(1): 27-30.

- [11] DENG J H, TANG C, FU M W, et al. Effect of discharge voltage on the deformation of Ti Grade 1 rivet in electromagnetic riveting[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2014, 591: 26–32.
- [12] 苏世伟, 曹增强, 张喆, 等. 钛合金结构电磁铆接工艺的研究[J]. *兵器材料科学与工程*, 2012, 35(3): 27–30.
- SU Shiwei, CAO Zengqiang, ZHANG Zhe, et al. Electromagnetic riveting process of titanium alloy structure[J]. *Ordnance Material Science and Engineering*, 2012, 35(3): 27–30.
- [13] LEFTHERIS B P. Method and apparatus for driving interference-fit fasteners: US3945109[P]. 1976–03–23.
- [14] ZHENG G, CAO Z Q, ZUO Y J. A dynamic cold expansion method to improve fatigue performance of holed structures based on electromagnetic load[J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 148: 106253.
- [15] JIANG H, LI G Y, ZHANG X, et al. Fatigue and failure mechanism in carbon fiber reinforced plastics/aluminum alloy single lap joint produced by electromagnetic riveting technique[J]. *Composites Science and Technology*, 2017, 152: 1–10.
- [16] ZHENG G, CAO Z Q, ZUO Y J. Fatigue life enhancement mechanism and lifetime prediction of AA6061–T6 open-holed sheet treated by electromagnetic driving dynamic cold expansion[J]. *Materials Today Communications*, 2022, 33: 104841.
- [17] BROWN T, HARTMANN J, ZIEVE P, et al. Qualification of the EMR for swaging collars on the 787[C]//SAE Technical Paper of Aerofast Conference. Warrendale: SAE, 2005.
- [18] SMITH S O, POTTICARY G, LEWIS G. Lockbolt qualification testing for wing panel assemblies[C]//SAE Technical Paper of Automated Fastening Conference & Exposition. Warrendale: SAE, 2000.
- [19] LUM N, LUO Q. E7000 ARJ-manual flexible tooling for horizontal riveting system[J]. *SAE International Journal of Aerospace*, 2014, 7: 241–245.
- [20] 左杨杰, 曹增强, 杨柳, 等. 基于对称加载的均匀干涉配合铆接方法[J]. *航空学报*, 2016, 37(3): 1049–1059.
- ZUO Yangjie, CAO Zengqiang, YANG Liu, et al. Interference-fit evenness riveting method based on symmetrical loading[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(3): 1049–1059.
- [21] HARTMANN J. Development of the handheld low voltage electromagnetic riveter[C]//SAE Technical Paper of Aerofast Conference & Exposition. Warrendale: SAE, 1990.
- [22] 邓将华, 程漂, 王林峰. 自激励式电磁铆接放电电流分析[J]. *航空学报*, 2017, 38(5): 420669.
- DENG Jianghua, CHENG Li, WANG Linfeng. Discharge current in self-excited electromagnetic riveting[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(5): 420669.
- [23] 高明辉, 秦玉波, 薛俊, 等. 基于电磁发射技术的新型电磁铆接设备与工艺研究[J]. *航空制造技术*, 2015, 58(21): 87–90.
- GAO Minghui, QIN Yubo, XUE Jun, et al. Research on new electromagnetic riveting equipments and technology based on electromagnetic launch[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2015, 58(21): 87–90.
- [24] ZIEVE P, DURACK L, HUFFER B, et al. Advanced EMR technology[C]//SAE Technical Paper of Aerofast Conference & Exposition. Warrendale: SAE, 1992.
- [25] 王晓荷, 曹增强, 张铭豪, 等. 不同铆枪干涉螺栓安装效率及噪音对比研究[J]. *塑性工程学报*, 2022, 29(9): 127–134.
- WANG Xiaohe, CAO Zengqiang, ZHANG Minghao, et al. Comparative study on installation efficiency and noise of interference bolts with different riveting guns[J]. *Journal of Plasticity Engineering*, 2022, 29(9): 127–134.

Development and Application of Electromagnetic Riveting Technology in China

CAO Zengqiang^{1,2}, GUO Chengxiang¹, CAO Yuejie³, CAO Yong²

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. NPU Xu Hang Electromagnetic Technology Co., Ltd., Xi'an 710100, China;

3. Chongqing Jiaotong University, Chongqing 400074, China)

[ABSTRACT] As a novel riveting technology used primarily in aerospace applications, electromagnetic riveting has distinct advantages over conventional rivets in riveting difficult to form materials such as titanium alloys, the riveting of composite joint structures, the installation of interference fit fasteners, and the improvement of joint life. In this paper, the development process of electromagnetic riveting technology in China is reviewed, the characteristics of electromagnetic riveting technology are introduced, and the problems in the development and application of electromagnetic riveting technology in China are analyzed. It is believed that the application research of the electric rivet technology and the formulation of the process specification of the electric rivet technology are urgently required. Four directions of development have been proposed in the paper: Application research of electromagnetic riveting technology, preparation of electromagnetic riveting process specifications, development of automated electromagnetic riveting systems, and application of electromagnetic riveting technology for green assembly. In conclusion, the further promotion and application of electromagnetic rivet technology is one of the necessary ways to promote aviation manufacturing technology for the realization of green assembly and intelligent assembly.

Keywords: Electromagnetic riveting; Composite; Long-life; Aircraft assembly; Interference-fit

(责编 逸飞)

引文格式: 邓将华, 姚钰杰, 林雍锋, 等. 电磁铆接驱动力计算及可视化系统设计[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 20-27.

DENG Jianghua, YAO Yujie, LIN Yongfeng, et al. Calculation of riveting driving force and visualization system design in electromagnetic riveting[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 20-27.

电磁铆接驱动力计算及可视化系统设计*

邓将华, 姚钰杰, 林雍锋, 范治松

(福州大学, 福州 350108)

[摘要] 电磁铆接是一种电磁力驱动加载的铆接技术, 其铆接驱动力是影响铆钉成形质量的关键因素。为了掌握电磁铆接驱动力的变化规律, 运用数学建模方法, 简化电磁铆接驱动力求解过程, 建立感应式与自激励式电磁铆接驱动力数值计算模型, 并通过试验验证了模型建立的可靠性。同时利用 MATLAB App Designer 对电磁铆接驱动力计算进行了可视化系统的设计, 实现了对电磁铆接驱动力的简便计算。基于该系统, 以自激励式电磁铆接为例, 分析了电参数对铆接驱动力的影响规律。研究表明, 放电电压和电容的增加以及回路电阻和回路电感的减少, 有利于提高自激励式铆接驱动力的峰值和变化速率。

关键词: 电磁铆接; 铆接驱动力; 感应式; 自激励式; 数值计算模型; 可视化系统

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.020



邓将华

教授, 博士生导师, 研究方向为电磁成形、微成形理论与工艺。

电磁成形 (Electromagnetic forming, EMF) 是 20 世纪 60 年代作为金属零件成形和装配技术而发

展起来的一种成形方法, 利用电容器放电时在线圈与工件之间产生的脉冲磁场力使工件发生塑性变形, 因此亦称为磁脉冲成形, 比爆炸成形安全, 较电液成形方便, 是目前应用广泛的高能率成形 (High energy rate forming, HERF) 方法之一。目前, 电磁成形技术已被广泛用于冲孔、胀形、翻边、校形、机械连接和焊接等, 电磁铆接就是电磁成形技术在连接领域典型的应用之一^[1]。

目前, 新型飞行器朝着轻量化、整体化和大型化方向发展, 长寿命、高可靠性以及高承载能力已成为其重要发展目标^[2-4]。由于技术限制, 目前还无法完全实现飞行器结构的整体化成形, 因而在飞行器制造中采用了许多连接工艺。铆接具有工艺简单、质量轻、连接可靠以及成本低等优点, 被广泛地应用于飞行器制造, 是一种应用广泛的连接工艺^[5-8]。为满足现代飞行器轻量化、高可靠性

的需求, 钛合金以及复合材料等新型材料逐渐成为现代飞行器设计的首选材料, 在飞行器制造中的用量逐年递增^[9-12]。同时为提高现代飞行器的承载能力, 高强度大直径铆钉也被大量采用^[13]。随着新型结构材料与高强度大直径铆钉的应用, 传统铆接已难以满足现代飞行器设计中对连接质量的要求。研究表明, 电磁铆接技术铆接质量稳定、钉杆变形均匀, 在铆接过程中对连接板的冲击较小, 可有效避免对复合材料的安装损伤, 能够较好地满足新型结构材料的铆接质量要求, 已被应用到现代飞行器制造中^[14-17]。

电磁铆接技术之所以能够被广泛采用, 解决普通铆接方法难以处理的问题, 其根本原因在于电磁铆接产生驱动力的方式与普通铆接不同。电磁铆接是一个电生磁→磁生力→力使铆钉发生变形的动态过程, 其铆接驱动力的产生源于电磁感应原理,

* 基金项目: 国家自然科学基金 (51774097)。

产生的电磁驱动力加载速率快,是一种冲击载荷。因此电磁铆接实质上是一种冲击载荷作用下的连接方法,其铆接驱动力的产生和铆钉的变形方式与传统高压气体驱动的气铆和液压驱动的压铆不同。铆接驱动力的不同会导致铆钉的变形机理不同,电磁铆接铆钉以绝热剪切的方式变形,因而铆接驱动力是决定铆钉成形质量的关键因素。为掌握电磁铆接驱动力的变化规律,快速实现对铆接驱动力的分析比较,满足工程应用,本文通过数学建模的方式,简化电磁铆接驱动力的求解过程,建立可靠的电磁铆接驱动力数值计算模型,并对电磁铆接驱动力系统进行可视化设计。

1 电磁铆接原理

基于电磁感应原理,在电磁成形的基础上将靠近放电线圈的成形工件厚度增加,因此作用于工件上的电磁力难以使工件变形,工件起到传力作用,此时工件称为驱动片,将驱动片上受到的电磁力传递至放大器上,通过放大器上的铆模施加荷载使铆钉产生塑性变形,从而实现材料的连接,其原理如图1(a)所示。铆接驱动力来源于放电线圈与驱动片之间的相互作用,其铆接驱动力的产生本质上是基于“感应式”原理。

由感应式电磁铆接原理可知,由于驱动片涡流源于线圈电流与驱动片的电磁感应,因而线圈放电电流与

驱动片感应涡流之间不能实现完全耦合,导致设备能量利用率低。同时,相对于线圈电流,驱动片上涡流为“感应”产生与被控制,使得铆接的调节柔性低。为了提高设备的能量利用率和调节柔性,提出自激励式电磁铆接,其原理如图1(b)所示。线圈1与感应式原理的线圈相同,将驱动片用线圈2代替,两个线圈通过自身回路同时放电,通过两线圈上“自激励”放电电流的相互作用产生驱动铆钉变形的电磁力。自激励式电磁铆接可实现铆钉“成形-成性”一体化控制:(1)在“成形”方面,自激励式可实现两线圈放电电流之间的完全耦合,能量利用率高,在相同放电能量下,能有效提高铆接驱动力,实现低电压、小能量电磁铆接参数对高强度大直径铆钉的成形;(2)在“成性”方面,由于两线圈均可处于主动受控状态,可实现对铆接过程加载速率的主动、柔性控制,拓宽成形工艺窗口,有利于应变速率敏感材料铆钉的高质量成形,实现铆接成形质量的有效控制。

2 电磁铆接驱动力数值计算模型的建立

铆接是铆钉在驱动力作用下发生的变形,铆接驱动力是研究铆接技术首先要探讨的问题。电磁铆接驱动力来源于放电线圈与驱动片之间的相互作用,其中线圈是由截面为矩形的紫铜导线缠绕而成,呈现平板饼状,称为

平板线圈,而驱动片通常是一个紫铜圆盘。放电时,在线圈和驱动片中均会形成一环形流动的回路电流,该环向电流在径向上变化较小。为了便于数值计算,在忽略线圈的螺旋性以及电流的径向变化情况下,可将感应式与自激励式电磁铆接中的线圈和驱动片都等效简化成如图2所示的同轴多匝的线圈结构模型。

根据能量守恒定律,在回路放电过程中,电容器组中储存的能量会转化为3种不同形式的能量,分别是放电过程中回路损耗的热能、机构做功的机械能以及回路中所产生的磁场能量,可列出关系式为

$$dE = dE_m + dW + dQ \quad (1)$$

式中, E 为电容器储存电能; E_m 为磁场能量; W 为机械能; Q 为热能。

$$dE = u_1 i_1 dt + u_2 i_2 dt \quad (2)$$

其中电容器储存的电能可描述为
式中, u_1 为线圈1两端电压; i_1 为流经线圈1的电流; u_2 为线圈2或驱动铜片两端电压; i_2 为流经线圈2或驱动片的电流; t 为电容器放电的时间。

$$\begin{cases} u_1 = \frac{d\psi_1}{dt} + i_1 R_1 \\ \psi_1 = i_1 L_1 + i_2 M_{12} \\ u_2 = \frac{d\psi_2}{dt} + i_2 R_2 \\ \psi_2 = i_2 L_2 + i_1 M_{12} \end{cases} \quad (3)$$

式中, ψ_1 为线圈1电流磁链; R_1 为线圈1电阻; L_1 为线圈1电感; ψ_2 为线圈2或驱动片电流磁链; R_2 为线圈2或驱动片电阻; L_2 为线圈2或驱动

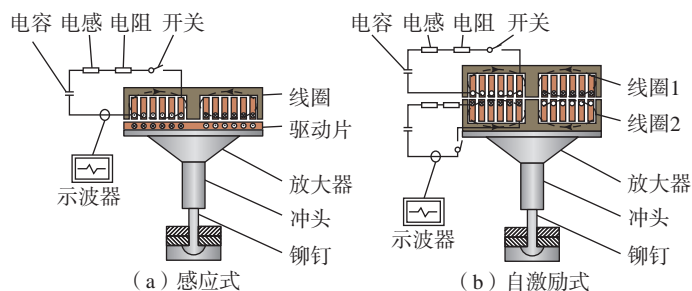


图1 电磁铆接原理
Fig.1 Principle of electromagnetic riveting

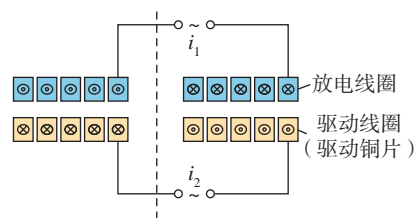


图2 同轴多匝线圈结构模型
Fig.2 Coaxial multi-turn coil structure model

片电感; M_{12} 为线圈 1 与线圈 2 或驱动片间互感。

将式(3)代入式(2)中可以得到

$$dE = i_1^2 R_1 dt + i_2^2 R_2 dt + i_1 L_1 di_1 + i_1 M_{12} di_2 + i_2 L_2 di_2 + i_2 M_{12} di_1 + 2i_1 i_2 dM_{12} \quad (4)$$

其中, 磁场能量与线圈 1 磁能、线圈 2 或驱动片的磁能以及二者间互感磁能的关系描述为

$$E_m = \frac{1}{2} i_1^2 L_1 + \frac{1}{2} i_2^2 L_2 + i_1 i_2 M_{12} \quad (5)$$

由于电感仅与机构本身的结构参数有关, 运动过程中电感近似不变, 对式(5)求微分得

$$dE_{em} = i_1 L_1 di_1 + i_2 L_2 di_2 + i_2 M_{12} di_1 + i_1 M_{12} di_2 + i_1 i_2 dM_{12} \quad (6)$$

回路中电阻产生的热能损耗描述为

$$dQ = i_1^2 R_1 dt + i_2^2 R_2 dt \quad (7)$$

放电过程中产生的电磁驱动力会对线圈 1 和线圈 2 或者驱动片做功, 使二者间距发生变化, 故可将机械能所做的功描述为

$$dW = F dh \quad (8)$$

式中, F 为铆接驱动力; h 为线圈 1 与线圈 2 或驱动片的等效间距。

将上述所有公式联立并整理, 最终可得电磁驱动力的表达式, 为

$$F = \frac{dW}{dh} = i_1 i_2 \frac{dM_{12}}{dh} \quad (9)$$

对于感应式电磁铆接, 在考虑线圈与驱动片间的互感作用下, 可将其放电回路等效如图 3(a) 所示。

根据基尔霍夫电压定律, 可以推导出感应式电磁铆接的放电回路微分方程, 为

$$\begin{cases} u_i = i_1 (R_{i1} + R_s) + (L_{i1} + L_s) \frac{di_1}{dt} + M \frac{di_2}{dt} \\ 0 = i_2 R_{i2} + L_{i2} \frac{di_2}{dt} + M \frac{di_1}{dt} \\ du_i = -\frac{(i_1 + i_d)}{C} dt \\ i_d = \begin{cases} 0 & u_i \geq 0 \\ \frac{u_i}{R_d} & u_i < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (10)$$

式中, u_i 为电容器两端电压; R_{i1} 、 R_{i2} 为线圈 1 与驱动片电阻; L_{i1} 、 L_{i2} 为线圈 1 与驱动片电感; L_s 为设备系统电感; R_s 为设备系统电阻; R_d 为续流电阻; D 为续流二极管; i_d 为流经续流支路电流; C 为设备电容; M 为线圈 1 与驱动片互感。

由于自激励式电磁铆接是由两条放电回路组成的, 故可将其放电回路等效如图 3(b) 所示。

同样的, 根据基尔霍夫电压定律, 可推导出自激励式电磁铆接放电回路的微分方程, 为

$$\begin{cases} u_{c1} = i_1 (R_{c1} + R_{s1}) + (L_{c1} + L_{s1}) \frac{di_1}{dt} + M \frac{di_2}{dt} \\ u_{c2} = i_2 (R_{c2} + R_{s2}) + (L_{c2} + L_{s2}) \frac{di_2}{dt} + M \frac{di_1}{dt} \\ du_{c1} = -\frac{(i_1 + i_{d1})}{C} dt \\ du_{c2} = -\frac{(i_2 + i_{d2})}{C} dt \\ i_{d1} = \begin{cases} 0 & u_{c1} \geq 0 \\ \frac{u_{c1}}{R_{d1}} & u_{c1} < 0 \end{cases} \\ i_{d2} = \begin{cases} 0 & u_{c2} \geq 0 \\ \frac{u_{c2}}{R_{d2}} & u_{c2} < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (11)$$

式中, u_{c1} 、 u_{c2} 为电容器 1 和电容器 2 两端电压; R_{c1} 、 R_{c2} 为线圈 1 和线圈 2 电阻; L_{c1} 、 L_{c2} 为线圈 1 和线圈 2 电感; L_{s1} 、 L_{s2} 为设备系统电感; R_{s1} 、 R_{s2} 为设备系统电阻; i_{d1} 、 i_{d2} 为流经续流支路电流; C_1 、 C_2 为设备电容; M 为线圈间互感。

由式(9)~(11)可知, 在对铆接驱动力以及放电电流的求解过程中, 还涉及诸多电参数的求解, 包括线圈和驱动片的电感值、电阻值、互感值以及互感对间距的导数, 其中线圈和驱动片的电感、电阻等电参数均与其自身的结构参数相关。根据图 2 中线圈和驱动片等效简化得到的同轴多匝的线圈结构, 基于等效圆环法, 取其同轴单匝的线圈结构模型作为基本单元, 如图 4 所示, 建立线圈和驱动片相关电参数与其自身结构参数间的关系。

通过对各匝线圈的电阻值进行累加, 即可得到线圈的整体电阻值。

$$R_x = \sum_i^N \rho_{cu} \frac{2\pi r_i}{a \cdot b} \quad (12)$$

式中, ρ_{cu} 为铜导线电阻率; N 为线圈总匝数; r_i 为第 i 匝线圈半径; a 为导线宽度; b 为导线高度。

线圈总电感包括任意两单匝线圈之间的互感以及各单匝线圈自身电感两部分, 其中任意两单匝线圈之间的互感可以通过同轴线圈匝与匝之间的互感计算公式得到, 互感计算公式为

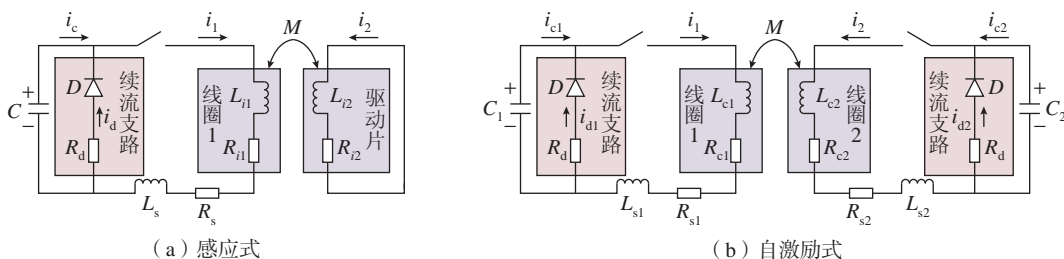


图 3 感应式和自激励式电磁铆接放电回路等效电路图

Fig.3 Equivalent diagram of induction and self-excited electromagnetic riveting discharge circuit

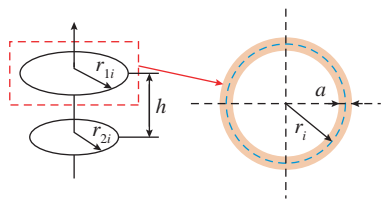


图4 同轴单匝圆环线圈结构模型
Fig.4 Coaxial single-turn ring coil structure model

$$M(r_1, r_2, h) = \mu_0 \cdot \sqrt{r_1 \cdot r_2} \left[\left(\frac{2}{k} - k \right) \cdot K(k) - \frac{2}{k} \cdot E(k) \right] \quad (13)$$

式中, μ_0 为铜的磁导率; r_1 、 r_2 为单匝圆环线圈半径; h 为两圆环平面间的距离, 当两个同轴圆环位于同一平面时, $h=0$ 。

$$k = \sqrt{\frac{4 \cdot r_1 \cdot r_2}{(r_1 + r_2)^2 + h^2}} \quad (14)$$

$$K(k) = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \frac{1}{\sqrt{1 - k^2 \cdot \sin^2 \alpha}} d\alpha \quad (15)$$

$$E(k) = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} d\alpha \quad (16)$$

其中, 各单匝线圈自感公式为

$$L_{xi}(r_{xi}) = \mu_0 R_i \left(\ln \frac{8r_{xi}}{r_e} - \frac{7}{4} \right) \quad (17)$$

$$r_e = \sqrt{\frac{s}{\pi}} \quad (18)$$

式中, R_i 为线圈半径; r_e 为矩形截面导线等效半径。

线圈总电感计算公式为

$$L_x = \sum_{i=1}^{N_x} L_{xi}(r_{xi}) + 2 \sum_{i=1}^{N_x} \sum_{j=i+1}^{N_x} M(r_{xi}, r_{xj}, 0) \quad (19)$$

线圈间整体互感值可以通过对同轴不同平面的线圈匝与匝之间的互感值进行累加计算得到

$$M'_{xc}(h) = \sum_{i=1}^{N_x} \left(\sum_{j=1}^{N_c} M_{xcij} \right) = \sum_{i=1}^{N_x} \left(\sum_{j=1}^{N_c} M(r_{xi}, r_{cj}, h) \right) \quad (20)$$

式中, M_{xcij} 为线圈 1 中第 i 匝与线圈 2 或驱动片中第 j 匝的互感值; N_x 为线圈 1 匝数; N_c 为线圈 2 匝数或驱

动片等效匝数; r_{xi} 为线圈 1 第 i 匝半径; r_{cj} 为线圈 2 或驱动片第 j 匝半径。

根据式(9)可知, 在对电磁驱动力进行求解时, 还需要对互感数值进行计算, 互感数值同样可以通过对同轴单匝线圈结构进行累加得到, 其中同轴单匝线圈的互感数值公式描述为

$$M'(r_1, r_2, h) = \frac{dM}{dh} = \frac{2\mu_0 h r_1 r_2}{[h^2 + (r_1 + r_2)^2]^{\frac{3}{2}}} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \frac{\cos 2\alpha}{(1 - k^2 \sin^2 \alpha)^{\frac{3}{2}}} d\alpha \quad (21)$$

最终累加得到的线圈整体互感数值为

$$M'_{xc}(h) = \sum_{i=1}^{N_x} \left(\sum_{j=1}^{N_c} M'_{xcij} \right) = \sum_{i=1}^{N_x} \left(\sum_{j=1}^{N_c} M'(r_{xi}, r_{cj}, h) \right) \quad (22)$$

3 数学模型的试验验证

本文通过图 5 所示的测试系统来验证建立电磁铆接驱动力数学模型的正确性。将线圈接入放电设备, 利用罗氏线圈与压电式力传感器对电磁铆

接的放电电流以及铆接驱动力进行测量。测量时, 需将罗氏线圈环向套在被测回路上, 同时由于压电式力传感器自身采集的信号较微弱, 因此还需接入电荷放大器对传感器测量信号进行放大。其中数值计算与工艺试验的放电设备的参数以及线圈和驱动片的结构参数分别如表 1 和 2 所示。

感应式电磁铆接不同电压下放电电流和电磁驱动力数值计算与试验测量结果如表 3 和图 6 所示; 自激励式电磁铆接不用电压下放电电流和电磁驱动力数值计算结果与试验测量结果如表 4 和图 7 所示。

结合表 3 和 4 以及图 6 和 7 可知, 感应式与自激励式电磁铆接数值计算得到的放电电流曲线和电磁驱动力曲线与实际工艺试验中测量得到的电流和驱动力曲线波形基本吻合, 放电电流峰值与电磁驱动力峰值的计算误差较小, 说明建立的感应式与自激励式电磁铆接放电电流和电磁驱动力数值计算模型是可靠的。同时, 从计算和测量结果均可知, 在相

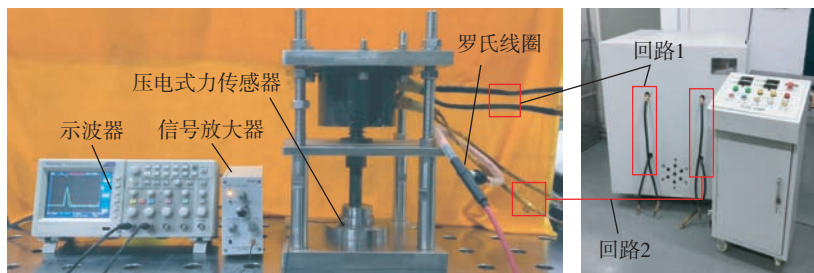


图5 放电电流与电磁驱动力测量装置

Fig.5 Measured equipment of discharge current and electromagnetic driving force

表 1 设备参数

Table 1 Equipment parameters

| 设备型号 | 最大放电电压 /V | 电容个数 / 个 | 总电容值 /F | 最大放电能量 /kJ |
|-----------|-----------|----------|---------|------------|
| EMR400-II | 400 | 16 | 0.192 | 15.36 |

表 2 线圈与驱动片结构参数

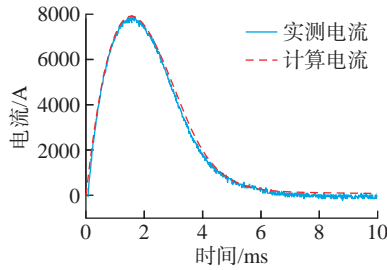
Table 2 Coil and driver structure parameters

| 线圈内径 / mm | 线圈外径 / mm | 导线匝数 / 匝 | 导线宽度 / mm | 导线高度 / mm | 驱动片内径 / mm | 驱动片外径 / mm | 驱动片厚度 / mm |
|-----------|-----------|----------|-----------|-----------|------------|------------|------------|
| 20 | 60 | 18 | 1.5 | 10 | 20 | 60 | 10 |

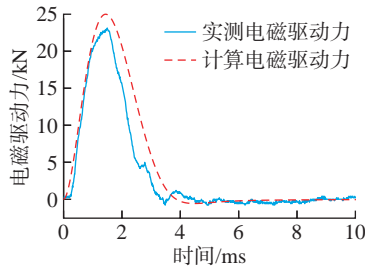
表3 感应式电磁铆接不同电压下放电电流与电磁驱动力的计算与测量结果

Table 3 Calculation and measurement results of electric current and electromagnetic driving force under different voltages of inductive electromagnetic riveting

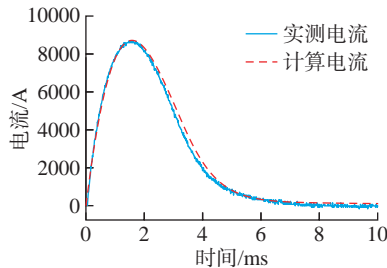
| 放电电压 / V | 放电电流测量值 / A | 放电电流计算值 / A | 电流误差 / % | 电磁驱动力测量值 / N | 电磁驱动力计算值 / N | 电磁驱动力误差 / % |
|----------|-------------|-------------|----------|--------------|--------------|-------------|
| 200 | 7860 | 7920 | 0.8 | 23200 | 25000 | 7.8 |
| 220 | 8640 | 8720 | 0.9 | 28800 | 30300 | 5.2 |
| 240 | 9520 | 9560 | 0.4 | 34000 | 36000 | 5.9 |



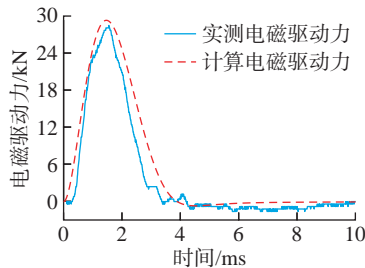
(a) 200 V感应式电压下放电电流曲线



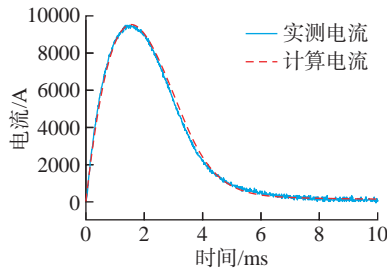
(b) 200 V感应式电压下电磁驱动力曲线



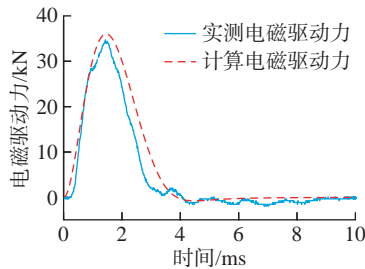
(c) 220 V感应式电压下放电电流曲线



(d) 220 V感应式电压下电磁驱动力曲线



(e) 240 V感应式电压下放电电流曲线



(f) 240 V感应式电压下电磁驱动力曲线

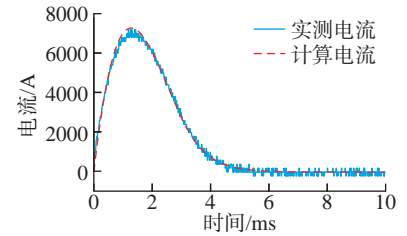
图6 感应式电磁铆接不同电压下放电电流与电磁驱动力曲线对比

Fig.6 Comparison of electric current and electromagnetic driving force curves under different voltages of inductive electromagnetic riveting

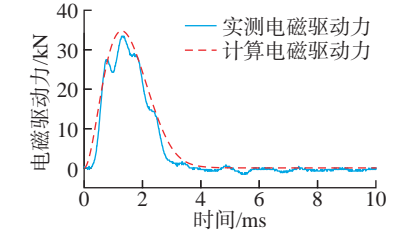
表4 自激励式电磁铆接不同电压下放电电流与电磁驱动力的计算与测量结果

Table 4 Calculation and measurement results of electric current and electromagnetic driving force under different voltages of self-excited electromagnetic riveting

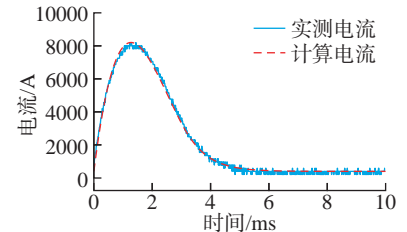
| 放电电压 / V | 放电电流测量值 / A | 放电电流计算值 / A | 电流误差 / % | 电磁驱动力测量值 / N | 电磁驱动力计算值 / N | 电磁驱动力误差 / % |
|----------|-------------|-------------|----------|--------------|--------------|-------------|
| 160 | 7200 | 7190 | 0.1 | 33600 | 35100 | 4.5 |
| 180 | 8200 | 8204 | 0 | 42800 | 44400 | 3.7 |
| 200 | 9000 | 9150 | 1.6 | 52800 | 55100 | 4.4 |



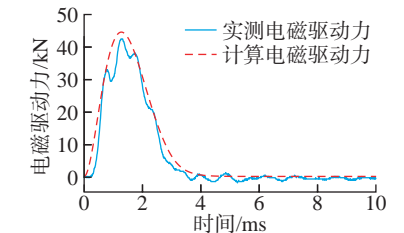
(a) 160 V自激励式电压下放电电流曲线



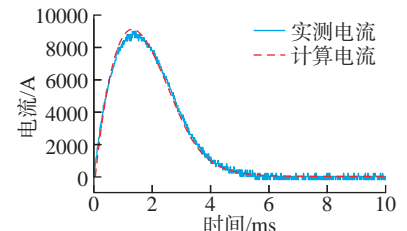
(b) 160 V自激励式电压下电磁驱动力曲线



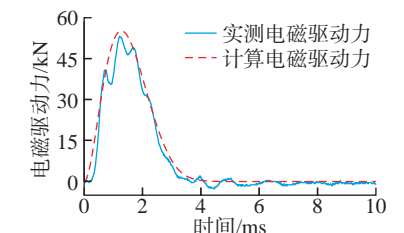
(c) 180 V自激励式电压下放电电流曲线



(d) 180 V自激励式电压下电磁驱动力曲线



(e) 200 V自激励式电压下放电电流曲线



(f) 200 V自激励式电压下电磁驱动力曲线

图7 自激励式电磁铆接不同电压下放电电流与电磁驱动力曲线对比

Fig.7 Comparison of electric current and electromagnetic driving force curves under different voltages of self-excited electromagnetic riveting

同放电能量下(放电电压 200 V, 放电电容相同), 自激励式电磁铆接驱动力要远远大于感应式电磁铆接, 说明自激励式电磁铆接能量利用率高, 铆接驱动力大, 是解决高强度大直径铆钉成形的一种有效方法。

4 电磁驱动力计算可视化分析系统设计

由上述式(9)~(11)可知, 在铆接驱动力计算过程中涉及的参数众多, 且每一参数的计算公式均较为复杂, 同时各参数之间还存在耦合关系, 因此为了方便计算, 本文利用 MATLAB App Designer 开发了一款电磁铆接驱动力计算可视化分析系统, 其主要功能模块包括登录模块、电磁铆接驱动力计算分析模块、线圈参数整体优化模块及参数化模型 4 个模块, 系统功能模块结构示意图如图 8 所示。该系统可实现感应式与自激励式电磁铆接放电电流和驱动力的计算, 同时还能对放电线圈参数进行优化, 在优化的基础上可选择不同的铆钉材料, 可计算出冲头的加载速度和铆钉的变形量, 具有一定的工程应用价值。本文仅对驱动力的计算模块进行分析。

在该可视化系统中, 电磁铆接驱动力计算分析模块包括参数设置与数值计算两个部分, 其中设备参数设置部分的界面如图 9 所示, 在该界面中能够对设备相应的回路参数和状态进行修改设置。

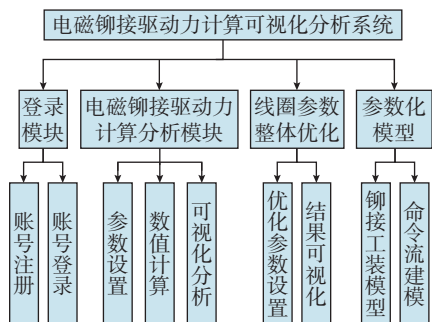


图 8 系统功能模块结构示意图

Fig.8 System function module structure diagram

而计算分析部分的界面如图 10 所示, 在计算分析选项中可以选对感应式电磁铆接或者自激励式电磁铆接进行计算, 参数计算结果图形可在图像选择框中进行改变, 在界面下方还设有图像清空、图像刷新、数据保存 3 个功能。基于该可视化系统, 能够实现对电磁铆接放电电流、电磁驱动力等参数的快速计算、分析对比及数据保存。

5 回路参数对铆接驱动力的影响

电磁铆接过程中放电电压、电容、电阻、电感等回路中的电参数是影响电磁铆接放电电流与电磁驱动力的主要参数。基于开发的电磁铆接驱动力计算可视化系统, 可分析不同参数对感应式和自激励式电磁铆

接放电电流和电磁驱动力的影响规律, 下面主要以自激励电磁铆接进行分析。由于各参数之间是相互影响的, 可根据不同的目标对多参数进行优化处理, 该系统采用鱼群算法进行优化, 在此不做进一步的讨论。

5.1 放电电压

不同放电电压下的放电电流与电磁驱动力曲线如图 11 所示, 增加放电电压, 放电电流和电磁驱动力的峰值上升, 二者脉冲波形宽度不变。在其他参数固定不变的情况下, 放电电压的增加是提高电磁驱动力峰值和加载速率最直接有效的方式。

5.2 设备电容

不同设备电容值下的放电电流与电磁驱动力曲线如图 12 所示, 随着回路电容值的增大, 放电电流和电磁驱动力的脉冲波形变宽, 二者峰值明显上升, 峰值增幅随着回路电容值的增大逐渐减小。对于电磁铆接设备, 在有限的设备空间内增加电容器组的个数, 从而增大回路的电容值, 提高设备的放电能量, 有利于提高放电电流和电磁驱动力的峰值。

5.3 回路电感

不同回路电感值下的放电电流与电磁驱动力曲线如图 13 所示。随着回路电感值的增大, 放电电流和电磁驱动力的脉冲波形宽度变大, 峰值



图 9 设备参数设置界面

Fig.9 Device parameter setting interface

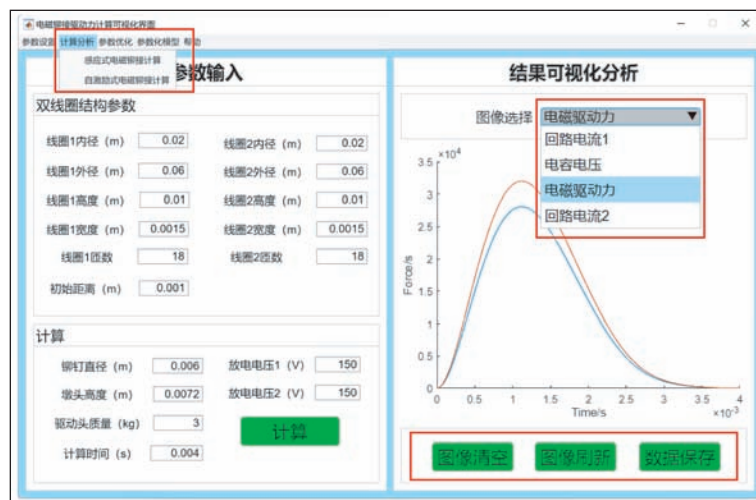


图 10 计算分析界面

Fig.10 Computational analysis interface

下降,这是因为在回路其他参数固定不变的情况下,回路电感值越大,其放电回路的状态就越趋近于过阻尼状态,放电电流和电磁驱动力的峰值就越小。回路电感值主要取决于线圈的电感,而电感与线圈匝数成正比。因此,可通过改变线圈的匝数来获得所需的放电电流和电磁驱动力。

5.4 回路电阻

不同回路电阻值下的放电电流与电磁驱动力曲线如图 14 所示。随着回路电阻值的增大,放电电流以及电磁驱动力的脉冲波形宽度略微变大,峰值明显下降,原因在于回路电阻值的增大,使放电过程中能量的损耗增加,设备能量利用率降低,因而放电电流和电磁驱动力都出现了明显下降的现象。回路电阻主要来源于线圈的电阻和放电回路中电缆的电阻,电阻与导线的截面成反比,与导线的长度成正比。因此,可根据综合考虑来选择扁铜线的截面尺寸和电缆的截面尺寸,以获得所需的放电电流和电磁驱动力。

6 结论

(1)建立了感应式与自激励式电磁铆接放电电流以及电磁驱动力的数值计算模型,数值计算结果与试验测量的结果较为吻合、误差较小,验证了建立的数值计算模型的可靠性。

(2)利用 MATLAB App Designer 对电磁铆接电磁驱动力的计算进行了可视化系统的设计,大大提高了铆接驱动力计算的方便性。基于电磁铆接驱动力计算可视化系统,能够实现电磁铆接电磁驱动力的快速计算、对比分析及数据结果保存。

(3)使用电磁铆接驱动力计算可视化系统,可探究不同参数对感应式和自激励式电磁铆接放电电流以及电磁驱动力的影响规律,同时结合不同的模块,可实现参数优化和铆钉变形分析,具有一定的工程应用价值。

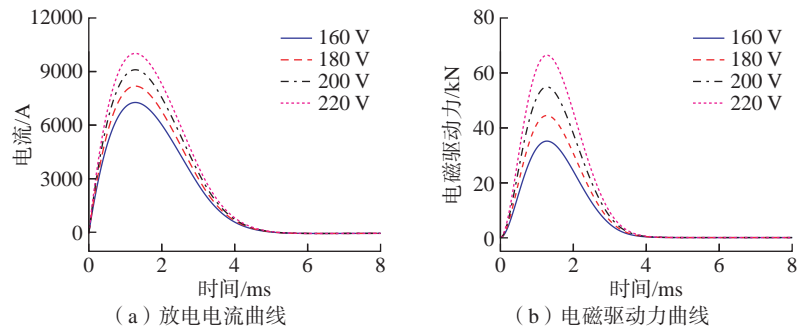


图 11 不同放电电压下的放电电流与电磁驱动力曲线

Fig.11 Discharge current and electromagnetic driving force curves under different discharge voltages

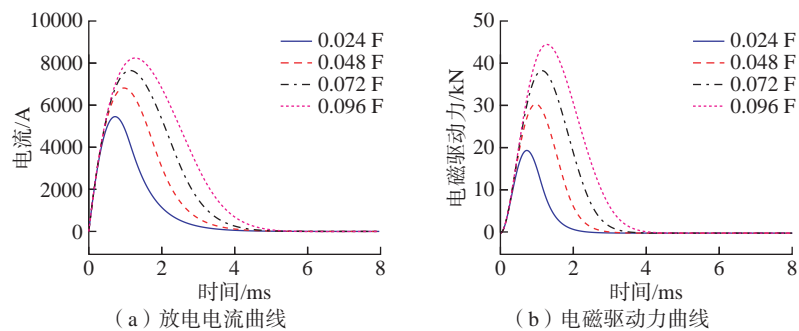


图 12 不同设备电容值下的放电电流与电磁驱动力曲线

Fig.12 Discharge current and electromagnetic driving force curves under different equipment capacitance

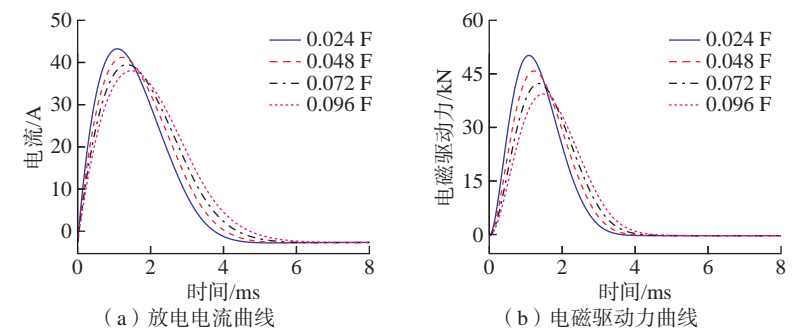


图 13 不同回路电感值下的放电电流与电磁驱动力曲线

Fig.13 Discharge current and electromagnetic driving force curves under different loop inductances

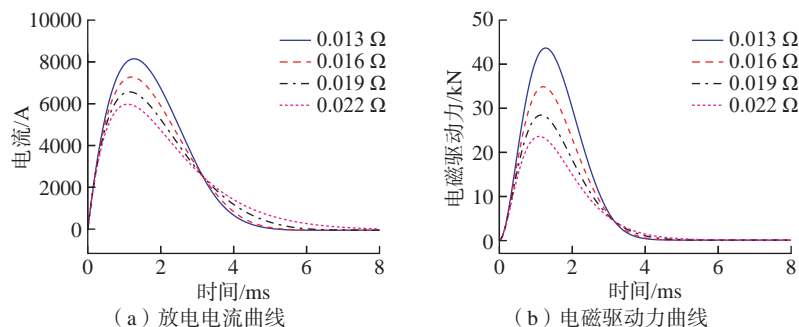


图 14 不同回路电阻下的放电电流与电磁驱动力曲线

Fig.14 Discharge current and electromagnetic driving force curves at different loop resistances

参考文献

[1] PSYK V, RISCH D, KINSEY B L,

et al. Electromagnetic forming—A review[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2011, 211(5): 787–829.

- [2] CAO Z Q, ZUO Y J. Electromagnetic riveting technique and its applications[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(1): 5–15.
- [3] 张开富, 史越, 骆彬, 等. 大型飞机装配中的高精度测量技术研究进展[J]. 激光与光电子学进展, 2023, 60(3): 52–69.
- ZHANG Kaifu, SHI Yue, LUO Bin, et al. Research progress of high precision measurement technology in large aircraft assembly[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2023, 60(3): 52–69.
- [4] LEPRETRE E, CHATAIGNER S, DIENG L, et al. Numerical and experimental investigations of hot driven riveting process on old metal structures[J]. Engineering Structures, 2016, 127: 583–593.
- [5] 刘登伟. 铝锂合金夹层的铆接均匀性[J]. 塑性工程学报, 2021, 28(12): 74–80.
- LIU Dengwei. Riveting uniformity of Al–Li alloy sandwich[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2021, 28(12): 74–80.
- [6] ZHANG D W, ZHANG Q, FAN X G, et al. Review on joining process of carbon fiber-reinforced polymer and metal: Methods and joining process[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2018, 47(12): 3686–3696.
- [7] 喻龙, 章易镰, 王宇晗, 等. 飞机自动钻铆技术研究现状及其关键技术[J]. 航空制造技术, 2017, 60(9): 16–25.
- YU Long, ZHANG Yilian, WANG Yuhan, et al. Research status of aircraft automatic drilling and riveting system and its key technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(9): 16–25.
- [8] WU J L, CHEN C, OUYANG Y W, et al. Recent development of the novel riveting processes[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 117(1–2): 19–47.
- [9] BARILE C, CASAVOLA C, DE CILLIS F. Mechanical comparison of new composite materials for aerospace applications[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 162: 122–128.
- [10] WILLIAMS J C, BOYER R R. Opportunities and issues in the application of titanium alloys for aerospace components[J]. Metals, 2020, 10(6): 705.
- [11] 冯志海, 李俊宁, 田跃龙, 等. 航天先进复合材料研究进展[J]. 复合材料学报, 2022, 39(9): 4187–4195.
- FENG Zhihai, LI Junning, TIAN Yuelong, et al. Research progress of aerospace advanced composite materials[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(9): 4187–4195.
- [12] 曹增强, 张铭豪, 谭学才, 等. 航空复合材料结构铆接技术综述[J]. 航空制造技术, 2023, 66(1/2): 26–37.
- CAO Zengqiang, ZHANG Minghao, TAN Xuecai, et al. Overview of riveting technology for aviation composite structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(1/2): 26–37.
- [13] 于海平, 张旭, 章茂云, 等. 大直径铝合金铆钉以铆代螺可行性试验研究[J]. 航天制造技术, 2016(4): 1–4, 12.
- YU Haiping, ZHANG Xu, ZHANG Maoyun, et al. Experimental investigation on feasibility of substituting large diameter riveting for bolting[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2016(4): 1–4, 12.
- [14] HU X, TANYA, DUAN C, et al. Study on mechanical properties of electromagnetic riveted joints with ML10 steel rivets[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2021, 28(3): 92–97.
- [15] ZHANG X, JIANG H, LUO T, et al. Theoretical and experimental investigation on interference fit in electromagnetic riveting[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2019, 156: 261–271.
- [16] HU S S, CHEN Y H, DENG J H, et al. Effect of electromagnetic riveting loading voltage on adiabatic shear deformation of TA1 rivet[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2020, 27(12): 121–127.
- [17] JIANG H, LI G Y, ZHANG X, et al. Fatigue and failure mechanism in carbon fiber reinforced plastics/aluminum alloy single lap joint produced by electromagnetic riveting technique[J]. Composites Science and Technology, 2017, 152(10): 1–10.

Calculation of Riveting Driving Force and Visualization System Design in Electromagnetic Riveting

DENG Jianghua, YAO Yujie, LIN Yongfeng, FAN Zhisong

(Fuzhou University, Fuzhou 350108, China)

[ABSTRACT] Electromagnetic riveting is a riveting technology that is driven by electromagnetic force, and driving force is the most critical factor affecting the forming quality of rivets. In order to master the influence law of driving force in electromagnetic riveting, the mathematical modeling method is used to simplify the solution process of driving force in electromagnetic riveting process, and the numerical calculation model of driving force in inductive and self-excited electromagnetic riveting is established. And the reliability of the numerical calculation model was verified by the experiment. At the same time, the MATLAB App Designer is used to design the visualization system for the calculation of the driving force of electromagnetic riveting, and the simple and convenient calculation of the driving force of electromagnetic riveting is realized. Based on this system, the influence law of the electrical parameters of the self-excited electromagnetic riveting is analyzed. The results show that the increase of discharge voltage and capacitance, and the decrease of loop resistance and loop inductance are beneficial to improve the peak value and change rate of the electromagnetic driving force of electromagnetic riveting.

Keywords: Electromagnetic riveting; Electromagnetic driving force; Induction; Self-excitation; Numerical calculation model; Visualization system

(责编 古索)



电磁铆接

Electromagnetic Riveting

采用电磁铆接技术可以促进飞机装配的高效和稳定,而制定专业、标准、统一的电磁铆接工艺规范是电磁铆接技术规模化应用的前提,研制国产自动化电磁铆接装备并进行技术推广是推动航空制造迈向绿色装配和智能装配的有效途径。



引文格式: 曹跃杰, 曹增强, 李想, 等. 基于电磁加载的新型中应变率动态拉伸测试系统与试验方法[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 30-36.

CAO Yuejie, CAO Zengqiang, LI Xiang, et al. A novel electromagnetic loading system for medium strain rate dynamic tensile testing and experimental method[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 30-36.

基于电磁加载的新型中应变率动态拉伸测试系统与试验方法*

曹跃杰¹, 曹增强^{2,3}, 李想², 张铭豪²

(1. 重庆交通大学, 重庆 400074;

2. 西北工业大学, 西安 710072;

3. 陕西大工旭航电磁科技有限公司, 西安 710100)

[摘要] 以轻金属和复合材料为代表的新型航空航天结构材料在中应变率环境下的动态力学行为和相关失效机理研究受到越来越多的关注。为了充分探究新型结构材料性能与应变率之间的对应关系,在电磁铆接系统的基础上研发了一种可以实现中应变率动态拉伸测试的新型试验系统,为金属和复合材料及其连接结构进行动态性能测试提供了一种科学高效的试验方法。首先介绍了电磁加载装置的基本原理和功能特点,分别对加载系统、控制系统和数据采集系统进行了详细说明;其次介绍了动态加载测试过程不同参数下对应力学响应的变化及其重复试验下的一致性结果,进而验证了整个测试系统的稳定性和可靠性;最后采用该系统测试了不同应变率下 2024-T6 铝合金的力学特性。测试结果表明,电磁加载动态拉伸测试系统可以准确地反映出应变率变化对 2024-T6 铝合金性能的影响,这为新型航空材料进行服役环境下的结构安全性研究提供了有力的技术支持。

关键词: 电磁加载; 动态拉伸; 中应变率; 航空铝合金; 复合材料

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.030



曹跃杰

副教授, 硕士生导师, 研究方向为飞机结构长寿命连接理论与方法、复合材料结构先进连接技术。

随着人类文明的不断进步和现代科学技术的飞速发展,人类所能操控的交通工具的能量等级变得越来越高,在给人们出行带来巨大便利的同时,由于交通事故引发的生命和财产损失也变得更加严重。此外,无论是航空航天等军工领域还是人们日常出行乘坐的高速动车组等都会遇到各种各样的碰撞问题。事实上,物体在冲击载荷作用下的力学响应和失效模式往往和静力学状态下有着明显的不同。目前对于结构材料在静力学状态下的研究已经取得许

多重要成果,但是从工程应用和结构设计安全角度考虑,无论是金属或复合材料结构,还是这两种材料的连接结构,在实际撞击下的安全性能都需要通过冲击动力学的方法进行评估和分析,从而获得准确可靠的技术资料。高速液压伺服试验机是一种传统有效的用于测试材料动态力学性能的试验装置,但是由于其相比静力学加载设备更加昂贵且操作复杂,以及对试样尺寸要求极为严格等原因并没有得到很好的推广应用。基于电磁感应加载原理的电磁铆接技术

* 基金项目: 国家自然科学基金(52305146); 陕西省重点研发计划(2022GXLH-02025); 重庆市自然科学基金(CSTB2022NSCQ-MSX1290)。

是一种通过提供瞬时大能量实现铆钉快速成形的先进连接方法,对于提高铆接接头均匀化性能具有重要意义,同时也可以实现大干涉量紧固件的动态安装,目前该技术的应用与拓展已经成熟,因此在航空航天领域得到了广泛的应用,并取得了良好的经济效益^[1-4]。基于电磁铆接技术加载原理开发的脉冲电磁力加载冲击测试系统也可用于研究材料在高速加载下的力学特性及其损伤演化机理^[5]。Liu等^[6-7]通过电磁加载测试系统研究了加载速率对单向复合材料层合板层间I型断裂韧性的影响,揭示了层压板界面失效由准静态加载下纤维/基体脱胶转变为高速加载速率下基体呈现树枝状解理断裂的失效机理。Deng等^[8]在此应用技术基础上利用电磁铆接设备改装了动态拉杆试验装置,经过和Zwick/Roell HTM 5020 伺服液压高速拉伸试验机测试结果对比发现一致性较好。

应变率是现代材料力学领域性能研究的一个重要参数。一般而言,中应变率范围指的是在1/s~200/s之间的动态加载状态^[9-12],也有人把中应变率的应用范围定义扩展到大约500/s^[13-14]。通常低于1/s被称为准静态加载,也叫低应变率加载,而超过200/s则被称为高应变率加载。目前低应变率主要通过材料万能试验机进行测试,也是最为常见的材料力学性能测试方法,而高应变率主要通过分离式霍普金森杆进行高速性能测试。现代飞行器和地面高速交通工具在设计之初和服役过程中就要充分考虑结构的抗撞特性,这对于乘客安全和结构使用寿命具有重要作用^[15]。尤其对于现代飞机机身和机翼结构、高速列车车头,鸟撞、冰雹和应急坠撞等现象时有发生,这就要求飞机和高铁在设计之初就要对相关材料及结构在冲击载荷下的特性做出有效的测试和分析。目前飞机上大量

使用的钛合金、高强度铝合金以及新型复合材料均在不同程度上表现出一定的应变率效应。中应变率恰恰是高速交通工具撞击载荷下经历的一种常见加载状态^[16-19]。高速拉伸试验机虽然可以实现中低应变率的测试,但是其主要通过匀速加载的方式进行测试,对于研究工程材料及其连接结构在实际应用中遇到撞击时其结构力学性能的变化特性就受到了一定的限制,而且国内在相关设备的开放和应用方面还比较薄弱,主要从国外引进高速拉伸试验机,其中以Zwick/Roell HTM和Instron VHS系列为代表。霍普金森杆试验装置主要用于材料高/超高应变率的冲击测试,而且由于金属杆结构尺寸限制,不能用于常规尺寸结构件的冲击性能测试,目前只能应用于基础力学性能的相关研究。

基于以上研究现状,为了解决航空材料结构在服役环境下进行动态冲击特性分析这一技术难题和迫切需求,西北工业大学机电学院曹增强教授课题组在电磁铆接系统系列化产品研究的基础上,利用脉冲电磁力冲击加载原理开发了基于电磁加载的可实现常规尺寸结构在1/s~200/s中应变率下测试的动态冲击拉伸系统,该

系统可以为现代飞行器和高速列车等进行抗坠撞性分析和结构优化提供新的技术支持。

1 电磁加载测试原理

电磁加载测试系统主要是利用RLC电路的放电特征,通过脉冲电容器组对放电线圈(也称初级线圈)进行瞬间放电,使线圈内产生强大的脉冲电流(如5000~20000 A),电流在线圈周围激发形成高强脉冲磁场^[20]。感应线圈与放电初级线圈相互贴紧,由于电磁感应现象,脉冲磁场穿过感应线圈产生极强的感应涡流。放电线圈与感应线圈由于产生的脉冲磁场方向相反因此产生强大的涡流斥力,从而使感应线圈带动驱动头完成高速加载。电磁力冲击加载测试系统以RLC放电电路为基础,将脉冲强电流(5000~20000 A)转换为高密度电磁能量,其电磁冲击力加载原理如图1所示。首先将380 V交变电压经变压器升压,然后通过整流电路给电容充电,电压表测量充电电压;之后电容器对放电线圈放电,线圈内部产生瞬时强电流,该电流在线圈周围激发变化的脉冲磁场;脉冲磁场穿过感应线圈感生出涡流,脉冲磁场和涡流相互作用产生电磁力,进而完

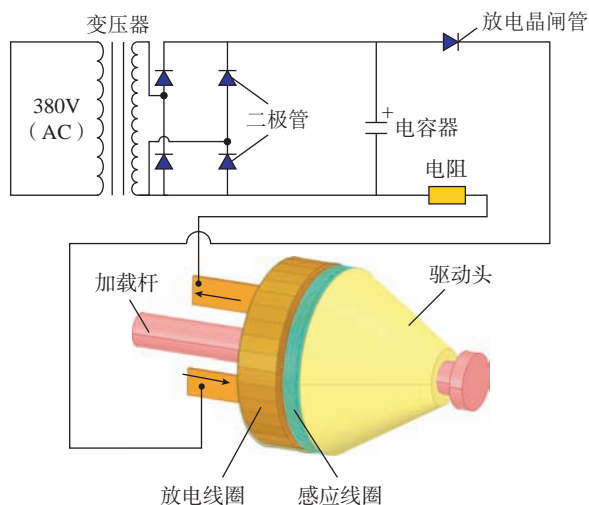


图1 中应变率测试系统电磁加载原理示意图

Fig.1 Electromagnetic loading schematic diagram of medium strain rate test system

成冲击加载。

电磁力加载特点可以从冲击能量和冲击力这两个角度进行分析。

(1) 从能量角度分析,与电磁铆接一样,单次加载过程能量 E_0 为

$$E_0 = \frac{1}{2}CU_0^2 \quad (1)$$

式中, C 为放电电容; U_0 为动态加载放电电压。电磁加载过程中,将放电瞬间的电能转换为驱动头的机械能、电路热能,等效冲击能量 E_i 满足

$$E_i = aE_0 = \frac{1}{2}aCU_0^2 \quad (2)$$

式中, a 为放电电能能量转换效率。动态冲击加载试验中,通过选择合适的电容和放电电压参数,即可完成所需要冲击能量的参数设置。

(2) 从冲击力的角度分析,加载过程中,放电回路参数满足二阶线性齐次微分方程,即

$$LC \frac{d^2 u_c}{dt^2} + RC \frac{du_c}{dt} + u_c = 0 \quad (3)$$

式中, R 、 L 、 u_c 和 t 分别为电磁加载动态测试系统整个放电回路的等效电阻、电感、电容电压和时间; C 为电容。为了获得稳定可靠的测试效果,该动态冲击拉伸测试系统 RLC 电路需要在欠阻尼状态下工作,即 $R < 2\sqrt{L/C}$,通过对式(3)进行求解可以获得加载放电电流 $i(t)$ 的计算公式,即

$$i(t) = \frac{U_0}{\omega L} e^{-\delta t} \sin(\omega t) \quad (4)$$

式中, $\delta = R/(2L)$ 为衰减系数; $\omega = \sqrt{1/LC - R^2/4L^2}$ 为衰减谐振圆频率。电磁力 $F(t)$ 与放电电流 $i(t)$ 的关系为

$$F(t) = \frac{r\mu_0\omega Mn^2}{\alpha \sqrt{R_2^2 + (\omega L_2)^2}} i^2(t) \quad (5)$$

式中, r 为放电线圈的铜带有效半径; μ_0 为真空磁导率; M 为放电线圈与驱动线圈的互感; n 为放电线圈实际匝数; α 为放电线圈与驱动线圈的距离; R_2 、 L_2 分别为感应线圈电阻和电感。将式(4)代入式(5)可得电磁力的时间函数,即

$$F(t) = \frac{r\mu_0 Mn^2 U_0^2}{\alpha L^2 \omega \sqrt{R_2^2 + (\omega L_2)^2}} e^{-2\delta t} \sin^2(\omega t) \quad (6)$$

脉冲电磁力加载过程其实是半正弦应力波的加载,其能量大小是峰值力和脉冲宽度共同作用的结果,电磁冲击力脉宽 T 的计算公式为

$$T = \frac{\pi}{\sqrt{\frac{1}{LC} - \frac{R^2}{4L^2}}} \quad (7)$$

式中, T 为电磁加载的脉冲宽度值; L 为 RLC 放电回路的电感; C 此时为电源柜放电电容; R 可以通过万用表直接测量。

根据能量守恒定律,加载过程试件的最大加载速度计算公式为

$$V_{\max} = \int_0^T \frac{F(t)}{m} dt \quad (8)$$

式中, V_{\max} 为试样加载的最大速率; m 为次级线圈和驱动头的总质量。

应变率是单位时间内材料应变的变化,可以通过式(9)进行计算。

$$\varepsilon^*(t) = \frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{1}{L_0} \frac{dL(t)}{dt} = \frac{V(t)}{L_0} \quad (9)$$

式中, ε^* 为试样应变率; L_0 为试件标距的原始长度; L 为拉伸后试样的长度; V 为加载过程的实际速率,可以通过高速相机直接获得。

2 电磁加载试验装置

中应变率电磁加载动态拉伸测试系统主要包括控制系统、测试平台和采集系统3大部分,平台尺寸为 720 mm × 550 mm,拉杆中心孔到底板距离为 110 mm,试样最大夹持尺寸为 40 mm × 8 mm × 210 mm。其中测试平台的机械结构主要包括放电线圈、感应线圈、驱动头、连接杆、夹头、压力传感器、支撑结构。放电线圈通过不锈钢轴承座和底板相连,线圈两端的铜带通过电缆线和控制系統相连,进而可以通过充放电来实现中应变率的冲击拉伸测试,详细的结构技术参数可以参考本课题组申请的专利^[21]。测试平台三维结构如图

2 所示,可以看到,不同组合零部件可以通过结构和颜色进行区分。实际测试状态下的试验装置实物如图 3 所示,可以看出,试样通过夹持部位进行夹紧,两端夹头通过连接杆和对应支撑进行连接。线圈铜带通过轴承座两侧对称开槽伸出并与电缆线进行连接。由于加载测试过程需要采用较高电压,为了保证安全,防止出现打火和漏电,铜带连接部位通需要采用特殊工艺进行处理。压力传感器通过数据采集线和放大器相连,放大器进一步和采集器连接进而把数据传输给计算机,通常应变测试主要通过试样表面的应变片对加载测试过程对应位置的应变变化进行数据记录,并最终和压力采集数据进行整合,进而完成一次有效的数据测试。在实际中,应变片的测量方式存在一定的局限性,而且不方便操作,该测试系统主要采用国产千眼狼 (Revealer) X213 型高速摄像机和配套的 3D 全场应变测量系统进行试

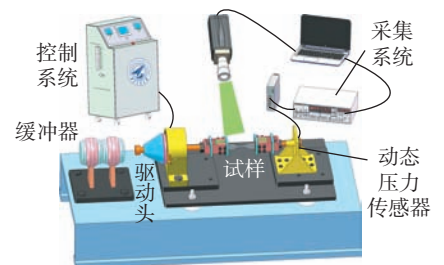


图 2 电磁加载中应变率动态拉伸测试系统结构示意图

Fig.2 Structural diagram of medium strain rate dynamic tensile test system under electromagnetic loading



图 3 电磁加载中应变率动态拉伸测试装置
Fig.3 Medium strain rate dynamic tensile test device using electromagnetic loading

件的速率和应变的测量。

动力控制系统主要由电源柜组成,分为硬件和软件两大部分。电源柜长宽高为 $1.2\text{ m}\times 1.1\text{ m}\times 1.5\text{ m}$,如图4所示。硬件设计主要有电容充放电模块、触发电路模块、控制电路模块。电容充放电模块是由电容器(23.5 mF)、升压变压器、真空接触器、电阻、风扇等组成;触发电路模块分为充电触发模块和放电触发模块,主要实现电路发出脉冲控制电容器的充放电;控制电路模块主要是由PLC和继电器等组成,实现对触发电路模块和电容充放电模块的控制。软件部分主要是PLC程序和人机交互触摸屏程序。PLC程序用于实现控制系统各种功能的逻辑控制,触摸屏通过控制PLC程序中的各种地址来实现操作人员对系统的有效控制。

电磁加载线圈是整个测试系统中非常关键的一个器件,其稳定与否直接决定了设备运行的可靠性和设备能力。图5展示了线圈的三维结构图及其对应的结构示意图,线圈直径 135 mm ,厚度 55 mm ,铜带尺寸 $1.5\text{ mm}\times 30\text{ mm}$ 。本课题组经过多年探索总结,已经能够制造出性能稳定且可以满足实际需求的放电线圈。由

于本次研究的设备一般在 2000 V 以下的加载电压下就可以满足实际需求,因此充放电过程产生的热量等因素不会对线圈结构产生破坏。通过本课题组制备的自动缠绕机加工的放电线圈铜带缠绕均匀,树脂浇注密实,可以充分保证整个测试系统稳定运行。目前,该中应变率电磁加载动态拉伸测试系统,最大可实现充电电压为 2500 V ,充电误差不超过 5 V ,充电时间控制在 30 s 以内,最大电磁力理论峰值可以达到 300 kN ,因此可以实现一般尺寸测试试样在 $1/\text{s}\sim 200/\text{s}$ 加载应变率范围内的动态冲击拉伸测试,具体情况可以根据实际材料强度和结构形式,通过以上公式并结合试样尺寸进行计算,确定初步的电磁加载设置参数。

3 加载过程电磁力变化与稳定性分析

高速加载系统和数据稳定性是测试系统有效可靠的重要保证,也是国内外相关设备极力跟进的重要技术指标。因此,脉冲电磁力-时间响应特征结果是电磁加载动态拉伸系统正常使用中最为关键的一个要素,不仅影响了加载测试的应变率精度,同时也决定了动态冲击加载过程测

试结果的真实性和有效性。目前,电磁加载力学响应质量效果主要通过对比多次测试输出结果的稳定性和一致性进行判定表征。通过以上分析已经明确中应变率电磁加载冲击拉伸测试系统是有多个独立子系统 and 几百个元器件组成的这样一个新型测试平台。由于本研究中介绍的测试系统属于首次独立自主开发,其实际应用结果很容易受到一些外部的干扰以及其他因素的影响,因此每一个环节都需要进行最终的检验和重复性测试。为了对比分析电磁加载过程中系统动力响应和拉伸加载响应的差异化影响,本研究将从以下两个方面进行分析。

(1)加载电磁力稳定性分析。首先对空载下的电磁加载冲击力学响应进行实际测试,即采用驱动头直接撞击传感器的测试方法进行动态测试。图6(a)展示了空载下不同电压下的电磁力和时间之间的对应关系,可以看出,随着放电电压的不断增加,与之对应脉冲电磁力峰值不断增加,而且峰值出现位置近乎不变,同时加载脉冲时间即半正弦波的脉冲宽度保持一致。此外 600 V 放电电压下的重复性加载试验也进一步表明,电磁加载测试过程动力学响应一致性非常好,如图6(b)所示。以上测试结果数据表明中应变率测试系统加载线圈感应电磁力数据稳定有效,同时也证明了整个电磁加载测试系统安全可靠。尽管加载过程中曲线局部出现轻微的波动,尤其在加载的末期,这主要是瞬间振动过大造成的影响,这种现象在高速拉伸试验机 and 霍普金森杆试验测试中也比



图4 电磁加载中应变率动态拉伸测试平台动力控制系统

Fig.4 Power control system of medium strain rate dynamic tensile test device using electromagnetic loading



图5 放电线圈及其三维结构示意图

Fig.5 Discharge coil and its three-dimensional structure diagram

较常见,不会影响测试结果,后续将通过设备平台的结构稳定性优化升级进行进一步改善。由于电磁加载过程中,随着电压的不断增大,电磁力增量太过明显,产生的巨大冲击和振动难以有效控制,不方便继续进行空载试验,因此本次空载试验只是采用 400 V、500 V 和 600 V 进行代表性测试。

(2)电磁加载过程稳定性分析。在空载测试的基础上,为了进一步分析和验证整个中应变率电磁加载测试过程系统的稳定性和可靠性,设计并采用了内螺纹连接杆的方式分别与两端的加载杆和固定杆进行紧固连接,即拉伸试样装夹位置换成内螺纹连接杆,通过手工机械方式将连接杆进行固定,如图 7 所示。在此基础上通过不同放电电压来测试其相对应的力学响应特征,详细试验测试结果如图 8 所示,与直接撞击空载测试结果基本一致,随着电压的逐步增加,脉冲电磁力峰值不断增大,整个加载过程峰值力出现位置基本保持一致,总体测试结果趋势一致性较好。脉冲电磁力加载时间几乎没有变化,脉宽数值稳定在 2.5 ms。通过两种测试结果还可以发现,在低电压情况下,电磁力-时间响应曲线相对比较光滑,且波形完整度较高,接近理想波形数据。随着电压不断增高,冲击能量越来越大,由于瞬间冲击振动带来的影响导致测试曲线出现了

一定的波动。由此也可以说明,测试采集系统和整体结构稳定性对于整个电磁加载测试平台非常重要,这些在低应变率下容易忽略的问题需要引起足够的重视,并提出合理的解决方案,这也为后续设备的不断优化升级和相关科研人员开展相关领域的研究和设备研发提供了有效的参考。

综上,总体上讲,整个加载系统加载测试结果一致性良好,且保持足够的重复稳定性,因此本课题组所开发的该设备可以用于该领域实际的相关试验研究。

4 试验测试与结果讨论

在本文第 3 节研究分析的基础上,为了对电磁加载中应变率动态拉伸测试系统进行实际应用的检验,选用航空领域常用的 2024-T6 铝合金进行动态力学性能测试。图 9 展示了在 70/s 和 140/s 两种应变率下对有效标距尺寸为 2 mm × 10 mm × 80 mm 的 2024-T6 铝合金试样在中应变率下进行动态拉伸测试的宏观力学响应结果。可以明显看到,出现了应变率敏感性现象,这一测试结果和传统 INSTRON VHS 160 高速液压伺服拉伸试验机测试的中应变率下铝合金敏感性较弱有着明显的不同^[22]。通常在中高应变率下,随着应变率的增加铝合金失效强度会有所提高。此外,图 9 中的力学响应曲

线可以发现,在 140/s 应变率下,材料出现了典型的应变率强化效应,即在初始加载阶段失效载荷明显增加,但是塑性应变却出现了明显的降低,与 70/s 应变率下的测试结果相比,没有出现塑性应变硬化这一阶段,且最终失效强度相比有所降低。分析发现,



图 7 动态加载过程电磁力测试装置
Fig.7 Electromagnetic force testing device for dynamic loading process

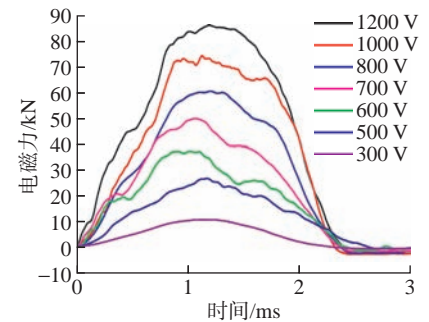


图 8 不同电压下中应变率测试系统电磁加载力学响应
Fig.8 Electromagnetic loading mechanical response of medium strain rate test system under different voltages

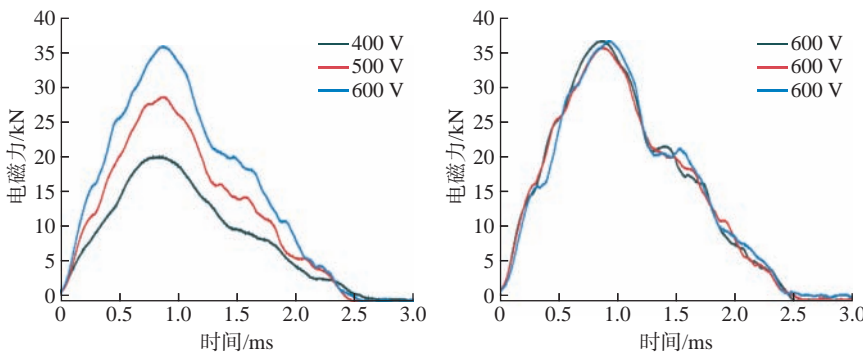


图 6 不同加载电压下线圈电磁力变化
Fig.6 Variation of coil electromagnetic force under different loading voltages

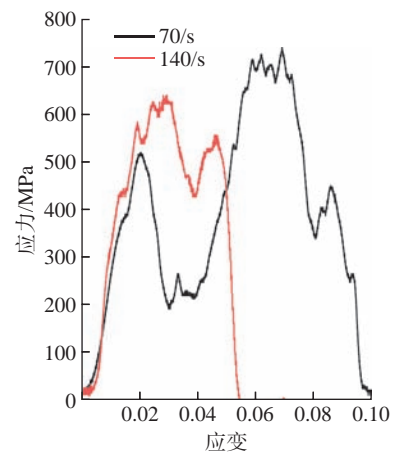


图 9 不同应变率下 2024-T6 铝合金试样测试力学响应
Fig.9 Mechanical response of 2024-T6 aluminum alloy specimens under different strain rates

应该是加载过程的脉冲电磁力变化引起的这一现象,140/s 即高电压下电磁力增长较快,在达到应力波峰值前铝合金试样就出现了断裂失效,而70/s 的应变率下铝合金的失效出现在了空载的脉冲电磁力峰值之后,因此应变硬化现象比较明显。传统的测试研究表明^[22],随着应变率的增加,金属材料的塑性应变硬化效应会因为局部的热软化效应而降低,但是没有从根本上改变材料的失效方式。然而,本次试验的电磁加载动态冲击拉伸测试试样的最终失效模式却发生了根本的变化,如图10所示。其中试样1和试样2是在140/s 的应变率下拉伸失效后的效果,试样3和试样4是在70/s 的应变率下加载后的效果。可以明显看出,140/s 和70/s 的应变率下出现了两种截然不同的失效模式,而且每一种的重复性试验结果保持一致,也证明了本次试验结果的准确性和有效性。对失效模式观察分析可以进一步发现,应变率从70/s 到140/s 的情况下,铝合金断口形貌从传统的颈缩性塑性断裂转变为近似脆性的折断性断裂。再者,70/s 应变率下断口呈现整齐的沿着与厚度方向呈现45° 夹角的方向开裂,且试样表面裂纹和拉伸加载方向近似垂直,与准静态加载下失效模式比较一致,而140/s 应变率下表面裂纹方向呈现出不规则的斜向开裂,同时断口区域没有出现明显的颈缩,其动态加载失效过程如图11所示。



图10 不同应变率下2024-T6铝合金拉伸失效特征

Fig.10 Dynamic tensile failure feature of 2024-T6 aluminum alloy under different strain rates

5 结论

新型结构材料在中应变率下的力学行为和失效模式是进行飞机结构抗冲击性设计和分析研究的重要依据,也是飞机机身结构适坠性和抗鸟撞以及汽车和高铁车身碰撞安全性等领域具有迫切需求的科学研究。本研究开发了基于电磁感应加载原理的可实现中应变率范围内冲击拉伸测试的新型动态加载系统,该系统主要具有以下显著特点。

(1) 该系统主要包括控制系统、测试平台和采集系统3大部分,有效解决了电磁干扰、放电打火和数据采集不稳定的技术难题。

(2) 该系统可以顺利实现0~2500 V电压下连续多次安全充放电,充电误差不超过5 V,充电时间控制在30 s以内,最大加载电磁力峰值可以达到300 kN。

(3) 该系统通过控制放电电压和设备电容量的大小可以实现结构材料及其连接件在1/s~200/s 加载范围内不同脉冲宽度下的动态冲击性能测试。

(4) 通过对2024-T6航空铝合金试样分别在70/s 和140/s 应变率下的力学测试发现,应变率的改变对材料冲击失效特性和失效模式产生了显著的影响,与传统高速液压伺服试验机测试的铝合金中应变率不敏感特性有着明显的不同。

基于电磁铆接技术的新型中应



图11 140/s 应变率下2024-T6铝合金拉伸失效过程

Fig.11 Dynamic tensile failure process of 2024-T6 aluminum alloy under 140/s strain rate

变率电磁加载动态拉伸测试系统为后续进一步开展关于航空航天结构用材料在实际服役环境下的动态冲击加载特性和相关失效机理研究提供了科学高效的测试方法。

参考文献

- [1] CAO Z Q, CARDEW-HALL M. Interference-fit riveting technique in fiber composite laminates[J]. Aerospace Science and Technology, 2006, 10(4): 327-330.
- [2] CAO Z Q, ZUO Y J. Electromagnetic riveting technique and its applications[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(1): 5-15.
- [3] JIANG H, LI G Y, ZHANG X, et al. Fatigue and failure mechanism in carbon fiber reinforced plastics/aluminum alloy single lap joint produced by electromagnetic riveting technique[J]. Composites Science and Technology, 2017, 152: 1-10.
- [4] ZUO Y J, CAO Z Q, ZHENG G, et al. Damage behavior investigation of CFRP/Ti bolted joint during interference fit bolt dynamic installation progress[J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 111: 104454.
- [5] ZUO Y J, CAO Z Q, CAO Y J, et al. Dynamic behavior of CFRP/Ti single-lap pinned joints under longitudinal electromagnetic dynamic loading[J]. Composite Structures, 2018, 184: 362-371.
- [6] LIU H F, NIE H L, ZHANG C, et al. Loading rate dependency of Mode I interlaminar fracture toughness for unidirectional composite laminates[J]. Composites Science and Technology, 2018, 167: 215-223.
- [7] LIU H F, MENG X H, ZHANG H W, et al. The dynamic crack propagation behavior of mode I interlaminar crack in unidirectional carbon/epoxy composites[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2019, 215: 65-82.
- [8] DENG H K, YANG S S, LI G Y, et al. Novel method for testing the high strain rate tensile behavior of aluminum alloys[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2020, 280: 116601.
- [9] OTHMAN R, GUÉGAN P, CHALLITA G, et al. A modified servo-hydraulic machine for testing at intermediate strain rates[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009, 36(3): 460-467.
- [10] ZHU D, RAJAN S D, MOBASHER B, et al. Modal analysis of a servo-hydraulic high speed machine and its application to dynamic tensile testing at an intermediate strain rate[J]. Experimental Mechanics, 2011, 51(8):

1347-1363.

[11] PEROGAMVROS N, MITROPOULOS T, LAMPEAS G. Drop tower adaptation for medium strain rate tensile testing[J]. *Experimental Mechanics*, 2016, 56(3): 419-436.

[12] AHMED A, ZILLUR RAHMAN M, OU Y F, et al. A review on the tensile behavior of fiber-reinforced polymer composites under varying strain rates and temperatures[J]. *Construction and Building Materials*, 2021, 294: 123565.

[13] YANG X, HECTOR L G, WANG J. A combined theoretical/experimental approach for reducing ringing artifacts in low dynamic testing with servo-hydraulic load frames[J]. *Experimental Mechanics*, 2014, 54(5): 775-789.

[14] WHITTINGTON W R, OPPEDAL A L, FRANCIS D K, et al. A novel intermediate strain rate testing device: The serpentine transmitted bar[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2015, 81: 1-7.

[15] JIANG L X, XIAO S, JIANG W, et al. Effect of stacking configuration on dynamic tensile properties of braided carbon fibre composites under medium-low strain rates[J].

Composites Science and Technology, 2021, 213: 108924.

[16] 白春玉, 葛宇静, 惠旭龙, 等. 金属材料的中低应变率动态拉伸试验方法研究与应用[J]. *航空科学技术*, 2020, 31(12): 33-41.

BAI Chunyu, GE Yujing, HUI Xulong, et al. Research and application of dynamic tensile test method for metal materials at intermediate and low strain rates[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2020, 31(12): 33-41.

[17] XIAO X R. Dynamic tensile testing of plastic materials[J]. *Polymer Testing*, 2008, 27(2): 164-178.

[18] CHEN C, SUN C Z, HAN X, et al. The structural response of the thermoplastic composite joint subjected to out-of-plane loading[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2020, 145: 103691.

[19] WANG S L, YAO Y H, TANG C H, et al. Mechanical characteristics, constitutive models and fracture behaviors of short basalt fiber reinforced thermoplastic composites under varying strain rates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2021, 218: 108933.

[20] 赵志衡, 汝楠, 马涌, 等. 强脉

冲电磁力驱动的冲击载荷[J]. *爆炸与冲击*, 2016, 36(5): 710-714.

ZHAO Zhiheng, RU Nan, MA Yong, et al. Impact load driven by high-power pulsed electromagnetic force[J]. *Explosion and Shock Waves*, 2016, 36(5): 710-714.

[21] 曹增强, 曹跃杰, 张铭豪, 等. 电磁加载新型中应变率冲击拉伸测试系统及其试验方法: CN 113447352 A[S]. 2021-09-28.

CAO Zengqiang, CAO Yuejie, ZHANG Minghao, et al. A novel middle strain rate impact tensile testing system and its test method using electromagnetic loading: CN 113447352 A[S]. 2021-09-28.

[22] 惠旭龙, 白春玉, 葛宇静, 等. 2A16 铝合金中应变率力学性能研究[J]. *振动与冲击*, 2017, 36(19): 66-70.

HUI Xulong, BAI Chunyu, GE Yujing, et al. Dynamic properties of 2A16 aluminum alloy under intermediate strain rate[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2017, 36(19): 66-70.

通讯作者: 曹增强, 教授, 博士生导师, 研究方向为飞机先进装配与长寿命连接技术、电磁铆接技术与装备。

A Novel Electromagnetic Loading System for Medium Strain Rate Dynamic Tensile Testing and Experimental Method

CAO Yuejie¹, CAO Zengqiang^{2,3}, LI Xiang², ZHANG Minghao²

(1. Chongqing Jiaotong University, Chongqing 400074, China;

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. NPU Xu Hang Electromagnetic Technology Co., Ltd., Xi'an 710100, China)

[ABSTRACT] The research on dynamic mechanical behavior and related failure mechanism of new aerospace structural materials, represented by light metal and composites, under the intermediate strain rate environment has attracted more and more attention. To fully explore the corresponding relationship between the performance of new structural materials and strain rates, a novel experimental system that can achieve dynamic tensile testing at medium strain rates has been developed based on the electromagnetic riveting system. This provides a scientific and efficient experimental method for dynamic performance testing of metal and composite materials and their joining structures. The article first introduces the basic principle and functional characteristics of the electromagnetic loading device, and then provides a detailed explanation of the loading system, control system, and data acquisition system; The following mainly introduces the changes in corresponding mechanical responses under different parameters during the dynamic loading test process and the consistent results under repeated tests, thereby verifying the stability and reliability of the entire experimental system; Finally, the mechanical properties of 2024-T6 aluminum alloy under different strain rates were tested using this system. The results of this research show that the electromagnetic loading dynamic tensile testing system can accurately reflect the effect of strain rate changes on the performance of 2024-T6 aluminum alloy, providing strong technical support for the structural safety research of new aviation materials in service environments.

Keywords: Electromagnetic loading; Dynamic tensile; Medium strain rate; Aviation aluminum alloy; Composite

(责编 古索)

引文格式: 曹勇, 郭程翔, 张铭豪, 等. 单人操作型电磁铆枪研制[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 37-42.

CAO Yong, GUO Chengxing, ZHANG Minghao, et al. Development of electromagnetic riveting gun operated by single person[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 37-42.

单人操作型电磁铆枪研制*

曹勇¹, 郭程翔², 张铭豪², 左都全³

(1. 陕西大工旭航电磁科技有限公司, 西安 710100;

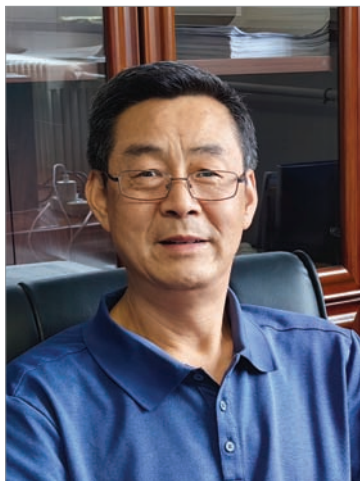
2. 西北工业大学, 西安 710072;

3. 中国民用航空飞行学院, 广汉 618307)

[摘要] 电磁铆接技术可以解决大直径、难成形材料铆钉铆接难题。与风动铆枪相比, 由于增加了减振系统, 导致电磁铆枪体积较大, 一般只能用于结构开敞部位的铆接。为了解决电磁铆枪在不开敞结构中应用受限的问题, 研制了铆枪与顶铁一体化的单人操作型电磁铆枪。首先, 分析了电磁铆接工作原理; 其次, 开展了铆枪的钳形顶铁、铆钉夹持系统、铆枪减振系统与散热系统的结构设计, 并通过有限元模拟分析验证了钳形顶铁的强度和刚度; 最后, 使用该铆枪进行了铆接能力试验, 并测试了铆接力。试验表明, 该铆枪可以成形 $\Phi 4$ mm 以下的钛铝铆钉, 铆头尺寸有较好的重复性, 并且该铆枪的结构强度也安全可靠。

关键词: 电磁铆枪; 电磁铆接; 单人操作; 结构设计; 一体化结构

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.037



曹勇

高级工程师, 主要从事机电一体化方面的研究和开发。

在飞机连接结构中, 铆接以其操作工艺易掌握、强度稳定可靠、受环境影响小等突出优势, 成为飞机连接结构最主要的连接方法之一, 约占全机总连接量的 80%, 特别是蒙皮与框架的连接基本上都采用铆接工艺^[1-3]。与传统铆接方法相比, 电磁铆接技术具有加载速率高、铆接力稳定、钉杆膨胀均匀等特点, 可以解决钛合金等难成形材料铆钉铆接过程中铆头裂纹问题^[3-4]。经过 30 多年的发展, 我国已经研制出了不同型号式的电磁铆枪以满足不同工况的使用需求。目前手持式电磁铆枪在使用时, 需与重量大的顶铁配合使用, 顶铁的质量 (kg) 一般应大于铆钉直径 (mm) 的两倍^[2], 如 5 mm 的铆钉铆接时顶铁的质量应在 10 kg 以上。当顶铁的质量较小时, 电磁铆枪的大冲击力会把小质量的顶铁顶开, 严重影响铆钉的成形质量^[5]。飞机的某

些结构, 如某型机进气道唇口^[6]、航空座椅等结构, 由于结构开敞性差、工作空间狭窄复杂, 在实际工况中只能选择体积小、质量轻的顶铁, 但与现有电磁铆枪配合使用的顶铁质量重、体积大, 所以电磁铆接技术在实际应用中存在一定的局限性。因此, 本研究设计了一款铆枪顶铁一体化的单人操作手持式电磁铆枪, 使铆枪本体的质量充当顶铁的质量, 解决了顶铁空间受限的难题。

1 电磁铆接基本原理

电磁铆接基本原理如图 1 所示^[7]。交流电流经过二极管整流电路整流变为直流电流后, 将电容 (C) 充电至设定的额定电压。放电晶闸管闭合, 脉冲大电流经过由铜带缠绕而成的初级线圈, 使电容中的能量瞬间在初级线圈中释放, 同时在初级线圈周围形成脉冲磁场。次级线圈在强大的

* 基金项目: 2022 年陕西省重点产业链揭榜挂帅; 国家自然科学基金面上项目 (52275165); 四川省科技计划 (2023YFG0165, 2023NSFSC0372)。

脉冲磁场中会产生感应涡流,并形成磁场,次级线圈产生的磁场与初级线圈产生的磁场相互排斥形成脉冲电磁力。电磁力以应力波的形式传递到铆钉上,使铆钉镦粗变形,最终完成铆钉铆接成形^[5-8]。

2 单人操作型电磁铆枪结构设计

为满足工程应用需求,针对手持式电磁铆枪在顶铁空间狭窄的工况环境中应用受限的问题,设计了一款铆枪和顶铁一体化的单人操作手持式电磁铆枪,其结构图如图2所示,主要由钳形顶铁、应力波放大器、次级线圈、放电线圈、气缸、控制手柄、铆枪外壳与铆枪底座等部分组成。

2.1 应力波放大器

应力波放大器是调整铆接力的重要元器件。应力波在横截面收缩

的杆中传播时强度会增加,因此将应力波放大器设计为截面积按一定规律由大变小的锥体,如图3所示^[8],其放大倍数 M 为

$$M = \frac{\sigma_s}{\sigma_L} = \frac{R_L \tan \alpha}{3c_0 t_a} \left(\frac{A_L}{A_s} - 1 \right) + \frac{L_0}{3c_0 t_a} + \frac{A_L}{A_s} \quad (1)$$

式中, σ_L 和 σ_s 分别为锥体大端和小端的应力; R_L 为锥体大端面半径; α 为锥体底角; t_a 为质点速度达到最大时所需时间; c_0 为杆中弹性纵波速; A_L 和 A_s 分别表示锥体大端和小端的端面积; L_0 为锥长。 c_0 可由杆材料密度 ρ_0 和杨氏模量 E 来确定。

$$c_0 = \sqrt{\frac{E}{\rho_0}} \quad (2)$$

电磁铆枪放电线圈的外径是应力波放大器几何尺寸设计的主要依据,当放电线圈外径确定后,应力波放大器的大端直径 D 和小端直径 d

就可确定。大端直径一般与线圈外径相同,小端直径与铆模的外径相同,锥体底角 α 根据放大倍数来确定。

2.2 钳形顶铁

为实现铆枪和顶铁一体化,设计了钳形顶铁结构,如图4所示,包括铆钉顶持面、安装端头与弯曲体3部分。钳形顶铁的安装端头与铆枪底座通过螺栓连接,根据不同的镦头形式与不同的工件结构,可以更换不同的顶铁。弯曲体向上延伸,使铆钉顶持面正对于铆枪腔壳的出口处,铆钉在铆钉顶持面的支撑阻挡下镦粗变形。顶铁的铆钉顶持面中心与铆钉、铆模二者的轴线同轴,减小铆钉受力不均匀对镦头的成形质量造成的影响。

钳形顶铁由于受到的是冲击载荷,在使用过程中可能会发生弹性变形,甚至断裂,致使铆钉欠铆或出现裂纹,影响铆钉的成形质量,因此钳

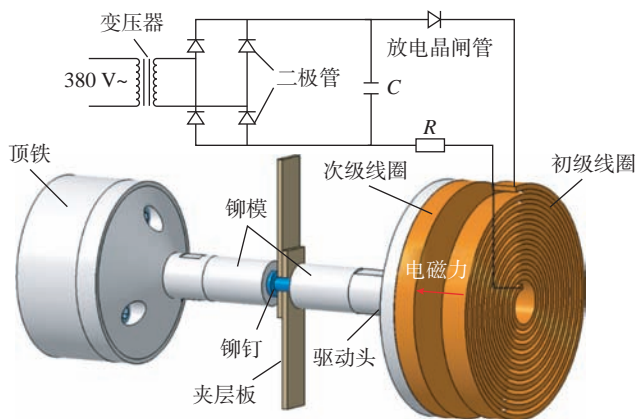


图1 电磁铆接原理图^[7]
Fig.1 Schematic of electromagnetic riveting^[7]

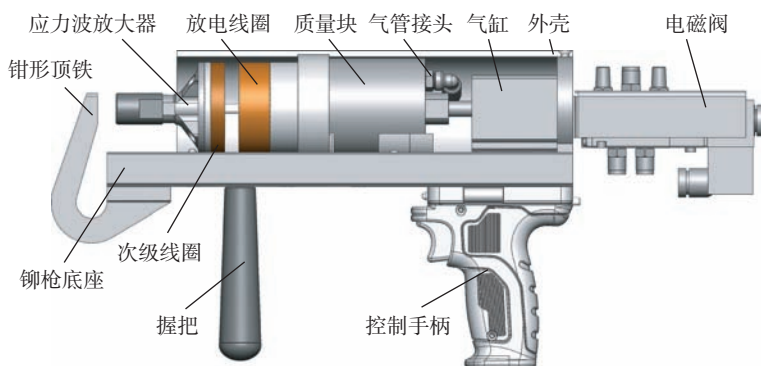


图2 单人操作型手持式电磁铆枪
Fig.2 Single-person operated hand-held electromagnetic riveting gun

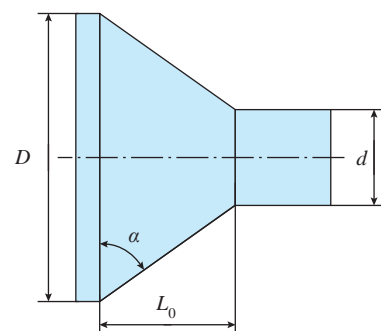


图3 应力波放大器^[8]
Fig.3 Stress wave amplifier^[8]

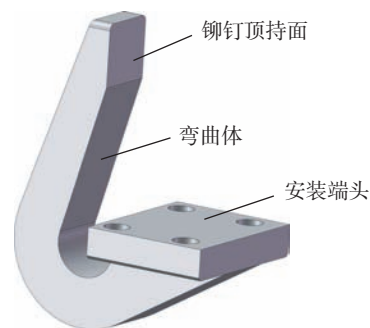


图4 钳形顶铁
Fig.4 Clamp-shaped top iron

形顶铁的强度与刚度是保证铆接质量的关键之一。采用有限元分析软件 Abaqus/Explicit 显式分析模块对钳形顶铁铆接过程中的变形进行模拟分析。为了简化模型,便于网格划分,省略了钳形顶铁安装端头的螺栓孔模型,将钳形顶铁视为一个完整的实体,网格类型为 C3D8R (8 节点六面体线性缩减积分实体单元)。在铆钉与顶铁接触中心点设置一个参考点 R ,并参照电磁铆接力,在参考点 R 施加一个沿 X 轴方向、持续时间 3 ms、峰值 12 kN 的冲击力。

由于钳形顶铁受到的是冲击载荷,采用准静态的应力-应变数据描述材料的本构模型无法涵盖应变率与变形温度对材料的影响,而 Johnson-Cook 失效模型在冲击动力学中是应用最为广泛的本构模型,一般用于描述应力与应变、应变速率、变形温度之间的关系,其模型方程可表示为

$$\begin{cases} \sigma = (A + B\varepsilon^n)(1 + C \ln \varepsilon^*) [1 - (T^*/T_m)^m] \\ \varepsilon^* = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_0} \\ T^* = \frac{T - T_r}{T_m - T_r} \end{cases} \quad (3)$$

式中, σ 为流变应力; A 为参考温度与参考应变速率下的屈服强度; B 为应变硬化因子; C 为应变速率强化因子; m 为热软化因子; ε 为试验应变速率; n 为应变硬化指数; T^* 为同系温度; T_m 为材料熔点温度; T_r 为参考温度; T 为试验温度; ε^* 为无量纲应变速率比率; ε 为试验应变速率; ε_0 为参考应变速率^[9]。

35CrMnSiA 是低合金超高强度调质结构钢,热处理后强度高、韧性好,是加工顶铁的理想材料。表 1 为 35CrMnSiA 高强钢的力学性能参数与 J-C 模型参数^[10]。

钳形顶铁在冲击载荷加载过程中最大位移云图如图 5 所示,最大位移发生在铆钉顶持面,为 0.01 mm,位移较小,且为可恢复的弹性变形,因

表 1 35CrMnSiA 高强钢 J-C 材料模型参数^[10]
Table 1 Parameter of 35CrMnSiA steel J-C material model^[10]

| 密度 $\rho / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$ | 杨氏模量 E/Pa | 泊松比 μ | 断裂强度 σ_b/MPa | 屈服强度 A/MPa |
|---|-----------------------|-----------|----------------------------|---------------------|
| 7850 | 2.10×10^{11} | 0.29 | 1620 | 1280 |
| 强化因子 C | 热软化因子 m | 硬化指数 n | 熔点温度 T_m/K | 参考温度 T_r/K |
| 0.015 | 1.027 | 0.372 | 1775 | 294 |

此顶铁的强度与刚度满足铆接要求。

2.3 铆钉夹持与减振机构

铆枪的气缸主要有两个作用,为铆钉提供持续恒定的夹持力及充当铆枪的减振缓冲系统,吸收铆枪工作时产生的后坐力。铆钉的夹持过程与放电完成后气缸活塞杆运动方向及铆枪内部各组件相对位置变化如图 6 所示。

2.3.1 铆钉夹持

由于顶铁与铆枪一体化,依靠人力施压将放电线圈与次级线圈贴合在一起时,会使顶铁无法顶持铆钉。因此特别地在铆枪内部设置了气缸来控制放电线圈与次级线圈之间的位置。铆接过程中,操作者控制气缸活塞杆带动放电线圈在铆枪的腔壳内移动,当活塞杆伸出气缸时,放电线圈抵向次级线圈,同时铆模与钳形顶铁将穿过铆接件的铆钉夹紧,从而完成对铆钉的夹持固定。

操作者还可以通过控制气缸压力来调节铆钉的夹持力,使铆钉的夹持力均匀一致,避免夹持力不均匀而对铆接质量造成影响,同时可以减小操作者的工作强度。铆接完成后,操作者通过电磁阀控制活塞杆缩回气缸,使放电线圈与次级线圈之间的距离保持在 15 mm 以上,即使在待机状态下误触发也不会产生电磁力^[8],同时释放铆钉。

2.3.2 铆枪减振

电磁铆枪在使用时会产生较大的向后冲击力^[11],与线圈底座相连接的质量块在冲击力的作用下向后运动时会消耗一部分能量。质量块向后运动时带动活塞杆压缩气缸内

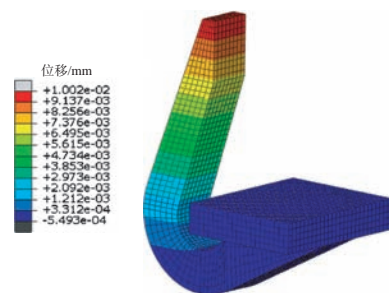


图 5 钳形顶铁位移云图
Fig.5 Displacement cloud diagram of the clamp-shaped top iron

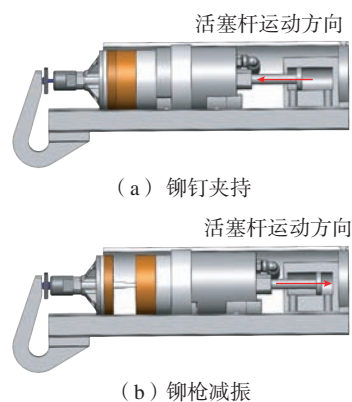


图 6 活塞杆运动方向
Fig.6 Direction of piston rod movement

部的压缩气体,进一步吸收铆接作业时产生的冲击力,使铆枪产生的后坐力与振动大大降低。顶铁与铆枪结构为一体化设计,铆接时产生的向前的冲击力与向后的反冲力均会作用回装置本身,也会中和抵消掉部分冲击力。气缸与传统固定阻尼值阻尼器相比,能够通过调节气压得到不同的阻尼值,操作者能够根据自身情况调节气压。铆接不同直径、不同材料的铆钉,根据不同的铆接力也能够调节不同的气压值,达到更好的减振效果。

缓冲减振过程中,活塞杆所受的

阻力可以简化为弹簧与阻尼器并联系统,则系统简图如图7所示,属于单层弹性连接粘性阻尼系统。其传递系数 T_A 为^[8]

$$T_A = \frac{F_T}{F} = \frac{1 + \left[2 \cdot \left(\frac{C}{C_c} \right) \cdot \left(\frac{\omega}{\omega_n} \right) \right]^2}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_n} \right)^2 \right]^2 + \left[2 \cdot \left(\frac{C}{C_c} \right) \cdot \left(\frac{\omega}{\omega_n} \right) \right]^2}} \quad (4)$$

当系统共振时 ($\omega = \omega_n$), 动力传递系数满足

$$T_A = \sqrt{1 + \frac{C_c^2}{4C^2}} \quad (5)$$

式中, F 为电磁激励力; F_T 为系统的后坐力; ω 为振动圆频率; C 为阻尼常数; ω_n 为系统固有频率; C_c 为临界阻尼系数。

2.4 手持式电磁铆枪散热系统

电磁铆枪每次放电, 放电线圈均会产生一定的热, 其温度会随着放电次数增加而升高。长时间工作会导致线圈温度大幅提升, 用于绝缘的树脂材料受高温影响会使线圈寿命缩短。另外, 温度升高将会增大放电线圈的电阻, 使电磁铆枪的效率下降^[12]。图8为500V放电电压下不同温度

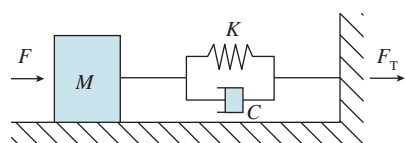


图7 减振系统示意图

Fig.7 Schematic diagram of vibration reduction system

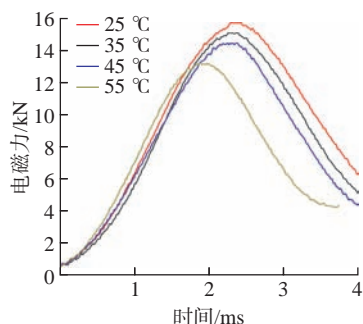


图8 500V电压下不同温度时电磁力曲线

Fig.8 Electromagnetic force curves at different temperatures at 500V voltage

时电磁力的响应曲线, 当温度升高10℃, 电磁力峰值平均下降5%。在本设计中选择采用压缩空气进行线圈散热。

质量块内部的冷却气道如图9所示, 冷却气道的入口通过气管快插接头和橡胶软管与外部气泵相连接, 质量块与放电线圈底座相接触的端面开设有环形出风槽, 使气泵中的压缩空气能够源源不断地进入铆枪内部, 并吹向放电线圈。线圈表面的散热凝胶具有强大的蓄冷散热功能, 冷却空气通过质量块的冷却气道进入壳体内部, 增加了铆枪内部的空气流速, 流经线圈表面的压缩空气将热量带走散入大气中, 使放电线圈工作时的温度降低, 提高线圈使用寿命。

3 铆接试验

3.1 铆接试验材料

本次铆接试验采用的铆钉为平圆头钛铝合金铆钉, 夹层材料为CFRP/2A12铝合金板。铆钉的直径为4mm, 长度为9mm, 夹层板的总厚为4mm。铆接完成后, 通过镦头的直径与高度来评估铆接质量, 按企业标准Q/CACPS2010304SS002A钛铝合金铆钉镦头直径 D 最小为5.20mm, 镦头高度 H 最小为1.20mm, 如图10所示。

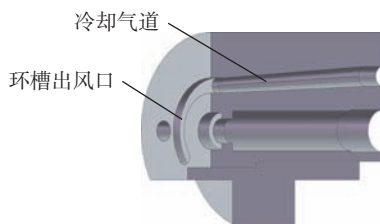


图9 质量块
Fig.9 Mass block

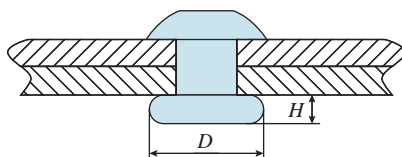


图10 平圆头铆钉镦头
Fig.10 Flat round head rivet head

3.2 铆接力测量及铆接试验

测试系统原理示意图如图11所示, 电磁铆枪的放电线圈的直径为60.0mm, 次级线圈的几何尺寸为 $\Phi 60.0 \text{ mm} \times 8.0 \text{ mm}$; 电源系统的电容容量为23.5mF, 最大充电电压为1000V。

在铆接过程中, 需要同时利用压电传感器测量钛铝合金铆钉的铆接力, 数据采集系统包括压电传感器、电荷放大器、数模转换器和DataLab数据处理软件。其中压电传感器采用LC0515压电石英传感器, 响应频率为40kHz, 最大压缩量程为30kN, 传感器夹持在铆模与顶铁之间, 电磁力通过压力传感器转换为电荷信号, 电荷信号通过电荷放大器放大传入数模转换器, DataLab数据处理软件将数模转换器采集到的压力信号进行处理和显示^[13]。其中控制系统电容的充电电压设置为750V, 在相同条件下, 连续做3组9次铆接平行试验。为了避免对复材表面挤压造成损伤, 镦头选择在金属一侧成形^[14]。

750V放电电压下 $\Phi 4 \text{ mm}$ 钛铝合金铆钉的电磁铆接如图12所示, 从图12(b)中可以看出, 镦头变形均匀无损伤。分别从0°、45°、-45°、90°4个角度测量铆钉镦头直径与高度, 并取平均值, 其结果如表2所示。铆接后, 铆钉镦头的直径为 $(5.8 \pm 0.15) \text{ mm}$, 高度为 $(2.3 \pm 0.1) \text{ mm}$, 具有较好的一致性, 且镦头的直径与高度尺寸符合钛铝合金铆钉安装工艺规范。因此, 本文提出的单人操作手持式电磁铆枪有足够的铆接能力用以成形 $\Phi 4 \text{ mm}$ 的钛铝合金铆钉。

图13为铆接过程中时间-铆接力响应曲线, 可以看出, 3条响应曲线具有较好的重复性, 铆钉在2ms时间内完成镦粗变形, 与传统铆接方法相比, 能够解决不开敞难题。电磁铆接力明显分为3个阶段: 第1阶段铆接力快速上升, 但此时的铆接力

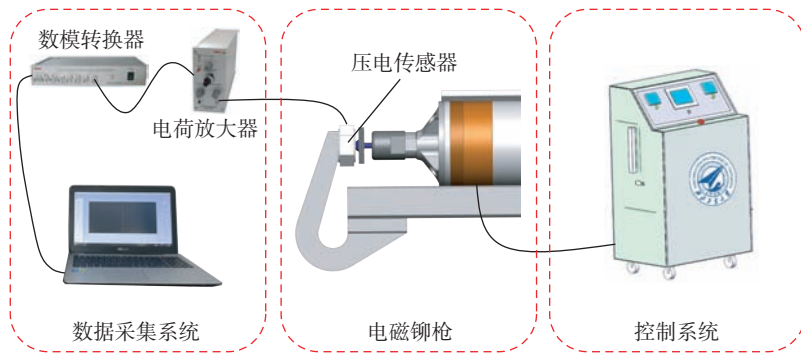


图 11 测试系统结构示意图

Fig.11 Schematic diagram of testing system structure

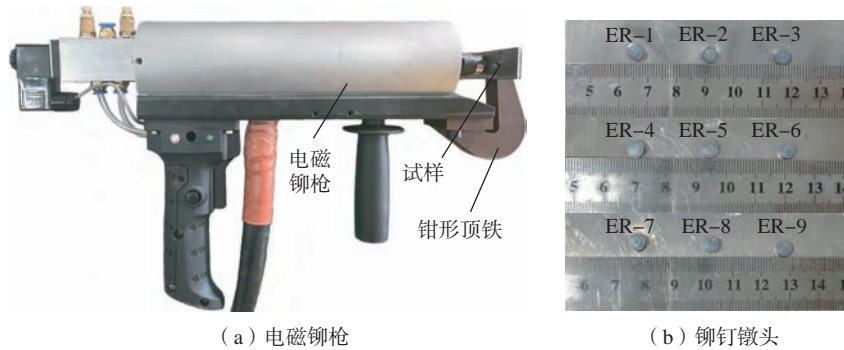


图 12 电磁铆接

Fig.12 Electromagnetic riveting

小于铆钉的屈服应力,钉杆处于弹性变形阶段。第 2 阶段铆接力大于铆钉的屈服应力,钉杆开始发生塑性变形。首先钉杆整体发生自由镦粗,当铆钉孔被填满后,钉杆开始接触到被连接件表面并形成镦头^[15]。随着钉杆的镦粗变形,铆接力持续上升,但上升斜率小于第 1 阶段。第 3 阶段铆钉变形完成,铆接力快速回落下降。

4 结论

研制了一款单人操作型手持式电磁铆枪,总结为以下 5 个方面。

(1) 铆枪与顶铁一体化结构使铆枪本体的质量充当顶铁的质量,减小了顶铁的体积,解决了电磁铆接技术在空间狭窄的工况环境中应用受限的难题。

(2) 通过有限元模拟分析得到 12 kN 的冲击载荷下顶铁的最大的

变形位移为 0.01 mm,顶铁结构强度安全可靠。

(3) 铆钉夹持机构可以为铆钉提供持续且均匀的夹持力。

(4) 有足够的力量铆接 $\Phi 4$ mm 的钛镍铆钉,且镦头变形均匀无损伤。

(5) 电磁铆接稳定可靠,镦头成形尺寸与铆接力均有较好的重复性。

参考文献

- [1] 韦红余,陈文亮,蒋红宇,等.面向现代飞机装配的长寿命机械连接技术[J].航空制造技术,2009,52(17):34-37.
WEI Hongyu, CHEN Wenliang, JIANG Hongyu, et al. Long-life mechanical connecting technology for modern aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(17): 34-37.
- [2] 薛红前.飞机装配工艺学[M].西安:西北工业大学出版社,2015.
XUE Hongqian. Aircraft assembly technology[M]. Xi'an: Northwestern

表 2 铆钉镦头直径与高度

Table 2 Diameter and height of rivet head

| 编号 | 镦头直径 D/mm | 镦头高度 H/mm |
|------|--------------------|--------------------|
| ER-1 | 5.84 | 2.24 |
| ER-2 | 5.69 | 2.33 |
| ER-3 | 5.89 | 2.21 |
| ER-4 | 5.80 | 2.34 |
| ER-5 | 5.92 | 2.28 |
| ER-6 | 5.72 | 2.40 |
| ER-7 | 5.74 | 2.40 |
| ER-8 | 5.68 | 2.28 |
| ER-9 | 5.76 | 2.22 |

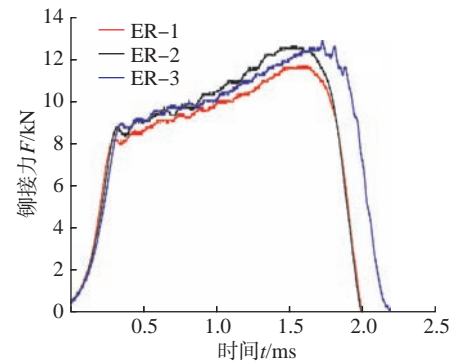


图 13 电磁铆接试验铆接力

Fig.13 Electromagnetic riveting test riveting force

Polytechnical University Press, 2015.

[3] 王武坤.手持式电磁铆枪优化设计[D].西安:西北工业大学,2006.

WANG Wukun. Optimal design of portable electromagnetic riveting gun[D].Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.

[4] 杨晓娜,曹增强,左杰杰,等.手持式电磁铆枪驱动头优化设计[J].航空精密制造技术,2021,57(5):43-46.

YANG Xiaona, CAO Zengqiang, ZUO Yangjie, et al. Driving head design optimization of handheld electromagnetic riveting gun[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2021, 57(5): 43-46.

[5] 陈琦.手持式小电磁铆枪研制[D].西安:西北工业大学,2013.

CHEN Qi. Research and design of lightweight handheld electromagnetic riveter[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013.

[6] 曹增强,王浩一,何凤涛.某型机进气道唇口裂纹问题[J].塑性工程学报,2010,

17(5): 138–141.

CAO Zengqiang, WANG Haoyi, HE Fengtao. The crack problem of airplane gas inlet lip[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2010, 17(5): 138–141.

[7] 党成龙. 用于锥形筒状结构铆接的半自动化电磁铆接系统研制[D]. 西安: 西北工业大学, 2020.

DANG Chenglong. Development of semi-automatic electromagnetic riveting system for conical tube structure[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2020.

[8] 曹增强. 电磁铆接[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2017.

CAO Zengqiang. Electromagnetic riveting technology[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015.

[9] 卢文静, 侯力强, 张小庆, 等. 超级奥氏体不锈钢热变形性质和 Johnson–Cook 模型[J]. 塑性工程学报, 2016, 23(5): 125–130.

LU Wenjing, HOU Liqiang, ZHANG Xiaoqing, et al. Thermal deformation properties

and Johnson–Cook models for superaustenitic stainless steel[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2016, 23(5): 125–130.

[10] 辛春亮, 朱星宇, 薛再清. 有限元分析常用材料参数手册[M]. 2版. 北京: 机械工业出版社, 2022.

XIN Chunliang, ZHU Xingyu, XUE Zaiqing. Handbook of common material parameters for finite element analysis[M]. 2nd ed. Beijing: China Machine Press, 2022.

[11] 王武坤, 曹增强, 樊战亭, 等. 手提式电磁铆枪减振研究[J]. 新技术新工艺, 2006(7): 26–28, 1.

WANG Wukun, CAO Zengqiang, FAN Zhanting, et al. Research on vibration isolation of hand-held electromagnetic riveter[J]. New Technology & New Process, 2006(7): 26–28, 1.

[12] 盛熙, 曹增强. 电磁铆枪放电线圈散热系统研究[J]. 航空制造技术, 2002, 45(11): 69–70.

SHENG Xi, CAO Zengqiang. Heat radiating system of electromagnetic riveter

coil[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2002, 45(11): 69–70.

[13] 左杨杰. 复合材料/钛合金结构干涉配合螺栓连接动静态损伤及失效研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.

ZUO Yangjie. Quasi-static and dynamic damage and failure investigation of CFRP/Ti interference fit bolted structures[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018.

[14] SUN G Y, XIA X G, LIU X L, et al. On quasi-static behaviors of different joint methods for connecting carbon fiber reinforced plastic (CFRP) laminate and aluminum alloy[J]. Thin-Walled Structures, 2021, 164: 107657.

[15] 常正平, 王仲奇, 王斌斌, 等. 基于镢头不均匀变形的压铆力建模[J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2312–2320.

CHANG Zhengping, WANG Zhongqi, WANG Binbin, et al. Riveting force computation model based on formed head inhomogeneous deformation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2312–2320.

Development of Electromagnetic Riveting Gun Operated by Single Person

CAO Yong¹, GUO Chengxing², ZHANG Minghao², ZUO Duquan³

(1. NPU Xu Hang Electromagnetic Technology Co., Ltd., Xi'an 710100, China;

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

[ABSTRACT] Electromagnetic riveting can solve the riveting problems of large-diameter and difficult-to-form materials. Compared with pneumatic riveting gun, generally the electromagnetic riveting gun with larger volume was only used for riveting in open structures due to the addition of damping system. Therefore, the development of electromagnetic riveting gun integrated with riveting gun and support iron operated by single person aimed at solving the problem that the application of riveting gun was limited in non-open structures. Firstly, this paper explained the operating principle of electromagnetic riveting, and then introduced the structural design of riveting gun including support iron, clamping system, damping system, and cooling system, as well as analyzed the strength and stiffness of the support iron through finite element simulation analysis. Finally, its riveting ability and the riveting force of titanium-niobium rivet of electromagnetic riveting were both tested. It was concluded that the riveting gun can generate as a $\Phi 4$ mm titanium-niobium rivet with good repeatability of header size, and the structural strength of the riveting gun is also safe and reliable.

Keywords: Electromagnetic riveting gun; Electromagnetic riveting; Single-person operation; Structural design; Integrated structure

(责编 晓月)

引文格式: 杨彦杰, 陈昶, 魏誉豪, 等. 手工电磁铆接过程及复合材料铆接质量研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 43-51.

YANG Yanjie, CHEN Chang, WEI Yuhao, et al. Study on manual electromagnetic riveting process and riveting quality of composite materials[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 43-51.

手工电磁铆接过程及复合材料铆接质量研究*

杨彦杰, 陈 昶, 魏誉豪, 涂俊成, 樊西锋

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

[摘要] 为研究电磁铆接技术的工艺可行性,通过工艺试验探究了手工电磁铆接工艺的可操作性,并从镦头成形、钉孔干涉以及复材损伤3个角度进行了铆接质量分析。结果表明,铝铆钉与钛铌铆钉合适的铆接电压分别为550~600 V和750~790 V。即便是在550 V电压下,电磁铆接的瞬时冲击力也可能使得操作人员不易稳定地固持铆枪和顶铁。易导致镦头斜面、零件表面碰伤及铆卡印等损伤。肌电信号分析结果表明,相比气动锤铆,电磁铆接的冲击力使得操作人员的手臂肌肉负荷增加约50%。铆接质量方面,在复材-钛合金及复材-复材结构上,电磁铆接镦头尺寸均满足工艺要求,复合材料无损伤,且钉孔之间可产生较可靠的干涉配合,但镦头歪斜与边缘小斜面等问题限制了其应用。

关键词: 电磁铆接; 工艺性; 可操作性; 铆接质量; 复合材料

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.043



杨彦杰
工程师, 博士。

随着新材料的飞速发展,碳纤维复合材料以其高比强度、高抗疲劳、抗腐蚀性等优异性能在汽车、飞机等

先进机械的结构材料中所占的比例呈逐年递增的趋势^[1-4]。复材零件的连接也因此成为装配技术发展的一个要点。现有的复合材料构件基本采用高锁螺栓连接,相比之下,铆接技术工艺简单、连接效率高、成本低(铆钉~8元/个,高锁螺栓/螺母~80元/组)。在传统锤铆工艺下,复材容易发生受冲击分层、铆钉膨胀不均匀导致孔壁局部挤压、铆钉镦头产生裂纹等问题,影响连接质量。

电磁铆接是电磁成形技术在装配中的应用,通过初级线圈生成的冲击电流产生强磁场,继而次级线圈产生感应电流生成涡流磁场,两磁场相互作用产生涡流斥力在电磁放大器中不断反射与投射,输出一种应力波,能使铆钉材料在瞬间完成塑性变形。与传统铆接技术相比,电磁铆接以冲击距离为0的高加载速率冲击加载,通过绝热剪切方式实现铆钉的瞬间塑性变形^[5-7]。电磁铆接过程

中对结构产生的冲击小,成形钉杆均匀,有望解决目前复合材料装配连接中的问题。

电磁铆接技术最早始于20世纪70年代,美国格鲁门公司最早研制出电磁铆接设备,解决了F-14战斗机装配过程中的大夹层钛合金结构紧固铆接难题。但是由于初期采用5~10 kV的高电压进行铆接,不仅容易导致铆钉镦头产生裂纹,而且设备非常笨重,难以推广应用。随后,美国的波音、Eletroimpact(EI)等公司对电磁铆接技术进行了系统的研究,自1986年,500 V以下的低电压电磁铆接技术研发成功,电磁铆接技术开始得到快速发展,并以电压低、设备体积小、成本低以及安全可靠等优点在航空制造领域大量工程应用,例如在空客A350机身壁板、中央翼盒、机身后承压隔框、龙骨梁等碳纤维复合材料机构件上大直径铆钉连接,波音787舱体部段高锁螺栓以及环槽

* 基金项目: 国家自然科学基金(52305146)。

铆钉的安装等^[8-10]。前苏联伏尔加航空研究所也在20世纪70年代实现了电磁铆接技术在伊尔-86等型号飞机、TY-154救生阀体、发动机燃烧室壳体及飞行器圆筒壁板的装配中的应用^[11-12]。

国内电磁铆接技术的研究开展较晚。曹增强^[13]和仇继伟^[14]等在低电压电磁铆接设备和铆接结构优化方面取得了较大进展,自主研发了多款电磁铆接设备及手持式电磁铆枪。近年来,相关的理论与应用研究也在不断推进。胡鑫等^[15]通过 $\Phi 6$ mm的ML10钢铆钉电磁铆接工艺试验及力学性能测试揭示了钢铆钉电磁铆接接头的工艺稳定性和服役性能;蒋浩等^[16]通过一系列碳纤维-铝合金异种材料连接结构电磁铆接试验研究了工艺参数对铆头塑性变形和剪切性能的影响;龚成鹏等^[17]研究了铆模角度对 $\Phi 6$ mm直径的7050铆钉铆头电磁铆接后微观组织及绝热剪切带的影响规律,结果表明,带角度铆模可以减弱铆头内的局域化变形,铆模角度越小,铆头材料的轴向和径向流动不均匀性越小。

目前,国内电磁铆接技术方面主要关注电磁铆接机理与铆接后接头强度的实验室研究,对电磁铆接的理论认知和基础研究已经取得了一定的进展,但对于实际生产过程中的电磁铆接可操作性及实际生产操作下的铆接质量方面的应用研究相对较少。然而,在实际生产中,电磁铆接的可操作性是一个关键问题。通过对电磁铆接的可操作性进行研究,可以深入了解电磁铆接的适用范围、优势和局限性,有助于确定电磁铆接在不同材料和工件尺寸、形状等方面的适用性,并为实际生产中的工艺设计和工程实施提供参考。此外,实际生产操作下的铆接质量也是一个重要的研究方向。通过研究电磁铆接在实际生产操作下的铆接质量,可以评

估电磁铆接工艺的稳定性 and 可靠性,帮助优化电磁铆接的工艺参数,改善铆接质量,并有效降低生产中的不良率和质量问题。

为了提高电磁铆接的工艺水平和产品质量,进一步推动电磁铆接技术在航空航天、汽车制造等领域的广泛应用,本文通过工艺试验从可操作性与铆接质量两方面对电磁铆接在实际生产中的应用进行了探讨。

1 手工电磁铆接可操作性研究

1.1 试验设备及方法

试验采用西北工业大学开发的EMR1000型电磁铆接设备,如图1所示,其基本参数在表1中给出。

为探究手工电磁铆接的可操作性,分别针对2024铝合金叠层上HB6298铝铆钉的铆接和碳纤维复合材料(以下简称“复材”)叠层上钛铌铆钉的铆接,请操作技能专家操作,进行了500~800 V电压下的电磁铆接试验,并在复合材料叠层上气动锤铆与电磁铆接安装钛铌铆钉过程中,通过Noraxon-Ultium型号16通道肌电信号采集设备测量操作者手臂肱二头肌的承载,结合铆钉、连接结构形貌学分析及无损检测结果,评估人工进行电磁铆接工艺的可操作性。

试验采用复材平板试件与2024铝合金平板试件,试验件参数如表2所示。试验操作过程按照铆接标准流程:放钉→施铆进行,即在试验件上预先制好的孔中放入相应牌号铆钉,然后两人分别持顶铁与铆枪顶住

铆钉钉盖与钉杆施铆。

通过Noraxon-Ultium型号16通道肌电信号采集设备测量操作者手



(a) 电源系统 (b) 控制平台



(c) 电磁铆枪与顶铁

图1 电磁铆接设备

Fig.1 Electromagnetic riveting equipment

表1 电磁铆接设备基本参数

Table 1 Basic parameters of electromagnetic riveting equipment

| 基本参数 | 数值 |
|-------------|--------|
| 电容量/mF | 23.5 |
| 等效电阻/mΩ | ~2.8 |
| 等效电感/μH | ~20 |
| 初级线圈直径/mm | 58~60 |
| 初级线圈起始半径/mm | 6~7 |
| 线圈匝数/匝 | 15 |
| 铜带尺寸/mm | 约1.5×2 |
| 次级线圈直径/mm | 62 |
| 次级线圈厚度/mm | 10 |

表2 电磁铆接试验件参数

Table 2 Parameters of electromagnetic riveting test pieces

| 试验件分类 | 叠层1 | | 叠层2 | | 连接件牌号 |
|----------|------------|--------------|------------|--------------|---------------------------|
| | 材料 | 几何尺寸/mm | 材料 | 几何尺寸/mm | |
| 铝合金叠层试验件 | 2024 铝合金面板 | 210×210×3.12 | 2024 铝合金面板 | 210×210×3.10 | HB6298-4×10 平锥头铝铆钉 |
| 复材叠层试验件 | 复材面板 | 210×210×3.74 | 复材面板 | 210×210×3.72 | Q_611S 310-40W-12 平圆头钛铌铆钉 |

臂肱二头肌承载时,如图 2 所示,将肌电信号采集器分别贴在操作者持铆枪手臂的各肌肉群位置,铆接全程采集肌电信号,并通过无线方式反馈至电脑,以电压信号的形式呈现并存储。

1.2 结果与讨论

2024 铝合金叠层上 HB6298 铝铆钉电磁铆接结果如图 3 所示。铆接电压 500 V 时铆钉镦头未能达到成形尺寸要求,镦头高度过高,直径过小; 550~600 V 时镦头尺寸符合要求; 而 650 V 时镦头直径过大,高度过小,甚至出现镦头打裂的情况。故据此可判定,铝铆钉电磁铆接时较合适的成形电压大致在 550~600 V 范围。

从图 3 中可以看到,试验件较多的成形镦头边缘存在小斜面,且镦头侧结构上出现明显的碰伤痕迹。这是因为电磁铆接过程中产生的瞬时冲击力极大,极大的铆接力带来的大反作用力使得铆枪与顶铁的铆接反冲力过大,人工操作时难以稳定固持,一方面导致镦头边缘出现顶铁滑动、偏移导致的小斜面,另一方面导致铆枪与顶铁撞击产品而产生碰伤。同时,在极大的铆接作用力下,人工握持难以完全保证铆枪轴线相对于钉盖表面的垂直度,铆枪的垂直度偏移使得铆卡倾斜着压在铝合金面板表面,导致铆接后钉盖侧出现明显的单边铆卡印。

复材叠层上钛铌铆钉的电磁铆接结果如图 4 所示。由于钛铌铆钉自身材料硬度比铝铆钉更大,铆接电压 700 V 时的镦头成形直径略小,电压 750~790 V 时镦头尺寸较合适,800 V 时镦头直径略偏大,即复材叠层上钛铌铆钉较合适的成形电压在 750~790 V。

与铝铆钉铆接后一样,从图 4 中可以看到,同样因为人工操作难以稳定固持铆枪与顶铁,试验件成形镦头边缘也普遍存在小斜面,且镦头侧结

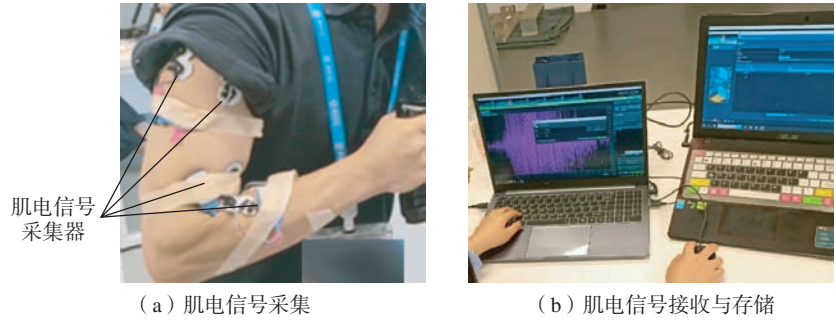


图 2 肌电信号采集过程

Fig.2 Process for collecting electromyography (EMG) signals

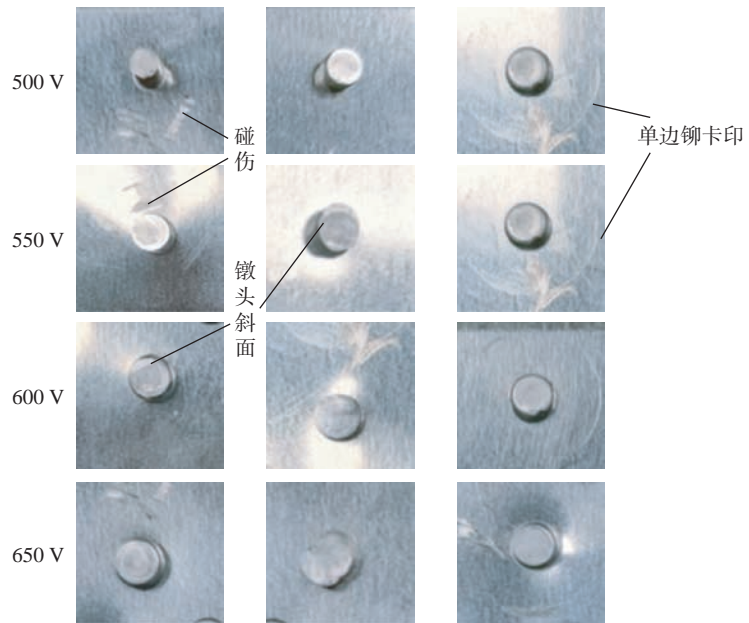
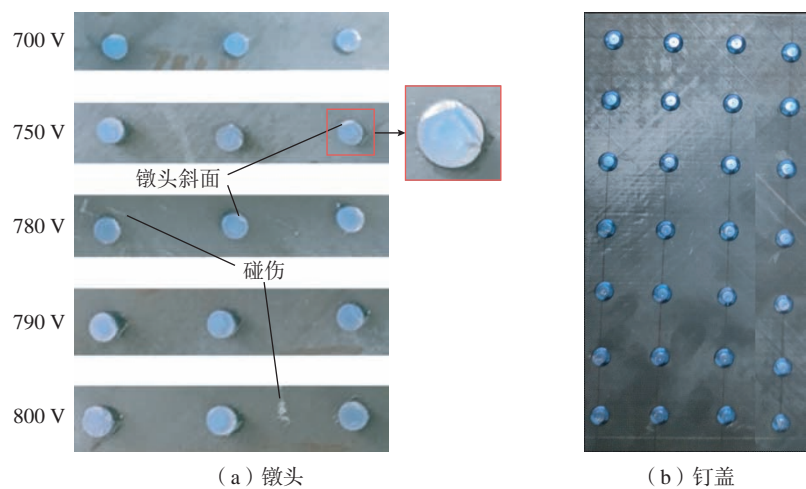


图 3 2024 铝合金叠层上铝铆钉电磁铆接结果

Fig.3 Electromagnetic riveting results of aluminum rivets on the 2024 aluminum alloy



(a) 镦头

(b) 钉盖

图 4 复材叠层上钛铌铆钉电磁铆接结果

Fig.4 Electromagnetic riveting results of TiNb rivets on composites

构表面也出现明显的碰伤痕迹。复材叠层的电磁铆接过程中虽然同样存在铆枪轴线相对于钉盖表面不完全垂直而使得铆卡倾斜压迫复材面板表面的情况,但由于碳纤维复合材料面板自身压缩强度与硬度远高于铝合金,铆接后的钉盖侧复材面板上未出现铆卡印。

铆接后通过水切割设备沿钉盖轴线切割试验件,并通过超声检测手段对复材面板进行无损检测。结果表明,虽然复材面板表面存在碰伤痕迹,但碰伤痕迹处未发生内部分层损伤。然而,由于铆钉镢头成形过程中镢头侧的钉盖膨胀更为明显,导致复材面板镢头侧的部分孔边受钉杆挤压而产生如图5所示的损伤,无损检测结果显示此处产生了孔边的分层损伤。

上述试验发现,电磁铆接过程中存在人工难以稳定固持铆枪与顶铁的问题。对于此电磁铆接过程中瞬时大铆接力,其带来的反作用力也会导致操作人员在铆接过程中手臂肌肉承受较大的冲击。为实现对电磁铆接人工操作的劳动强度的直观理解,在此以气动锤铆为基准,通过肌电信号采集设备测量对比了气动锤铆与750 V电磁铆接过程中操作人员肱二头肌的肌电信号,如图6所示。可以看到,气动锤铆为循环往复加载,过程中操作人员肱二头肌的肌电信号幅值不足600 μV 。电磁铆接为一次冲击成形,750 V电磁铆接时肌电信号幅值约为气动铆接时的1.5倍,可达约900 μV 。经调研,采用传统气动锤铆时,操作人员可连续进行50次以上的铆接工作。但在采用电磁铆接时,连续进行不足20次铆接后,操作人员即感到明显的肌肉疲劳,即电磁铆接相比气动锤铆而言增大了操作人员的肌肉负荷,会导致人工操作的工作效率降低。

综上所述,铝合金叠层上铝铆钉电磁铆接的合适电压大致在550~

600 V,复材叠层上钛铌铆钉电磁铆接的合适电压在750~790 V。但即便是在合适电压范围内,人工操作电磁铆接时,因极大的瞬时冲击力,一方面易导致人工难以稳定固持铆枪与顶铁,造成镢头出现小斜面,且铆枪、顶铁与试验件表面碰撞产生碰伤痕迹,铝合金试验件上还会产生明显的铆卡印;另一方面,极大的瞬时冲击力带来的大反作用力增大了操作人员的手臂肌肉负荷,增大了劳动强度。

2 电磁铆接质量分析

上述电磁铆接工艺性研究中发现,复材叠层铆接时,因未在镢头侧

采用垫圈限制钉杆膨胀,导致复材镢头侧部分孔边受挤压而产生了分层损伤。为探究加垫圈后复合材料结构的电磁铆接质量,分别进行了钛合金/复材叠层与复材/复材叠层上钛铌铆钉电磁铆接试验,并通过铆接后干涉量均匀性及复材损伤情况评估电磁铆接质量。

2.1 试验方法

采用TC4钛合金面板与复材面板分别制备钛合金/复材叠层试验件、复材/复材叠层试验件,叠层连接采用平圆头钛铌铆钉,试验件分组如表3所示。

以下根据“制孔→镢窝→无损检测→电磁铆接”流程制备铆接试

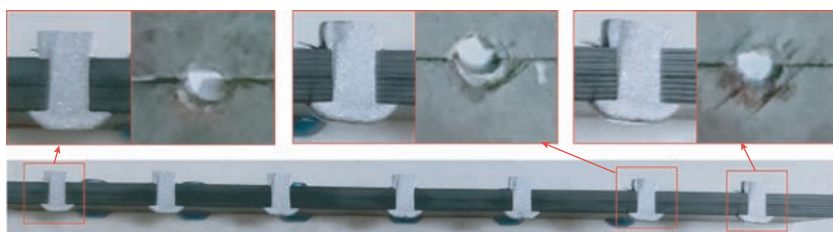


图5 水切割后的电磁铆接复材叠层

Fig.5 Composite electromagnetic riveted joints after waterjet cutting

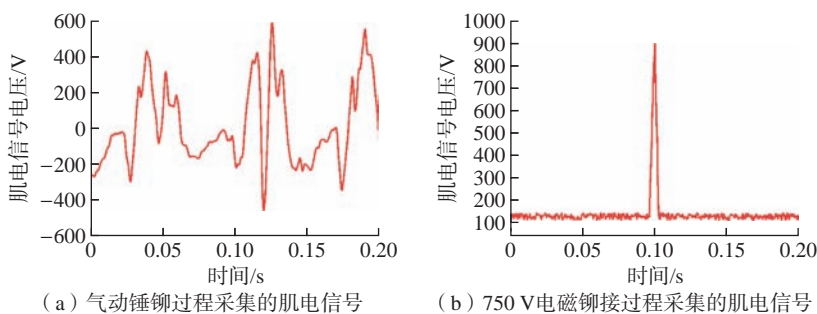


图6 气动铆接与电磁铆接过程中操作人员肱二头肌的肌电信号

Fig.6 EMG signals of biceps brachii muscle during pneumatic riveting and electromagnetic riveting processes

表3 电磁铆接试验组设置

Table 3 Settings of electromagnetic riveting test groups

| 组别 | 叠层编号信息 | 连接件信息 | 数量 |
|-----|---------------------|--------------------------|----|
| A-1 | 钛合金面板-A1/复材面板-A1 | Q_611S 310-40W-L 平圆头钛铌铆钉 | 1 |
| A-2 | 钛合金面板-A2/复材面板-A2 | Q_611S 310-40W-L 平圆头钛铌铆钉 | 1 |
| B-1 | 复材面板-B1-1/复材面板-B1-2 | Q_611S 310-40W-L 平圆头钛铌铆钉 | 1 |
| B-2 | 复材面板-B2-1/复材面板-B2-2 | Q_611S 310-40W-L 平圆头钛铌铆钉 | 1 |

验件。

试验件几何尺寸如图7所示。钛合金/复材叠层、复材/复材叠层上终孔均为 $\Phi 4.2$ mm,每个试验件上7个孔,孔间距为16 mm,从左到右分别编号为1~7号孔。

为排除制孔过程造成复合材料损伤可能性的影响,制孔后通过超声探伤仪对各组试验件的复合材料面板进行无损检测。

电磁铆接过程中,连接件长度 L 根据叠层总厚度选择,根据经验,连接件长度可根据夹层厚度与铆钉直径的计算值向上取整,经验公式为

$$L=|H+\alpha \times d| \quad (1)$$

式中, H 为叠层总厚度; d 为铆钉直径; α 为系数,取值范围为0.9~1.3。

由于钛镍铆钉硬度较大,铆钉长度偏短可防止铆接过程铆头歪斜,故通常选用系数 $\alpha=1.0$ 。叠层总厚度 H 根据钛合金面板与复材面板实测厚度确定,实测值如表4所示。

因此,试验件均采用直径 $d=4$ mm的铆钉时,对于试验组A-1、A-2,合适的铆钉长度为11 mm;对于试验组B-1、B-2,合适的铆钉长度为12 mm。

制孔去毛刺后,采用780V电压进行4 mm钛镍铆钉的电磁铆接。铆接过程中,复材/钛合金叠层试验件上铆接铆头均位于钛合金面板侧,复材/复材叠层结构铆头侧加钛合金垫圈以限制铆钉成形过程中的膨胀,垫圈内径4.1 mm,外径9 mm,厚度1 mm。

铆接完成后,采用数显游标卡尺测量铆头尺寸,再通过超声探伤仪对各组试验件的复合材料面板进行无损检测,探究电磁铆接过程是否造成复合材料面板的损伤。

完成无损检测后,使用高压水切割设备沿图8中红色虚线所示方向切割试验件。受高压水设备精度及操作限制,切割路径偏离中心轴线,因此无法准确得到铆接干涉量。但从截面测量结果可以分析钉孔干涉

量均匀性、复材孔损伤情况及钉孔变形情况,仍然可以对复材结构电磁铆接工艺的可行性作出判断。

对切割后试验件采用奥林巴斯光学测量系统依次测量铆头附近、叠层界面附近、钉盖附近3个位置的钉杆膨胀后直径,如图9所示。

2.2 结果与讨论

2.2.1 钛合金/复材叠层试验

钛合金/复材叠层试验件理论孔径 $\Phi 4.2$ mm,制孔后实测孔径及孔径标准差如表5所示,测量精度0.01 mm,各试验件上孔径实测值的标准差均小于测量精度,表明孔径均匀性较好,可排除孔径因素对铆接质量的影响。且制孔后,通过超声探伤仪对

各组试验件的复合材料面板进行无损检测,结果显示所有试验件上均无损伤,说明制孔过程不会造成复合材料损伤。

铆接后钛合金/复材叠层试验件上铆头尺寸测量值如表6所示。根据钛镍铆钉铆接规范要求,铆钉铆头直径应大于5.20 mm,铆头高度应大于1.20 mm,从表6中可见,钛合金/复材叠层试验件上电磁铆接铆头尺寸满足装配要求。但是,同样因为人工操作难以稳定固持铆枪与顶铁,成形铆头边缘也普遍存在小斜面问题,后续复材/复材叠层铆接后同样存在,不在赘述。

A-1组铆钉膨胀尺寸测量值如

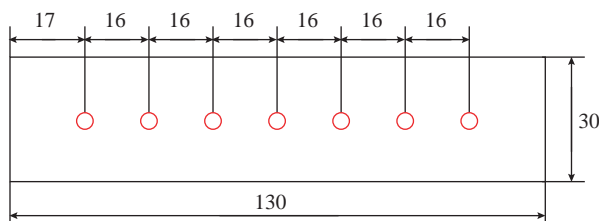


图7 试验件几何尺寸(mm)

Fig.7 Geometric dimensions of the test pieces (mm)

表4 钛合金及复材面板实测厚度

Table 4 Measured thicknesses of titanium alloy and composite panels

| 组别 | 名称 | 厚度/mm | 叠层总厚度 H/mm |
|-----|-----------|-------|------------|
| A-1 | 钛合金面板-A1 | 3.12 | 6.84 |
| | 复材面板-A1 | 3.72 | |
| A-2 | 钛合金面板-A2 | 3.10 | 6.80 |
| | 复材面板-A2 | 3.70 | |
| B-1 | 复材面板-B1-1 | 3.68 | 7.42 |
| | 复材面板-B1-2 | 3.74 | |
| B-2 | 复材面板-B2-1 | 3.68 | 7.42 |
| | 复材面板-B2-2 | 3.68 | |

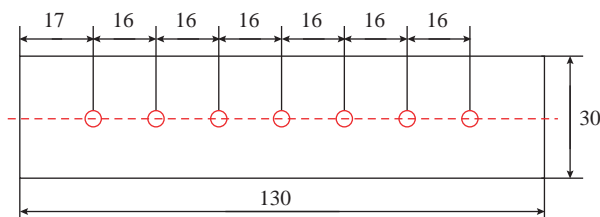


图8 试验件水切割轴线示意图(mm)

Fig.8 Waterjet cutting axis of test specimen (mm)

图 10 所示(注: 因水切割过程中铆钉被冲压丢失, 故部分孔位无测量数据, 例如此处孔位 7, 下同), 可以看出, 对于复材-钛合金电磁铆接结构, 其铆钉膨胀量从钉盖附近(测量位置 1)到铆头附近(测量位置 2)呈递增趋势, 最大差值 0.347 mm, 最小差值 0.092 mm。虽然此差值不甚均匀, 但同样可以表明, 在电磁铆接过程中, 由于变形速率较快, 即便是远离钉盖侧的钉杆部分(测量位置 3)亦产生了有效的膨胀, 可以与钉孔形成可靠的干涉配合。

试验件 A-1 水切割后电子显微镜照片如图 11 所示。传统铆接过程中, 通常因铆头的成形而导致铆头侧的钉杆膨胀量较大。但由图 11 可见, 电磁铆接后钉盖附近的钉杆膨胀量略大于钉盖附近。这是由于沿孔直径方向的钛合金弹性模量

(约 110 GPa) 大于碳纤维复合材料(约 20 GPa), 因此钉盖附近的复材面板干涉量较大, 而铆头附近的钛合金面板干涉量较小。这表明电磁铆接干涉量不仅与钉盖或铆头位置有关, 还与被连接件的材料弹性模量有关。

此外, 从图 11 中可见, 复合材料截面形貌完整, 未观察到明显损伤。拆除铆钉并通过超声探伤仪对复合材料进行无损检测, 结果证实复合材料未产生损伤。

A-2 组与 A-1 组的试验条件设置相同。A-2 组试验件上铆钉尺寸测量值见图 12。水切割后电子显微镜照片如图 13 所示。可见, A-2 组试验件在电磁铆接时因操作问题导致铆头略歪斜, 但铆头尺寸满足工艺要求, 且无明显裂纹。铆头歪斜导致材料流动方向发生变化, 造成铆钉膨

胀量相比 A-1 组减少, 但各部位干涉量更加均匀, 膨胀量最大差值 0.092 mm, 最小差值 0.019 mm, 未出现类似于 A-1 组试验结果中的线性变化。

同样, 图 13 中复合材料截面形貌完整, 未观察到明显损伤, 拆除铆钉后进行无损检测证明, 复合材料未产生损伤。

因此, 综合上述试验结果可知, 电磁铆接在钛合金-复材连接结构中, 可以形成符合工艺规范要求的铆头尺寸, 以及较为稳定的钉孔干涉, 且不会造成复材损伤, 但存在铆头边

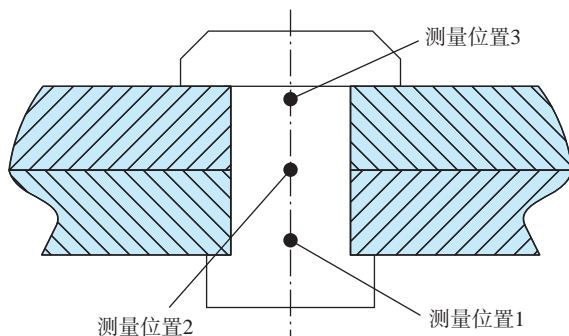


图 9 钉杆直径测量位置
Fig.9 Measurement positions of nail rod diameter

表 5 钛合金-复材试验件孔径实测值

Table 5 Measured aperture sizes on titanium alloy-composite test specimens mm

| 组别 | 孔 1 | 孔 2 | 孔 3 | 孔 4 | 孔 5 | 孔 6 | 孔 7 | 标准差 |
|-----|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|--------|
| A-1 | 4.221 | 4.218 | 4.220 | 4.215 | 4.217 | 4.220 | 4.222 | 0.0022 |
| A-2 | 4.218 | 4.218 | 4.219 | 4.231 | 4.221 | 4.219 | 4.217 | 0.0045 |

表 6 钛合金-复材试验件铆头尺寸测量值

Table 6 Measured sizes of headings on titanium alloy-composite test specimens mm

| 组别 | 参数 | 铆钉 1 | 铆钉 2 | 铆钉 3 | 铆钉 4 | 铆钉 5 | 铆钉 6 | 铆钉 7 | 标准要求 |
|-----|------|------|------|------|------|------|------|------|-------|
| A-1 | 铆头直径 | 5.60 | 5.55 | 5.54 | 5.44 | 5.45 | 5.32 | 5.29 | >5.20 |
| | 铆头高度 | 2.05 | 2.10 | 2.08 | 2.05 | 2.04 | 2.18 | 2.24 | >1.20 |
| A-2 | 铆头直径 | 5.44 | 5.50 | 5.29 | 5.52 | 5.41 | 5.52 | 5.38 | >5.20 |
| | 铆头高度 | 2.32 | 2.30 | 2.43 | 2.19 | 2.42 | 2.17 | 2.40 | >1.20 |

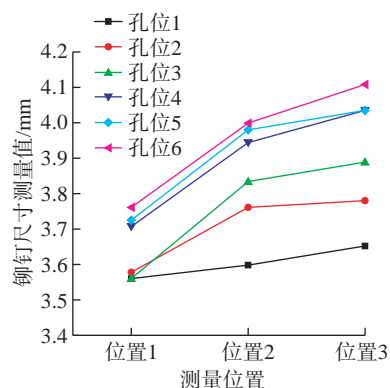
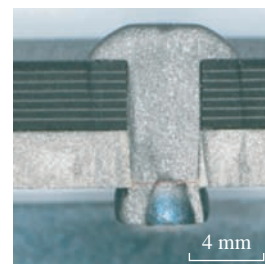
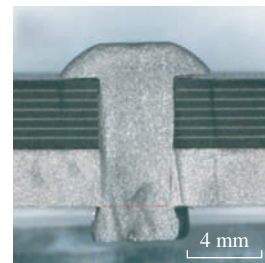


图 10 试验件 A-1 铆钉尺寸测量值
Fig.10 Measurement of rivet size for test piece A-1



(a) 孔 4



(b) 孔 6

图 11 试验件 A-1 水切割后孔 4 及孔 6 的电子显微镜照片

Fig.11 Electron microscope photos of holes 4 and 6 of test piece A-1 after waterjet cutting

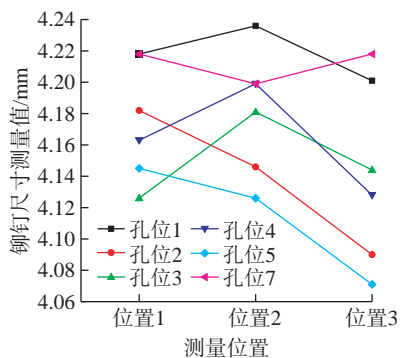
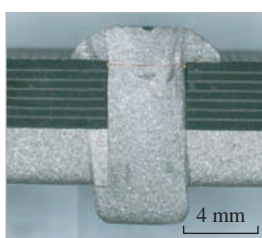
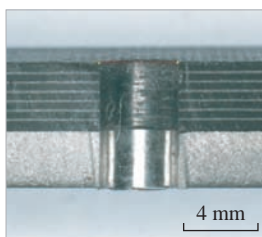


图12 试验件 A-2 铆钉尺寸测量值
Fig.12 Measurement of rivet size for test piece A-2



(a) 孔4



(b) 孔7

图13 试验件 A-2 水切割后孔4及去除铆钉后孔7的电子显微镜照片

Fig.13 Electron microscope photos of hole 4 after waterjet cutting and hole 7 after removing rivets of test piece A-2

缘小斜面的问题。

2.2.2 复材/复材叠层试验

复材/复材叠层试验件理论孔径 $\Phi 4.2$ mm, 制孔后实测孔径及孔径标准差如表7所示, 测量精度 0.01 mm, 各试验件上孔径实测值的标准差均小于测量精度, 表明孔径均匀性较好, 可排除孔径因素对铆接质量的影响。且制孔后, 通过超声探伤仪对各组试验件的复合材料面板进行无损检测, 结果显示所有试验件上均无损伤, 说明其制孔过程不会造成复合材料损伤。

表8为复材/复材叠层试验件

表7 复材-复材试验件孔径实测值

Table 7 Measured aperture sizes of composite-composite test specimens mm

| 组别 | 孔1 | 孔2 | 孔3 | 孔4 | 孔5 | 孔6 | 孔7 | 标准差 |
|-----|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|--------|
| B-1 | 4.217 | 4.221 | 4.218 | 4.218 | 4.220 | 4.219 | 4.221 | 0.0015 |
| B-2 | 4.219 | 4.219 | 4.217 | 4.224 | 4.223 | 4.220 | 4.216 | 0.0027 |

表8 复材-复材试验件铆头尺寸测量值

Table 8 Measured sizes of the headings on composite-composite test specimens mm

| 组别 | 参数 | 铆钉1 | 铆钉2 | 铆钉3 | 铆钉4 | 铆钉5 | 铆钉6 | 铆钉7 | 标准要求 |
|-----|------|------|------|------|------|------|------|------|-------|
| B-1 | 铆头直径 | 5.26 | 5.22 | 5.28 | 5.32 | 5.24 | 5.22 | 5.26 | >5.20 |
| | 铆头高度 | 2.32 | 2.30 | 2.43 | 2.39 | 2.29 | 2.42 | 2.27 | >1.20 |
| B-2 | 铆头直径 | 5.28 | 5.26 | 5.25 | 5.29 | 5.31 | 5.26 | 5.29 | >5.20 |
| | 铆头高度 | 2.15 | 2.21 | 2.28 | 2.25 | 2.24 | 2.28 | 2.23 | >1.20 |

上铆接后铆头尺寸测量值。可见, 复材/复材叠层试验件上钛铌铆钉铆头尺寸同样满足直径大于 5.20mm、高度大于 1.20mm 的要求。

B-1 组为复材-复材结构的铆接, 铆钉膨胀尺寸测量值如图14所示, 水切割后电子显微镜照片如图15所示。从试验结果中可以看出, 钉孔干涉量大致呈纺锤形, 这是因为被连接的复材板刚度相同, 且电磁铆接可以实现较为均匀的顶杆膨胀。铆头处尺寸较小, 钉头处尺寸较大, 这是因为铆头处使用了垫圈, 其内径为 4.1 mm, 小于孔直径 4.2 mm, 因此对钉杆膨胀起到了一定限制作用, 导致铆头干涉较小。钉杆膨胀总体较为均匀, 3个测点最大相差 0.237 mm, 干涉连接质量较好。形态学测量显示铆头尺寸满足工艺要求, 且无明显裂纹,

传统铆接工艺中, 铆头成形的径向膨胀和下压导致孔边复合材料被挤压而产生损伤。但从图15中可以看到, 复合材料截面形貌完整, 未观察到明显损伤, 拆除铆钉后进行无损检测证明, 复合材料未产生损伤, 这说明垫圈确实对复合材料起到了良好的保护效果。

B-2 组铆钉膨胀尺寸测量值如图16所示, 水切割后电子显微镜照片如图17所示。制孔精度较低, 切

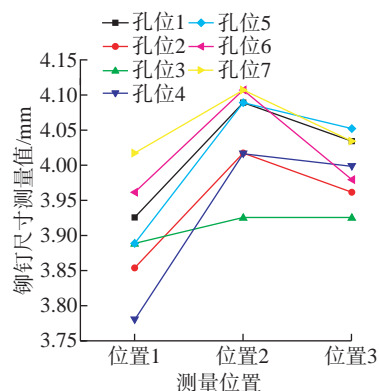
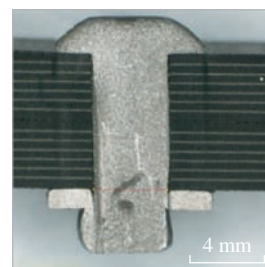
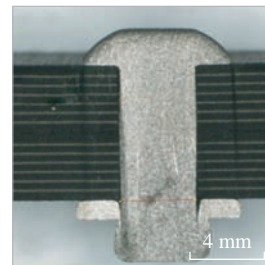


图14 试验件 B-1 铆钉尺寸测量值
Fig.14 Measurement of rivet size for test part B-1



(a) 孔1



(b) 孔2

图15 试验件 B-1 水切割后孔1和孔2的电子显微镜照片

Fig.15 Electron microscope photos of hole 1 and hole 2 after waterjet cutting of test piece B-1

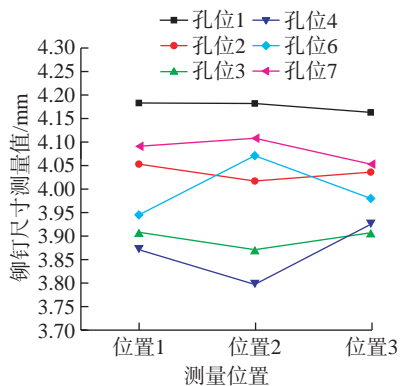


图 16 试验件 B-2 铆钉尺寸测量值
Fig.16 Measurement of rivet size for test part B-2

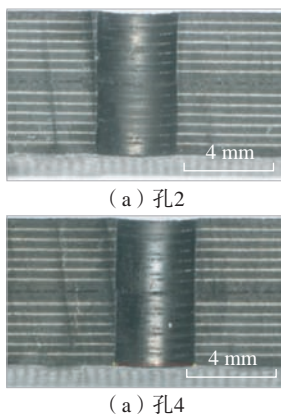


图 17 试验件 B-2 水切割并拆除铆钉后孔 2 和孔 4 的电子显微镜照片
Fig.17 Electron microscope photos of hole 2 and hole 4 after removing rivets of test piece B-2

割后发现孔的垂直度相对较差。测量结果显示铆钉各处钉杆干涉量较为均匀, 镦头尺寸符合工艺要求, 复合材料未产生损伤。

综上可知, 复材-钛合金及复材-复材结构电磁铆接钛铝铆钉后, 镦头尺寸满足工艺规范要求, 且均未出现明显裂纹, 但电磁铆接大冲击力带来的镦头边缘小斜面等问题较突出。对于复材-钛合金结构而言, 镦头处于钛合金侧时, 铆钉膨胀被钛合金面板限制, 复材面板上钉孔之间产生干涉配合, 但未发生复材损伤。对于复材-复材结构而言, 在镦头处使用垫圈可有效限制镦头附近钉杆的膨胀, 保证铆接后的复合材料上钉孔

之间形成干涉配合的同时又不至于产生分层损伤。

3 结论

本文从可操作性与铆接质量两个方面对电磁铆接的工艺性进行了试验研究, 主要结论如下。

(1) 铝铆钉电磁铆接的合适电压大致为 550~600 V, 而钛铝铆钉电磁铆接的合适电压为 750~790 V。

(2) 人工操作电磁铆接时, 因极大的瞬时冲击力导致人工难以稳定固持铆枪与顶铁, 铆枪与顶铁的偏移与跳动造成铆接镦头出现小斜面, 且与试验件表面碰撞产生碰伤痕迹, 铝合金试验件上还会产生明显的铆卡印, 实际生产中易导致零件表面损伤。

(3) 电磁铆接时极大的瞬时冲击力使得操作人员的手臂肌肉负荷增大, 劳动强度提升导致工作效率降低。

(4) 采用电磁铆接工艺在复材-钛合金及复材-复材结构上铆接钛铝铆钉后, 镦头尺寸均满足工艺规范要求, 且无明显裂纹, 复合材料未产生损伤(复材-复材结构中须在镦头处使用垫圈), 同时铆钉与钉孔之间可以形成较可靠的钉孔干涉配合, 但同时易产生镦头歪斜、镦头边缘小斜面等问题。

由此可见, 电磁铆接可从铆接质量层面解决传统锤铆、压铆工艺下的复材损伤问题, 但在可操作性上对铆接设备、自动化水平和工人熟练度有较高要求。必须进行大量的现场试验、专用工具开发及自动化集成, 才能更好地保证电磁铆接可操作性与铆接质量的稳定, 满足现场生产需求。

参考文献

[1] 包建文, 蒋诗才, 张代军. 航空碳纤维树脂基复合材料的发展现状和趋势 [J]. 科技导报, 2018, 36(19): 52-63.
BAO Jianwen, JIANG Shicai, ZHANG

Daijun. Current status and trends of aeronautical resin matrix composites reinforced by carbon fiber[J]. Science & Technology Review, 2018, 36(19): 52-63.

[2] 彭公秋, 李国丽, 曹正华, 等. 国产聚丙烯腈基碳纤维发展现状与建议 [J]. 航空制造技术, 2018, 61(14): 68-73.

PENG Gongqiu, LI Guoli, CAO Zhenghua, et al. Development status and suggestion of domestic PAN-based carbon fiber[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(14): 68-73.

[3] 熊俊, 赵新新, 李洪森, 等. 双发通用飞机复合材料结构与验证 [J]. 高科技纤维与应用, 2019, 44(4): 35-40.

XIONG Jun, ZHAO Xinxin, LI Hongmiao, et al. Composite structure design and verification of double-engine general aircraft[J]. Hi-Tech Fiber and Application, 2019, 44(4): 35-40.

[4] 周震, 陈少军, 黄文俊, 等. 国内外碳纤维复合材料及结构供应与制造现状 [J]. 高科技纤维与应用, 2018, 43(6): 22-32.

ZHOU Zhen, CHEN Shaojun, HUANG Wenjun, et al. Present situation of domestic and abroad composite suppliers and structure manufactures[J]. Hi-Tech Fiber and Application, 2018, 43(6): 22-32.

[5] 胡思思, 陈云鹤, 邓将华, 等. 电磁铆接加载电压对 TA1 铆钉绝热剪切变形的影响 [J]. 塑性工程学报, 2020, 27(12): 121-127.

HU Sisi, CHEN Yunhe, DENG Jianghua, et al. Effect of electromagnetic riveting loading voltage on adiabatic shear deformation of TA1 rivet[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2020, 27(12): 121-127.

[6] 杨宝惠, 曹增强, 左杨杰. TC4 钛合金构件电磁铆接极限间隙量研究 [J]. 材料科学与工艺, 2021, 29(3): 26-32.

YANG Baohui, CAO Zengqiang, ZUO Yangjie. Investigation of the clearance between the hole and the rivet in TC4 electromagnetic riveted joints[J]. Materials Science and Technology, 2021, 29(3): 26-32.

[7] SINGH A, GOGIA P P S, SINGH H. Electromagnetic riveting of dissimilar metals: a review[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 116: 3517-3535.

[8] 李雷. 航空用 $\Phi 5$ mm 铆钉的电磁铆接技术研究 [D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2020.

LI Lei. Research on electromagnetic

riveting technology of $\Phi 5$ mm rivets for aviation[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2020.

[9] HIRATSUKA N, OSAWA T, ASSADI M, et al. One piece barrel fastening[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2007, 1:3913.

[10] 尹立孟, 张丽萍, 苏子龙, 等. 电磁制造技术在航空航天领域的应用[J]. 电焊机, 2020, 50(9): 202–206.

YIN Limeng, ZHANG Liping, SU Zilong, et al. Application of electromagnetic manufacturing technology in aerospace field[J]. Electric Welding Machine, 2020, 50(9): 202–206.

[11] 许国康, 高明辉, 肖庆东, 等. 电磁铆接技术的发展、设备研制及应用探讨[J]. 航空制造技术, 2010, 53(23): 38–41.

XU Guokang, GAO Minghui, XIAO Qingdong, et al. Development, equipment research and application of electromagnetic riveting[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(23): 38–41.

[12] 邓将华, 李春峰. 电磁铆接技术研究概况及发展趋势[J]. 锻压技术, 2006, 31(5): 10–14.

DENG Jianguhua, LI Chunfeng. Current status and trends in researches on electromagnetic riveting[J]. Forging & Stamping Technology, 2006, 31(5): 10–14.

[13] 曹增强, 盛熙, 夏力农, 等. 低电压电磁铆接[J]. 航空制造技术, 2000, 43(2): 20–22.

CAO Zengqiang, SHENG Xi, XIA Linong, et al. Low voltage electromagnetic riveting[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2000, 43(2): 20–22.

[14] 仇继伟, 曹增强. 基于工业智能相机的自动化电磁铆接对中定位技术研究[J]. 航空制造技术, 2019, 62(15): 49–54, 62.

QIU Jiwei, CAO Zengqiang. Research on centering location technology in automatic electromagnetic riveting based on industrial intelligent camera[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(15): 49–54, 62.

[15] 胡鑫, 谭圆安, 段超琪, 等. ML10 钢铆钉电磁铆接接头力学性能研究[J]. 塑性工程学报, 2021, 28(3): 92–97.

HU Xin, TAN Yuanan, DUAN Chaoqi, et al. Study on mechanical properties of electromagnetic riveted joints with ML10 steel rivets[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2021, 28(3): 92–97.

[16] 蒋浩, 廖宇轩, 李光耀, 等. 碳纤维-铝合金电磁铆接工艺及性能研究[J]. 精密成形工程, 2021, 13(4): 37–44.

JIANG Hao, LIAO Yuxuan, LI Guangyao, et al. Study on electromagnetic riveting technology and properties of carbon fiber-aluminum alloy[J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2021, 13(4): 37–44.

[17] 龚成鹏, 范治松, 陈云鹤, 等. 铆模角度对 7050 铆钉镦头变形的影响[J]. 塑性工程学报, 2021, 28(4): 112–121.

GONG Chengpeng, FAN Zhisong, CHEN Yunhe, et al. Influence of riveting die angle on deformation of 7050 rivet heading[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2021, 28(4): 112–121.

Study on Manual Electromagnetic Riveting Process and Riveting Quality of Composite Materials

YANG Yanjie, CHEN Chang, WEI Yuhao, TU Juncheng, FAN Xifeng

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

[ABSTRACT] To study the processability of electromagnetic riveting technology, we explored the feasibility of manually operated electromagnetic riveting by experiments, and analyzed riveting quality through the analysis of rivet formation, the interferences between rivet and hole, as well as the damage of composites. The results show that it may be not easy for operators to hold the riveting gun and top iron stably due to the instantaneous impact force of electromagnetic riveting. Compared with pneumatic hammer riveting, the impact force of electromagnetic riveting increased the muscular load of the operator's arm by about 50%. In addition, on composite-titanium alloy and composite-composite structures, the size of the titanium-niobium rivet upset head met process requirements without obvious cracks. In addition to no damage observed inside the composite, reliable interference fit can be formed between the nails and holes. However, the problems of skewed heading and small inclined edges of the heading limit the application of electromagnetic riveting.

Keywords: Electromagnetic riveting; Processability; Maneuverability; Riveting quality; Composite materials

(责编 古系)

引文格式: 王晓荷, 郭映江, 王玥浩轩, 等. 基于电磁铆枪的 CFRP 结构干涉螺栓动态压入方法研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 52-59.

WANG Xiaohu, GUO Yingjiang, WANG Yuehaoxuan, et al. Study of dynamic installation method for CFRP interference-fit bolted based on electromagnetic load[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 52-59.

基于电磁铆枪的 CFRP 结构干涉螺栓动态压入方法研究*

王晓荷, 郭映江, 王玥浩轩, 李 亮

(西北工业大学, 西安 710072)

[摘要] 为提高复合材料螺栓结构的干涉配合连接质量和力学性能,提出了基于电磁铆枪的 CFRP 干涉配合螺栓动态压入(Dynamic press-in, DI)方法。对 DI 方法的压入工艺进行了试验研究,并与静态压入(Static press-in, SI)方法的压入质量进行了对比。测量得出了干涉配合螺栓压入过程的压入力-位移曲线,从宏观和微观两方面评估了压入方法和干涉量对层压板压入损伤的影响。此外,对不同压入方法接头力学性能进行了对比,评估了 DI 对接头性能的连接效果,并初步探讨了 DI 方法有益于接头性能提高的机理。结果表明,与 SI 相比,DI 能显著降低干涉配合压入阻力,且随着干涉量的增大这一优势更加明显。压入损伤对比结果显示,DI 方法有助于钉孔装配界面质量的提高。在静拉伸试验中,DI 方法试样比 SI 方法试样表现出更高的极限承载强度和连接刚度。

关键词: 碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP); 螺栓结构; 干涉配合; 装配界面行为; 承载性能

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.052



王晓荷

博士,研究方向为 CFRP 结构干涉配合螺栓动态安装。

* 基金项目: 国家商用飞机制造工程创新基金(COMAC-SFGS-2022-1816); 陕西省重点研发计划(2022GXLH-02025); 陕西省百项科技成果转化行动(2021CGBX-11)。

新一代飞机被广泛要求降低结构重量、提高使用寿命和操纵性,以确保未来在航空领域的竞争力。因具有高比强度和高比刚度的特点,复合材料已成为新一代飞机制造中最主要的结构材料,如波音 787、A350 和 CRJ929 等飞机的复材用量已超过 50%。在飞机结构设计中,符合了制造限制、结构可达性、质量控制、结构完整性评估和零件更换等方面的需求,结构之间的连接是必不可少的。目前,螺栓连接由于具有可适用于高载荷层压板、可检查、可拆卸、可维修、对环境条件的敏感性低和制造成本低的优势,在飞机结构连接设计中占主导地位^[1-3]。然而,与传统金属连接相比,复合材料因具有脆性、各向异性和低横向强度的特点,使得结构之间的连接变得更加复杂

和关键。

为进一步提高连接接头的承载强度和使用寿命,干涉配合连接作为一种长寿命连接技术,近年来被应用于复合材料连接结构的研究中^[4-9]。然而,脆性复合材料不能像韧性金属一样通过屈服重新分配局部高应力^[7],且复合材料的各向异性使螺栓孔周围的应力行为复杂化^[8]。为解决这些问题导致的复合材料干涉螺栓连接结构过早失效问题,众多研究人员采用理论分析、数值模拟和试验验证的方法对具有干涉配合接头的复合材料层压板的应力分布、螺栓压入损伤、接头承载强度与疲劳寿命进行了大量研究。结果表明,螺栓连接中孔周围的应力分布是一个复杂的现象。应力分布受到几何参数、初始夹紧力、纤维取向以

及钉孔间隙的强烈影响^[4-5,10-12]。大部分研究证明失效模式取决于宽径比(W/D)和边径比(E/D),失效载荷与 W/D 和 E/D 成正比^[13-15]。关于纤维取向对接头性能的研究表明,纤维取向对机械连接接头的承载强度有很大影响^[16-17],而Yoon等^[18]推荐的层压板铺层比例为 0° 层 $\geq 25\%$; $\pm 45^\circ$ 层 $\geq 40\%$; 90° 层 $\geq 10\%$ 。此外,许多学者研究了钉孔间隙对机械紧固接头的承载强度的影响。结果表明,间隙配合会导致钉和孔之间的接触面积减少,从而导致更高的压缩接触应力,而适当的干涉有助于连接结构承载性能的提高^[19-23],但过大的干涉则会对结构造成严重的初始损伤^[24-26]。然而,目前已有的研究结论主要集中于采用压铆机、气动铆枪机或静态液压设备(统称为静态压入设备)对复合材料干涉压入紧固件损伤行为的研究。近年来,基于电磁力的动态压入方法在金属材料中的应用研究已有报道,此方法可有效减小压入阻力,从而降低对孔壁的损伤,有效改善装配界面质量的同时,实现大干涉量紧固件的压入连接^[14,27]。此外,Zuo等^[28]利用电磁动力安装了以CFRP/钛螺

栓为连接材料的过盈配合螺栓,结论显示动态安装方法可以减少安装阻力和对钉孔装配界面的损坏。然而,基于电磁力的CFRP/CFRP干涉配合螺栓结构螺栓动态压入损伤与连接结构承载性能的研究却十分缺乏。因此,本文开展的基于电磁力的动态干涉高锁螺栓压入损伤及接头力学行为的研究对提高复合材料结构干涉配合连接质量,提升复材结构干涉配合螺栓连接的技术水平具有重要意义。

本文提出了基于电磁铆枪的CFRP干涉配合螺栓动态压入(Dynamic press-in, DI)方法,开展了干涉量0.5%、1.0%和2.0%条件下的CFRP/CFRP单搭接结构干涉配合螺栓动态压入试验,并与相应的静态压入(Static press-in, SI)方法进行比较。测量了压入过程中干涉压入阻力的大小,评估了干涉压入后复合材料孔壁的损伤行为,分析了DI方法和SI方法对CFRP干涉螺栓结构钉孔装配界面初始损伤行为的影响。此外,试验测试了DI方法和SI方法的CFRP/CFRP单搭接试样静拉伸承载性能,探讨了压入方法对接头承载性能的影响。

1 试验及方法

1.1 试验准备

碳纤维增强树脂基复合材料(Carbon fiber reinforced polymer, CFRP)型号为T300/5208,单层厚度0.13 mm,铺层顺序为 $[-45/90/45/0/45/0]_2$,共24层,层压板总厚度为 (6.24 ± 0.2) mm。依据ASTM D5961/D5961M—17国际标准,为确保搭接接头的失效模式为挤压失效,所有搭接层压板的宽径比 $W/D=6$,边径比 $E/D=3$ 。图1为本次试验用复合材料单搭接试样的结构几何尺寸示意图,其中 w 为板宽; e 为端距; h 为层压板厚度; l 为板长; s 为夹持区域长度。紧固件选用型号为HI-LITETM HST12-6-5(Lisi Aerospace公司)的Ti-6Al-4V合金高锁螺栓,螺杆公称直径3/16英寸。配套螺母为型号HI-LITETM HST1087带固定拧紧力矩的不锈钢螺母,拧紧力矩 $3.375\sim 4.5$ N·m。

1.2 连接孔制备

制孔是飞机复合材料结构装配连接过程中一个必不可少的环节,而制孔质量直接影响到连接结构的承载性能和结构的可靠性。根据碳纤维复合材料层压板制孔工艺相关规

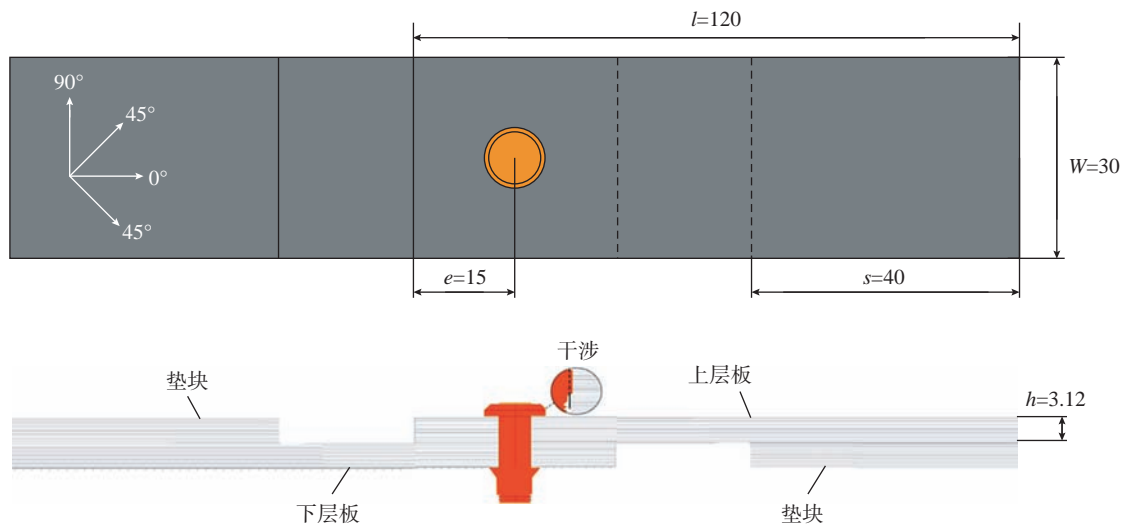


图1 CFRP单搭接试样几何结构示意图(mm)

Fig.1 Geometric structure diagram of CFRP single-lap specimen (mm)

范,结合实验室实际情况,利用型号为 ZB4116G 的立式钻床,采用钻孔及二次铰孔的方式进行连接孔的统一加工。

本次试验考虑了 4 种配合间隙 0、0.5%、1.0% 和 2.0% (分别对应干涉量 I_{net} 、 I_S 、 I_M 和 I_L) 的复合材料单搭接结构高锁螺栓连接。为保证上下层压板连接孔严格同轴,钻孔前通过纸胶带固定搭接部分。钻孔时,首先采用带 TiALN 纳米涂层的 2F-E650 硬质合金钻头在高转速为 2400 r/min,低进给速率为 0.056 mm/rev 下进行复合材料层压板预制孔($\phi 3.1$ mm)的制备;然后,将预

制孔以同样的制孔工艺扩孔至 $\phi 4.6$ mm;最后采用整体硬质合金直齿铰刀以主轴转速 500 r/min、进给量 0.056 mm/rev 铰孔至试验设定值。为了防止出口分层,使用 1 mm 厚的铝薄板作为垫板,放在层压板下方,将两者统一固定加工。表 1 为本次试验连接孔实际尺寸,连接孔尺寸利用型号为 Bowers XTR06789 的高精度内径千分尺测量,测量精度 ± 0.001 mm。试验中所用干涉量均为相对干涉量,计算公式为

$$I = \frac{D - d}{d} \times 100\%$$

式中, D 为螺杆直径; d 为压入孔直

径。为保证试验结果的可靠性,对每组干涉量进行 5 次重复压入试验(3 次动态压入和 2 次静态压入)。

1.3 干涉高锁螺栓压入过程

如图 2 所示,CFRP/CFRP 结构干涉螺栓的 DI 和 SI 过程分别在陕西大工旭航电磁科技有限公司生产的 EMR2000 电磁驱动系统和 ETM104C 电子万能试验机上进行。

动态压入时,首先通过自制夹装置将要压入的试件固定,防止因试件振动、偏移导致铆枪、紧固件及压入孔不同轴的现象发生,同时避免反作用力对复合材料连接结构造成损伤;其次,将高锁螺栓小于压入孔

表 1 螺栓和连接孔尺寸

Table 1 Dimensions of bolts and connection holes

| 理论干涉量 $I/\%$ | 螺杆直径 D/mm | 静态压入孔 | | 动态压入孔 | |
|--------------|--------------------|------------------|-------------|------------------|-------------|
| | | 直径 d/mm | 实际干涉量 $/\%$ | 直径 d/mm | 实际干涉量 $/\%$ |
| I_S | 4.7625 | 4.740 | 0.47 | 4.739 | 0.49 |
| | 4.7625 | 4.739 | 0.49 | 4.737 | 0.50 |
| | 4.7625 | — | — | 4.738 | 0.51 |
| I_M | 4.7625 | 4.715 | 1.0 | 4.716 | 0.98 |
| | 4.7625 | 4.717 | 0.96 | 4.713 | 1.04 |
| | 4.7625 | — | — | 4.717 | 0.96 |
| I_L | 4.7625 | 4.662 | 2.11 | 4.657 | 2.22 |
| | 4.7625 | 4.660 | 2.15 | 4.661 | 2.13 |
| | 4.7625 | — | — | 4.663 | 2.09 |

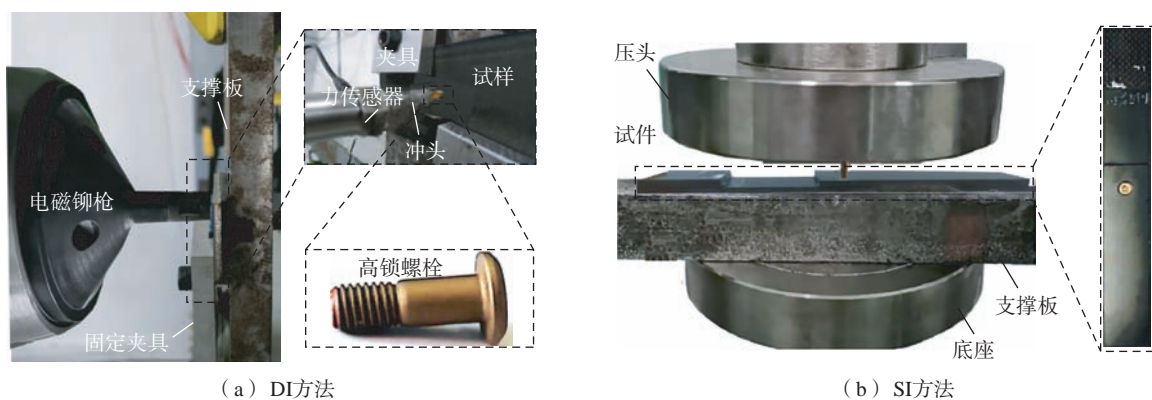


图 2 DI 和 SI 试验压入设备

Fig.2 Experimental setup for DI and SI experiment equipment

的螺纹部位装入连接孔,调整铆枪位置使铆模与高锁螺栓头接触并保证同轴,顶紧铆枪。压入过程中,380 V 交流电由整流桥转换为直流电,经变压元件升压至设定电压值后给电容充电,待电压稳定时,对电容进行放电,释放的电流瞬时在初级线圈周围建立磁场并作用于次级线圈,初级线圈与次级线圈之间产生高幅度、低脉宽的洛伦兹力,洛伦兹力由应力波放大器放大后作用于高锁螺栓钉头,驱动头驱动高锁螺栓在 1~5 ms 内完成压入。干涉压入过程中,通过压入在放大器伸出端与冲模之间的高频响应式压电力传感器测得压入阻力,其响应频率 >40 kHz,量程为 0~50 kN。

静态压入时,所有试件螺栓压入均以 3 mm/min 的速率匀速压入,尽可能保证每一个钉头最后都能与层压板上表面完全接触。

1.4 拉伸性能测试

所有试件静拉伸性能的测试均参照标准 ASTM D5961/D5961M—17,试验在 EHF-EV101k2-040-1A 伺服液压试验机(承载能力 100 kN)上进行,测试环境为室温。所有拉伸测试采用位移控制模式,拉伸加载速率为 1 mm/min,当载荷降低到峰值载荷 30% 以下定义为试样失效,中断测试。

2 结果与讨论

2.1 干涉配合螺栓压入质量对比

干涉螺栓压入过程的压入阻力是引起复合材料分层的主要原因,高的压入阻力甚至会导致干涉配合紧固件压入失败。图 3 为螺栓压入过程中 DI 方法和 SI 方法随干涉量变化的压入阻力-位移响应,1[#] 和 2[#] 分别为相同试验条件下的 2 个重复试样。随压入位移的增加,压入阻力分为明显的两个阶段,分别对应于上层板和下层板。重复性试验表明,相同试验设置条件下,DI 方法和 SI 方法测得的压入阻力-位移响应

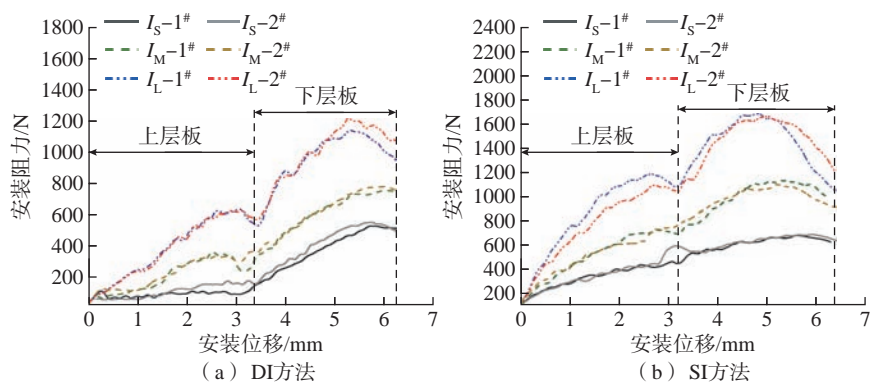


图 3 干涉螺栓压入阻力-位移曲线

Fig.3 Resistance-displacement curve of interference fit bolt insertion

表现出较好的重复性。

从干涉量的角度来看,正如预期的那样,DI 方法和 SI 方法试样在整个压入过程的压入阻力峰值均随着干涉量的增大明显上升,且由于孔壁对干涉配合螺栓的挤压作用增强,压入阻力增长斜率不断增大。此外,随干涉量的增大,压入阻力在靠近出口处回落程度愈加剧烈,这可能是由于大干涉量加剧了压入损伤和层压板孔边的挤出变形,使层压板出口处应力释放,从而降低了钉孔间的摩擦阻力。

从压入方法的角度而言,相比 SI 方法,复合材料干涉配合螺栓动态压入时的压入阻力显著减小。图 3 (a) 中 DI 方法压入过程的力-位移响应整体呈线性增长的趋势,根据压入位移变化位置可以发现,压入阻力在上下层压板搭接界面处发生了轻微的变化,这可能是由于上层板孔出口周围的轻微损伤和下层板的弯曲变形所导致的。随着螺栓进入下层压板,压入阻力仍呈线性增长趋势,此时螺栓同时与上层压板和下层压板发生挤压摩擦,压入阻力增长斜率增大,直到达到峰值,阻力开始下降。而随着干涉量的增大,在出口处的阻力下降比例明显增大,这可能是由于大干涉压入加剧了层压板出口损伤,导致应力释放。图 3 (b) 中,SI 方法压入过程的力-位移响应由于压入速

度低,压入阻力-位移曲线整体呈非线性增长趋势,钉杆到达层压板一定位置后,压入阻力达到峰值。相比 DI 方法,SI 方法试样阻力下降幅度更大,而随着干涉量的增加这一现象变得更加突出,这应该是 SI 方法相比 DI 方法更大的压入阻力导致了出口处产生更严重的损伤。

对比两种压入方法的压入阻力,表 2 显示了 DI 方法和 SI 方法在不同干涉量 I_s 、 I_M 和 I_L 时的压入阻力峰值,可以看出 DI 方法的阻力明显低于 SI 方法的阻力。此外,DI 方法相对于 SI 方法压入阻力峰值的减小比例显示,随着干涉量的增大压入阻力峰值下降比例呈增长趋势,即干涉量越大,动态压入对压入阻力减小的优势越明显。这可能是由于大干涉量增加了钉孔间摩擦阻力,而基于电磁力的动态压入方法,钉杆依靠弹性收缩变形和所获动量在较高的压入速度下克服了干涉配合的压入阻力。

表 2 不同干涉量下的压入阻力峰值
Table 2 Maximum resistance under different interference sizes

| 干涉量 | DI 方法 / SI 方法 / N | DI 方法相对 SI 方法减小比例 / % |
|-------|-------------------|-----------------------|
| I_s | 554 / 668 | 17.07 |
| I_M | 774 / 1084 | 28.60 |
| I_L | 1139 / 1663 | 31.51 |

可以推测,动态压入方法对压入阻力的有效降低将有助于钉孔装配界面质量的提高。

2.2 压入损伤

在干涉配合螺栓压入过程中,层压板搭接结构的孔入口和出口处容易损伤。图4给出了采用DI方法和SI方法螺栓压入完成后对应3种干涉量的典型试验结果。在干涉量相对较小(I_S 、 I_M)时,压入方法对孔出口损伤的影响无显著区别,其损伤模式主要为纤维和基体挤压破坏。并且,由于底部层压板受压入支撑板的支撑,这些损伤是局部且较小的;当干涉量增大到 I_L 时,层压板出口整个孔周边部分被挤出,而SI方法在大干涉量孔出口出现了明显的横向裂纹,是典型的分层特征。

为了更加深入地对比DI方法和SI方法对接头的压入损伤,采用电子显微镜对不同压入试件在钉孔装配最小截面界面的形貌进行微观观察。图5给出了两种压入方法在不同干涉量的微观损伤图,当干涉量较小时(I_S)两种压入方法产生的损伤类型和程度并没有显著差异,整个压入孔壁未发生明显的剪切挤压变形现象。对比分析,DI试件中的损伤基本可以忽略,而SI试件在入口处有轻微的基体破坏和纤维脱胶损伤。随着干涉量增加到 I_M ,由于径向应力的增加,螺栓压入导致的CFRP损伤形式和程度明显严重化,如图5(c)和(d)所示,两种压入方法均在孔入口处发生轻微的纤维断裂和明显的基体压

碎损伤,而在靠近层压板孔出口位置可以观察到更严重的分层损伤,且SI试样在孔出口处的分层更为严重。此外,从对孔壁的观察可以发现,相比SI试件沿整个孔壁发生了明显的剪切挤压变形和基体挤压破碎损伤,DI试件仅在螺栓进入下层板时发生了轻微的挤压变形及基体挤压破碎,DI试件和SI试件在 0° 层的变形角度分别为 17° 和 22° 。当干涉量增大到 I_L 时,CFRP的损伤更加严重,两种压入方法均发生了基体挤压破坏、基体裂纹、纤维脱胶、纤维扭折断裂、分层和严重的孔壁挤压变形等形式的损伤,且在SI试件中观察到明显的上、下层压板分离的现象,这在DI试件中并未发生。此外,就分层程度,SI试件的分层范围和严重程度更为恶劣,而随着孔壁的剪切挤压变形角度和范围进一步扩大,DI试件和SI试件 0° 层的变形角度增大到 24° 和 30° ,变形角度的增大减弱了螺栓与孔壁之间的挤压作用,这解释了随着干涉的增大,层压板孔出口处压入阻力减小比例越显著的现象(图3)。微观结果表明,DI方法有助于钉孔装配界面质量的提高。

2.3 接头静拉伸承载性能对比

对不同压入方法的CFRP单搭接接头的准静态拉伸性能进行了测试,以评估压入方法对接头静拉伸承载强度和连接刚度的影响。图6显示了DI方法和SI方法试件在不同干涉量下连接接头的力-位移曲线。力学响应曲线显示了接头受拉伸载

荷从初始到结构失效的整个变化过程,可以看出DI方法试件和SI方法试件的力-位移响应变化趋势类似。整个过程可分为3个阶段:(1)载荷随位移量的增加呈线弹性增加,这一阶段被定义为载荷从初始到达峰值后出现首次下降;(2)随着层压板挤压损伤的产生及演化,接头承载能力开始缓慢下降,这一阶段表现出明显的非线性;(3)随着层压板的逐步破坏,载荷快速下降直到降到接近最大载荷的30%,视为结构失效停止试验。

对比图6(a)和(b),DI接头在不同干涉量下的接头强度和连接刚度相比净配合(I_{net})连接试件均得以明显改善,而对于SI试件,当干涉量增大到 I_L 时,SI试件的静极限承载强度和连接刚度均下降且低于净配合连接接头,即过大的干涉量降低了接头的承载性能。综上所述,DI方法相比SI方法在相对大干涉量连接结构中表现出明显的优势,这一现象可由DI在干涉螺栓压入过程中的压入阻力小及压入损伤小得以解释。表3显示了DI试件相对于SI试件静拉伸极限强度和连接刚度的强化比例,可以看出对于所有干涉配合尺寸,DI接头的极限承载强度和接头刚度均高于SI接头。可以确定,DI方法有利于CFRP干涉连接接头静拉伸承载性能的提高。

3 结论

为提高复合材料螺栓结构干涉配合连接质量,提出了基于电磁铆枪的CFRP干涉配合螺栓DI方法。测量了DI和SI过程中的压入阻力,比较了压入方法和干涉量对层压板压入损伤的影响,评估了DI对接头静拉伸承载性能的强化效果,并分析了干涉量对接头性能的影响,本研究得出以下3方面结论

(1)DI方法有利于干涉压入阻力的减小。对所有干涉尺寸,DI方

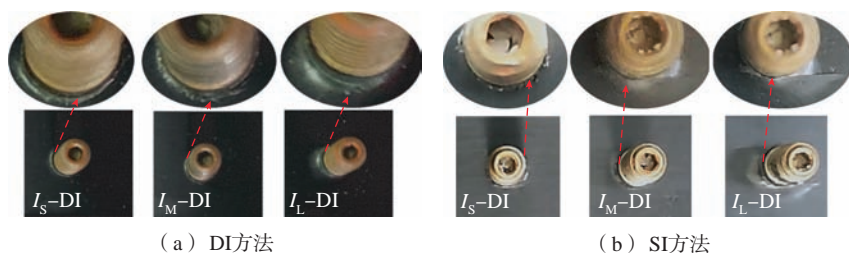


图4 不同压入方法对应不同干涉量的层压板出口损伤

Fig.4 Different pressing methods corresponding to different interference

法的压入阻力均显著低于 SI 方法, 且随着干涉量的增大, DI 方法相对 SI 方法压入阻力峰值下降比例增大,

即干涉量越大, DI 方法的优势越明显。

(2) DI 方法有助于钉孔装配界

面质量的提高。对于小干涉配合 I_s , 压入方法对层压板损伤的影响可以忽略, 但随着干涉量逐渐增大, DI 方

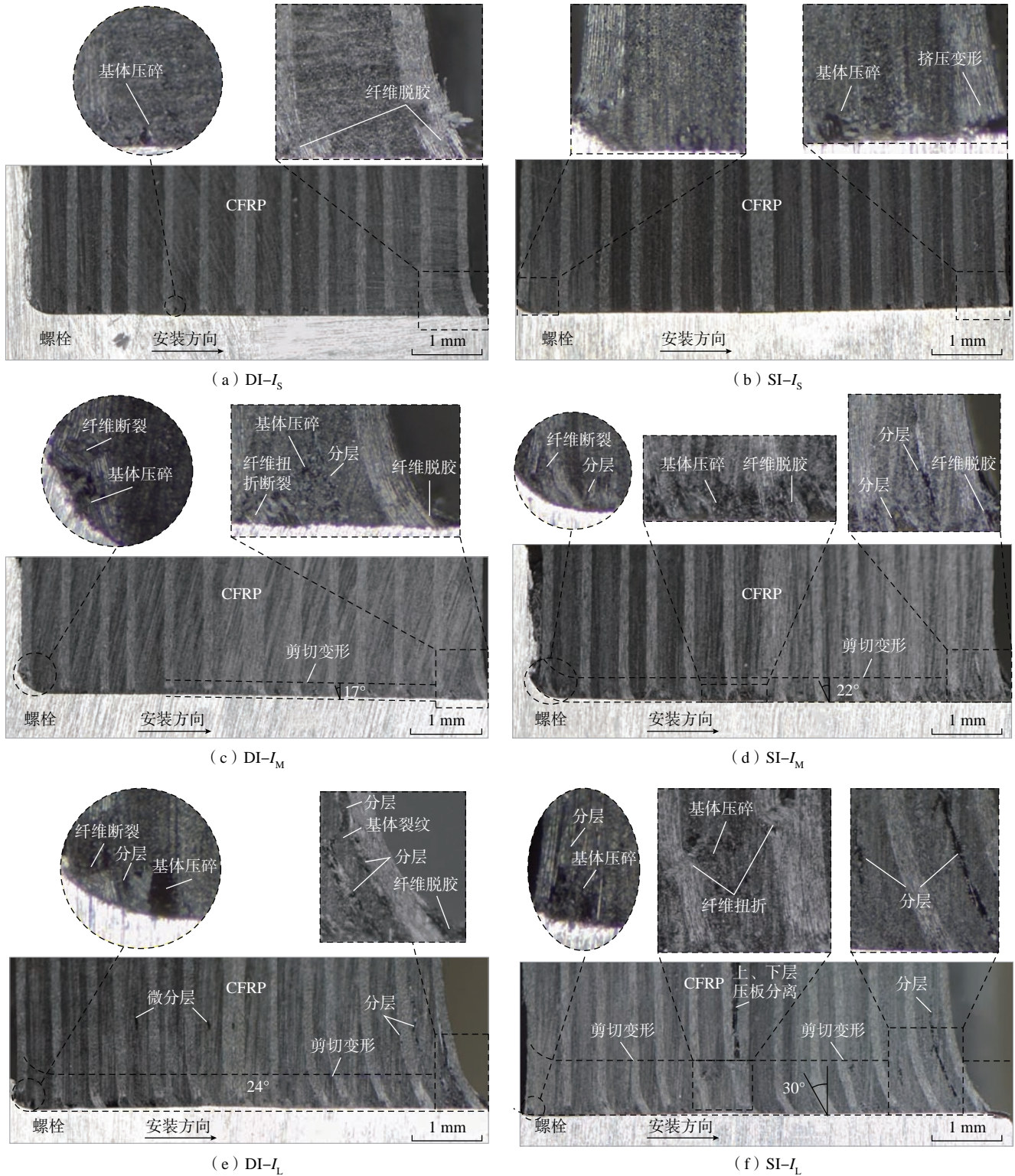


图 5 DI 方法和 SI 方法在不同干涉量的微观损伤

Fig.5 Microscopic damage for DI and SI method at various interference sizes

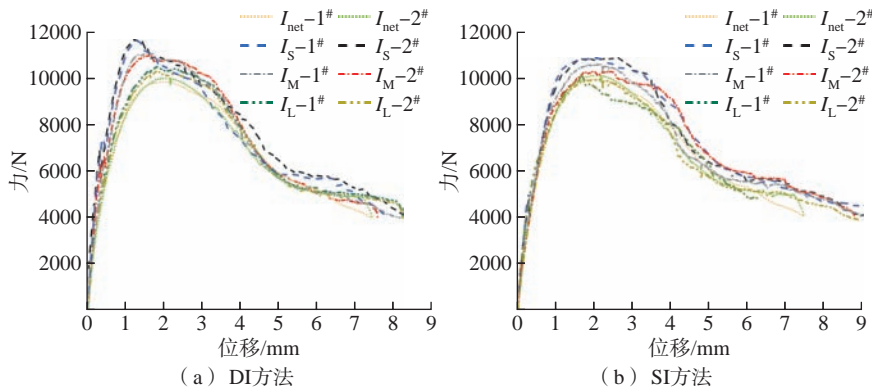


图6 DI方法和SI方法连接接头载荷-位移响应
Fig.6 Load-displacement response of DI and SI method joints

表3 DI方法接头相比SI方法接头的承载性能提升比例

Table 3 Load-bearing performance improvement ration of DI compared to SI joints

| 干涉量 | 承载强度提升 /% | 连接刚度提升 /% |
|-------|-----------|-----------|
| I_S | 8.49 | 67.45 |
| I_M | 6.91 | 28.74 |
| I_L | 4.93 | 10.18 |

法对层压板孔壁的损伤相比SI方法明显减小。

(3) 所有干涉尺寸下, DI方法更有利于接头静态承载能力的提升, 尤其是对接头刚度的增强比SI方法更显著。此外, DI方法和SI方法接头最佳静承载能力对应的干涉量范围为0.5%~1.0%, 随着干涉量增大, 接头强化效果下降, 这可能是大干涉量螺栓压入导致CFRP严重损伤的原因。

参考文献

[1] LIANG B, BOISSE P. A review of numerical analyses and experimental characterization methods for forming of textile reinforcements[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(8): 143-163.
[2] ZHANG H Z, LI C Y, XU M T, et al. A novel method for damage analysis of CFRP single-lap bolted, bonded and hybrid joints under compression[J]. Composite Structures, 2020, 251: 112636.
[3] HE Y, XIAO Y, LIU Y Q, et al. An efficient finite element method for computing modal damping of laminated composites: Theory

and experiment[J]. Composite Structures, 2018, 184: 728-741.
[4] SONG D L, LI Y, ZHANG K F, et al. Stress distribution modeling for interference-fit area of each individual layer around composite laminates joint[J]. Composites Part B: Engineering, 2015, 78: 469-479.
[5] PRADHAN B, RAMESH BABU P. Assessment of beneficial effects of interference-fit in pin-loaded FRP composites[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2007, 26(8): 771-788.
[6] JIANG J F, BI Y B, DONG H Y, et al. Influence of interference fit size on hole deformation and residual stress in hi-lock bolt insertion[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2014, 228(18): 3296-3305.
[7] KIM S Y, HE B, SHIM C S, et al. An experimental and numerical study on the interference-fit pin installation process for cross-ply glass fiber reinforced plastics (GFRP)[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 54: 153-162.
[8] LEWIS R, YOXALL A, MARSHALL M B. Comparison of numerical and ultrasonic techniques for quantifying interference fit

pressures[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2008, 222(7): 1125-1130.
[9] WEI J C, JIAO G Q, JIA P R, et al. The effect of interference fit size on the fatigue life of bolted joints in composite laminates[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 53: 62-68.
[10] AKTAS A, HUSNU DIRIKOLU M. An experimental and numerical investigation of strength characteristics of carbon-epoxy pinned-joint plates[J]. Composites Science and Technology, 2004, 64(10-11): 1605-1611.
[11] PIERRON F, CERISIER F, GREDIAC M. A numerical and experimental study of woven composite pin-joints[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(12): 1028-1054.
[12] NAIK R A, CREWS J H Jr. Stress analysis method for a clearance-fit bolt under bearing loads[J]. AIAA Journal, 1986, 24(8): 1348-1353.
[13] KHASHABA U A. In-plane shear properties of cross-ply composite laminates with different off-axis angles[J]. Composite Structures, 2004, 65(2): 167-177.
[14] PISANO A A, FUSCHI P, DE DOMENICO D. A layered limit analysis of pinned-joints composite laminates: Numerical versus experimental findings[J]. Composites Part B: Engineering, 2012, 43(3): 940-952.
[15] KARAKUZU R, TAYLAK N, İÇTEN B M, et al. Effects of geometric parameters on failure behavior in laminated composite plates with two parallel pin-loaded holes[J]. Composite Structures, 2008, 85(1): 1-9.
[16] KIM S Y, HE B, KIM D D W, et al. Bearing strength of interference-fit pin joined glass fiber reinforced plastic composites[J]. Journal of Composite Materials, 2020, 54(12): 1579-1591.
[17] YOON D, KIM S, KIM J, et al. Study on bearing strength and failure mode of a carbon-epoxy composite laminate for designing bolted joint structures[J]. Composite Structures, 2020, 239: 112023.
[18] 谢鸣九, 朱立平, 施丽中. 铺层顺序对复合材料层合结构承载的影响[J]. 航空学报, 1991, 12(12): 560-564.
XIE Mingjiu, ZHU Liping, SHI Lizhong. Experimental study on the effect of stacking

sequence on the carrying capacity of the laminated structure[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1991, 12(12): 560–564.

[19] 张武昆, 闫伟, 王会平, 等. 不同环境下宽径比对碳纤维增强环氧树脂复合材料开孔层压板压缩失效的影响[J]. *复合材料学报*, 2020, 37(2): 267–275.

ZHANG Wukun, YAN Wei, WANG Huiping, et al. Effects of width to diameter ratio on compression failure behavior of carbon fiber reinforced epoxy resin composite open-hole laminates under different environments[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2020, 37(2): 267–275.

[20] PAKDIL M, SEN F, SAYMAN O, et al. The effect of preload on failure response of glass-epoxy laminated composite bolted-joints with clearance[J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2007, 26(12): 1239–1252.

[21] JIANG L X, XIAO S, DONG D

W, et al. Experimental study of bonded, bolted, and hybrid braided CFRP joints with different stacking sequences and lapping patterns[J]. *Thin-Walled Structures*, 2022, 177: 109408.

[22] 边天涯, 关志东, 刘发齐. 三维碳/碳复合材料板件拉伸强度预报[J]. *复合材料学报*, 2017, 34(2): 430–437.

BIAN Tianya, GUAN Zhidong, LIU Faqi. Prediction on the tensile strength of 3D carbon/carbon composite plate[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2017, 34(2): 430–437.

[23] CAO Y J, CAO Z Q, ZHAO Y, et al. Damage progression and failure of single-lap thin-ply laminated composite bolted joints under quasi-static loading[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2020, 170: 105360.

[24] HU J S, ZHANG K F, YANG Q D, et al. An experimental study on mechanical response of single-lap bolted CFRP composite interference-fit joints[J]. *Composite Structures*, 2018, 196: 76–88.

[25] ZHOU Y H, YAZDANI NEZHAD H, HOU C, et al. A three dimensional implicit finite element damage model and its application to single-lap multi-bolt composite joints with variable clearance[J]. *Composite Structures*, 2015, 131: 1060–1072.

[26] LIU L Q, ZHANG J Q, CHEN K K, et al. Combined and interactive effects of interference fit and preloads on composite joints[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(3): 716–729.

[27] ZHENG G, CAO Z Q, ZUO Y J. A dynamic cold expansion method to improve fatigue performance of holed structures based on electromagnetic load[J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 148: 106253.

[28] ZUO Y J, CAO Z Q, ZHENG G, et al. Damage behavior investigation of CFRP/Ti bolted joint during interference fit bolt dynamic installation progress[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2020, 111: 104454.

Study of Dynamic Installation Method for CFRP Interference-Fit Bolted Based on Electromagnetic Load

WANG Xiaohe, GUO Yingjiang, WANG Yuehaoxuan, LI Liang

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] A dynamic insertion (DI) method of CFRP interference fit bolts based on an electromagnetic riveter was developed to improve the quality of bolt-hole contact interface and enhance the bearing capacity of the joints. The experiments were conducted to investigate the insertion process for the DI method, and the corresponding static insertion (SI) method was also investigated as comparison. The insertion force-displacement response during the interference fit bolt insertion process was measured. The effects of the insertion method and the interference fit sizes on the insertion damage of the laminate were evaluated from macroscopic and microscopic perspectives. Moreover, the quasi-static tensile properties of joints after DI and SI were compared, the effect of DI method on the joint properties was assessed, and the mechanism of the DI method in joint performance improvement was initially discussed. Results show that DI method can significantly reduce the interference fit insertion resistance compared to SI method, and the larger the interference size the larger the reduction ratio. Furthermore, the DI method improves the quality of the bolt-hole contact interface. In static tensile test, the DI specimens exhibited higher ultimate strength and joint stiffness than the SI specimens.

Keywords: Carbon fiber-reinforced polymer (CFRP); Bolted joints; Interference-fit; Assembly interface behavior;

Bearing capacity

(责编 晓月)

引文格式: 廖宇轩, 蒋浩, 金长城, 等. 大直径钢铆钉电磁铆接工艺及性能试验研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 60-65.

LIAO Yuxuan, JIANG Hao, JIN Changcheng, et al. Study on electromagnetic riveting and tensile performances of large diameter steel rivet[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 60-65.

大直径钢铆钉电磁铆接工艺及性能试验研究*

廖宇轩¹, 蒋浩¹, 金长城¹, 李光耀^{1,2}, 崔俊佳¹

(1. 湖南大学整车先进设计制造技术全国重点实验室, 长沙 410082;

2. 北京理工大学深圳汽车研究院(电动车辆国家工程实验室深圳研究院), 深圳 518118)

[摘要] 电磁铆接技术可以有效地使大直径铆钉一次成形, 快速生产高质量铆接接头, 在航空航天工业中有广阔的应用场景, 但目前针对大直径钢铆钉电磁铆接接头的相关研究较少。本文通过搭建大直径铆钉电磁铆接平台, 对直径 10 mm 的钢铆钉进行工艺试验。试验结果表明, 铆接后的镢头直径均随着放电能量增大而增大, 镢头高度均随着放电能量增大而减小。在相同放电能量下, 预制孔直径越大, 镢头高度越低且直径越大。此外, 大直径钢铆钉电磁铆接接头的干涉量随着放电能量的增大逐渐增大。预制孔直径 10.1 mm 铆接接头的干涉量始终要大于预制孔直径 10.3 mm 铆接接头。与此同时, 由于预制孔直径为 10.3 mm 铆接接头在铆接过程中容易歪斜, 此值不宜作为优选工艺参数。另外, 综合放电能量区间参数, 得到了大直径钢铆钉电磁铆接最佳工艺参数: 预制孔直径 10.1 mm、放电能量 15.5 kJ。最后, 对大直径钢铆钉电磁铆接接头及传统液压铆接接头的干涉量和机械性能进行了对比。结果表明, 对于最佳工艺参数制备的大直径钢铆钉电磁铆接接头, 其干涉量为 2.15%, 较液压铆接接头的干涉量 1.75% 数值更大, 也更均匀, 其最大剪切载荷及吸能值高于液压铆接接头。

关键词: 大直径钢铆钉; 电磁铆接; 工艺试验; 力学性能; 干涉量

DOI: 10.1680/j.issn1671-833x.2023.23/24.060



廖宇轩

博士研究生, 主要研究方向为异种材料电磁铆接技术。

* 基金项目: 国家自然科学基金(52005173); 湖南省自然科学基金(2021JJ40073); 深圳市科技计划(KQTD20200820113110016)。

铆接工艺具有操作简单、连接强度稳定、适应性强等优点, 在航空航天装备等工业生产领域获得了广泛应用^[1]。传统的铆接技术主要包括气动铆接、液压铆接和热铆接^[2]。其中, 气动铆接技术很难使大直径铆钉成形^[3], 由于接头干涉量不均匀、一致性较差等缺陷, 其疲劳寿命较低。此外, 液压铆接和热铆接技术则存在工作环境差、对环境污染较严重等缺点。在热铆接过程中, 板材上诱发的高应力将导致疲劳裂纹的产生和扩展, 从而降低铆接点的疲劳性能^[4]。此外, 传统的铆接技术也容易出现头裂、过盈不均、密封性差等缺陷^[5]。因此, 传统铆接工艺已不能满足新一代航空航天装备的研制要求^[6]。

电磁铆接是在电磁成形工艺的

基础上发展起来的一种新型铆接工艺方法^[7], 具有冲击力强、相对噪声小、加载速度快、铆钉杆变形均匀等工艺优点, 能够实现大直径铆钉高质量铆接^[8]。同时, 由于其利用电能进行充放电, 对环境友好、不产生污染, 是一种绿色制造工艺^[9]。

目前, 众多学者对电磁铆接技术进行了一系列工艺研究。于海平等^[10]对 $\phi 10$ mm 的 2A10 铝合金铆钉进行了工艺试验研究, 并利用铆钉代替螺栓来实现接头减重。章茂云等^[11]研究了工艺参数对铆接结构成形质量的影响, 并对比了 $\phi 8$ mm 的 2A10 铝合金铆钉电磁铆接接头和气动铆接接头的力学性能; 结果表明, 电磁铆接接头的力学性能远优于气动铆接接头。

以上研究均是针对铝合金铆钉。对于成形困难的钢铆钉,学者们也进行了一些研究。西北工业大学曹增强等^[12]利用手提式电磁铆接设备对 $\phi 10$ mm的A3钢铆钉进行了3次电磁铆接使其成形,并与压铆接头对比了宏观疲劳力学性能,结果表明,电磁铆接接头的疲劳寿命较压铆接头提高了72%;李光耀等^[13]利用直径6 mm的Q235钢铆钉进行电磁铆接并将其运用到商用车车架工艺上以研究其可行性;胡鑫等^[14]利用直径6 mm的ML10钢铆钉进行电磁铆接试验,分析了接头的金相组织和剪切拉脱性能,发现电磁铆接接头具有良好的铆接质量,并未出现裂纹。

电磁铆接的诸多优点可以很好地解决钢铆钉难以一次成形的问題。但是目前针对电磁铆接的多数研究主要针对在较小直径铆钉的工艺和力学性能研究方面,针对大直径钢铆钉连接的研究较少,电磁铆接冲击力大的优点并没有被完全发掘。本文对大直径钢铆钉进行了电磁铆接工艺研究;利用铆接评价准则确定了铆接的最佳放电能量、预制孔直径等工艺参数,为大直径钢铆钉电磁铆接技术在工业制造领域应用提供指导。

1 试验方法及设备

1.1 试验材料

本试验选用的是直径 $\phi 10$ mm的Q235钢制铆钉,连接板材为3.75 mm厚的Q345钢板。两种材料的力学性能参数如表1所示。

1.2 试件准备

铆接接头的几何尺寸如图1所示,Q345钢板尺寸为140 mm \times 40 mm \times 3.75 mm,搭接区域长度40 mm。铆钉直径为10 mm。根据经验公式^[15],铆钉总长度为

$$L=1.1\delta+1.15d \quad (1)$$

式中, δ 为板材总厚度; d 为铆钉直径。本文连接板材总厚度为7.5 mm,根据式(1)求出铆钉总长度为

表1 Q235钢铆钉和Q345钢材板料的材料参数
Table 1 Material parameters of Q235 steel rivets and Q345 steel sheet material

| 性能 | Q235 钢铆钉 | Q345 钢板 |
|--|--|---|
| 密度 / ($\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$) | 7.85 | 7.85 |
| 屈服强度 /MPa | 235 | 409 |
| 拉伸强度 /MPa | 500 | 567 |
| 杨氏模量 /GPa | 200 | 206 |
| 泊松比 | 0.3 | 0.33 |
| 化学成分(质量分数)/% | C \leq 0.18, Si \leq 0.30, S \leq 0.04, Mn \leq 0.50, P \leq 0.04, Fe=余量 | C=0.16, Si=0.30, Mn=1.45, P=0.019, S=0.03, V=0.004, Nb=0.003, Ti=0.006, Cr=0.09, Ni=0.01, Cu=0.04, Fe=余量 |

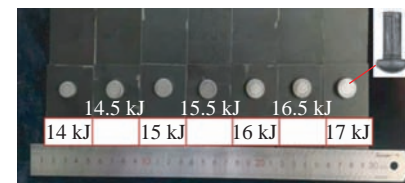
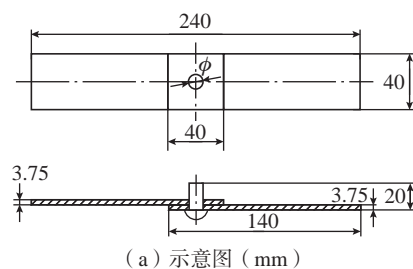
19.75 mm。因此,选择满足国家标准GB 867—1986《半圆头铆钉》且在工业生产中与其相近的20 mm长度铆钉,其外伸量为12.5 mm。

此外,文献[10]表明2A10铝合金电磁铆接预制孔直径应为10.1 mm,由于与本研究的材料不同,所以此文献的最优参数不一定适用于大直径钢铆钉。此外,根据铆接通用标准GB/T 152.1—1988《紧固件 铆钉用通孔》,预制孔直径应为10.3 mm。由于电磁铆接工艺与传统液压铆接工艺具有一定差异,所以GB/T 152.1—1988并不一定适用于电磁铆接方式。因此,本文选择两种预制孔直径作为研究对象探究最佳工艺参数。

在制取3.75 mm的Q345板材试件时,为保证切割的精度,所有试件均采用水切割仪器进行加工,孔精度控制在0.02 mm以内,板材边缘切割精度控制在0.05 mm以内。在加工Q235钢铆钉时,需要用车床固定铆钉,然后通过控制刀具的移动来对铆钉进行车削,使其表面达到光滑平整,从而满足电磁铆接要求,避免出现铆接时铆钉歪斜的情况。

1.3 试验设备

图2为本研究所用电磁铆接设备及其原理图,该设备主要由磁脉冲发生器和铆接平台组成,磁脉冲发生器负责提供铆接所需能量,拥有控制系统和储能系统。本试验用磁脉冲发生器型号为PS48-16,由德国PST



(a) 示意图 (mm)
(b) 实物图
图1 铆接试件
Fig.1 Riveted specimen

公司研制,其最大放电能量为48 kJ,最大放电电压为16 kV。该磁脉冲发生器由6个电容器组并联组成,每组电容器最大电容66 μF 。电容 C 、放电能量 E 和放电电压 U 满足

$$E = \frac{1}{2}CU^2 \quad (2)$$

铆接平台将释放的电能转换为动能,负责铆接。本试验的铆接平台是根据电磁铆接原理自主开发设计,主要由线圈、驱动片、放大器和顶铁等组成。线圈由带包裹绝缘纸的铜线缠绕而成,并且缠绕过程中通过玻璃丝带和绝缘胶水进行固定,绝缘胶水由环氧树脂、聚酰胺树脂与增韧剂(邻苯二甲酸二丁酯)按60:20:3的配比组成。本研究所用线圈共缠绕了39匝。驱动片由紫铜制成,该材料具有优异的导电性。根据驱动片

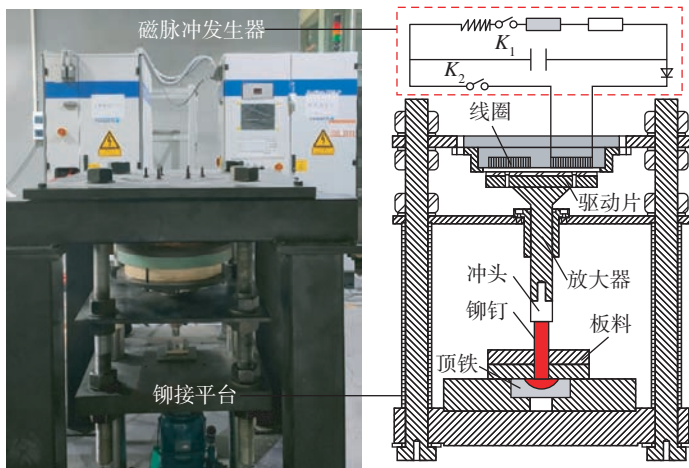


图2 电磁铆接设备
Fig.2 Electromagnetic riveting equipment

表层感应电流的深度(集肤效应)^[16], 该部件厚度定为 10 mm, 直径与线圈保持一致, 大约 300 mm。放大器材料为 45 号钢, 尺寸与驱动片匹配。顶铁材料也为 45 号钢, 尺寸与 $\phi 10$ mm 铆钉的半圆头配套。冲头作为与铆钉直接接触的零部件, 需要承受较大的冲击载荷而不发生脆性断裂。因此材料选择模具钢 Cr12MoV, 保证其强度和韧性^[17]。在安装过程中, 需要将螺纹拧紧, 防止因应力集中而造成冲头螺纹断裂^[18]。其他部件主要起到安装、固定和导向的作用。

2 结果与讨论

2.1 铆接效果评价

根据航天工业标准 QJ 782A—2005《铆接通用技术要求》, 在铆接过程中, 铆头尺寸(铆头直径与高度)是评价铆接性能好坏的标准之一。图 3 所示为铆接后的连接件, H 为铆头高度, D 为铆头直径。根据文献报道, 对于直径 10 mm 铆钉, 铆头直径应该为原始直径的 1.4~1.6 倍^[19], 铆头高度要求不低于 0.4 倍原始钉杆直径(4 mm)^[20]。

铆钉干涉量是评价接头性能好坏的另一指标^[21]。在铆接过程中, 铆钉受到挤压膨胀, 迫使孔壁发生扩张, 从而使铆钉与孔壁形成紧密干涉配合关系。由于不同直径铆钉干涉

量差距较大, 为了描述方便, 通常采用铆钉相对干涉量的概念来描述, 其公式为

$$I = (d'_i - d') / d' \times 100\% \quad (3)$$

式中, d' 为铆接前孔壁的直径; d'_i 为孔壁扩张后的直径(即钉杆扩张后的直径)。

通常, 铆钉钉杆的干涉量并非均匀, 往往是靠近铆头一侧干涉量较大, 靠近制造头一侧干涉量较小。因此, 本研究将在铆钉钉杆的 3 个位置点量取干涉量, 然后求取平均值表征铆钉干涉量, 如图 3 所示。

2.2 最佳工艺参数

为了获得电磁铆接工艺最佳放电能量区间, 对两种预制孔直径的铆接板料进行不同放电能量的电磁铆接工艺试验, 初步选取放电能量区间为 14~17 kJ。利用切割机将铆接后的样件切除铆钉周围板料并取出铆钉, 如图 4 所示。观察发现, 无论是预制孔直径 10.1 mm 的铆接接头还是 10.3 mm 的铆接接头, 铆头均呈现鼓状形貌, 且放电能量越大, 铆头越扁平。

图 5 为铆钉铆头高度、直径与放电能量关系图, 由铆接效果评价准则可知, 铆钉铆头高度应大于 4 mm, 铆头直径应在 14~16 mm 范围内。当符合铆头高度和直径标准时, 不同预制孔直径接头的放电能量区间会有不同, 如表 2 所示。这是因为预制

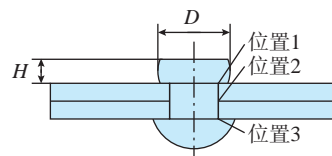


图3 电磁铆接连接件

Fig.3 Electromagnetic riveted connections



14 kJ 14.5 kJ 15 kJ 15.5 kJ 16 kJ 16.5 kJ 17 kJ
(a) 孔直径10.1 mm



14 kJ 14.5 kJ 15 kJ 15.5 kJ 16 kJ 16.5 kJ 17 kJ
(b) 孔直径10.3 mm

图4 孔直径 10.1 mm 与 10.3 mm 的不同放电能量下铆钉铆头

Fig.4 Rivet header with different discharge energy for hole diameter 10.1 mm and 10.3 mm

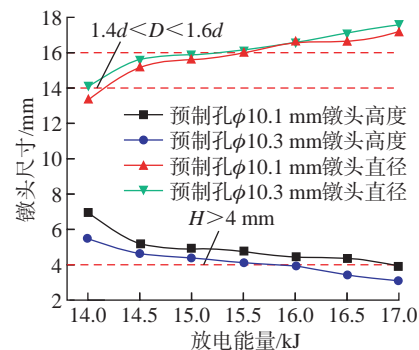


图5 铆头尺寸与铆接工艺参数关系

Fig.5 Relationship between header size and riveting process parameters

孔直径越大, 孔壁与铆钉原始间隙越大, 造成在相同放电能量下铆钉充盈孔壁间隙的体积更多, 从而导致铆钉铆头高度更低。综合铆头高度和直径评价参数可以得出, 预制孔直径 10.1 mm 的铆接接头放电能量区间为 14.5~15.5 kJ, 预制孔直径 10.3 mm 的铆接接头放电能量区间为 14~15 kJ。

为了进一步评价铆接接头的连接效果, 对两种预制孔直径接头的铆钉干涉量进行测量及计算。根据干涉量测量方法, 测量了不同预制孔直径铆接接头在不同放电能量下的铆钉干涉量。铆钉的平均干涉量随放电能量变化关系如图 6 所示。可以看出, 铆钉干涉量随着放电能量的增大逐渐增大。同等能量下, 预制孔直

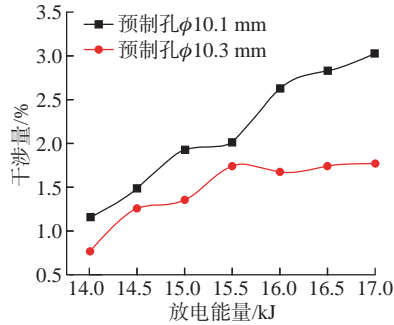
表2 不同预制孔直径铆接接头符合铆头标准的放电能量区间

Table 2 Discharge energy ranges for riveted joints with different prefabricated hole diameter meeting header criteria

| 墩头形态标准 | 放电能量区间 /kJ | |
|----------|---------------|---------------|
| | 预制孔直径 10.1 mm | 预制孔直径 10.3 mm |
| 符合墩头高度标准 | 14.0~16.5 | 14.0~15.5 |
| 符合墩头直径标准 | 14.5~15.5 | 14.0~15.0 |
| 符合墩头综合标准 | 14.5~15.5 | 14.0~15.0 |

径 10.1 mm 的铆钉干涉量始终要大于预制孔直径 10.3 mm 的铆钉干涉量。这主要与铆钉成形过程有关。钉杆的墩粗过程分为两步：第 1 步钉杆先膨胀至与预制孔孔壁相同的直径；第 2 步钉杆挤压孔壁形成干涉配合。在第 1 步中，预制孔直径较大的接头所需能量要大于预制孔直径较小的接头；在相同放电能量下，这将造成预制孔直径较大的接头在第 2 步变形过程中所剩能量更小，进而造成其铆钉干涉量小于预制孔直径较小的接头。此外，预制孔直径 10.3 mm 的铆接接头在放电能量达到 15.5 kJ 后，铆钉干涉量一直在 1.75% 上下浮动，几乎不发生变化；这说明预制孔直径 10.3 mm 的铆接接头已经达到其最大平均干涉量。同时，在实际的铆接过程中，预制孔直径 10.3 mm 的铆接接头更容易出现铆钉歪斜现象，这主要是因为孔壁与铆钉原始间隙较大。铆钉歪斜将影响铆接接头的力学性能。预制孔直径 10.1 mm 的铆接接头未出现歪斜现象，因此选择预制孔直径 10.1 mm 作为优选工艺参数。

根据前文墩头尺寸的评价标准，预制孔直径 10.1 mm 铆接接头放电能量区间为 14.5~15.5 kJ。综合干涉量数值，放电能量越大，干涉量越大，接头力学性能越好，因此选取的最佳工艺参数即为预制孔直径为 10.1 mm，放电能量为 15.5 kJ。

图6 钉杆干涉量与铆接工艺参数关系
Fig.6 Relationship between the amount of nail bar interference and riveting process parameters

2.3 铆接接头性能对比

为探究电磁铆接工艺与常规液压铆接工艺接头的差异，对两种铆接接头的干涉量和机械性能进行了对比。其中电磁铆接接头根据最佳工艺参数制备，液压铆接接头通过液压铆接机制备。通过控制液压铆接机下压距离，使常规液压铆接接头的墩头高度与电磁铆接接头相同，墩头直径相近。剪切拉伸试验设备选用 SUNS 万能拉伸试验机，拉伸试验速度设置为 2 mm/min。为了防止因加载非对称载荷对试验结果造成的影响，在夹持区域中增加了与板料材料及厚度一致的 Q345 钢垫片。两种铆接接头的剪切拉伸试验均重复做 3 次。

参照图 3 分别在电磁铆接接头与液压铆接接头的 3 个位置点测量铆钉杆直径，并计算出干涉量，其对比结果如表 3 所示。可以看出，在位置 1 处，电磁铆接接头的铆钉杆直径与液压铆接接头基本相当，而在位置 2 和 3 处的电磁铆接铆钉杆直径明显高于液压铆接接头，其干涉量也较液压铆接接头更为均匀。此外，电磁铆接接头的平均干涉量为 2.15%，明显高于液压铆接接头的平均干涉量 1.75%。

图 7 为电磁铆接接头与液压铆接接头的剪切载荷-位移曲线。无论是电磁铆接接头还是常规液压铆接接头，其剪切拉伸试验均为铆钉剪切断裂。在 0~2.8 mm 位移阶段，载荷上升曲线完全一致，说明此时两种

表3 电磁铆接接头与液压铆接接头的干涉量对比

Table 3 Comparison of interference fit size between electromagnetic riveted joints and hydraulic riveted joints

| 测量位置 | 电磁铆接接头 | | 液压铆接接头 | |
|------|------------|---------|------------|---------|
| | 铆钉杆直径 / mm | 干涉量 / % | 铆钉杆直径 / mm | 干涉量 / % |
| 1 | 10.42 | 3.17 | 10.48 | 3.76 |
| 2 | 10.33 | 2.28 | 10.24 | 1.39 |
| 3 | 10.20 | 0.99 | 10.11 | 0.10 |
| 平均值 | 10.32 | 2.15 | 10.28 | 1.75 |

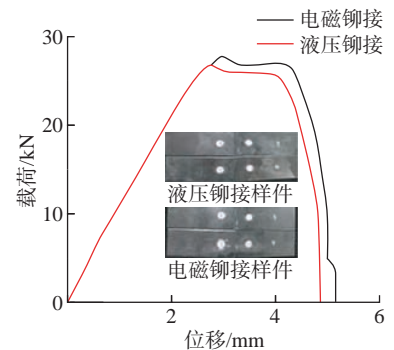


图7 电磁铆接接头与液压铆接接头的剪切载荷-位移曲线

Fig.7 Shear load-displacement curves of electromagnetic riveted joint and hydraulic riveted joint

铆接接头的载荷-位移曲线均处于弹性上升阶段。在 3.0 mm 左右时，两种铆接接头的曲线均出现了载荷突然下降现象；原因在于从墩头侧到半圆头侧的铆钉干涉量是均匀递减的，干涉量的差异会造成铆钉与钉孔的间隙存在差异。在剪切拉伸过程中，靠近墩头侧的铆钉杆受到加载方向上的载荷，而靠近半圆头侧的铆钉杆受到相反方向的载荷，这将使铆钉发生偏转。此时，间隙被突然释放，在载荷-位移曲线上表现为载荷突然减小。同时，通过对比两种铆接接头可发现载荷突然下降阶段出现在不同的位移处，电磁铆接接头相对于液压铆接接头到达此阶段的时间更为延后；原因在于液压铆接接头在上下板料交界处(图 3 中位置 2)的铆钉干涉量比电磁铆接接头小，这

将使铆钉更早发生偏转,进而导致铆钉与钉孔间隙更早释放。此外,电磁铆接接头的铆钉相对直径大于液压铆接接头,导致电磁铆接接头的最大剪切载荷略高于液压铆接接头剪切载荷。在 3.0~4.0 mm 阶段,两种铆接接头曲线均达到了强化阶段,并且都在 4.0 mm 左右时到达了强度极限值。在 4 mm 以后,即剪切载荷达到了强度极限值后,铆钉出现了颈缩现象,载荷值开始迅速减小,最终钢铆钉被完全拉断。两种铆接接头的机械性能重复试验结果如表 4 所示。通过计算发现,液压铆接接头的平均最大剪切载荷值为 26.81 kN,平均吸能量为 89.20 J;电磁铆接接头的平均最大剪切载荷值为 27.74 kN,平均吸能量为 96.67 J。因此,电磁铆接接头的最大剪切载荷及吸能值高于液压铆接接头,电磁铆接接头较液压铆接接头具有较好的力学性能。

3 结论

(1) 电磁铆接后的铆头直径随着放电能量增大而增大,铆头高度随着放电能量增大而减小。在相同放电能量下,预制孔直径越大,孔壁与铆钉原始间隙越大。这造成铆钉充盈孔壁间隙的体积更多,进而使得铆头高度更低、铆头直径更大。

(2) 大直径钢铆钉电磁铆接接头的干涉量随着放电能量的增大逐渐增大。预制孔直径变大,造成钉杆膨胀

时自身做功较多,钉杆挤压钉孔产生干涉的能量就较小,从而使预制孔直径 10.1 mm 的铆接接头干涉量始终要大于预制孔直径 10.3 mm 铆接接头。

(3) 预制孔直径 10.3 mm 铆接接头在放电能量 15.5 kJ 时达到其最大干涉量,且实际铆接过程铆钉容易歪斜,不宜作为优选工艺参数,因此确定预制孔直径 10.1 mm 为最佳制孔参数。此外,综合放电能量区间参数,得到大直径钢铆钉电磁铆接最佳工艺参数为预制孔直径 10.1 mm、放电能量 15.5 kJ。

(4) 根据最佳工艺参数制备的大直径钢铆钉电磁铆接接头,其干涉量为 2.15%,较液压铆接接头(1.75%)更大且更均匀,其最大剪切载荷及吸能值也高于液压铆接接头。

参考文献

[1] 杜明旭, 赵文辉, 王峻峰, 等. 基于有限元的座舱罩自动铆接力学分析[J]. 机械设计, 2022, 39(S2): 1-5.

[2] DU Mingxu, ZHAO Wenhui, WANG Junfeng, et al. Mechanical analysis of automatic cockpit cover riveting based on finite element method[J]. Journal of Machine Design, 2022, 39(S2): 1-5.

[3] WU J L, CHEN C, OUYANG Y W, et al. Recent development of the novel riveting processes[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 117(1): 19-47.

[4] WANG H, ZHANG J L, YU J Y. Squeezing force detection and signal processing for robot assisted pneumatic percussive riveting system[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2020, 57: 389-399.

[5] 徐德行. 铁道车辆热铆连接的有限元分析[J]. 锻压技术, 2020, 45(2): 118-128.

[6] XU Deyan. Finite element analysis on hot riveting connection for railway vehicles[J]. Forging & Stamping Technology, 2020, 45(2): 118-128.

[7] LI M, TIAN W, HU J S, et al. Influence of riveting die configuration and squeeze force on the mechanical properties and fatigue behavior of aircraft lap joints[J]. Engineering Failure Analysis, 2022, 142: 106772.

[8] 王彬文, 陈先民, 苏运来, 等. 中国

航空工业疲劳与结构完整性研究进展与展望[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 524651.

WANG Binwen, CHEN Xianmin, SU Yunlai, et al. Research progress and prospect of fatigue and structural integrity for aeronautical industry in China[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 524651.

[7] 黄运凯, 张旭, 李杰, 等. 电磁铆接技术国内外研究进展[J]. 精密成形工程, 2021, 13(5): 51-57.

HUANG Yunkai, ZHANG Xu, LI Jie, et al. Development at home and abroad on electromagnetic riveting[J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2021, 13(5): 51-57.

[8] 曹增强, 张铭豪, 谭学才, 等. 航空复合材料结构铆接技术综述[J]. 航空制造技术, 2023, 66(1/2): 26-37.

CAO Zengqiang, ZHANG Minghao, TAN Xuecai, et al. Overview of riveting technology for aviation composite structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(1/2): 26-37.

[9] 仇继伟, 左杨杰, 苏娇. 针对飞机小曲率结构的半自动化电磁铆接系统设计[J]. 机床与液压, 2022, 50(20): 135-140.

QIU Jiwei, ZUO Yangjie, SU Jiao. Semi-automatic electromagnetic riveting system design for small curvature structures[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2022, 50(20): 135-140.

[10] 于海平, 张旭, 章茂云, 等. 大直径铝合金铆钉以铆代螺可行性试验研究[J]. 航天制造技术, 2016(4): 1-4, 12.

YU Haiping, ZHANG Xu, ZHANG Maoyun, et al. Experimental investigation on feasibility of substituting large diameter riveting for bolting[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2016(4): 1-4, 12.

[11] 章茂云, 于海平, 孙立强, 等. $\Phi 8$ mm 2A10 铝合金铆钉电磁铆接工艺试验研究[J]. 航天制造技术, 2012(3): 7-10.

ZHANG Maoyun, YU Haiping, SUN Liqiang, et al. Electromagnetic riveting experiments of $\Phi 8$ mm 2A10 aluminum alloys rivet[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2012(3): 7-10.

[12] 曹增强, 陶华, 余公藩, 等. 大直径铆钉的应力波铆接[J]. 航空制造技术, 1996, 39(2): 27-28.

CAO Zengqiang, TAO Hua, SHE Gongfan, et al. Stress waves riveting with large diameter rivets[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 1996, 39(2): 27-28.

[13] 李光耀, 陈乾, 蒋浩, 等. 卡车车架磁脉冲铆接结构可行性研究[J]. 塑性工程学报, 2017, 24(3): 1-6.

LI Guangyao, CHEN Qian, JIANG Hao, et

表 4 电磁铆接接头与液压铆接接头的机械性能对比

Table 4 Comparison of mechanical properties of electromagnetic riveted joints and hydraulic riveted joints

| 试件 | 电磁铆接接头 | | 液压铆接接头 | |
|------|-------------|---------|-------------|---------|
| | 最大剪切载荷 / kN | 吸能量 / J | 最大剪切载荷 / kN | 吸能量 / J |
| 试件 1 | 27.74 | 96.68 | 26.79 | 89.21 |
| 试件 2 | 27.85 | 96.79 | 26.71 | 89.02 |
| 试件 3 | 27.64 | 96.54 | 26.93 | 89.37 |
| 平均值 | 27.74 | 96.67 | 26.81 | 89.20 |

al. Feasibility research on structure of magnetic pulse riveting for truck frame[J]. *Journal of Plasticity Engineering*, 2017, 24(3): 1–6.

[14] 胡鑫, 谭圆安, 段超琪, 等. ML10 钢铆钉电磁铆接接头力学性能研究[J]. *塑性工程学报*, 2021, 28(3): 92–97.

HU Xin, TAN Yuanan, DUAN Chaoqi, et al. Study on mechanical properties of electromagnetic riveted joints with ML10 steel rivets[J]. *Journal of Plasticity Engineering*, 2021, 28(3): 92–97.

[15] 夏平, 吴安如, 毛文贵. 关于 5T 型载重车车架上铆钉长度的确定[J]. *装备维修技术*, 2004(1): 12–13.

XIA Ping, WU Anru, MAO Wengui. Deciding on the length of rivets in the 5T farm transporter[J]. *Technology of Equipment Maintenance*, 2004(1): 12–13.

[16] CUI J J, SUN H, JING L J, et al. Failure analysis of pulse magnetic induction coil in electromagnetic riveting[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2022, 136: 106178.

[17] 陈森林, 廖敦明, 滕子浩, 等. Cr12MoV 钢动态再结晶过程的元胞自动机模拟[J]. *中南大学学报(自然科学版)*, 2018, 49(3): 536–543.

CHEN Senlin, LIAO Dunming, TENG Zihao, et al. Dynamic recrystallization simulation of Cr12MoV steel using cellular automation method[J]. *Journal of Central South University (Science and Technology)*, 2018, 49(3): 536–543.

[18] 李秀珍, 邓华, 吕杏梅, 等. 兆瓦级风力机偏航齿圈高强度联接螺栓螺纹表面裂纹扩展分析[J]. *中南大学学报(自然科学版)*, 2014, 45(1): 91–98.

LI Xiuzhen, DENG Hua, LÜ Xingmei, et al. Growth analysis of surface crack on high-strength connecting bolt thread of yaw gear ring of MW wind turbine generator system[J]. *Journal of Central South University (Science and Technology)*, 2014, 45(1): 91–98.

[19] JIANG H, LI G Y, ZHANG X, et al. Fatigue and failure mechanism in carbon

fiber reinforced plastics/aluminum alloy single lap joint produced by electromagnetic riveting technique[J]. *Composites Science and Technology*, 2017, 152: 1–10.

[20] 张旭. 电磁铆接过程铆钉动态塑性变形行为及组织性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.

ZHANG Xu. Research on dynamic plastic deformation behavior and microstructure and mechanical properties of rivets in electromagnetic riveting[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016.

[21] 杨悦, 余路, 蒋红宇, 等. 铆接干涉量对疲劳寿命的影响分析[J]. *机械制造与自动化*, 2021, 50(2): 87–90.

YANG Yue, YU Lu, JIANG Hongyu, et al. The effects of interference-fit level on fatigue[J]. *Machine Building & Automation*, 2021, 50(2): 87–90.

通讯作者: 崔俊佳, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为异种材料高效连接技术。

Study on Electromagnetic Riveting and Tensile Performances of Large Diameter Steel Rivet

LIAO Yuxuan¹, JIANG Hao¹, JIN Changcheng¹, LI Guangyao^{1,2}, CUI Junjia¹

(1. State Key Laboratory of Advanced Design and Manufacturing Technology for Vehicle, Hunan University, Changsha 410082, China;

2. Shenzhen Automotive Research Institute (Shenzhen Research Institute of National Engineering Laboratory for Electric Vehicles), Beijing Institute of Technology, Shenzhen 518118, China)

[ABSTRACT] Electromagnetic riveting (EMR) technology can effectively form large-diameter rivets in a single process and quickly produce high-quality joints. It has broad application scenarios in the aerospace industry, but there are few studies related to EMR joints for large-diameter steel rivets. In this paper, an EMR platform for large diameter rivets was built, and the riveting process test was carried out for 10 mm diameter steel rivets. The results show that the header diameter increased with increasing discharge energy and the header height decreased with increasing discharge energy. At the same discharge energy, the larger the preformed hole diameter, the smaller the header height and the larger the header diameter. In addition, the interference fit size of riveted joints gradually increased with the increase of discharge energy for both prefabricated hole diameters. The interference fit size of riveted joint with the prefabricated hole diameter 10.1 mm was always greater than that with 10.3 mm. At the same time, the value (10.3 mm) was not suitable as the preferred process parameter because the riveted joint with the prefabricated hole diameter 10.3 mm tended to be skewed during the riveting process. In addition, the optimal process parameters were obtained by combining the discharge energy: the prefabricated hole diameter of 10.1 mm and the discharge energy of 15.5 kJ. Finally, the interference fit size and mechanical properties of the EMR joints were compared with those of the conventional hydraulic riveted joints. The results indicated that the interference fit size (2.15%) of the EMR joint prepared according to the optimal process parameters was larger and more uniform than that of the hydraulic riveted joint (1.75%). The maximum shear load and energy absorption values were slightly higher than those of the hydraulic riveted joint.

Keywords: Large-diameter steel rivets; Electromagnetic riveting; Process testing; Mechanical properties; Interference

(责编 逸飞)

引文格式: 陈伟兵, 董德秀, 陈振华, 等. 飞机壁板钛合金 T 型焊缝的高频超声相控阵检测技术[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 66-69, 78.

CHEN Weibing, DONG Dexiu, CHEN Zhenhua, et al. High frequency ultrasonic phased array inspection technology for T-shaped welds of titanium alloy in aircraft wall panel[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 66-69, 78.

飞机壁板钛合金 T 型焊缝的高频超声相控阵检测技术*

陈伟兵¹, 董德秀², 陈振华¹, 李承庚¹, 卢超^{1,3}

(1. 南昌航空大学无损检测技术教育部重点实验室, 南昌 330063;

2. 中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 沈阳 110043;

3. 赣南师范大学, 赣州 334001)

[摘要] 飞机壁板钛合金双束激光焊逐渐成为高性能机身结构的主要连接方式。鉴于壁板焊缝质量要求高、缺陷类型多、焊缝规模大, 亟须一种兼顾高效率和高精度的无损检测技术保障其安全性能。本研究提出飞机壁板焊缝的高频超声相控阵检测技术, 设计了相控阵超声检测探头及对对比试块对焊缝内外部缺陷进行扇扫成像检测, 并通过金相方法验证了检测结果。结果表明, 高频超声相控阵检测技术可有效检测壁板 T 型焊缝中的典型内外部缺陷, 包括未熔合、气孔、咬边、焊缝成形不良, 高频相控阵检测技术的高效率、高精度、直观可靠的特点使其适用于飞机壁板焊缝的无损检测。

关键词: 双束激光焊; 超声相控阵; 飞机壁板; 缺陷检测; 金相法

High Frequency Ultrasonic Phased Array Inspection Technology for T-Shaped Welds of Titanium Alloy in Aircraft Wall Panel

CHEN Weibing¹, DONG Dexiu², CHEN Zhenhua¹, LI Chenggeng¹, LU Chao^{1,3}

(1. Key Laboratory of Nondestructive Testing of Ministry of Education, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;

2. AECC Shenyang Liming Aero-Engine Co., Ltd., Shenyang 110043, China;

3. Gannan Normal University, Ganzhou 334001, China)

[ABSTRACT] Dual-beam laser welding of titanium alloys for aircraft wall panels has gradually become the main connection method for high-performance fuselage structures. In view of the high requirements of wall panel welds, variety of defects, and large-scale welds, there is an urgent need for a non-destructive testing technology that takes into account the characteristics of high efficiency and high precision to ensure its safety performance. The high-frequency ultrasonic phased array inspection technology for the welding seam of aircraft wall panels is proposed in the research. The phased array ultrasonic inspection probe and the contrast test block are designed to perform fan-scan imaging detection of the internal and external defects of the weld seam, and then, the detection is verified by the metallographic method result. The research results show that the high-frequency ultrasonic phased array inspection technology can effectively detect the typical internal and external defects in the wall T-weld seam, including: non-fusion, pores, undercut, poor weld formation. The advantages of high efficiency, high precision, intuitive and reliable characteristics, make it suitable for non-destructive testing of aircraft wall welds.

Keywords: Dual-beam laser welding; Ultrasonic phased array; Aircraft wall panels; Defect inspection; Metallographic method

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.066

* 基金项目: 装备预研重点实验室基金(6142908180102); 江西省自然科学基金(20202BABL201023)。

双束激光焊具有整体无缝隙、重量轻、自动化水平高、强度高以及设计自由度高等优势,逐渐成为钛合金航空壁板的主要连接方式^[1-2]。法国空客公司将激光焊接技术取代传统的铆接技术应用在机身壁板制造中,使空客飞机自重减少约20%、成本降低约10%^[3]。然而,受激光功率、焊接速度、送丝速度和角度、光束入射位置和入射角等焊接参数波动的影响,焊缝可能产生未熔合、气孔、夹杂和裂纹、咬边等缺陷^[4]。由于机身结构在高速运动中受周期性内外部载荷的作用,制造缺陷将严重危害飞行安全^[5]。因此,钛合金壁板双束激光焊缝的无损检测已得到广泛的关注。射线检测对飞机壁板激光焊缝中的气孔较为敏感,而对薄层型缺陷(未焊透)则存在边界灰度对比不明显、易漏检的问题^[6-7]。超声检测技术虽能克服焊缝未熔合导致检测灵敏度低的问题,但常需进行逐点扫描检测,效率较低,且无法应用于长焊缝、批量化无损检测。超声相控阵技术通过电子方式控制传感器中各阵元晶片的发射接收延时,实现在指定焊缝深度的声束同相位叠加增强(声场聚焦),可快速实现焊缝深度方向的聚焦成像检测^[8-11]。此外,由于具有声束聚焦的优势,超声相控阵检测技术可在快速检测的同时保证对焊缝全厚度范围内缺陷的高精度检测,更易实现对缺陷的定性定量检测^[12-14]。

基于相控阵超声成像速度快、检测灵敏度高、定量精度高的优势,研究了飞机壁板钛合金双束激光焊T型焊缝的高频超声相控阵检测技术。通过探头参数的优化实现了焊缝典型内外部缺陷的快速、高精度成像检测,同时分析典型缺陷的扇扫图像特征,为缺陷类型的判定提供依据。高频超声相控阵检测技术可快速、有效的对焊缝的典型内外部缺陷进行定性定量检测,是一种兼顾检测精度和检测效率,适用于飞机壁板长焊缝的新型无损检测方法。

1 试样制备及试验方法

1.1 试样制备

检测试样为飞机壁板钛合金双束激光焊T型焊缝,板材牌号为TC4(Ti-6Al-4V)钛合金,化学成分如表1所示。

T型焊缝试样的背板厚度2 mm、筋板厚度1.5 mm,共制备了3种规格的检测试样,分别命名为A₁、A₂、A₃。翼板和腹板尺寸分别为 $l \times w_1$ 、 $l \times w_2$,如图1所示,各种试样的尺寸如表2所示。

1.2 高频超声相控阵探头设计

超声相控阵检测仪具有32通道的发射接收模式,最大发射电压为100 V,采样频率为100 MHz。超声相控阵探头的设计方案为阵元中心频率15 MHz、阵元宽度0.2 mm、阵元中心间距0.25 mm、阵元间隙0.05 mm、阵元长度5 mm、阵元数32;为提高近表面检测精度,探头端部安装了高度为30 mm的有机玻璃楔块,如图2(a)所示。在试验中,探头置于试样背板面上,阵元排列方向与焊缝宽度方向平行,调整探头位置使探头阵列中心线与焊缝中心轴线垂直;扇扫的角度范围设置为 $-30^\circ \sim 30^\circ$,声束完全覆盖焊缝,如图2(b)所示。

1.3 检测灵敏度调整

为调整灵敏度并验证检测能力,设计和制备了TC4钛合金对比试块,试块厚4 mm、垂直于试块表面加工深度2 mm、直径 $\Phi 0.3$ mm和 $\Phi 0.4$ mm的平底孔,如图3(a)所示。将探头对准 $\Phi 0.3$ mm平底孔,调整探头位置及聚焦深度使反射回波最高,调节增益使反射回波最大幅度达到满屏的50%。在此检测灵敏度下, $\Phi 0.3$ mm平底孔和 $\Phi 0.4$ mm平底孔的扇扫图像如图3(b)和(c)所示,在深度为2.3 mm和2.4 mm处可清晰观察到 $\Phi 0.3$ mm和 $\Phi 0.4$ mm平底孔的扇扫图像,深度4 mm处为对比试块底部的扇扫图像;相控阵扇扫图像按右侧的幅度-颜色标尺染色。

2 焊缝内部缺陷特征图像

2.1 完好焊缝扇扫图像特征

完好焊缝的扇扫图像和结构示意图如图4所示,1 mm深度附近为楔块-背板界面的反射波图像,3 mm附近为焊缝坡口面反射波图像(背板厚度2 mm),5 mm、7 mm、9 mm附近为焊缝坡口面的多次反射回波图像。因此,2.5~3.5 mm深度为焊缝区(图4中黑色虚线),内部缺陷位于该区域、焊缝表面缺陷深度在3.5 mm附近的焊缝坡口图像附近。

表1 TC4钛合金化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical composition of TC4 titanium alloy (mass fraction)

%

| 合金元素 | | 杂质不大于 | | | | | | 其他元素 | |
|---------|---------|-------|------|------|------|-------|------|------|------|
| Al | V | Ti | Fe | C | N | H | O | 单个 | 总和 |
| 5.5~6.8 | 3.5~4.5 | 余量 | 0.30 | 0.10 | 0.05 | 0.015 | 0.20 | 0.10 | 0.40 |

2.2 缺陷超声相控阵扇扫图像特征

图5为A₁试样的超声相控阵扇扫图像及相应截面的金相图,超声相控阵扇扫图中3mm深处清晰地显示了焊缝缺陷,经金相解剖可确定该缺陷为长度0.61mm的面型未熔合;由于未熔合缺陷为面型缺陷,聚焦声束可垂直入射至该面型缺陷上,且反射回波的方向性较好,未熔合缺陷的反射回波高度可达满屏的75.5%。

图6(a)为A₂试样的超声相控阵扇扫图像,在3mm深处、4mm深处及4.5mm深处发现异常图像;

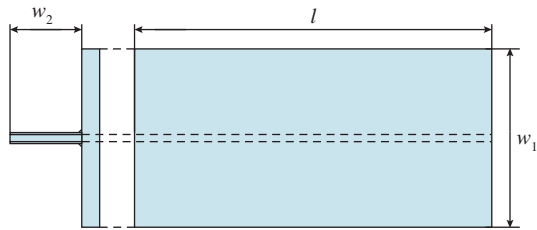
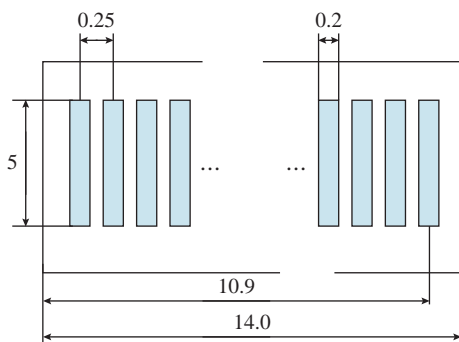


图1 检测试样
Fig.1 Testing specimen

表2 试样尺寸参数
Table 2 Specimen size mm

| 试样 | l | w_1 | w_2 |
|----------------|-----|-------|-------|
| A ₁ | 150 | 100 | 18 |
| A ₂ | 150 | 100 | 18 |
| A ₃ | 150 | 100 | 18 |



(a) 阵元分布设计图 (mm)

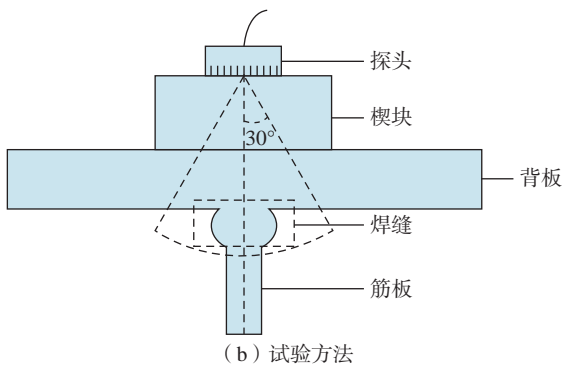
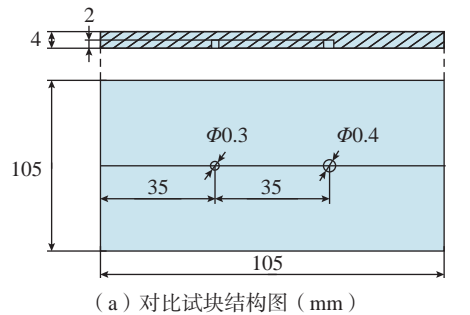


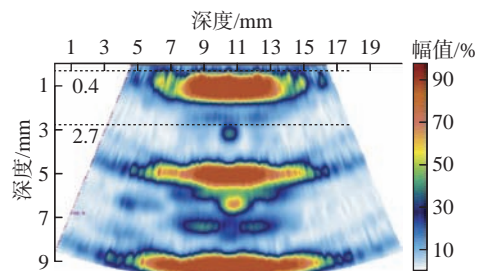
图2 探头设计及试验方法
Fig.2 Transducer design and experimental setup

其中,3mm深处为焊缝内部缺陷,其他4mm深处及4.5mm深处的异常图像在焊缝坡口上,是焊缝表面缺陷。图6(b)和(c)的金相图验证了检测结果为扇扫图中3mm深处为 $\Phi 0.17$ mm的球形气孔缺陷,由于气孔球面的反射回波较弱,类似于球面波,指向性交叉,因此该气孔缺陷的反射回波相对于同尺寸的未熔合缺陷更弱,其波高只能达到满屏的38.1%;而4mm和4.5mm深处的异常图像位于焊缝外侧表面,显然为焊缝成形不良。

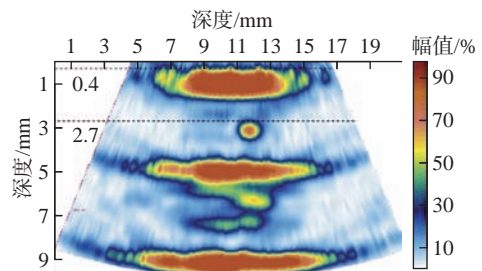
图7(a)为A₃试样的扇扫图像,发现深度3mm处



(a) 对比试块结构图 (mm)



(b) $\Phi 0.3$ mm平底孔扇扫



(c) 0.4 mm平底孔扇扫

图3 对比试块及不同平底孔的扇扫图像

Fig.3 Testing block and its sector images with different flat bottom hole

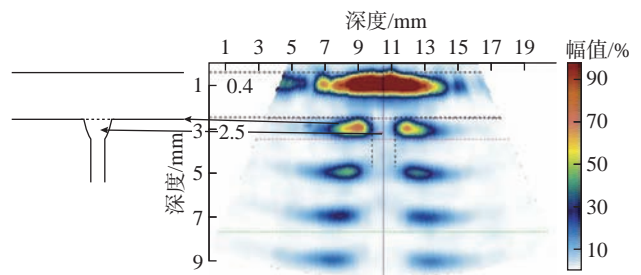


图4 完好焊缝扇扫图像

Fig.4 Sector image of intact welds

出现一异常图像,该异常图像与焊缝坡口面图像相连。金相图显示,该异常图像对应咬边缺陷,深度 0.28 mm;同时,金相图中还发现焊缝中出现了直径 0.05 mm 的气孔,由于检测精度不足,该缺陷未显示在扇扫图上,如图 7 (b) 所示。焊缝表面缺陷(成形不良)容易产生应力集中、引起裂纹、降低疲劳强度等问题,因此焊缝表面缺陷或成形不良也是无损检测中需要关注的重要缺陷。

3 结论

高频超声相控阵检测技术具备精度高、速度快、图像直观的优势,是一种针对飞机壁板钛合金双束激光焊行之有效的无损检测方法,具体结论如下。

(1) 设计和制备了高频超声相控阵检测探头及检测用对比试块,实现对飞机壁板 T 型焊缝内部缺陷的无损检测,可进行 $\Phi 0.17$ mm 的焊缝内部气孔缺陷检测。

(2) 标定了完好焊缝的背板上下表面反射及完好

焊缝坡口反射形成的检测对象结构特征图像,该特征图可作为缺陷辨识的参照。

(3) 高频超声相控阵扇扫图像中可显示焊缝未熔合、气孔、咬边、焊缝成形不良等内外部焊接缺陷,通过反射波幅度、异常图像位置分布能够判别缺陷类型。

参考文献

[1] 占小红,赵艳秋,陈帅,等. 轻合金 T 型结构双激光束双侧同步焊接技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2020, 63(11): 20-31.

ZHAN Xiaohong, ZHAO Yanqiu, CHEN Shuai, et al. Research progress on double laser-beam bilateral synchronous welding of T-joints for light alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(11): 20-31.

[2] MA X Y, GONG S L, ZHANG J X, et al. Formation, microstructure and mechanical properties of double-sided laser beam welded Ti-6Al-4V T-joint[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2016, 26(3): 729-735.

[3] 占小红, 欧文敏, 魏艳红, 等. 飞机壁板先进焊接技术应用现状[J]. 航空制造技术, 2013, 56(22): 42-44.

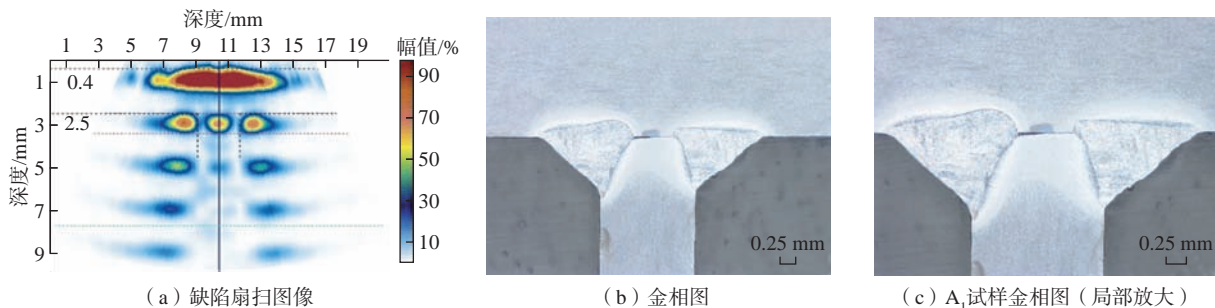


图 5 典型未熔合缺陷的扇扫图像和金相图(A₁ 试样)

Fig.5 Sector image and metallurgy photo of typical non-fusion defects (Sample A₁)

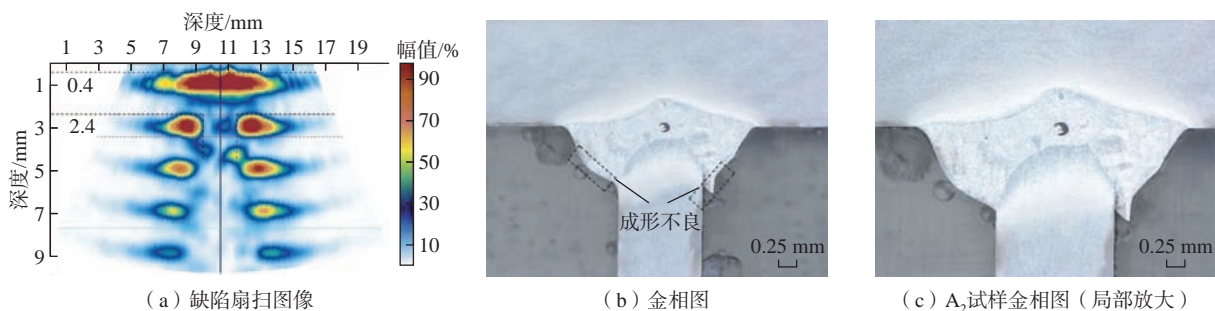


图 6 气孔及焊缝成形不良的扇扫图像和金相图(A₂ 试样)

Fig.6 Sector image and metallurgy photo of porosity and welds (Sample A₂)

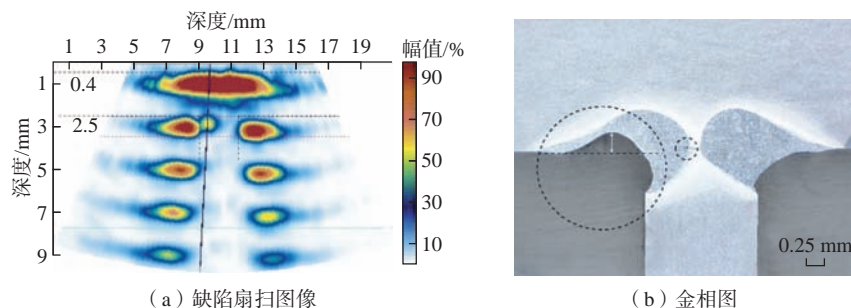


图 7 焊缝咬边缺陷的扇扫图和金相图(A₃ 试样)

Fig.7 Sector image and metallurgy photo of weld undercut defects (Sample A₃)

(下转第 78 页)

引文格式: 谢志勇, 解丽静, 高飞农, 等. 基于纳米压痕技术的齿根渗碳层力学特征表征[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 70-78.
XIE Zhiyong, XIE Lijing, GAO Feinong, et al. Characterization on mechanical properties of carburized layer at gear root based on nano-indentation technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 70-78.

基于纳米压痕技术的齿根渗碳层力学特征表征*

谢志勇¹, 解丽静¹, 高飞农¹, 王西彬¹, 任雁², 李宏伟²

(1. 北京理工大学机械与车辆学院先进加工技术国防重点实验室, 北京 100081;
2. 中国兵器工业集团北京北方车辆集团有限公司, 北京 100072)

[摘要] 18Cr2Ni4WA 齿轮齿根的渗碳层具有不同于基体的力学特性, 准确表征其力学特性对于研究齿轮齿根的裂纹萌生和疲劳性能至关重要。将纳米压痕技术作为渗碳层局部力学特性表征的试验手段, 针对渗碳层开展纳米压痕试验, 结合有限元仿真, 根据不同本构参数组合下的载荷-位移曲线的曲率、残余深度、塑性功与总功之比 3 项参数预测的综合误差, 确定 18Cr2Ni4WA 齿轮齿根渗碳层的本构参数。试验验证结果表明, 由纳米压痕试验得到的载荷-位移曲线能够可靠地反映渗碳层的力学行为。

关键词: 齿根; 纳米压痕试验; 材料本构参数; 载荷-位移曲线; 主应力

Characterization on Mechanical Properties of Carburized Layer at Gear Root Based on Nano-Indentation Technology

XIE Zhiyong¹, XIE Lijing¹, GAO Feinong¹, WANG Xibin¹, REN Yan², LI Hongwei²

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for Advanced Machining, School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. NORINCO Group Beijing North Vehicle Group Corporation, Beijing 100072, China)

[ABSTRACT] The carburized layer at 18Cr2Ni4WA steel gear root has mechanical behavior different from the substrate. Its accurate characterization is important for the analysis on the crack initiation and fatigue properties of the gear root. The nano-indentation test is taken as the test measure for the characterization of the local mechanical behavior in the carburized layer. Nano-indentation tests are carried out within the carburized layer. The finite element simulations of nano-indentation tests with different sets of constitutive model parameters combination are performed. Based on the simulated and the experimental load-displacement curves, the combined prediction errors of curvature, residual depth and the ratio of plastic deformation work to total deformation work are calculated. In result, the constitutive model parameters are defined for the carburized layer. It is verified that the constitutive model derived by this method can reflect the mechanical behavior of the carburized layer.

Keywords: Gear root; Nano-indentation test; Constitutive model parameters; Load-displacement curve; Principal stress

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.070

一般材料的力学特性往往通过开展准静态力学试验、霍普金森压杆 SHPB 试验等进行检测, 为了开展这些试验, 试样需要根据具体的试验要求加工成特定的形状, 检测结果反映了试样的平均 / 宏观力学性能。对于

需要揭示微区力学特性的非均质材料和薄膜材料, 纳米压痕技术则是非常适合的局部力学特性表征试验手段, 具有分辨率高、试样制备简单^[1]等特点。纳米压痕技术是将纳米尺寸压头^[2]以适当的速率压入被测材料表面,

* 基金项目: 国家自然科学基金(51575051)。

收集加卸载过程中的载荷、位移数据,通过分析载荷-位移曲线可以得到被测材料的相关力学参数^[3]。研究人员基于纳米压痕技术开展了材料塑性本构建模的相关研究工作。Antunes等^[4]提出了一种利用数值模拟来进行压痕反演分析材料力学特性的方法,获得了多种不同材料的屈服应力、应变硬化指数;Dao等^[5]利用量纲分析方法,构造无量纲函数并结合有限元仿真,建立了由压痕数据提取弹塑性性能的反向分析算法;Kumar等^[6]用纳米压痕法对NiTi合金的小尺度变形特性和应力-应变行为进行了研究;Ruiz-moreno等^[7]采用球形压头,通过纳米压痕技术获得了P91钢在不同温度下的应力-应变曲线和力学特性参数。

18Cr2Ni4WA钢具有优良的力学性能,包括良好的强度和韧性^[8]以及较低的回火脆性等,被广泛用于制造传动系统的重要齿轮。在齿轮制造过程中,齿轮表面在经历了渗碳热处理和切削、磨削等加工工艺后,完全不同于内部基体材料,但是齿轮表面层的力学特性关系到齿轮齿根的裂纹萌生和弯曲疲劳寿命以及齿面的接触疲劳,量化齿轮表面层的力学特性对于齿轮疲劳寿命的预测至关重要。

本文首先通过18Cr2Ni4WA齿轮齿根部分的金相和元素分析确定渗碳层区域,在距离齿根表面不同深度的位置开展纳米压痕试验,研究渗碳层区域内力学特性的差异,确定渗碳层塑性本构建模的代表性压痕试验点和相应的载荷-位移曲线。根据纳米压痕试验的实际工况建立有限元模型,并对可能影响纳米压痕结果的参数进行研究。模拟18Cr2Ni4WA齿根渗碳层的纳米压痕过程,在一定范围内选取不同的本构参数值,将各参数值进行组合并应用到有限元仿真模拟,将仿真得到的载荷-位移曲线与纳米压痕试验得到的载荷-位移曲线进行对比,确定误差最小的本构参数组合,从而得到渗碳层的本构函数。

1 纳米压痕原理

在纳米压痕试验的加载过程中,随着压头压入被测材料深度的逐渐增加,被测材料先后经历了弹性变形和塑性变形阶段^[9];在卸载过程中,弹性变形逐渐恢复,载荷逐渐减小,在压头与被测材料脱离接触后,载荷减小至0,被测材料表面留下压痕,残余深度为 h_f 。纳米压痕加卸载示意图如图1所示。对于加载过程,一般采用 $P_{\text{加载}}=Ch^2$ 拟合加载曲线;对于卸载过程,可以采用式(1)拟合卸载曲线。

$$P_{\text{卸载}}=\alpha(h-h_f)^m \quad (1)$$

式中, α 为拟合系数; m 为拟合指数; h 为实时深度; h_f 为残余深度。根据试验数据可以拟合得到 α 和 m 的值。

通过对式(1)进行微分可以得到压头压入最大深度时的弹性接触刚度 S 。

$$S = \left. \frac{dP}{dh} \right|_{h=h_{\max}} = \alpha m (h_{\max} - h_f)^{m-1} \quad (2)$$

对于弹性接触,接触深度 h_c 与压头压入深度 h 满足式(3)所示关系式^[10]。

$$h_c = h - \varepsilon \frac{P_{\max}}{S} \quad (3)$$

式中, ε 为与压头形状相关的常数,玻氏压头对应的 ε 值为0.75^[9]。TB26375玻氏压头的实际接触投影面积在忽略压头磨损误差时可简化为

$$A_c = 24.5h_c^2 \quad (4)$$

压痕硬度 H 可由式(5)得出。

$$H = \frac{P_{\max}}{A_c} \quad (5)$$

利用式(6)可以求得等效弹性模量 E_r ^[11]。

$$E_r = \frac{\sqrt{\pi} S}{2\beta \sqrt{A_c}} \quad (6)$$

式中, β 是和压头形状相关的常数,对于玻氏压头, $\beta=1.034$ 。等效弹性模量 E_r 与被测材料弹性模量 E 、压头弹性模量 E_i 的关系为

$$\frac{1}{E_r} = \frac{1-v^2}{E} + \frac{1-v_i^2}{E_i} \quad (7)$$

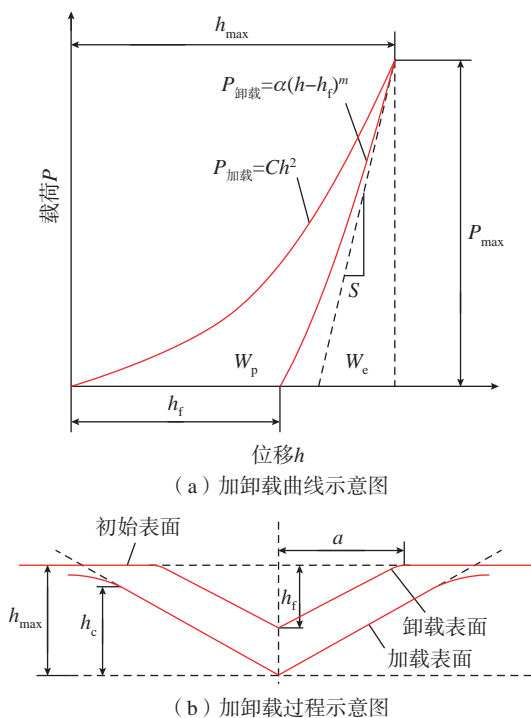


图1 纳米压痕加卸载示意图

Fig.1 Loading and unloading diagram of nano-indentation

式中, ν 、 ν_1 分别为被测材料与压头的泊松比, 对于金刚石压头, $E_1=1141$ GPa, $\nu_1=0.07$ 。在纳米压痕加-卸载过程中, 压头下压所做的总机械功为 $W_t=W_p+W_e$, 其中 W_p 为塑性变形所消耗的不可逆功, W_e 为弹性变形所消耗的可逆功。机械功的定义为 $W=\int Pdh$, 因此总功 W_t 计算为

$$W_t = \int_0^{h_{\max}} P_{\text{加载}} dh \quad (8)$$

弹性变形可逆功 W_e 计算公式为

$$W_e = \int_{h_f}^{h_{\max}} P_{\text{卸载}} dh \quad (9)$$

可以利用 $W_p=W_t-W_e$ 求得塑性变形所消耗的不可逆功 W_p , 从而可求得塑性功与总功之比 W_p/W_t 。

2 纳米压痕试验

2.1 试样制备和组织分析

在齿轮制造过程中, 齿轮先后经历了热处理、铣削、表面渗碳和磨削的制造工艺过程, 渗碳、表面渗碳和磨削的作用造成试样在化学元素、微观组织形态和力学特性上存在沿深度方向的梯度分布特征, 磨削后齿根渗碳层的厚度约为 0.7 mm。纳米压痕分析试样取自螺旋伞齿轮的齿根部位, 线切割成 $8\text{ mm} \times 8\text{ mm} \times 9\text{ mm}$ 的齿根试样, 之后经砂纸打磨并研磨抛光至镜面, 如图 2 所示。对齿根部位进行扫描电镜分析, 可以确定齿根部位的组织以针状马氏体为主, 如图 3 所示。

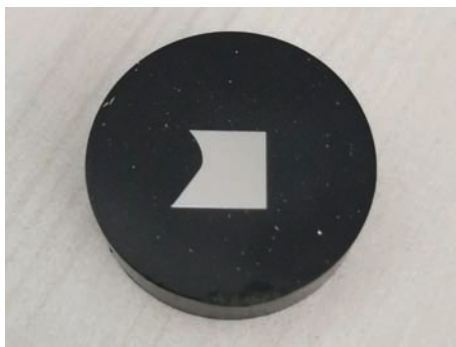


图 2 纳米压痕齿根试样图

Fig.2 Gear root sample of nano-indentation

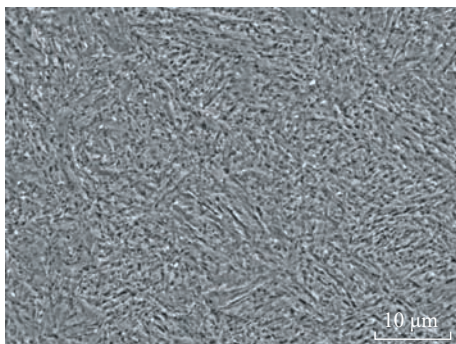


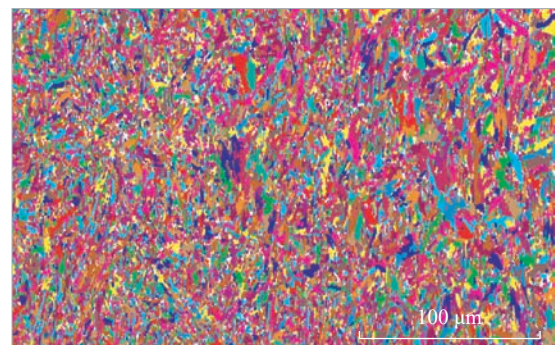
图 3 齿根组织图(2000x)

Fig.3 Microstructure of gear root (2000x)

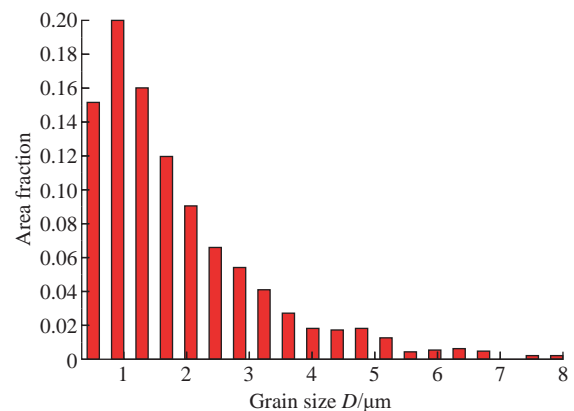
进一步的 EBSD 分析表明(图 4), 齿根在距表面 0~300 μm 的深度范围(图 4 (a)左侧为表面), 晶粒尺寸主要为 0.5~2 μm , 晶体取向分布均匀。在距表面 0~150 μm 的深度范围内的晶粒较细; 在 150~300 μm 的深度范围内可以观察到晶粒尺寸呈现出一定的梯度分布规律, 晶粒逐渐变得粗大。这可能是因为渗碳层表层碳含量高, 其第二相析出数量多, 在一定程度上有利于晶粒细化, 从而使由表层向内部的晶粒尺寸呈现一定的梯度分布规律。

2.2 试验结果分析

纳米压痕试验所用设备为 Keysight G200 型纳米压痕仪, 压头为金刚石标准玻氏压头, 轴线与侧面夹角为 65.3° , 高为 2 μm , 显微硬度为 10000 kg/mm^2 。由于压点不能过于接近表面, 第 1 个压点位置距齿根表面为 30 μm (图 5 (a)左侧为齿根表面), 由表及里每间隔 30 μm 设置一个压点, 均匀设置 10 个压点, 如图 5 (a) 所示, 试验中压头压入深度为大约 1000 nm。采用飞纳 XL G2 扫描电镜进行能谱分析, 检测各压点处的含碳量, 确定渗碳工艺引起的含碳量在层深上的分布情况, 以便于用于纳米压痕试验结果的分析。从图 5 (b) 可以看到, 随着深度的增加, 含碳量逐渐降低, 不过在 300 μm 深度处的含碳量仍高于原材料的含碳量(0.13%~0.19%)。



(a) 齿根晶体取向



(b) 晶粒尺寸占比

图 4 EBSD 分析

Fig.4 EBSD analysis

纳米压痕的检测结果表明, 10 个压点处的硬度与弹性模量相差不大, 只有距齿根表面 90 μm 处压点的硬度值及弹性模量值相对其他位置较小, 如图 6 (a) 所示。相应地, 在此处也检测到了含碳量的极小值, 这可能是由于渗碳热处理的试样内部存在少量的低硬度低含碳量的残余奥氏体, 试样的晶粒尺寸恰好与纳米压痕压头的尺寸相当, 距齿根表面 90 μm 处纳米压痕压点的位置恰好为残余奥氏体。同样, 从图 6 (b) 可以观察到, 距离齿根表面 90 μm 处压点的加载曲线稍低于其余压点的加载曲线, 其他各压点的载荷-位移曲线重合度较好; 距离齿根表面 180 μm 处压点的压入深度明显小于其他压点, 不过加载曲线与其他压点的重合度很好。以上分析表明, 渗碳层内各压点处材料的力学特性相差不大, 渗碳层的材料本构方程可以选取有代表性的压点压痕试验进行计算分析。本文中以距齿根表面 30 μm 处压点的试验数据为基础, 结合纳米压痕的有限元仿真, 分析计算齿根渗碳层的本构方程参数。

3 基于纳米压痕过程仿真的本构参数计算

3.1 纳米压痕仿真

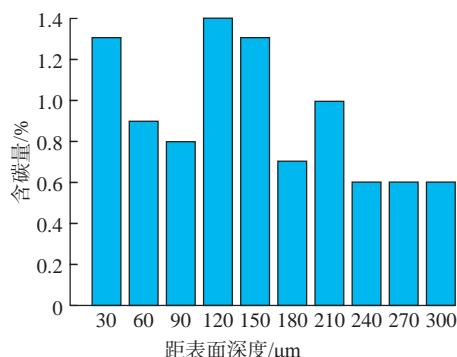
虽然通过纳米压痕试验可以获得压头压入材料过程的载荷-位移曲线, 并可以进一步计算得到材料的硬度及弹性模量, 但要获取材料的塑性本构关系却并不容易, 本文将结合有限元数值模拟来确定材料的塑性本构方程。

鉴于本纳米压痕试验采用了三棱锥形的玻氏压头, 利用 Abaqus 有限元仿真软件对纳米压痕试验过程进行三维仿真, 以提高仿真准确性。仿真中, 选取以压痕为中心的 40 μm \times 40 μm \times 24 μm 的长方体作为试样模型, 保证试样的各向尺寸超过最大压痕深度的 10 倍; 金刚石三棱锥玻氏压头的轴线与侧面夹角为 65.3°, 由于在试验过程中压头的变形量很小, 设置为刚体^[12]。试样采用 C3D8R 单元进行网格划分, 在接近压头的区域进行了网格局部细化^[13]。试样底面的所有节点约束了 6 个自由度, 压头的加-卸载过程通过控制压头参考点位移来实现, 由于纳米压痕试验中压头的加-卸载过程为准静态的, 一般材料在准静态的变形速率范围表现为应变率不敏感, 材料本构中可以不包括应变率影响项, 压头的加-卸载速率设置对仿真结果造成的影响很小, 因此后续仿真中压头的加-卸载速率为 972 nm/s。仿真计算结束后, 提取压头参考点的位移与反作用力的过程变量, 绘制载荷-位移曲线。

除了试样和压头的几何模型以及工件材料的本构模型, 纳米压痕过程仿真计算结果的有效性还需要考虑



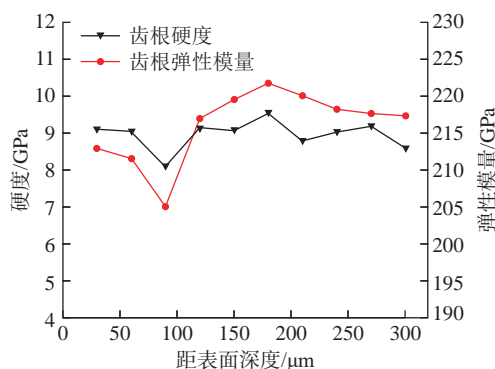
(a) 齿根压痕分布



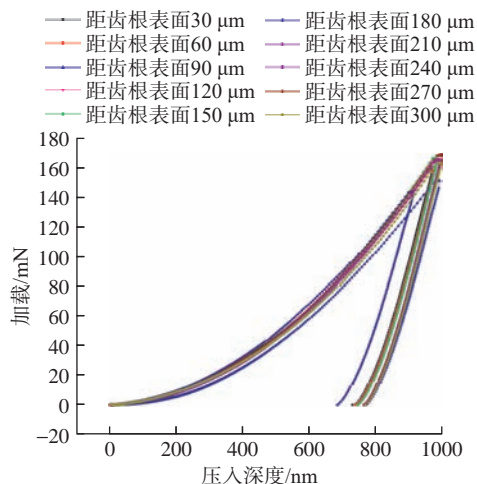
(b) 含碳量分布

图 5 齿根压痕及含碳量分布

Fig.5 Indentation and carbon content distribution of gear root



(a) 硬度与弹性模量分布



(b) 载荷-位移曲线

图 6 齿根压点数据分布

Fig.6 Distribution of gear root indentation data

以下模型参数的影响：(1)压头与试样间的摩擦系数；(2)工件材料的泊松比。

3.1.1 摩擦系数

在纳米压痕试验中,压头与被测试样之间的接触区域小,接触界面的摩擦系数不易准确确定,摩擦系数对载荷-位移曲线的影响关系到本构拟合的准确性。因此,本研究通过改变纳米压痕仿真模型中摩擦系数的大小并分析对应的仿真结果,以得到摩擦系数对纳米压痕试验的影响。由图7可见,不同摩擦系数 f 下的加-卸载曲线基本重合,卸载残余深度 h_t 基本相同;摩擦系数增加时,对应压头相同压入深度下的载荷略有变化,但由于玻氏压头锥角较大,压头与试样之间的摩擦力在加载方向上的分量很小,整体上,摩擦系数对加-卸载的影响甚微,在后续仿真中将摩擦系数设置为0.1。

3.1.2 泊松比

钢的泊松比一般为0.25~0.30,为了研究试样材料的泊松比参数对纳米压痕过程仿真的影响,选取0.25、

0.27和0.29这3种泊松比模拟纳米压痕过程,研究载荷-位移曲线、加载曲率 C 和卸载残余深度 h_t 的变化。由图8可知,泊松比增加,加载曲线曲率稍有增加,对应相同压头压入深度的载荷略有增加,但是卸载残余深度相同。整体上,泊松比对加-卸载的影响甚微,在后续仿真中,将泊松比设置为0.25。

3.2 材料本构参数计算

对于各向同性的材料,其弹塑性性能可以表达为幂强化模型,即

$$\sigma = \begin{cases} E\varepsilon, & \sigma \leq \sigma_y \\ \sigma_y \left(1 + \frac{E}{\sigma_y} \varepsilon_p\right)^n, & \sigma > \sigma_y \end{cases} \quad (10)$$

式中, E 为弹性模量,根据纳米压痕试验,这里渗碳层的弹性模量为212000 MPa; σ_y 为初始屈服强度; n 为应变硬化指数; ε_p 为塑性应变。其中,初始屈服强度 σ_y 及应变硬化指数 n 为待确定的本构参数,无法由纳米压痕试

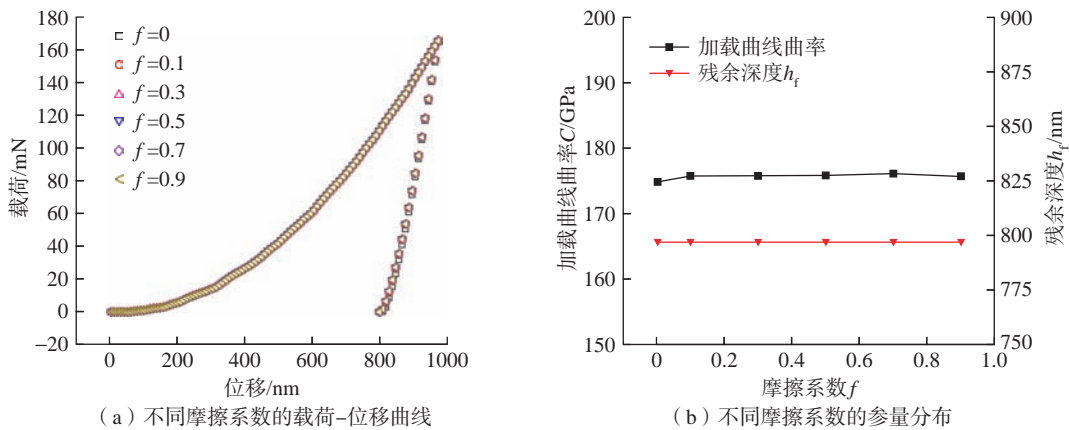


图7 不同摩擦系数的仿真结果分析

Fig.7 Analysis of simulation results of different friction coefficients

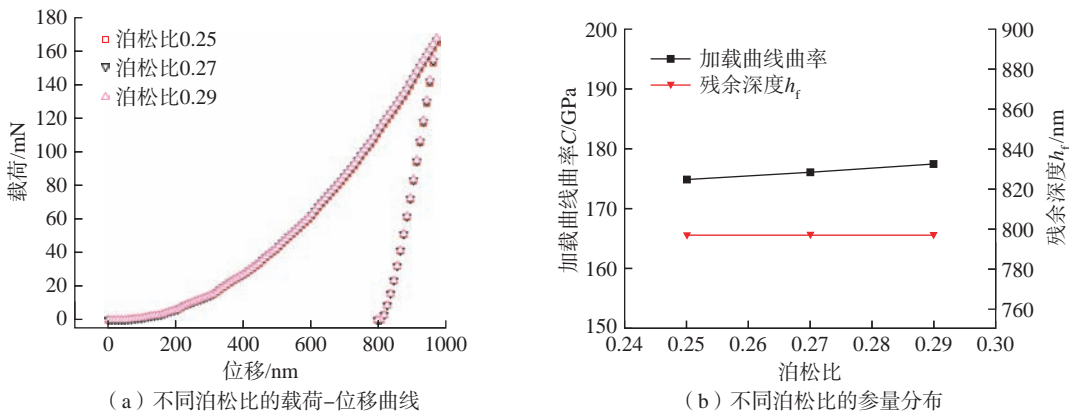


图8 不同泊松比的仿真结果分析

Fig.8 Analysis of simulation results of different Poisson ratios

验的载荷-位移曲线直接推知。不过,可以在本构参数的可能取值范围内选取不同初始屈服强度值与不同应变硬化指数值进行组合,基于不同本构参数组合的本构模型开展纳米压痕过程仿真,将仿真得到的载荷-位移曲线与纳米压痕试验曲线进行对比,确定误差最小的本构参数组合。

18Cr2Ni4WA 材料的屈服强度为 1010 MPa^[4],因此确定初始屈服强度的可能取值范围为 1000~1600 MPa,间隔 200 MPa 取值;应变硬化指数的取值范围为 0.43~0.52,间隔 0.03 取值。从而得到初始屈服强度和应变硬化指数的 16 个参数组合,对应 16 个材料本构方程。基于 16 个材料本构方程开展纳米压痕过程仿真,得到对应的载荷-位移曲线,并计算加载曲线曲率 C 、塑性功与总功之比 W_p/W_t 、残余深度 h_f 等量,与试验结果对比,确定相应的误差,如图 9 所示。可知,加载曲

线曲率 C 随初始屈服强度及应变硬化指数的增大而增大,说明初始屈服强度与应变硬化指数越大,压头压入相同的深度所需要的力越大。塑性功与总功之比 W_p/W_t 随初始屈服强度及应变硬化指数的增大而减小,说明初始屈服强度及应变硬化指数越大,塑性功占比越小,弹性功占比增大。残余深度 h_f 与 W_p/W_t 有相似的变化趋势,随初始屈服强度及应变硬化指数的增大而减小。试验所得到的载荷-位移曲线对应的加载曲线曲率为 $C=173.42$ GPa,残余深度为 $h_f=732.3$ nm,塑性功与总功之比为 $W_p/W_t=0.6831$ 。将加载曲线曲率 C 、残余深度 h_f 、塑性功与总功之比 W_p/W_t 这 3 项参量的仿真值与试验值之差的绝对值与试验值之比作为参量的误差值,将 3 项参量的误差值进行加权平均,加权系数均为 1/3,得到不同参数组合下的参量综合误差,确定在初始屈服强度 $\sigma_y=1000$ MPa,应变硬化指数 $n=0.46$ 时,综合误差

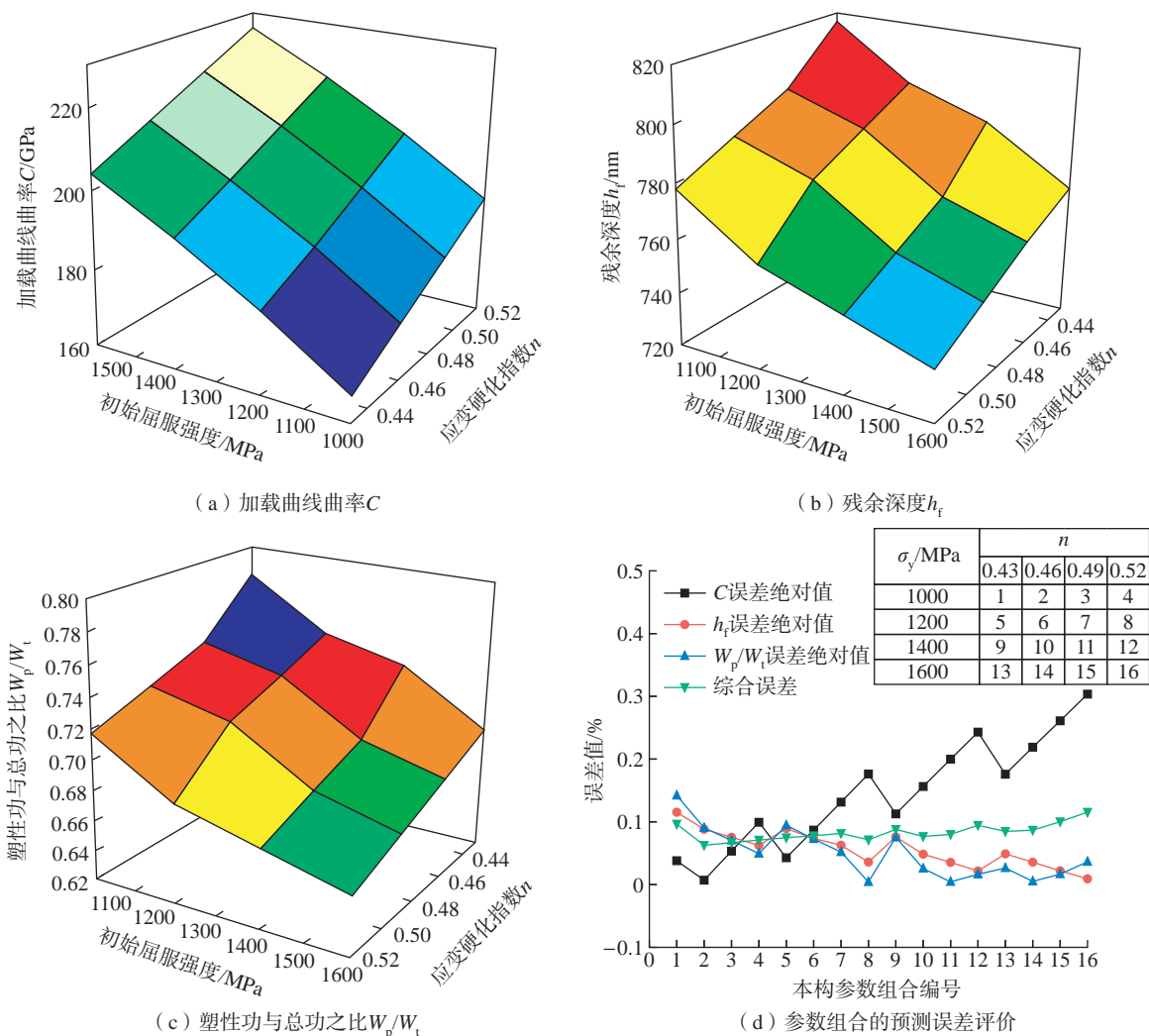


图 9 不同参数组合纳米压痕载荷-位移曲线参量及误差分布

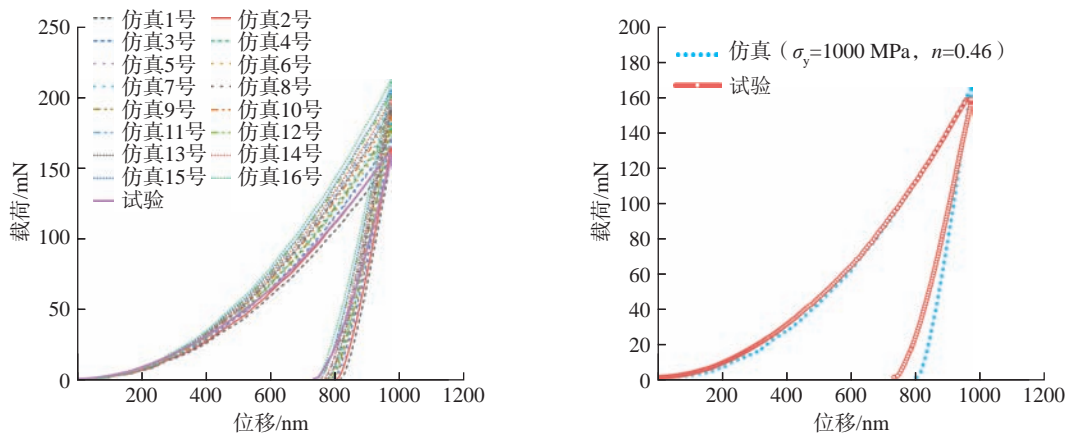
Fig.9 Parameters and errors distribution of load-displacement curves of nano-indentation with different parameter combinations

最小。图 10 (a) 为图 9 (d) 中 16 组仿真参数组合及试验对应的载荷 - 位移曲线图, 图 10 (b) 为优选仿真参数组合及试验的载荷 - 位移曲线图。从图 10 (b) 中可以看出, 优选仿真参数组合曲线与试验曲线在加载阶段重合性很好, 说明此有限元仿真模型能很好地模拟纳米压痕试验过程。

纳米压痕试验的有限元仿真可以清楚全面地展示纳米压痕过程中工件的变形和应力应变分布等情况。

图 11 (a) 和 (b) 是当压头加载至最大深度时及卸载后的 Mises 应力云图。可以看出, 压头加载至最大深度时, 压痕处的应力最大, 最大 Mises 应力为 5381 MPa。完全卸载后, 压痕区域应力值减小, 最大 Mises 应力值在压痕最深处, 为 5109 MPa。由主应力云图可知, 加载过程中, 压痕区域的主应力为压应力。

通过有限元仿真可以清楚地看到压痕在压头加载至最大深度时和卸载后的形状变化, 如图 12 所示。沿



(a) 不同参数组合的载荷-位移曲线 (b) 优选的本构参数组合仿真和试验载荷-位移曲线对比

图 10 纳米压痕仿真与试验载荷 - 位移曲线对比

Fig.10 Comparison of load-displacement curves between simulation and test of nano-indentation



(a) 加载至最大深度Mises应力云图 (b) 卸载后Mises应力云图 (c) 加载至最大深度最大主应力云图 (d) 卸载后最大主应力云图 (e) 加载至最大深度最小主应力云图 (f) 卸载后最小主应力云图

图 11 加卸载应力分布云图

Fig.11 Stress nephogram of loading and unloading

着压痕的一条棱边选取观察路径,可以看到路径上各点在压头加载至最大深度时和卸载后的位移发生了较大的变化,这两条曲线也是压头加载至最大深度时

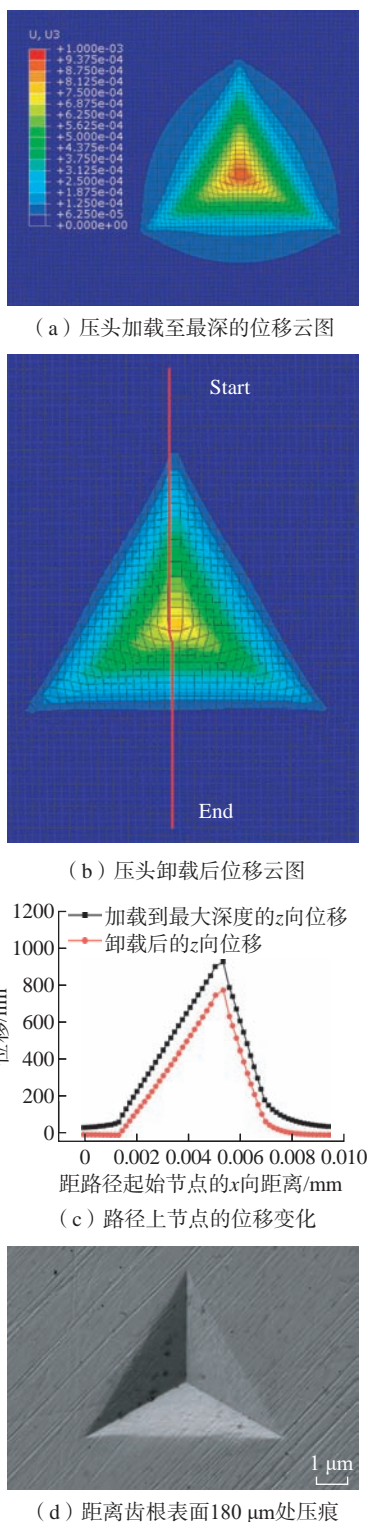


图 12 纳米压痕仿真试样位移及试验压痕

Fig.12 Sample displacement of nano-indentation simulation and test indentation

和卸载后压痕在路径所在剖面上的截形,考虑到初始屈服强度 $\sigma_y=1000$ MPa,应变硬化指数 $n=0.46$ 这组本构参数组合的 h_f 误差绝对值,压痕的实际弹性恢复量更大。虽然在纳米压痕试验中材料承受了如此高的应力,但是由于材料承受的是压应力加上尺度效应,观察图 12 (d) 中卸载后的压痕,在整个压痕区域内均未发现材料失效现象。因此,由纳米压痕试验得到的载荷-位移曲线能够可靠地反映材料的弹塑性力学行为。

4 结论

本文通过 18Cr2Ni4WA 渗碳钢齿轮齿根表面层的金相和元素分析确定了渗碳层本构研究的区域,针对渗碳层开展纳米压痕试验,将试验与有限元仿真技术相结合,确定齿根表面渗碳层的材料本构参数,得到如下结论。

(1) 在 18Cr2Ni4WA 齿轮齿根的渗碳层区域内,距离齿根表面 0~150 μm 处,晶粒较细;距离齿根表面 150~300 μm 处,晶粒逐渐变粗大,晶粒尺寸呈现一定的梯度分布特征;整体上随着深度的增加,含碳量逐渐下降。但是纳米压痕试验表明,在距离齿根表面 300 μm 的渗碳层内含碳量和晶粒尺寸在层深上的梯度分布并没有造成力学特性上的较大差异。

(2) 在 18Cr2Ni4WA 齿轮齿根渗碳层区域内布点开展纳米压痕试验,由所得的各个压点的载荷-位移曲线可知,各个压点所在位置的本构方程相差不大,以距齿根表面 30 μm 处压点的试验数据为基础计算齿根渗碳层的本构方程参数。结合有限元仿真,根据不同本构参数组合下的加载曲线曲率、卸载残余深度、塑性功与总功之比 3 项参数预测的综合误差,确定使综合误差最小的 18Cr2Ni4WA 齿轮齿根渗碳层本构参数为初始屈服强度 $\sigma_y=1000$ MPa,应变硬化指数 $n=0.46$,弹性模量为 212000 MPa,对应的泊松比为 0.25。

参考文献

- [1] 张韩斌,任成祖,张立峰,等. C/SiC 复合材料纳米压痕有限元仿真[J]. 材料科学与工程学报, 2016, (1): 49-53.
ZHANG Hanbin, REN Chengzu, ZHANG Lifeng, et al. Finite element simulation of nanoindentation of C/SiC composites[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2016, (1): 49-53.
- [2] 董齐,黎宇航,关红,等. 基于纳米压痕和有限元模拟的激光熔覆 316L 不锈钢弹塑性性能研究[J]. 塑性工程学报, 2017, 24(2): 128-133.
DONG Qi, LI Yuhang, GUAN Hong, et al. Nano-indentation and finite element simulation study on the elastic-plastic properties of 316L stainless steel by laser cladding[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2017, 24(2): 128-133.
- [3] CHEN X, OGASAWARA N, ZHAO M, et al. On the uniqueness of measuring elastoplastic properties from indentation: the

indistinguishable mystical materials[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2007, 55(8): 1618–1660.

[4] ANTUNES J M, FERNANDES J V, MENEZES L F, et al. A new approach for reverse analyses in depth-sensing indentation using numerical simulation[J]. Acta Materialia, 2007, 55(1): 69–81.

[5] DAO M, CHOLLACOOPE N, VAN VLIET K J, et al. Computational modeling of the forward and reverse problems in instrumented sharp indentation[J]. Acta Materialia, 2001, 49(19): 3899–3918.

[6] KUMAR S, KUMAR I A, MARANDI L, et al. Assessment of small-scale deformation characteristics and stress-strain behavior of NiTi based shape memory alloy using nanoindentation[J]. Acta Materialia, 2020, 201: 303–315.

[7] RUIZ-MORENO A, HAHNER P, FUMAGALLI F, et al. Stress-strain curves and derived mechanical parameters of P91 steel from spherical nanoindentation at a range of temperatures[J]. Materials & Design, 2020, 194: 108950.

[8] 王宏伟. 18Cr2Ni4WA 的疲劳及磨损可靠性研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019.

WANG Hongwei. Research on fatigue and wear reliability of 18Cr2Ni4WA steel[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2019.

[9] 闫鹏. 基于纳米压痕技术的弹塑性材料本构关系反演测量方法研究 [D]. 西安: 西安理工大学, 2019.

YAN Peng. Research on the measurement method of constitutive relationship inversion of elastoplastic materials based on nano indentation technology[D]. Xi'an: Xi'an University of Technology, 2019.

[10] OLIVER W C, PHARR G M J J O M R. An improved technique for determining hardness and elastic modulus using load and displacement sensing indentation experiments[J]. Journal of Materials Research, 1992, 7(6): 1564–1583.

[11] 马增胜. 纳米压痕法表征金属薄膜材料的力学性能 [D]. 湘潭: 湘潭大学, 2011.

MA Zengsheng. Characterization of the mechanical properties of metallic films by nanoindentation method[D]. Xiangtan: Xiangtan University, 2011.

[12] 陈大清. 基于纳米压痕法的 SS316L/BNi-2 钎焊接头微区力学性能表征 [D]. 上海: 华东理工大学, 2016.

CHEN Daqing. Study on mechanical properties of SS316L/BNi-2 brazing joint based on the nanoindentation method[D]. Shanghai: East China University of Science and Technology, 2016.

[13] LI H, CHEN J, CHEN Q, et al. Determining the constitutive behavior of nonlinear visco-elastic-plastic PMMA thin films using nanoindentation and finite element simulation[J]. Materials & Design, 2021, 197: 109239.

[14] LI L, SUN L J E F A. Experimental and numerical investigations of crack behavior and life prediction of 18Cr2Ni4WA steel subjected to repeated impact loading[J]. Engineering Failure Analysis, 2016, 65: 11–25.

(上接第 69 页)

ZHAN Xiaohong, OU Wenmin, WEI Yanhong, et al. Application status of advanced welding technology of aircraft panels[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(22): 42–44.

[4] WANG P J, WANG X, LIN L, et al. The method and experimental research on seam tracking and dual-beam laser welding for T-type welding seam[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 687–691: 309–315.

[5] 臧伟锋, 陈安, 董登科. 机身壁板内压载荷试验研究 [J]. 航空工程进展, 2018, 9(1): 69–76.

ZANG Weifeng, CHEN An, DONG Dengke. Test research on fuselage panel subjected to internal pressure load[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(1): 69–76.

[6] 满开远. 换热器管-板角焊缝射线检测方法分析 [J]. 焊管, 2020, 43(8): 56–60.

MAN Kaiyuan. Radiographic method analysis of pipe & plate fillet weld[J]. Welded Pipe and Tube, 2020, 43(8): 56–60.

[7] YENUMULA L, ACHARYA R V, LINGADE B M, et al. Radiographic evaluation of gas tungsten arc welded joints used in nuclear applications by X- and gamma-rays[J]. NDT & E International, 2019, 102: 144–152.

[8] 王悦民, 李衍, 陈和坤. 超声相控阵检测技术与应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.

WANG Yuemin, LI Yan, CHEN Hekun. Ultrasonic phased array detection technology and application[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014.

[9] 刘婧. 超声相控阵 T 型焊缝缺陷检测技术的研究 [D]. 天津: 天津大学, 2010.

LIU Jing. Research on flaw detection technology of ultrasonic phased array for T-weld[D]. Tianjin: Tianjin University, 2010.

[10] HARARA W, ALTAHAN A. Attempt towards the replacement of radiography with phased array ultrasonic testing of steel plate welded joints performed on bridges and other applications[J]. Russian Journal of Nondestructive Testing, 2018, 54(5): 335–344.

[11] LUO H, CHEN Q H, LIN W. Graphic augmented defect recognition for phased array ultrasonic testing on tubular TKY joints[J]. Journal of Nondestructive Evaluation, 2020, 39(3): 1–10.

[12] 丁守宝, 刘富君. 无损检测新技术及应用 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2012: 381.

DING Shoubao, LIU Fujun. New technology and application of non-destructive testing[M]. Beijing: Higher Education Press, 2012: 381.

[13] 陈振华, 谢长鸿, 郭文光, 等. 不锈钢焊缝缺陷的超声相控阵扫描图像特征分析 [J]. 失效分析与预防, 2014, 9(3): 146–150.

CHEN Zhenhua, XIE Changhong, GUO Wenguang, et al. Characteristic analysis on ultrasonic phased array image of defects in stainless steel weld[J]. Failure Analysis and Prevention, 2014, 9(3): 146–150.

[14] 孙芳. 超声相控阵技术若干关键问题的研究 [D]. 天津: 天津大学, 2012.

SUN Fang. Research on several key issues of ultrasonic phased array technology[D]. Tianjin: Tianjin University, 2012.

通讯作者: 解丽静, 副教授, 博士, 研究方向为先进加工工艺和装备、加工表面强化技术、刀具技术、动力传动系统关键制造技术等。

(责编 古京)

通讯作者: 陈振华, 教授, 博士, 主要研究方向为超声相控阵检测技术、超声导波检测技术、非线性超声检测技术、超声波无损检测技术及其系统等。

(责编 古京)

引文格式: 韩伟, 崔益铭, 刘阔, 等. 基于分步体对角线法的数控机床空间误差补偿[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 79-85.

HAN Wei, CUI Yiming, LIU Kuo, et al. Volumetric error compensation of CNC machine tools based on method of sequential step diagonal[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 79-85.

基于分步体对角线法的数控机床空间误差补偿*

韩伟¹, 崔益铭¹, 刘阔¹, 陈玉峰², 陈虎², 王永青¹

(1. 大连理工大学精密与特种加工教育部重点实验室, 大连 116024;

2. 科德数控股份有限公司, 大连 116600)

[摘要] 空间误差的测量与补偿是提升机床加工精度的重要手段。本文采用一种基于激光多普勒位移测量仪的分步体对角线法测量辨识了机床的几何误差元素。然后, 基于齐次坐标变换理论, 建立了立式加工中心的空间误差模型, 并采用离线修改 G 代码的方式实施了机床空间误差补偿。与激光干涉仪多线法相比, 分步体对角线法更加简便快捷, 通过 4 次测试快速获得 12 项关键几何误差元素。误差测试与补偿试验结果表明, 加工中心的整体精度水平有了大幅度提高, 体对角线误差降低为原来的 32.5%。

关键词: 空间误差; 分步体对角线法; 误差补偿; 误差辨识; 齐次坐标变换矩阵

Volumetric Error Compensation of CNC Machine Tools Based on Method of Sequential Step Diagonal

HAN Wei¹, CUI Yiming¹, LIU Kuo¹, CHEN Yufeng², CHEN Hu², WANG Yongqing¹

(1. Key Laboratory for Precision and Non-traditional Machining Technology of Ministry of Education,

Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

2. Kede Numerical Control Co., Ltd., Dalian 116600, China)

[ABSTRACT] The measurement and compensation of volumetric error is an important means to improve the machining accuracy of machine tools. A measurement method based on a laser Doppler displacement meter is used to identify the geometric error elements of the machine tool. Then, based on the theory of homogeneous coordinate transformation, the volumetric error model of the vertical machining center is established. And use offline modification of G code to implement machine tool volumetric error compensation. Compared with the laser interferometer multiline method, the method of sequential step diagonal is simpler and faster, and 12 key geometric errors can be quickly obtained through 4 tests. The results of error test and compensation show that the overall accuracy level of machining center has been greatly improved, and the body diagonal error has been reduced to 32.5%.

Keywords: Volumetric error; Method of sequential step diagonal; Error compensation; Error identification; Homogeneous coordinate transformation matrix

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.079

随着现代制造业对加工精度的要求日益增长, 数控机床也向着高精度、高可靠性的方向发展。除了热误差、力误差等误差源外, 几何误差是机床精度的主要影响因

素之一^[1]。根据国际标准 ISO 230-1^[2], 运动轴有 6 项几何误差, 因此三轴机床的几何误差达到 21 项。机床各个运动轴的几何误差耦合形成了空间误差。机床的

* 基金项目: 国家自然科学基金(51775085); 辽宁省科技重大专项(2020JH1/10100016); 辽宁省“兴辽英才计划”(XLYC1807081)。

空间误差是指在机床工作空间内,刀尖切削点相对于工件在位置和方向上的偏差。空间误差表示在机床工作空间内每点的误差,是机床各运动轴多项几何误差矢量相互叠加的结果。因此,开展几何误差快速测量与辨识方法研究是误差补偿的基础。

机床几何误差测量与辨识可以分为直接测量法和间接测量法两类。直接测量法是使用激光干涉仪、球杆仪、激光跟踪仪等测量仪器直接测得几何误差。间接测量法是基于仪器测量数据、经过计算后间接获得几何误差项的测试方法。相对而言,后者测量效率更高、可获得误差项更多,但测量精度稍差。刘又午等^[3]提出了激光干涉仪9线法辨识三轴机床21项几何误差,但此方法仍然具有测试费时费力的缺点;ISO 230-4: 2005^[4]中的圆测试可以通过球杆仪快速检测直线轴联动的轮廓精度和垂直度;Wang^[5]提出了一种分步体对角线法用于快速辨识三轴机床几何误差元素,但Soons^[6]指出该方法辨识的直线度和定位误差元素将受到机床角度误差的影响而不准确,Ibaraki等^[7]指出激光头和反射镜的对准误差将对辨识精度产生影响;Mutlba等^[8]使用激光跟踪仪在4个站位连续测试大型机床的误差,其测试精度容易受到热误差和重复精度的制约。

近年来,学者们在空间误差建模方面进行大量研究,主要采用了多体理论^[9]、齐次坐标变换法^[10]、旋量理论^[11]等方法。其中,齐次坐标变换方法常用来表达相邻坐标系的位姿关系与转换关系,快速建立空间误差模型。

在误差补偿方面,常用的方法包括离线修改G代码和坐标系零点偏移。修改G代码^[12]是指在加工前对G代码指令进行误差补偿,该方法适用于准静态误差的离线补偿;坐标系零点偏移法^[13]是利用机床的零点偏置功能,通过修改偏移量实时补偿误差,通常用于时变误差(热误差等)的补偿。

综上所述,目前常用的机床误差辨识方法都存在各自的缺点。杨赞等^[14]分析了30台立式加工中心几何误差元素的灵敏度,结果表明角度误差对机床精度影响最小并将其视为非关键误差元素,而分步体对角线法正好可以测得除角度误差以外的12项几何误差。因此,为了实现机床误差快速测试与补偿,采用分步体对角线法对一台辛辛那提SABRE1000立式加工中心进行空间误差的测试,辨识12项关键误差元素,并利用误差模型离线修改G代码的方式实现补偿。试验表明,经过补偿后的机床空间误差有了大幅降低。

1 分步体对角线误差辨识方法

1.1 激光多普勒位移测量仪

激光多普勒位移测量仪(Laser Doppler displacement meter, LDDM)是由美国光动公司1985年研制的一款高效激光测量系统,用于校准CNC机床、坐标测量机等精密平台,其产品精度通过了众多国内外第三方(如Lab、NIST、中国计量院等)权威机构的检测。

LDDM通常由单孔激光头、处理模块、平面镜、温度压力补偿、转向镜以及各种电缆等组成,如图1所示。激光头利用多普勒以及光学外差原理^[15],采用光电装置隔绝散射,激光经转向镜和平面镜反射后被探测器接收。转向镜和平面镜后配有旋转螺母,可微调镜组的俯仰和偏摆角度。相对于双频激光干涉仪,LDDM具有易于安装调试、测量范围大、测量精度高等优点^[16]。

激光多普勒位移测量仪基于多普勒效应和光外差原理,如图2所示^[15]。激光频率为 f_0 ,反射镜以速度 V 运动,激光频率变化 Δf 可通过多普勒原理计算得到,如式(1)所示。而根据光外差原理,可以通过测量相位差计算出位移量 X 。

$$\Delta f = \frac{2f_0 V}{C}$$

$$X = \frac{C}{2f} \left(N + \frac{\phi}{2\pi} \right) \quad (1)$$

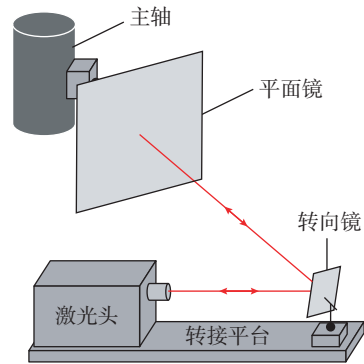


图1 LDDM主要组成部分
Fig.1 Main components of LDDM

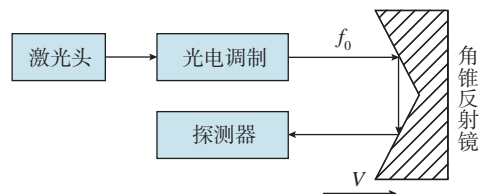


图2 LDDM测试原理^[15]
Fig.2 LDDM test principle^[15]

式中, C 为光速; N 为激光相位周的整计数值; ϕ 为相位角。

1.2 分步体对角线法误差辨识原理

体对角线测量方法最早由美国光动(OPTODYNE)公司提出,后来光动公司又提出了改进的分步体对角线的方法^[17]。体对角线测量即沿着机床工作空间的4条体对角线进行测量,从而解耦得到机床12项误差。这些误差包括3项定位误差、6项直线度误差和3项垂直度误差。文献[14]统计了30台立式加工中心的误差测量结果并对其进行灵敏度分析,分析结果表明,影响立式加工中心空间定位精度的关键误差元素就是上述12项误差,而角度误差可以视作非关键误差元素。

改进的分步体对角线方法将每一步对角线上的运动分解为 X 、 Y 、 Z 方向上的3小步顺序执行,从而得到3倍的数据信息^[17-18]。如图3所示,测量空间分段路径的共8条来回对角线分别为PPP、NPP、PNP、PPN、NNN、PNN、NPN及NPN,其中3个字母依次表示为 X 、 Y 、 Z 向, N 为负向, P 为正向。例如,PPP就是指向3个轴的坐标都增加方向的对角线。如图4所示,在空间中刚体沿着 Y 方向从 A 点运动到 B 点,存在误差矢量 $E(y)$ 。

误差矢量 $E(y)$ 可分解为3个方向误差分量与 X 、 Y 、 Z 方向的单位向量 \vec{x} 、 \vec{y} 、 \vec{z} 乘积之和^[19]。

$$\vec{E}(y) = \delta_{xy}\vec{x} + \delta_{yy}\vec{y} + \delta_{zy}\vec{z} \quad (2)$$

$E_x(y)$ 表示沿 Y 轴运动时在 X 方向的综合误差,沿任意体对角线方向的矢量 R 可表示为

$$\vec{R} = \frac{X}{R}\vec{x} + \frac{Y}{R}\vec{y} + \frac{Z}{R}\vec{z} \quad (3)$$

沿着 Y 轴运动时,在不同体对角线方向的空间误差为

$$\begin{aligned} dR(y)_{PPP} &= \delta_{xy}\frac{X}{R} + \delta_{yy}\frac{Y}{R} + \delta_{zy}\frac{Z}{R} \\ dR(y)_{NPP} &= -\delta_{xy}\frac{X}{R} + \delta_{yy}\frac{Y}{R} + \delta_{zy}\frac{Z}{R} \\ dR(y)_{PNP} &= \delta_{xy}\frac{X}{R} - \delta_{yy}\frac{Y}{R} + \delta_{zy}\frac{Z}{R} \\ dR(y)_{PPN} &= \delta_{xy}\frac{X}{R} + \delta_{yy}\frac{Y}{R} - \delta_{zy}\frac{Z}{R} \end{aligned} \quad (4)$$

式中, $dR(y)_{PPP}$ 表示在对角线PPP方向,沿 Y 轴运动时在该方向产生的误差。通过解方程组式(4)以及 X 、 Z 轴的相应方程组可以得到

$$\begin{cases} \delta_{xx} = [dR(x)_{PPP} - dR(x)_{NPP}] \frac{R}{2X} \\ \delta_{yx} = [dR(x)_{PPP} - dR(x)_{PNP}] \frac{R}{2Y} \\ \delta_{zx} = [dR(x)_{PPP} - dR(x)_{PPN}] \frac{R}{2Z} \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \delta_{xy} = [dR(y)_{PPP} - dR(y)_{NPP}] \frac{R}{2X} \\ \delta_{yy} = [dR(y)_{PPP} - dR(y)_{PNP}] \frac{R}{2Y} \\ \delta_{zy} = [dR(y)_{PPP} - dR(y)_{PPN}] \frac{R}{2Z} \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \delta_{xz} = [dR(z)_{PPP} - dR(z)_{NPP}] \frac{R}{2X} \\ \delta_{yz} = [dR(z)_{PPP} - dR(z)_{PNP}] \frac{R}{2Y} \\ \delta_{zx} = [dR(z)_{PPP} - dR(z)_{PPN}] \frac{R}{2Z} \end{cases} \quad (7)$$

在测量过程中, dR_{PPP} 、 dR_{NPP} 、 dR_{PNP} 和 dR_{PPN} 可以通过测量得到,在进行体对角线双向测量时还可以得到 dR_{PNN} 、 dR_{NPN} 、 dR_{NPN} 和 dR_{NNN} ,将其代入式(5)~(7)中即可计算出9项误差值。

对于进给轴的3项垂直度 S_{xy} 、 S_{yz} 和 S_{zx} 来说,如图5所示,一般确定 X 轴为基准轴, S_{xy} 和 S_{zx} 以 X 轴为基准,正方向符合 Z 、 Y 轴右手螺旋法则, S_{yz} 以 Y 轴为基准,其正方向符合 X 轴右手螺旋法则。

可以根据直线度计算3项垂直度误差。首先,采用

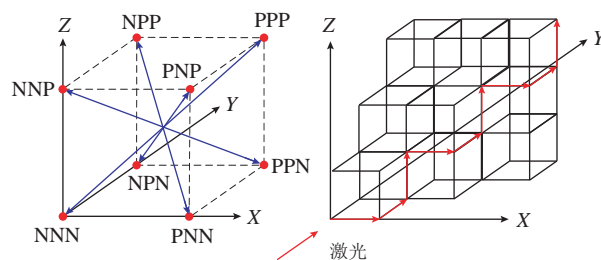


图3 体对角线测量路径与分步体对角线测量
Fig.3 Body diagonal measurement path and sequential step diagonal measurement

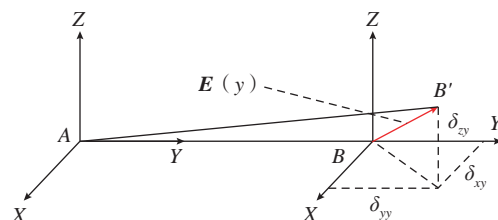


图4 误差矢量
Fig.4 Error vector

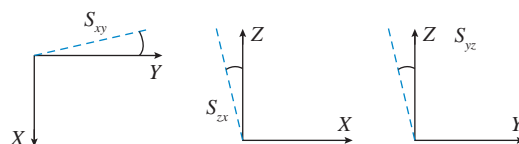


图5 垂直度误差
Fig.5 Squariness errors

最小二乘法拟合直线度,获得进给轴在该方向的偏角,以 Y 轴在 X 方向直线度 $E_x(y)$ 为例,即

$$b = \frac{\sum_{i=1}^n y_i \delta_{xyi} - n\bar{y}\bar{\delta}_{xy}}{\sum_{i=1}^n y_i^2 - n\bar{y}^2}, a = \bar{\delta}_{xy} - b\bar{y} \quad (8)$$

式中, n 为 Y 轴测量点数; y_i 是第 i 个测量点坐标。由最小二乘法可以计算得到 Y 轴在 X 方向的偏角 $A_x(y)$, 即 a 。偏角 $A_x(y)$ 的正方向是 X 轴正向。同理,其他轴的偏角也可通过最小二乘法计算。因此,垂直度误差可以表示为

$$\begin{aligned} S_{xy} &= -(A_x(y) + A_y(x)) \\ S_{yz} &= -(A_z(y) + A_y(z)) \\ S_{zx} &= -(A_x(z) + A_z(x)) \end{aligned} \quad (9)$$

2 空间误差建模及补偿

2.1 空间误差建模

采用齐次坐标系变换方式,对该机床建立空间误差模型。该机床的结构可简写为 WXYZST,与文献 [14] 中的机床相同。根据齐次坐标变换理论,相邻坐标系间的变换矩阵为

$${}^f T_z = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, {}^y T_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, {}^f T_y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & y \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$${}^s T_w = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, {}^z T_s = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & X_{zs} \\ 0 & 1 & 0 & Y_{zs} \\ 0 & 0 & 1 & Z_{zs} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, {}^s T_t = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & X_{st} \\ 0 & 1 & 0 & Y_{st} \\ 0 & 0 & 1 & Z_{st} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中, ${}^y T_x$ 表示 X 轴坐标系相对于 Y 轴坐标系的变换矩阵; X_{zs} 等表示主轴 s 与 z 轴的位置关系; X_{st} 等表示刀具 t 与主轴 s 的位置关系; f 表示床身坐标系。理想情况下刀具坐标系 t 相对于工件坐标系 w 的齐次变换矩阵为

$${}^w T_t = ({}^f T_y {}^y T_x {}^x T_w)^{-1} {}^f T_z {}^z T_s {}^s T_t \quad (12)$$

几何误差的存在会导致刀尖点的位置发生偏移。实际情况下,在忽略转角误差时,直线轴误差变换矩阵为

$${}^f T_z^e = E_{S_{xz}} \cdot E_{S_{yz}} \cdot {}^f T_z \cdot E_z = \begin{bmatrix} 1 & 0 & S_{xz} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -S_{zx} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -S_{yz} & 0 \\ 0 & S_{zy} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \delta_{xz} \\ 0 & 1 & 0 & \delta_{yz} \\ 0 & 0 & 1 & \delta_{zz} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$${}^y T_x^e = {}^y T_x \cdot E_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \delta_{xx} \\ 0 & 1 & 0 & \delta_{yx} \\ 0 & 0 & 1 & \delta_{zx} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$${}^f T_y^e = E_{S_{xy}} \cdot {}^f T_y \cdot E_y = \begin{bmatrix} 1 & -S_{xy} & 0 & 0 \\ S_{xy} & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & y \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \delta_{xy} \\ 0 & 1 & 0 & \delta_{yy} \\ 0 & 0 & 1 & \delta_{zy} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中,右上角标 e 表示该齐次变换矩阵受到误差的影响。于是,在有误差的情况下,刀具坐标系 t 相对于工件坐标系 w 的齐次变换矩阵为

$${}^w T_t^e = ({}^f T_y^e {}^y T_x^e {}^x T_w)^{-1} {}^f T_z^e {}^z T_s {}^s T_t \quad (16)$$

基于小误差假设,有误差情况下的变换矩阵 ${}^w T_t^e$ 应是误差运动变换矩阵 ${}^w E_t$ 与理想情况下的变换矩阵 ${}^w T_t$ 的乘积,即

$${}^w T_t^e = {}^w T_t \cdot {}^w E_t, {}^w E_t = \begin{bmatrix} 1 & -\gamma_z & \gamma_y & \eta_x \\ \gamma_z & 1 & -\gamma_x & \eta_y \\ -\gamma_y & \gamma_x & 1 & \eta_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中, η_x, η_y, η_z 为平移误差; $\gamma_x, \gamma_y, \gamma_z$ 为转角误差。忽略转角误差,化简后的空间误差为

$$\begin{cases} \eta_x = \delta_{xz} - \delta_{xy} - \delta_{xx} + S_{xy}(Y_{zs} + Y_{st}) + S_{zx}(Z_{zs} + Z_{st} + z) \\ \eta_y = \delta_{yz} - \delta_{yy} - \delta_{yx} - S_{xy}(X_{zs} + X_{st}) - S_{yz}(Z_{zs} + Z_{st} + z) \\ \eta_z = \delta_{zz} - \delta_{zy} - \delta_{zx} - S_{zx}(X_{zs} + X_{st}) + S_{yz}(Y_{zs} + Y_{st}) \end{cases} \quad (18)$$

由此,第 1.2 节中模型辨识得到的 12 项几何误差元素作为输入,通过空间误差模型可计算得到刀尖点的位置偏差。

2.2 空间误差补偿

由于目标机床为某航发公司的立式加工中心,公司有与该机床同型号的加工装备数台,专门用于某种航空零件的大批量加工制造。因此,采用离线修改 G 代码的方式完成误差补偿工作,流程如图 6 所示。

编写 Matlab 程序实现 G 代码修改流程。通过空

间误差模型,计算运动轨迹中的每一个点的空间误差是否在允差范围内。若误差满足允差要求,就按照此轨迹点加工;若不满足,则将空间误差反向叠加到运动轨迹点位上,实现误差的补偿。按照轨迹顺序,依次判别轨迹中所有的点,最后生成补偿后的 G 代码文件。

3 空间误差测试及补偿试验

3.1 基于 LDDM 的误差测试及补偿试验

在某航发公司的辛辛那提 SABRE1000 立式加工中心上进行空间误差测试,该机床采用科德 GNC 数控系统。测试过程中,车间内温度为 25 °C,所采用仪器包括激光多普勒位移测量仪、PC 等。测试现场如图 7 所示。

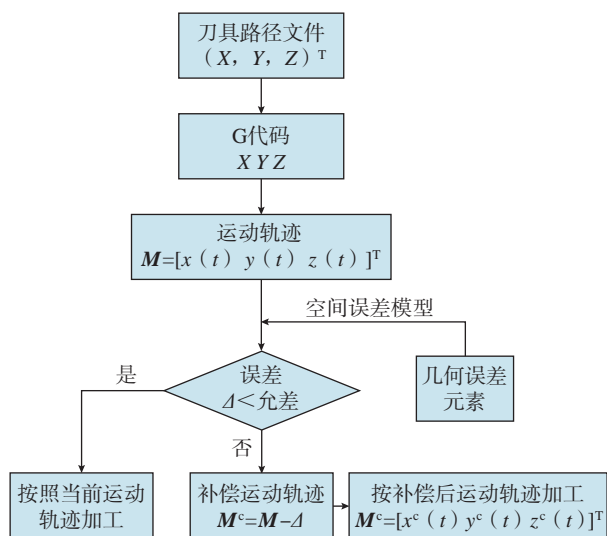


图 6 误差补偿流程
Fig.6 Error compensation process



图 7 分步体对角线法误差测试
Fig.7 Method of sequential step diagonal error test

基于 LDDM 的空间误差测试流程如图 8 所示。

首先,在安装调试阶段连接测量设备,包括机床、激光头、温度压力补偿装置和测试软件等。将激光头和转向镜固定于转接平台,并通过磁性底座安装在工作台上;将平面反射镜通过磁性底座安装于主轴上,调整位置使得激光通路沿着某一条对角线方向。在测试软件中设置测试过程中移动的步距与点数信息。通过平面镜上的标靶调试激光,使得激光经反射后回到接收器。在软件中生成测量用 CNC 程序。

完成准备工作后,分别进行 4 条体对角线的误差测量,在误差软件中进行分析计算,获得 12 项误差值。基于第 2.2 节中的误差补偿方法,对测试用 NC 代码实施补偿,生成补偿后的 CNC 文件,使用补偿后的代码重新进行误差测试环节。

3.2 空间误差测试及补偿结果

该加工中心工作空间为 600 mm × 400 mm × 400 mm,测试过程中 X、Y、Z 轴坐标增量分别为 60 mm、40 mm 和 40 mm。误差测试结果如图 9~12 所示,垂直度误差测试结果 XY 平面为 -12.25", YZ 平面为 9.32", ZX 平面为 -12.85"。

测试后发现,在没有任何补偿的情况下,体对角线方向的最大误差超过 50 μm,将会对机床的加工精度产生不良影响。根据上述误差测试结果,实施离线 G 代码

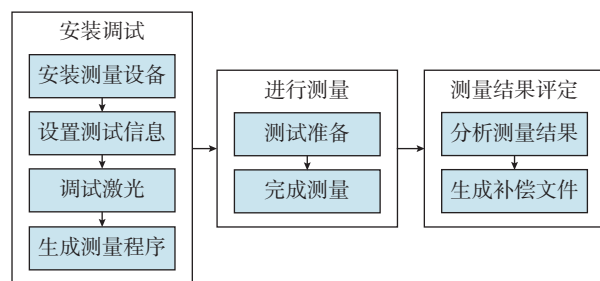


图 8 空间误差测试流程
Fig.8 Volumetric error test process

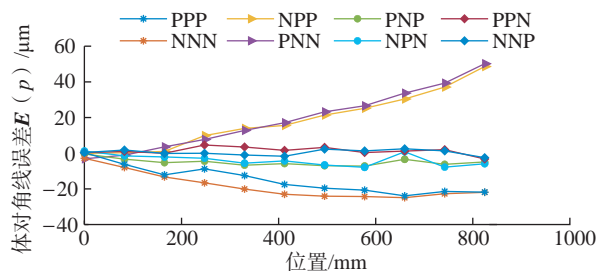


图 9 体对角线误差(补偿前)
Fig.9 Body diagonal errors (before compensation)

补偿,使用补偿后的G代码再次进行误差测试。经过补偿的空间误差补偿试验结果如图13~16所示,补偿后的垂直度误差XY平面为 $-2.21''$,YZ平面 $3.41''$,ZX平面 $0.66''$ 。

通过对比补偿前后的误差值可以看出,补偿前加工中心空间误差整体较大,体对角线误差为 $-24.9\sim 50.2\ \mu\text{m}$,X、Y和Z轴的几何误差分别为 $-11\sim 3.9\ \mu\text{m}$ 、 $-23.6\sim 2.4\ \mu\text{m}$ 和 $-25.9\sim 18.9\ \mu\text{m}$ 。经过误差补偿,体对角线误差降低至 $-8.8\sim 15.6\ \mu\text{m}$,X轴误差范围 $-2\sim 7\ \mu\text{m}$,Y轴误差范围 $-6.8\sim 3.8\ \mu\text{m}$,Z轴误差范围 $-2.2\sim 10.1\ \mu\text{m}$ 。经过空间误差补偿,垂直度误差由补偿前最小 $9.32''$ 减小为补偿后的 $0.66''$ 。试验结果表明,加工中心的空间误差已经有了大幅度的降低。采用分步体对角线法测量空间误差

具有操作简单、方便快捷的优点,并且其补偿精度足够高,可以满足实际生产中用户对数控机床空间误差补偿在精度和实用性方面的要求。

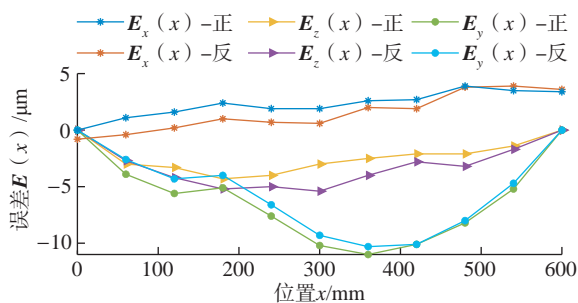


图10 X轴误差(补偿前)
Fig.10 X-axis errors (before compensation)

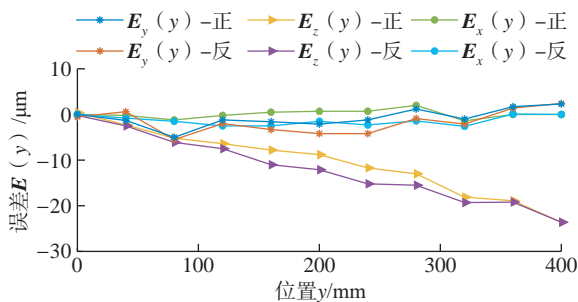


图11 Y轴误差(补偿前)
Fig.11 Y-axis errors (before compensation)

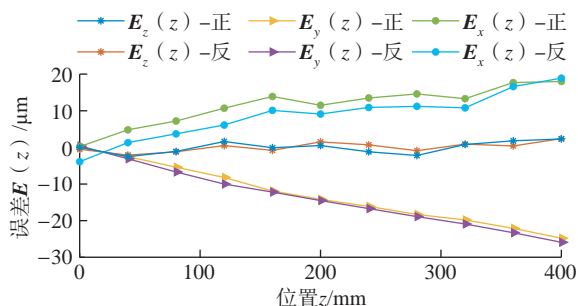


图12 Z轴误差(补偿前)
Fig.12 Z-axis errors (before compensation)

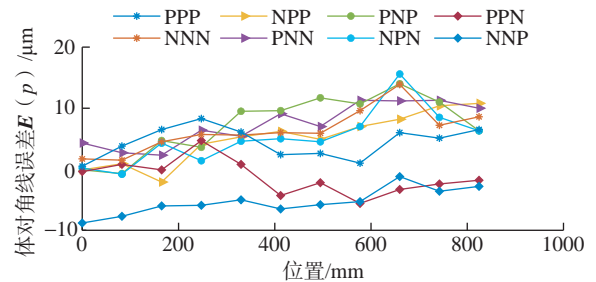


图13 体对角线误差(补偿后)
Fig.13 Body diagonal errors (after compensation)

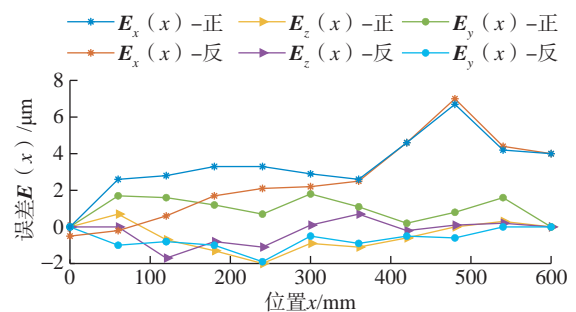


图14 X轴误差(补偿后)
Fig.14 X-axis errors (after compensation)

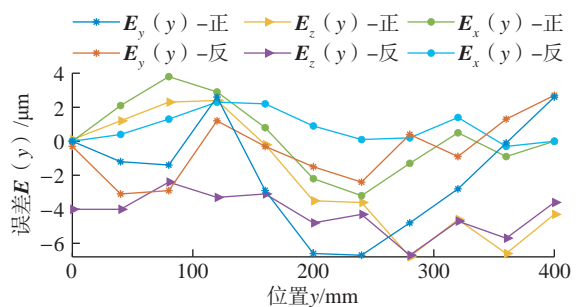


图15 Y轴误差(补偿后)
Fig.15 Y-axis errors (after compensation)

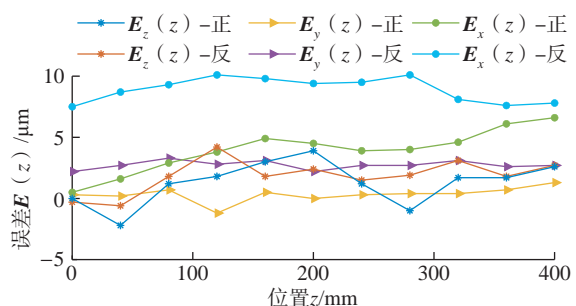


图16 Z轴误差(补偿后)
Fig.16 Z-axis errors (after compensation)

4 结论

采用分步体对角线法对加工中心进行测试,辨识了12项关键几何误差元素。采用齐次坐标系变换方法建立了空间误差模型并通过离线修改G代码的方式完成了空间误差补偿。由于该机床经过长时间使用,运动部件已经受到磨损,并不能达到最好的补偿效果。但测试与补偿试验的结果表明,空间误差补偿整体效果较好,体对角线方向误差、X轴、Y轴、Z轴误差和垂直度误差均有了大幅度降低,补偿后体对角线误差为原误差的32.5%。

参考文献

- [1] RAMESH R, MANNAN M A, POO A N. Error compensation in machine tools—A review[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2000, 40(9): 1235–1256.
- [2] Test code for machine tools—Part 1: Geometric accuracy of machines operating under no-load or quasi-static conditions: ISO 230-1: 2012[S]. International Organization for Standardization. 2012.
- [3] 刘又午, 刘丽冰, 赵小松, 等. 数控机床误差补偿技术研究[J]. *中国机械工程*, 1998, 9(12): 48–52.
- LIU Youwu, LIU Libing, ZHAO Xiaosong, et al. Research on error compensation technology of CNC machine tools[J]. *China Mechanical Engineering*, 1998, 9(12): 48–52.
- [4] Test code for machine tools—Part 4: Circular tests for numerically controlled machine tools: ISO 230-4: 2005[S]. International Organization for Standardization. 2005.
- [5] WANG C P. Laser doppler displacement measurement a breakthrough in submicrometer positioning technology[J]. *Laser Doppler Displacement Measurement*, 1987, 6(9): 69–71.
- [6] SOONS J A. Analysis of the step-diagonal test[C]//7th International Conference and Exhibition on Laser Metrology, CMM and Machine Tool Performance, LAMDAMAP 2005. Cranfield: Euspen, 2005: 126–137.
- [7] IBARAKI S, HATA T. A new formulation of laser step diagonal measurement—Three-dimensional case[J]. *Precision Engineering*, 2010, 34(3): 516–525.
- [8] MUTILBA U, YAGÜE-FABRA J A, GOMEZ-ACEDO E, et al. Integrated multilateration for machine tool automatic verification[J]. *CIRP Annals*, 2018, 67(1): 555–558.
- [9] 刘又午, 章青, 赵小松, 等. 基于多体理论模型的加工中心热误差补偿技术[J]. *机械工程学报*, 2002, 38(1): 127–130.
- LIU Youwu, ZHANG Qing, ZHAO Xiaosong, et al. Multi-body system-based technique for compensating thermal errors in machining centers[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2002, 38(1): 127–130.
- [10] SRIVASTAVA A K, VELDHUIS S C, ELBESTAWIT M A. Modelling geometric and thermal errors in a five-axis cnc machine tool[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 1995, 35(9): 1321–1337.
- [11] MOON S K, MOON Y M, KOTA S, et al. Screw theory based metrology for design and error compensation of machine tools[C]// *Proceedings of ASME 2001 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference*, Pittsburgh: ASME, 2001: 697–707.
- [12] ZHU S W, DING G F, QIN S F, et al. Integrated geometric error modeling, identification and compensation of CNC machine tools[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2012, 52(1): 24–29.
- [13] 杨建国, 张宏韬, 童恒超, 等. 数控机床热误差实时补偿应用[J]. *上海交通大学学报*, 2005, 39(9): 1389–1392.
- YANG Jianguo, ZHANG Hongtao, TONG Hengchao, et al. The application of real-time thermal error compensation on NC machine tools[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2005, 39(9): 1389–1392.
- [14] 杨赞, 朱梦瑞, 李慧敏, 等. 基于灵敏度分析的立式加工中心批量空间误差建模和补偿[J]. *机械工程学报*, 2020, 56(7): 204–212.
- YANG Yun, ZHU Mengrui, LI Huimin, et al. Volumetric error modelling and compensation for batch of vertical machining centers based on sensitivity analysis[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2020, 56(7): 204–212.
- [15] 朱小平, 池晓红. 激光多普勒技术与直线度测量[J]. *现代计量测试*, 1995, 3(5): 17–20.
- ZHU Xiaoping, CHI Xiaohong. Laser Doppler technique and straightness measurements[J]. *Modern Measurement and Test*, 1995, 3(5): 17–20.
- [16] 杨建国, 王正平. 基于LDDM的数控机床几何误差高效辨识[C]//2005年中国机械工程学会年会, 重庆, 2005.
- YANG Jianguo, WANG Zhengping. Geometric error high-efficiency identification of CNC machine tools based on the LDDM technology[C]//2005 Annual meeting of China Mechanical Engineering Society, Chongqing, 2005.
- [17] WANG C. Laser vector measurement technique for the determination and compensation of volumetric positioning errors. Part I: Basic theory[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2000, 71(10): 3933–3937.
- [18] JANEZKO J, GRIFFIN B, WANG C. Laser vector measurement technique for the determination and compensation of volumetric position errors. Part II: Experimental verification[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2000, 71(10): 3938–3941.
- [19] 关贺, 杨建国, 窦小龙, 等. 数控机床空间定位精度的测量与补偿[J]. *世界制造技术与装备市场*, 2004(2): 80–83, 85.
- GUAN He, YANG Jianguo, DOU Xiaolong, et al. Measurement and compensation of volumetric positioning errors for CNC machines[J]. *World Manufacturing Engineering & Market*, 2004(2): 80–83, 85.

通讯作者: 刘阔, 副教授, 博士, 研究方向为智能数控加工技术。

(责编 古系)

引文格式: 汤张喆, 孙玉利, 王利峰, 等. 伺服交叉孔零件磨粒流去毛刺仿真研究及试验验证[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 86-93.

TANG Zhangzhe, SUN Yuli, WANG Lifeng, et al. Simulation research and experimental verification of abrasive flow deburring for servo intersecting-holes parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 86-93.

伺服交叉孔零件磨粒流去毛刺仿真研究及试验验证*

汤张喆¹, 孙玉利¹, 王利峰², 朱力敏², 柯泰龙¹, 左敦稳¹

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016;

2. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

[摘要] 针对伺服机构交叉孔零件头部壳体存在的毛刺去除工艺效率低、去除均匀性、一致性差的问题, 本文提出采用磨粒流去毛刺工艺。在工件内部结构分析、去毛刺加工路径规划的基础上, 建立起各加工路径流道仿真模型, 通过对各入口流道组对应路径的流场特性优化得出较优加工路径, 并在头部壳体工件上进行了磨粒流去毛刺验证试验。结果表明, 在大孔出口处增加引流段结构、延长流道长度, 可有效改善流道内部流线分布不均匀、流线压力相差较大的缺点, 最终解决了加工中毛刺去除效果不一致的问题, 并有效保护了入口与出口处的锐边。流道内部毛刺实现了去除, 内部小孔道边缘出现倒圆, 提高了工件的表面质量及使用性能。

关键词: 磨粒流加工; 去毛刺加工; 伺服交叉孔零件; 头部壳体; 流场仿真

Simulation Research and Experimental Verification of Abrasive Flow Deburring for Servo Intersecting-Holes Parts

TANG Zhangzhe¹, SUN Yuli¹, WANG Lifeng², ZHU Limin², KE Tailong¹, ZUO Dunwen¹

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

[ABSTRACT] Aiming at the problems of low efficiency, poor uniformity, and poor consistency of the existing burr removal process for the intersecting-hole parts top shell in the servo mechanism, a suggestion of using the abrasive flow deburring process was proposed. Through the analysis of the internal structure of the workpiece and the planning of the deburring processing path, the runner simulation model of each processing path was established, and the flow field characteristics of the corresponding path of each inlet runner group were compared, analyzed and optimized for better process path. Deburring verification experiments were carried out on the top shell workpiece. The results show that the uneven distribution of the streamline inside the flow channel and the large difference in the streamline pressure can be effectively improved by increasing the drainage section structure at the exit of the large hole and extending the length of the flow channel. Finally, the problem of inconsistent burr removal effect during processing can be solved and the sharp edges at the entrance and exit can also be effectively protected. After the experiment, the internal burrs of the runner are removed, and the edges of the internal small holes are rounded, which improves the surface quality and performance of the workpiece.

Keywords: Abrasive flow machining; Deburring process; Servo intersecting-holes parts; Top shell; Flow field simulation

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.086

* 基金项目: 江苏省重点研发计划项目(BE2022150); 校企合作项目(FdRW107-2019)。

伺服产品常见复杂多孔系结构的壳体类零件,精度要求高、结构复杂。在机械加工过程中,不可避免地会产生毛刺^[1]。对于伺服机构零件,毛刺的存在不仅会影响产品的质量与性能,更有可能由于其脱落产生多余物,影响管路流量或造成运动卡滞,进而影响伺服机构的运转效果。因此,毛刺的去除是伺服产品生产加工的重要工序。毛刺的去除方式有多种,如手工去毛刺^[2]、电化学去毛刺^[3]、热能去毛刺^[4]、磨粒流去毛刺^[5]等物理化学手段。对于本研究中的伺服交叉孔零件,在实际加工中最常用的毛刺去除方法是手工去毛刺,但是由于工件结构复杂,手工去毛刺加工效率低且质量不稳定,亟须一种能够实现高效高质去除伺服交叉孔零件毛刺的工艺。经研究对比发现,采用电化学去毛刺工艺时需制作专用电极,成本较高;采用热能去毛刺则存在一定的危险性;而采用磨粒流去毛刺操作方便、费用较低、效率较高,且可用于加工具有多交叉孔结构的工件。因此,本研究选用磨粒流工艺对毛刺进行去除。

磨粒流去毛刺是通过压力挤压使磨料(磨粒与介质混合)流经毛刺所在位置,实现对毛刺的去除。该种工艺是一种柔性加工方式,磨料的流动性可以使磨粒流工艺对工件内部难加工区域进行加工^[6-8]。对于内部具有交叉孔结构的零件,当磨料介质流经工件内部交叉孔位置时,切削作用会比磨料在直线通道内流动时更强,实现对交叉孔位置处毛刺的去除及倒圆,被去除的毛刺会随磨料排出工件外^[9]。因此,磨粒流工艺非常适用于去除伺服机构中具有多交叉孔结构工件的毛刺。国内的研究人员针对磨粒流工艺去除航空多通道零件毛刺进行了研究与探索^[10]。目前这类研究更多的是针对孔道较少的阀门类零件^[11-13],对于如何去除结构更为复杂、孔道数量更多的壳体类零件内部的毛刺还没有进行深入的探索研究。

对于伺服机构壳体类零件,交叉孔多且尺寸不一,若加工路径、磨料流向等规划不合理,会造成加工一致性差的情况^[14]。因此,在实际加工前需要首先规划出初

步加工路径,通过仿真模拟研究各路径流道内部流场特性,并对比分析各路径优缺点、挑选出较优的加工路径,进而提高磨粒流去毛刺质量^[15-17]。

本文针对一种典型的多孔系壳体类零件——伺服机构头部壳体零件,通过建立其内部流道模型,进行流场仿真优化磨粒流去毛刺的工艺路径,使得流过各毛刺点的磨料的流量、压力与速度趋于一致,并进行了头部壳体磨粒流去毛刺验证试验。

1 工件分析及加工路径规划

对于伺服机构壳体类零件而言,内部存在大量结构、直径、深度不同且相互交叉的孔道,在进行磨粒流去毛刺加工时,良好的加工路径(即磨料流动路径)规划有以下优势:(1)可以保证加工过程中每个孔道的流量均匀;(2)可以使加工中的磨料在各毛刺点处的流线压力及流线速度接近,保证毛刺去除的均匀性与一致性。

在进行加工路径规划前,需要对工件的整体外形及待加工区域进行分析,设置加工路径中的磨料出入口并结合出入口设置确定夹具及各孔道挡板、引流板的安装位置。头部壳体轮廓如图1所示。该工件体积较大且外形不规则,无法采用上下缸合模方式将工件及夹具夹紧,因此采用工件外置的方式对其进行加工。磨料从机床磨料缸中流出,并通过高压油管从安装在工件上的磨料引入头进入工件待加工区域,完成磨粒流去毛刺加工。

提取的工件内部待加工区域如图2所示,该流道共

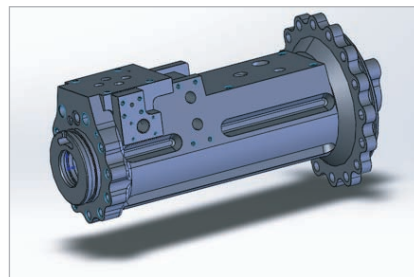


图1 头部壳体外观示意图

Fig.1 Appearance sketch of the top shell

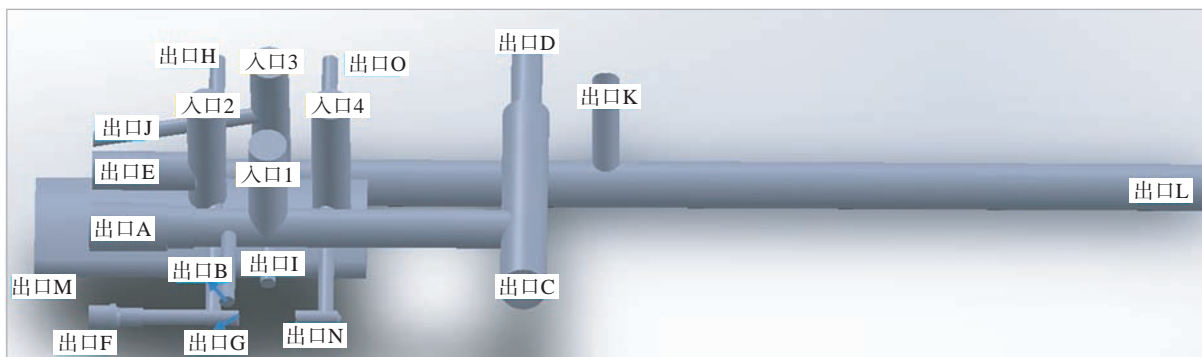


图2 待加工区域及孔口标注图

Fig.2 Marking diagram of the area to be processed and the mark of holes

有 19 个孔口,整体可分为 4 个部分。综合分析头部壳体外形及其待加工区域模型后,可以发现入口 1、入口 2、入口 3、入口 4 这 4 个孔(待加工区域模型及孔号标注如图 2 所示)相互独立,位置集中且处于同一平面,因此可以选作磨粒流去毛刺工艺的磨料入口孔。故总的加工路径确定为磨料分别从入口 1、入口 2、入口 3、入口 4 这 4 个孔进入,从其相对应的各个出口流出。

根据所提取的流道模型结合工件外形、工件表面的螺纹孔位置,所制定的初步加工路径如下。

入口 1 的加工路径。路径 1:入口 1 进磨料,A、B、C、D 口出磨料;路径 2:入口 1 进磨料,A、D 口出磨料;路径 3:入口 1 进磨料,B、C 口出磨料。其中路径 2 和路径 3 需组合使用。

入口 2 的加工路径。路径 4:入口 2 进磨料,E、F、G、H 口出磨料;路径 5:入口 2 进磨料,E、F 口出磨料;路径 6:入口 2 进磨料,G、H 口出磨料。其中路径 5 和路径 6 需组合使用。

入口 3 的加工路径。路径 7:入口 3 进磨料,I、J、K、L 口出磨料;路径 8:入口 3 进磨料,I、J、L 口出磨料;路径 9:入口 3 进磨料,K、L 口出磨料。其中路径 8 和路径 9 需组合使用。

入口 4 的加工路径。路径 10:入口 4 进磨料,M、N、O 口出磨料。

根据加工路径的制定及入口的选取,在工件表面安装磨料引入装置后将完整的待加工流道模型进行提取,得到如图 3 所示的三维仿真模型。

2 流场特性仿真分析与加工路径优化

采用 ANSYS Fluent15.0 进行流场仿真,研究中所使用的磨料属于非牛顿流体,根据式(1)计算雷诺数得^[18]

$$Re = (8^{(1-n)} \rho D^n V^{(2-n)}) / (K((3n+1)/4n)^n) \quad (1)$$

式中,黏度指数 K 为 $67920 \text{ Pa}\cdot\text{s}^n$; 密度 ρ 为 1628 kg/m^3 ; 幂律指数 n 为 0.4; 在样件上测试的流速 V 约为 5 mm/s 。计算可得雷诺数为 2.4×10^{-6} ,远小于临界雷诺数,因此在加工过程中磨料处于层流状态,在仿真中选择 Laminar 层流模型。在多相流模型中选择 Mixture 两相流模型,

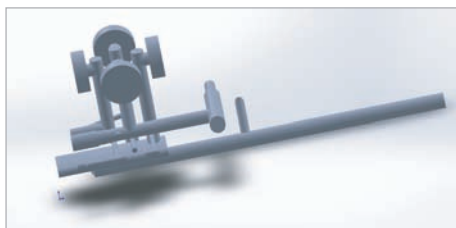


图 3 仿真模型
Fig.3 Simulation model

第一相为磨料介质,第二相为碳化硅颗粒,含量为 40%,粒径为 0.2 mm 。在不同的加工路径中,均设置边界条件入口压力为 3 MPa ,出口压力为 0,分别进行各路径的流场特性仿真。

2.1 入口 1 所在流道组仿真分析及路径优化

对入口 1 的 3 条加工路径进行仿真分析,流线分布结果如图 4 所示。可以看出路径 1 中的流线分布不均匀,A、C 两个大孔单位面积内的流线数量明显大于 B、

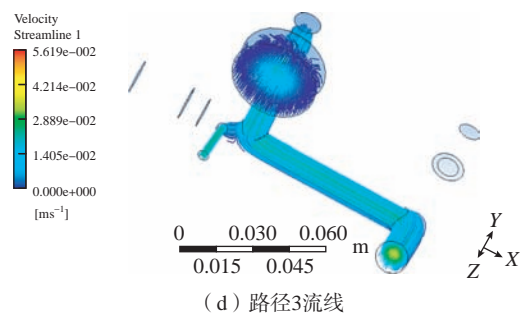
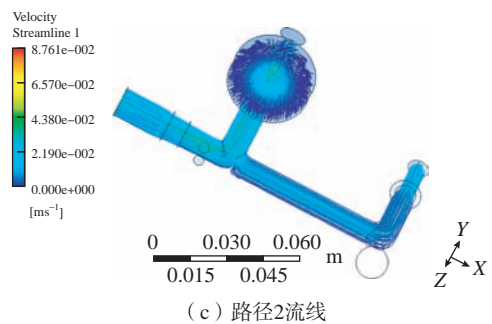
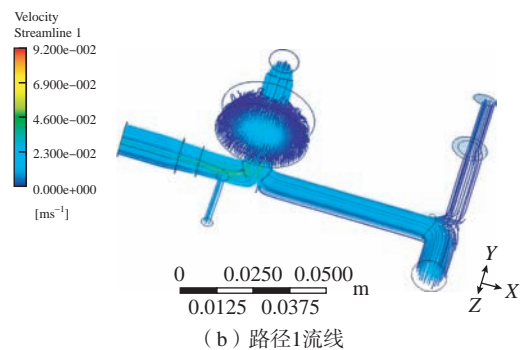
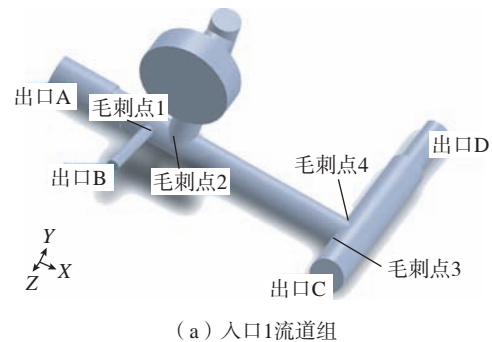


图 4 入口 1 各路径流线分布
Fig.4 Streamline distribution of entrance 1 paths

D 两孔的流线数量,这是由于小孔道相对于大孔道给予磨粒的阻力更大,导致磨料流量的下降,在加工中会出现 B、D 两孔内部毛刺去除不完全,整体加工效果不一致的问题。对于路径 2 与路径 3 而言,两种路径的各孔道的磨料流量相较于路径 1 有所增加,但是两种路径在实际加工过程中需要结合起来进行使用,仅从拆装挡板及加工所需时间而言,路径 1 的加工效率要高于路径 2 与路径 3。

表 1 和 2 为入口 1 流道组各路径中各毛刺点的流线压力与流线速度表。可以看出靠近磨料入口的两个毛刺点的压力数值远大于另外两点,这是由于磨料的流线压力在流道内部呈现出从入口到出口逐渐下降的趋势。压力值差异较大同样会造成加工不一致的情况。从流速表看出,磨料在加工过程中流速均较慢。

针对路径 1 流场特性分布不均、路径 2 和路径 3 加工效率低下的问题,提出了一种优化思路:在 A、C、D 3 个出口增加与 B 口直径相同,长度为 10 mm 的引流段,即通过减小大直径孔道的出口进而对磨料施加背压,产生磨料分流现象,将大孔道的磨料部分分流至小孔道实现磨料流动的均匀性。图 5 为优化后的路径 1 流道组毛刺点标注及仿真流线分布图。

优化后的路径的流线分布相较于优化之前要更均匀,从而使各毛刺点所流经的磨料流量均匀,改善了路径 1 各毛刺点加工不一致的缺点;B、D 两个出口的流线数量明显增多,对 B、D 两孔道内的毛刺的去除效果也有增强,提高了加工质量。表 3 为优化后的毛刺点的压力与速度表。

根据表 3 分析,优化后的路径 1 的流线压力与前 3 种加工路径相比有了明显的提高,代表磨粒作用在毛刺

表 1 入口 1 流道各毛刺点流线压力
Table 1 Streamline pressure at each burr point of each path of entrance 1 MPa

| 路径名称 | 点 1 | 点 2 | 点 3 | 点 4 |
|------|------|------|------|------|
| 路径 1 | 0.57 | 0.55 | 0.12 | 0.09 |
| 路径 2 | 0.6 | 0.61 | 0.47 | 0.47 |
| 路径 3 | N/A | 1.54 | 0.28 | 0.26 |

表 2 入口 1 流道组各毛刺点流线速度
Table 2 Streamline velocity at each burr point of each path of entrance 1 (mm·s⁻¹)

| 路径名称 | 点 1 | 点 2 | 点 3 | 点 4 |
|------|-----|-----|-----|-----|
| 路径 1 | 20 | 25 | 12 | 3 |
| 路径 2 | 16 | 8 | 5 | 5 |
| 路径 3 | N/A | 6 | 7 | 5 |

上的压力增加,毛刺的去除效果提升。在流线速度方面,各毛刺点无明显差距。因此该种优化思路可行,可提高毛刺的去除效果。优化后的路径 1 选取为入口 1 流道组的加工路径。

2.2 入口 2、入口 3、入口 4 流道组流场特性分析及路径优化

图 6~8 分别为入口 2、入口 3、入口 4 各路径的流线分布图。可以看出,路径 4、路径 7 存在与路径 1 相同的缺点,即大孔磨料流量大于小孔的磨料流量进而造成加工不均,路径 5、路径 6、路径 8、路径 9 存在需要结合使用即加工效率偏低的缺点,路径 10 中的磨料可以充满整个流道,充足的磨料流量保证了毛刺去除的效果。

通过采用与路径 1 相同的优化方式,分别在路径 4 与路径 7 中的出口 E、出口 K 增加直径 4 mm、长度 10 mm 的引流段。优化后的流线分布如图 9 和 10 所示。可知,优化后的磨料流线分布相较于优化前有了明显改善,证明了该优化思路在流线分布方面的可行性。

分别对 3 组流道组的各毛刺点的流线压力、流线速度进行提取,探得在毛刺点 5 至毛刺点 17 中,除去毛刺

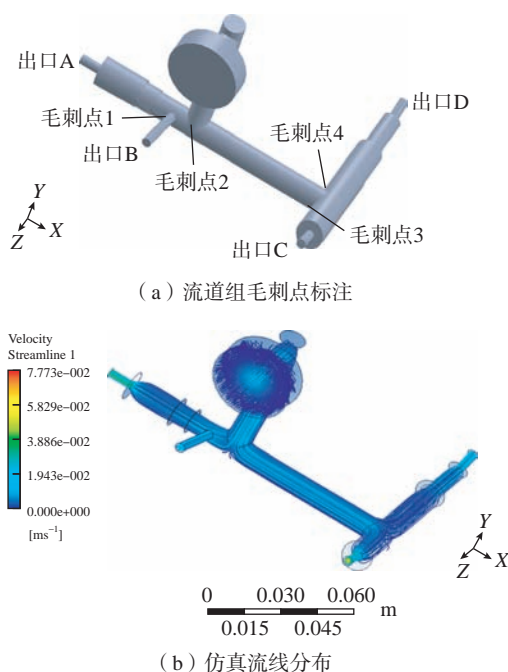


图 5 优化后的路径 1 流道组毛刺点标注及仿真流线分布

Fig.5 Burr points mark and optimized streamline distribution of path 1

表 3 优化后的路径 1 各毛刺点流线数据
Table 3 Streamline data at each burr point of optimized path 1

| 参数 | 点 1 | 点 2 | 点 3 | 点 4 |
|----------------------------|------|-----|------|-----|
| 压力 /MPa | 2.08 | 2.1 | 1.71 | 1.7 |
| 速度 / (mm·s ⁻¹) | 10 | 6 | 6 | 4 |

点6、毛刺点7与毛刺点17外,其余各点的压力均接近于1 MPa,而毛刺点6、毛刺点7、毛刺点17的流线压力则相对偏小,平均为0.1 MPa,这是由于该3点到流道出口0压处的距离极近,流线压力由入口向流道出口逐渐下降,使得这3点的压力接近于0,因此,针对毛刺点6、毛刺点7、毛刺点17所存在的问题需提出新的优

口0压处的距离极近,流线压力由入口向流道出口逐渐下降,使得这3点的压力接近于0,因此,针对毛刺点6、毛刺点7、毛刺点17所存在的问题需提出新的优

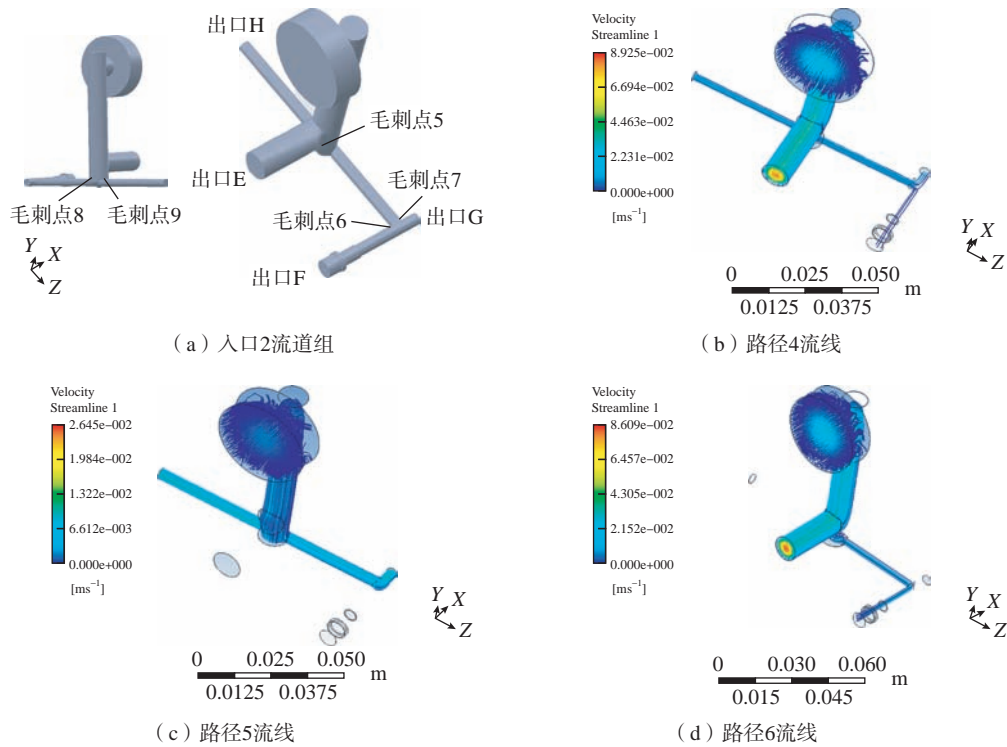


图6 入口2各路径流线分布
Fig.6 Streamline distribution of entrance 2 paths

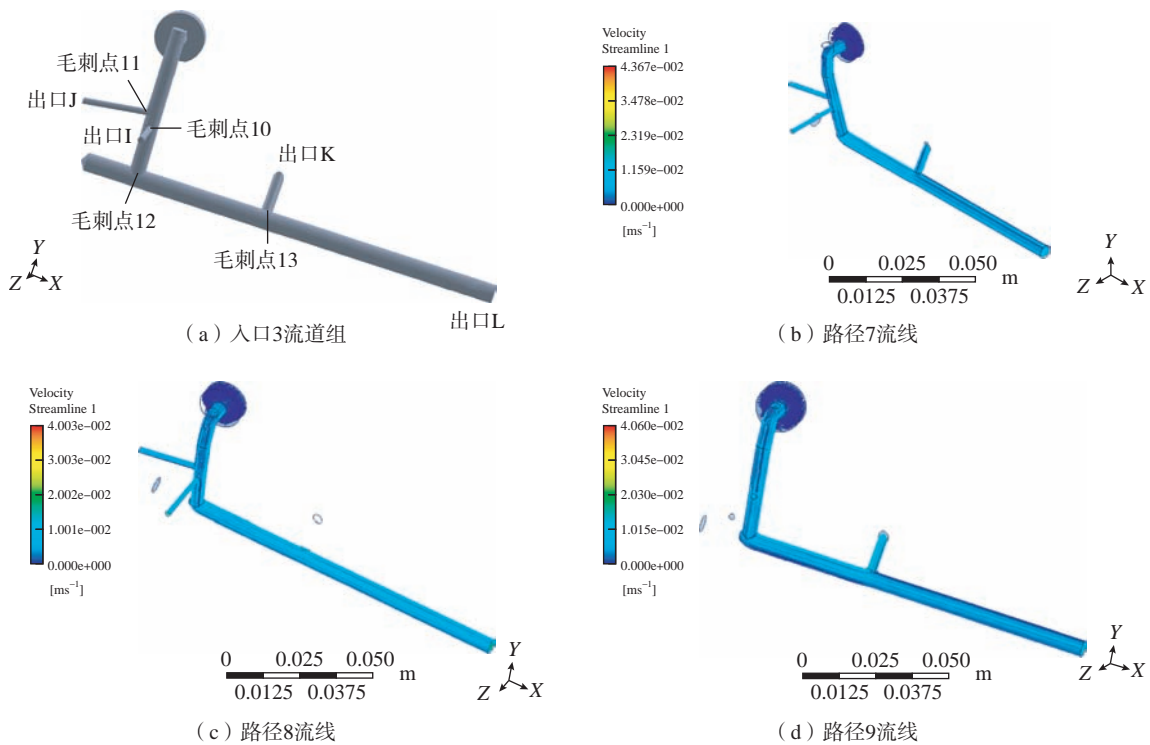


图7 入口3各路径流线分布
Fig.7 Streamline distribution of entrance 3 paths

化思路。

2.3 毛刺点 6、毛刺点 7、毛刺点 17 的路径优化

在前文中提到,磨料流线压力呈现出沿流道由入口向出口逐渐下降的趋势,因此第 2 种优化思路为通过增长流道的长度,使压力较低的毛刺点距离磨料出口的距离增长,减弱压降程度。对头部壳体工件重新分析可知,磨料出口 I、出口 G、出口 N 位于同一个可被挡板封闭的圆柱筒表面,如图 11 所示,当该部分被挡板封闭时,选取磨料入口为入口 4,磨料的出口会变更为 F 口,延长了磨料的流动长度,使毛刺点 6、毛刺点 7、毛刺点 17 远离磨料出口。对该加工路径进行流场仿真,路径毛刺点标注及流线分布图如图 12 所示,可知,该路径的流量

分布满足整体的均匀性要求,同时从压力对比表 4 中可以看出,路径 11 中的毛刺点流线压力有了明显的提高,均接近 1 MPa,因此通过安装挡板将出口 I、出口 G、出口 N 所处的圆柱面封闭的优化思路具有可行性,可以提高对毛刺点 6、毛刺点 7、毛刺点 17 的加工质量。

综上所述,头部壳体磨粒流去毛刺加工工艺路径的选取结果如下。

入口 1 流道组的加工路径:入口 1 进磨料,A、B、C、D 4 个出口同时出磨料,其中 A、C 两口处增加直径为 4 mm、长 10 mm 的引流段。

入口 2 流道组的加工路径:入口 2 进磨料,E、F、G、

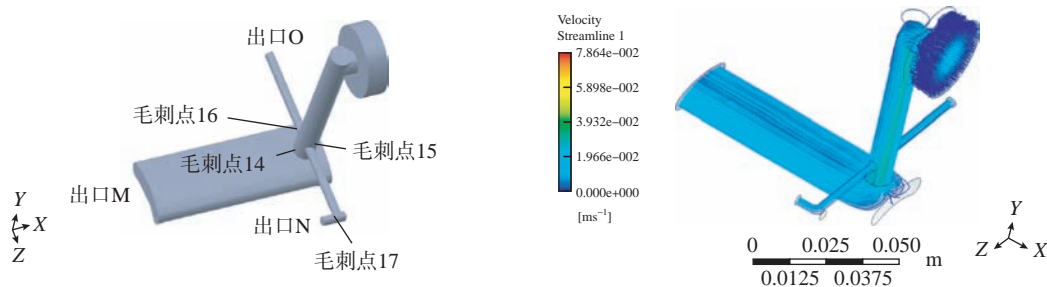


图 8 入口 4 路径 10 流线分布

Fig.8 Streamline distribution of entrance 4 path 10

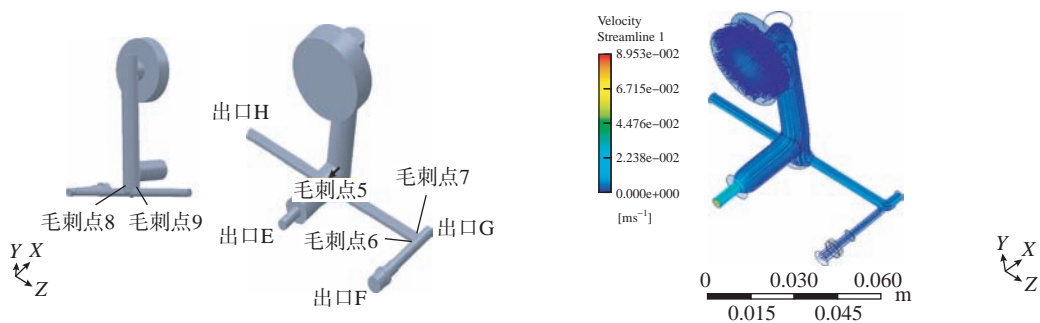


图 9 优化后的路径 4 毛刺点标注及仿真流线分布

Fig.9 Burr points mark and streamline distribution of optimized path 4

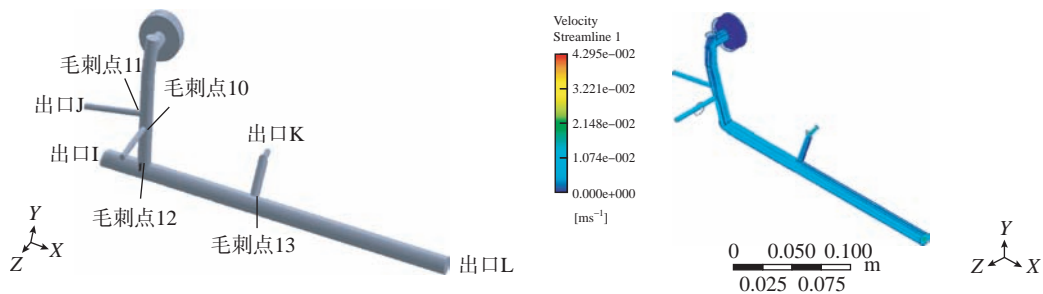


图 10 优化后的路径 7 毛刺点标注及仿真流线分布

Fig.10 Burr points mark and streamline distribution of optimized path 7

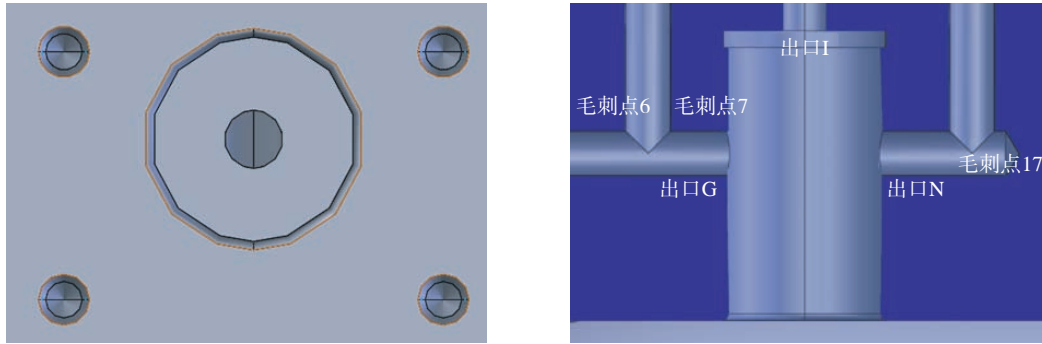


图 11 出口 I、出口 G、出口 N 位置分布
Fig.11 Distribution of exit I, exit G, exit N

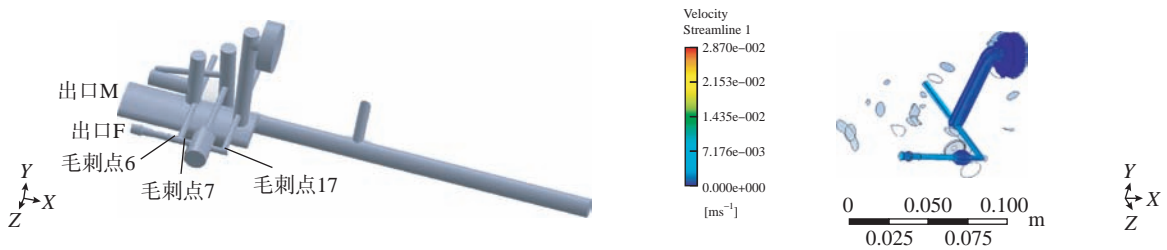


图 12 路径 11 毛刺点标注及流线分布
Fig.12 Burr points mark and optimized streamline distribution of path 11

H 4 个出口同时出磨料,出口 E 增加直径为 4 mm、长度 10 mm 的引流段。

入口 3 流道组的加工路径:入口 3 进磨料, I、J、K、L 4 个出口同时出磨料,出口 K 增加直径 4 mm、长度 10 mm 的引流段。

入口 4 流道组的加工路径:(1)入口 4 进磨料, M、N、O 3 个出口同时出磨料;(2)入口 4 进磨料,出口 F 出磨料。

3 头部壳体磨粒流去毛刺试验验证

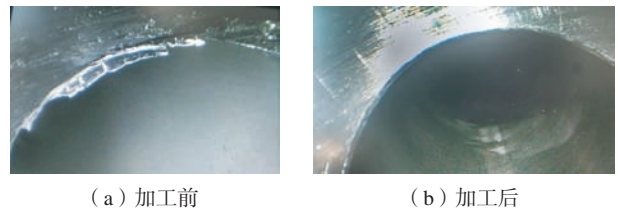
对头部壳体工件进行磨粒流去毛刺加工,用以验证优化后的工艺路径的可行性。根据优化后的加工路径,设计出一套用于头部壳体磨粒流去毛刺的挡板、引流板及磨料引入头。使用 Extrude Hone-Easyflow 机床,加工压力为 3 MPa,磨料磨粒类型为 SiC,粒径为 0.2 mm,加工时间为每组路径 90 s,加工方式为单向加工,对头部壳体工件进行加工试验。

加工完成后,先使用清洗剂对工件进行浸泡,再使用超声波清洗机对工件进行清洗。使用内窥镜(Karl-Storz)观测工件内部交叉孔毛刺去除情况。图 13 和 14 为加工前后头部壳体内部毛刺所在位置孔道图。可以看出,加工后,工件内部交叉孔的毛刺均实现了去除。对于小孔道而言,小孔道毛刺去除的同时,小孔边缘出现了倒圆现象,表明在相同的加工条件下,小孔边缘的

表 4 3 个毛刺点流线压力对比

Table 4 Comparison of streamline pressure at three burrs MPa

| 路径名称 | 点 6 | 点 7 | 点 17 |
|----------|------|-------|------|
| 路径 11 | 0.77 | 0.91 | 1.4 |
| 路径 4 | 0.11 | 0.086 | N/A |
| 优化后的路径 4 | 0.4 | 0.39 | N/A |
| 路径 10 | N/A | N/A | 0.15 |



(a) 加工前 (b) 加工后

图 13 大孔道去毛刺加工前后对比

Fig.13 Comparison before and after deburring of large channels

毛刺相对于大孔边缘的毛刺更容易去除,毛刺去除完成后,磨粒流工艺具有的切削作用会将孔口锐边加工出圆角,提高了产品的工艺性能。

4 结论

(1)建立了头部壳体各入口流道组的加工路径的流道模型,进行了流场仿真,获得了各工艺路径的流线

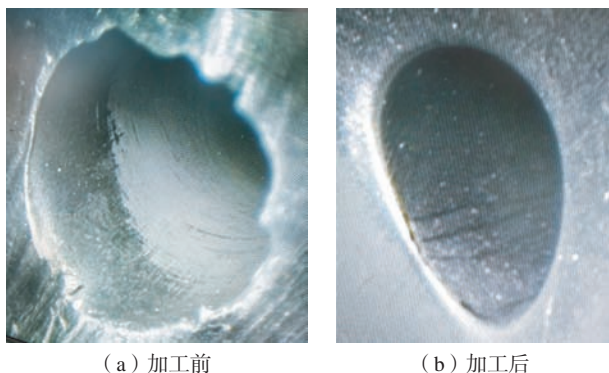


图 14 小孔道去毛刺加工前后对比

Fig.14 Comparison before and after deburring of small channels

分布、流线压力及流线速度,并通过路径优化及仿真证明了采用增加引流段的方式可以有效改善工件内部磨粒流流场。

(2)通过试验验证,实现了头部壳体内部交叉孔位置毛刺的去除,提高了工件的加工质量与产品性能,证明了本研究所优化的工艺路径在实际加工中的可行性。本研究中所应用的优化思路可以推广至其他具有交叉孔结构的多孔系零件磨粒流去毛刺加工中。

参考文献

- [1] AURICH J C, DORNFELD D, ARRAZOLA P J, et al. Burrs—Analysis, control and removal[J]. CIRP Annals, 2009(2): 519–542.
- [2] 徐支凤. 机械零件毛刺去除工艺现状[J]. 机床与液压, 2010, 38(8): 111–113, 110.
- XU Zhifeng. Present status of deburring processing for mechanical parts[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2010, 38(8): 111–113, 110.
- [3] 郑乾坤. 小型机械构件电化学去毛刺研究[D]. 马鞍山: 安徽工业大学, 2018.
- ZHENG Qiankun. Research on the electrochemical deburring of small mechanical components[D]. Maanshan: Anhui University of technology, 2018.
- [4] 温从众, 耿艳娟, 李苹. 液压腔体零件交接孔热能去毛刺工艺研究[J]. 机床与液压, 2016, 44(16): 33–35.
- WEN Congzhong, GENG Yanjuan, LI Ping. Thermal energy deburring process for transition hole in hydraulic chamber parts[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2016, 44(16): 33–35.
- [5] UHLMANN E, MIHOTOVIC V, SZULCZYNSKI H, et al. Developing a process model for abrasive flow machining[J]. Burrs—Analysis, Control and Removal, 2010(1): 73–78.
- [6] RHOADES L. Abrasive flow machining: a case study[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1991(28): 107–116.
- [7] 高航, 彭灿, 王宣平. 航空增材制造复杂结构件表面光整加工技术研究及进展[J]. 航空制造技术, 2019, 62(9): 14–22.
- GAO Hang, PENG Can, WANG Xuanping. Research progress on surface finishing technology of aeronautical complex structural parts manufactured by additive manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(9): 14–22.
- [8] UHLMANN E, SCHMIEDEL C, WENDLER J. CFD simulation of the abrasive flow machining process[J]. Procedia CIRP, 2015, 31: 209–214.
- [9] 胡敬磊, 李俊焯, 赵伟宏, 等. 固液两相磨粒流抛变口径管的数值模拟研究[J]. 长春理工大学学报(自然科学版), 2017, 40(3): 38–42.
- HU Jinglei, LI Junye, ZHAO Weihong, et al. Study on the polishing of variable diameter tube with solid liquid two phase abrasive flow[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology(Natural Science Edition), 2017, 40(3): 38–42.
- [10] 张晶, 韩彬, 杜静. 航空发动机精密零件去毛刺技术研究[J]. 中国新技术新产品, 2019(13): 51–52.
- ZHANG Jing, HAN Bin, DU Jing. Research on deburring technology of aero-engine precision components[J]. New Technology & New Products of China, 2019(13): 51–52.
- [11] 刘志刚, 孙玉利, 余泽, 等. 多通道零件磨料流加工夹具设计及试验研究[J]. 航空精密制造技术, 2018, 54(5): 1–4, 13.
- LIU Zhigang, SUN Yuli, YU Ze, et al. Research on designing fixtures of machining multichannel workpiece in AFM[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2018, 54(5): 1–4, 13.
- [12] 刘晓, 李林洮, 赵光志, 等. 运载火箭阀门交叉孔去毛刺特种加工技术[J]. 电加工与模具, 2018(6): 58–61.
- LIU Xiao, LI Lintao, ZHAO Guangzhi, et al. Non-traditional machining deburring of valve crosshole in launch vehicles[J]. Electromachining & Mould, 2018(6): 58–61.
- [13] 张磊, 唐少楠, 朱小明, 等. 液压阀块毛刺的预防与去除[J]. 机械工程与自动化, 2015(1): 212–213, 215.
- ZHANG Lei, TANG Shaonan, ZHU Xiaoming, et al. Burr preventing and deburring process of hydraulic manifold blocks[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2015(1): 212–213, 215.
- [14] ZHANG L, HUANG Y, CHEN G D, et al. Experimental study of coverage constraint abrasive flow machining of titanium alloy artificial joint surface[J]. Journal of Engineering Manufacture, 2019, 233(13): 2399–2409.
- [15] VENKATESH G, SHARMA A K. Finishing of bevel gears using abrasive flow machining[J]. Procedia Engineering, 2014, 97: 320–328.
- [16] JI S M, GE J Q, GAO T, et al. Study on machinability of surface-constrained softness abrasive flow based on CFD–DEM coupled method[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018(54): 129–41.
- [17] WAN S, ANG Y J, SATO T, et al. Process modeling and CFD simulation of two-way abrasive flow machining[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 71(5–8): 1077–1086.
- [18] 刘志刚. 精密接头磨料流光整加工机理与工艺研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- LIU Zhigang. Research on mechanism and technology of machining precision joint by abrasive flow machining[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.

通讯作者: 孙玉利, 教授, 博士生导师, 博士, 研究方向为精密/超精密加工技术、现代表面工程技术。

(责编 古系)

引文格式: 马志锋, 刘行, 黄景存, 等. 稀土 Y 对 TiB₂/Al-Zn-Mg-Cu-Zr 微观组织与性能的影响[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 94-99.

MA Zhifeng, LIU Xing, HUANG Jingcun, et al. Effect of Y on microstructure and properties of TiB₂/Al-Zn-Mg-Cu-Zr[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 94-99.

稀土 Y 对 TiB₂/Al-Zn-Mg-Cu-Zr 微观组织与性能的影响

马志锋^{1,2}, 刘行^{1,2}, 黄景存³, 韩杨³, 王屿鑫³, 李萌³, 陈子勇³

(1. 中国航发北京航空材料研究院铝合金研究所, 北京 100095;

2. 中国航发北京航空材料研究院北京市先进铝合金材料及应用工程技术研究中心, 北京 100095;

3. 北京工业大学材料与制造学部, 北京 100124)

[摘要] 稀土 Y 对 TiB₂ 颗粒增强复合材料具有优异的细化效果, 可改善 TiB₂ 颗粒团簇造成的性能损伤, 对提高复合材料综合力学性能有重要作用。本文采用传统铸造及热挤压工艺制备 3% (质量分数) TiB₂/Al-Zn-Mg-Cu-Zr-Y 复合材料板材, 通过扫描电子显微镜、透射电子显微镜、室温拉伸测试等表征手段研究了不同 Y 含量对 TiB₂ 增强铝基复合材料的显微组织与力学性能的影响。结果表明, Y 元素的添加可以细化复合材料铸态组织, 添加 0.1% Y (质量分数) 时, 细化效果最好, T6 态的综合性能最优, 抗拉强度为 729.85 MPa, 延伸率高达 8.06%。Y 元素的加入使晶界处生成难溶相 Al₈Cu₄Y(Zr), 热挤压可使其破碎并起到一定强化效应, 但过量的 Al₈Cu₄Y(Zr) 导致材料强度、塑性降低。TiB₂ 颗粒增加了基体内位错密度, 起到位错强化、载荷传递强化效应。GP II 和 η' 是复合材料 T6 态中主要的纳米强化相。

关键词: 航空工业; 铝合金; 复合材料; 微观组织; 力学性能

Effect of Y on Microstructure and Properties of TiB₂/Al-Zn-Mg-Cu-Zr

MA Zhifeng^{1,2}, LIU Xing^{1,2}, HUANG Jingcun³, HAN Yang³, WANG Yuxin³, LI Meng³, CHEN Ziyong³

(1. Institute of Aluminum Alloy, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

2. Beijing Engineering Research Center of Advanced Aluminum Alloys and Applications, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

3. Materials and Manufacturing Department of Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

[ABSTRACT] Rare earth Y has excellent refining effect on TiB₂ particle reinforced composites, and can improve the performance damage caused by TiB₂ particle clusters. It plays an important role in improving the comprehensive mechanical properties of composites. In this paper, 3% (mass fraction) TiB₂/Al-Zn-Mg-Cu-Zr-Y composite plates were prepared by traditional casting and hot extrusion. The effects of Y content on the microstructure and mechanical properties of TiB₂-reinforced aluminum matrix composites were investigated by scanning electron microscopy (SEM), transmission electron microscopy (TEM) and tensile test at room temperature. The results show that the as-cast microstructure of composites can be refined by addition of Y, and the refining effect is the best when 0.1% Y (mass fraction) is added. The composite with 0.1% Y (mass fraction) has the best mechanical properties, with the ultimate tensile strength (UTS) of 729.85 MPa and the elongation (EL) of 8.06%. The addition of Y element leads to the formation of insoluble phase Al₈Cu₄Y(Zr) at the grain boundary, which can be broken and strengthened by hot extrusion. Excessive Al₈Cu₄Y(Zr) leads to the decrease of strength and plasticity of the material. TiB₂ particles can increase the dislocation density in the matrix, and have the effect of dislocation strengthening and load transfer strengthening. GP II and η' are the main nano-strengthening phases in the T6 state of the composites.

Keywords: Aviation industry; Aluminum alloys; Composite; Microstructure; Mechanical property

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.094

Al-Zn-Mg-Cu 铝合金,也称为 7xxx 系列铝合金,作为航空航天工业的重要轻质结构材料,具有低密度、高比强度、优异的耐腐蚀性和高硬度等特点^[1-4]。为了进一步提高其力学性能以满足更加苛刻的应用要求,可以将高硬度、高弹性模量的陶瓷颗粒引入 Al-Zn-Mg-Cu 合金中制备颗粒增强铝基复合材料(PRAMCs)。

TiB₂ 颗粒具有低密度、高熔点、高弹性模量,与基体具有良好的晶格匹配度等优点,是理想的增强体材料^[5-8]。原位内生法制备的 TiB₂ 与 Al 基体润湿程度高、界面洁净,且更容易制备大体积分数颗粒复材被广泛研究。然而,由于纳米、微纳米尺寸的 TiB₂ 颗粒与 Al 熔体存在界面能和密度等差异^[9],在凝固过程极易形成 TiB₂ 颗粒团簇,这将大大削弱复合材料的力学性能^[10-12]。

稀土元素可以显著细化基体铸态组织,减小二次枝晶间距,并且可以大幅改善 TiB₂ 颗粒界面润湿性,降低 TiB₂ 颗粒的团聚倾向,但是过量的添加稀土元素反而会削弱其细化和分散作用^[13]。La、Ce 被试验证实了具有抑制晶粒长大、分散 SiC 颗粒团聚作用,降低了材料内部应力集中,大幅度提升了材料的强度、断裂韧性和延展性^[14]。稀土 Y 价格经济且具有优异的细化效果可用于替代昂贵稀土元素制备综合性能优异的铝基复合材料。Qian 等^[15]研究了 Y 对 ZrB₂ 颗粒增强 6111 复合材料组织与性能的影响,研究表明, Y 元素与 ZrB₂ 具有协同强化作用,通过弥散强化、第二相强化、位错强化、改善 ZrB₂ 的分布等机制实现强度与塑性同步提升,复合材料的抗拉强度和延伸率分别达到 325 MPa 和 13.2%,较基体合金分别提高了 19.5% 和 83.3%。本文通过传统铸造及热挤压工艺成功制备了不同 Y 质量分数(0、0.1%、0.3%、0.5%)的 3% TiB₂/Al-Zn-Mg-Cu-Zr 复合材料板材,并对其显微组织对力学性能的影响进行详细的表征和分析。

1 试验及方法

1.1 复合材料制备

试验通过传统铸造法制备 TiB₂ 颗粒增强复合材料,通过添加不同含量 Y 进行改性,复合材料成分标定如表 1 所示。将 Al-20% TiB₂、Al-50% Cu、Al-4% Zr (质量分数)中间合金和纯 Al 放入 SG2-7.5-12 型石墨黏土坩埚电阻炉中熔化,熔化温度为 780 °C。加入六氯乙烷脱渣、除气。随后,向熔体中加入纯 Zn 和纯 Mg、Al-10% Y (质量分数)。搅拌 15 min 后将熔液浇铸进金属模具得到复合材料铸锭。在均匀化(400 °C /4 h+465 °C /24 h)后,将复合材料铸锭去除表面氧化层和缩孔,制成 ϕ 90 mm × 100 mm 的圆柱铸锭以备热挤压。复合材料铸锭在 425 °C 下保温 2 h,并在约 430 °C 下进行热挤压,获

得截面面积为 65 mm × 5 mm 的复合材料板材,挤压比为 20 : 1。复合板材采用峰值时效(T6)处理(465 °C / 2 h+ 水淬 + 120 °C /24 h)。

1.2 材料表征方法

采用扫描电子显微镜(SEM, QUANTA FEG 650)和透射电子显微镜(TEM, JEOL2100)表征复合材料样品的微观结构。SEM 配备有能量色散 X 射线能谱仪(EDS, Oxford X-MAXN-80)。SEM 样品通过粗、精研磨和机械抛光制备,TEM 样品通过机械抛光制备为 ϕ 3 mm、厚度 <70 μ m 的圆片试样。用 30% 硝酸 +70% 甲醇(体积分数)的双喷溶液在 248 K 下通过双喷射电抛光制备,拉伸试验在 CMT 5205 GL 万能试验机上以 0.9 mm/min 的拉伸速率进行,拉伸样品如图 1 所示。

2 结果与讨论

图 2 为不同 Y 含量的复合材料铸态组织,不同含量的 Y 对复合材料的晶粒细化程度有着较为明显的差异,通过 Image-Pro Plus 软件统计了不同成分复合材料的平均晶粒尺寸,如表 2 所示。当添加质量分数为 0.1% 的 Y 时,晶粒尺寸较无添加的材料更加细小,且等轴晶粒的占比增多。随着 Y 的添加量增加到 0.3% 时,晶粒细化程度相对减弱,但仍比 0% Y 的晶粒细小,明亮的晶界析出相密度随之增大且分布更加连续。当 Y 的添加量为 0.5% 时,材料的晶粒的细化效果进一步发生减弱,如图 2 (d) 所示,晶粒尺寸较质量分数为 0.1% 和 0.3% Y 的材料更大,这说明添加适量的 Y 对材料铸态晶粒具有明显的细化作用,但当添加量过大时,细化作用反

表 1 复合材料成分标定(质量分数)

Table 1 Composition calibration of composite materials (mass fraction) %

| 合金编号 | Zn | Mg | Cu | Zr | TiB ₂ | Y | Al |
|------|----|-----|-----|------|------------------|-----|----|
| 1 | 10 | 2.3 | 1.6 | 0.12 | 3 | 0 | 余量 |
| 2 | 10 | 2.3 | 1.6 | 0.12 | 3 | 0.1 | |
| 3 | 10 | 2.3 | 1.6 | 0.12 | 3 | 0.3 | |
| 4 | 10 | 2.3 | 1.6 | 0.12 | 3 | 0.5 | |

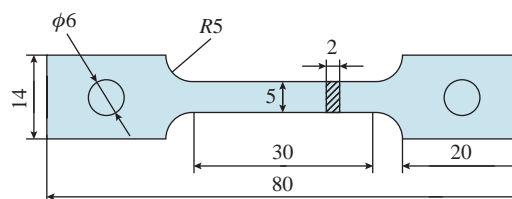


图 1 拉伸试样示意图(mm)

Fig.1 Schematic diagram of tensile specimen (mm)

而会被抑制。观察不同 Y 含量的材料组织发现,当 Y 的添加量为 0.1% 时,获得的铸态组织最优,细化效果最为明显。探究 Y 元素在复合材料中的作用, Y 能与熔体中的 Cu、Fe、Si 等元素形成初晶温度高的金属间化合物成为铝基体的形核位点,晶界生成的含 Y 化合物不仅可以强化晶界,还可以形成屏障阻碍基体晶粒的生长,故而起到细化晶粒的效果,铝液的凝固前沿界面中 Y 的大浓度富集使成分过冷,减少了枝晶间距,细化了枝晶^[12]。

不同 Y 含量的复合材料铸态组织 EDS 能谱图(图 3)可表征铸态组织晶界处非平衡共晶相的元素分布。可知, $TiB_2/Al-Zn-Mg-Cu$ 铸态组织中的增强体颗粒(TiB_2)呈现规则的几何形状,其粒径分布约为 100 nm~2 μm 。 TiB_2 在基体中分布并不均匀,易在晶界处形成 TiB_2 颗粒团簇,这是由其自身界面能导致的。细小的颗粒具有较大的比表面积,故其界面能大,导致弥散颗粒于铝液中处于不稳定状态,在凝固过程中, TiB_2 颗粒自发形成颗粒团簇,以减少比表面积、降低界面能来达到相对的稳态,因此 TiB_2 团簇在复合材料的铸造过程中无法避免。另外,复合材料基体中合金元素分布也不均匀, Cu、Zn、Mg 元素在晶界处偏聚,存在严重的枝晶偏析,其中 Cu 元素的偏析较为严重;其次为 Zn、Mg,形成 T 相($Al_2Mg_3Zn_3$)^[16], Cu 元素固溶于其中,如图 3(a)所示, Zr 元素依附于 TiB_2 颗粒簇偏聚,说明 TiB_2 颗粒界面能够成为含 Zr 相的形核位点。当复合材料中添加 Y 时,晶界相中出现了明显的 Y 元素偏聚区,如图 3(b)所示,在 Y 的偏聚区域同时偏析了部分 Cu、Zr,可能为 $Al_8Cu_4Y(Zr)$ ^[17-18]。随着 Y 加入量的增加, $Al_8Cu_4Y(Zr)$ 在晶界共晶相的占比急剧提高,当 Y 的添加量为 0.3% 时,铸态组织的晶界共晶相大部分为 $Al_8Cu_4Y(Zr)$ 。当 Y 的添加量为 0.5% 时,全部晶界相几乎都可观察到 Y 元素的偏聚,这说明 Y 元素结合大量 Cu 元素形成 $Al_8Cu_4Y(Zr)$ 。由于 Y 元素的过量添加,在铸态组织中首次观察到 $Al_3Zr(Y)$ 相^[19] 的形成。大量的元素偏析导致热加工过程变形抗力增大,易产生缺陷损害材料力学性能,因此需要通过均匀化退火处理以消除成分偏析。

不同 Y 含量复合材料的均匀化退火组织如图 4 所示。未添加 Y 中粗大的晶界非平衡共晶相经均匀化处理后逐渐溶解,原本连续的晶界相发生熔断,直至完全溶解,但仍存在少量的 T 相残留。从质量分数为 0.1% Y 复合材料的均匀化组织中可以看出,残余的第二相含量相对增多,与 T 相、 $Al_8Cu_4Y(Zr)$ 共存。残余第二相不连续分布,尺寸相对较小,通过后续的热挤压加工可进一步破碎,形成更加细小弥散的第二相,可与 TiB_2 颗

粒共同承担受力载荷,起到一定的强化效果,但受力条件下已形成应力集中,导致微裂纹萌生,损伤材料塑性。然而,当 Y 添加量为 0.3% 时,未溶解的第二相比例大幅提高。大部分粗大的 $Al_8Cu_4Y(Zr)$ 相仍保持铸态组织中的形态,这种粗大的晶界相会进一步减弱晶界强度,导致沿晶界开裂的脆性断裂,对材料的力学性能不利。从上述组织可以看出,添加质量分数为 0.1% Y 的材料组织最为理想,铸态晶粒细化效果明显,且晶界难回溶相生成量较少,残余第二相尺寸适中,且分布较为弥散。

质量分数为 0.1% Y 复合材料的热挤压态与时效态的组织如图 5 所示。可以看出,热挤压有效地破碎了铸造过程中形成的颗粒团簇,在挤压力的作用下使 TiB_2 颗粒沿挤压方向呈带状分布,均匀化过程残留的第二相被进一步破碎成细小分散的颗粒。热挤压过程的热变与应变储能,为固溶元素的动态析出提高了强驱动力,使大量弥散细小的 η 相在基体中析出。 η 相回溶温度

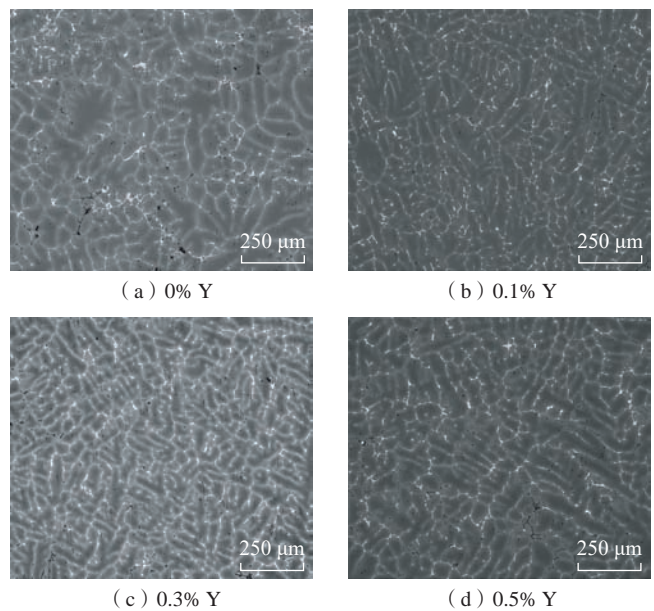


图 2 $TiB_2/Al-Zn-Mg-Cu-Zr$ 复合材料铸态组织
Fig.2 As-cast microstructure of $TiB_2/Al-Zn-Mg-Cu-Zr$ composites

表 2 不同 Y 质量分数复合材料铝晶粒平均尺寸
Table 2 Average grain size of aluminum in composites with different Y mass fractions

| 编号 | 平均晶粒面积/ μm^2 | 平均晶粒等效直径/ μm |
|-----------|-------------------|-------------------|
| 1#-0% Y | 8718 | 101 |
| 2#-0.1% Y | 3673 | 67 |
| 3#-0.3% Y | 4156 | 71 |
| 4#-0.5% Y | 6974 | 93 |

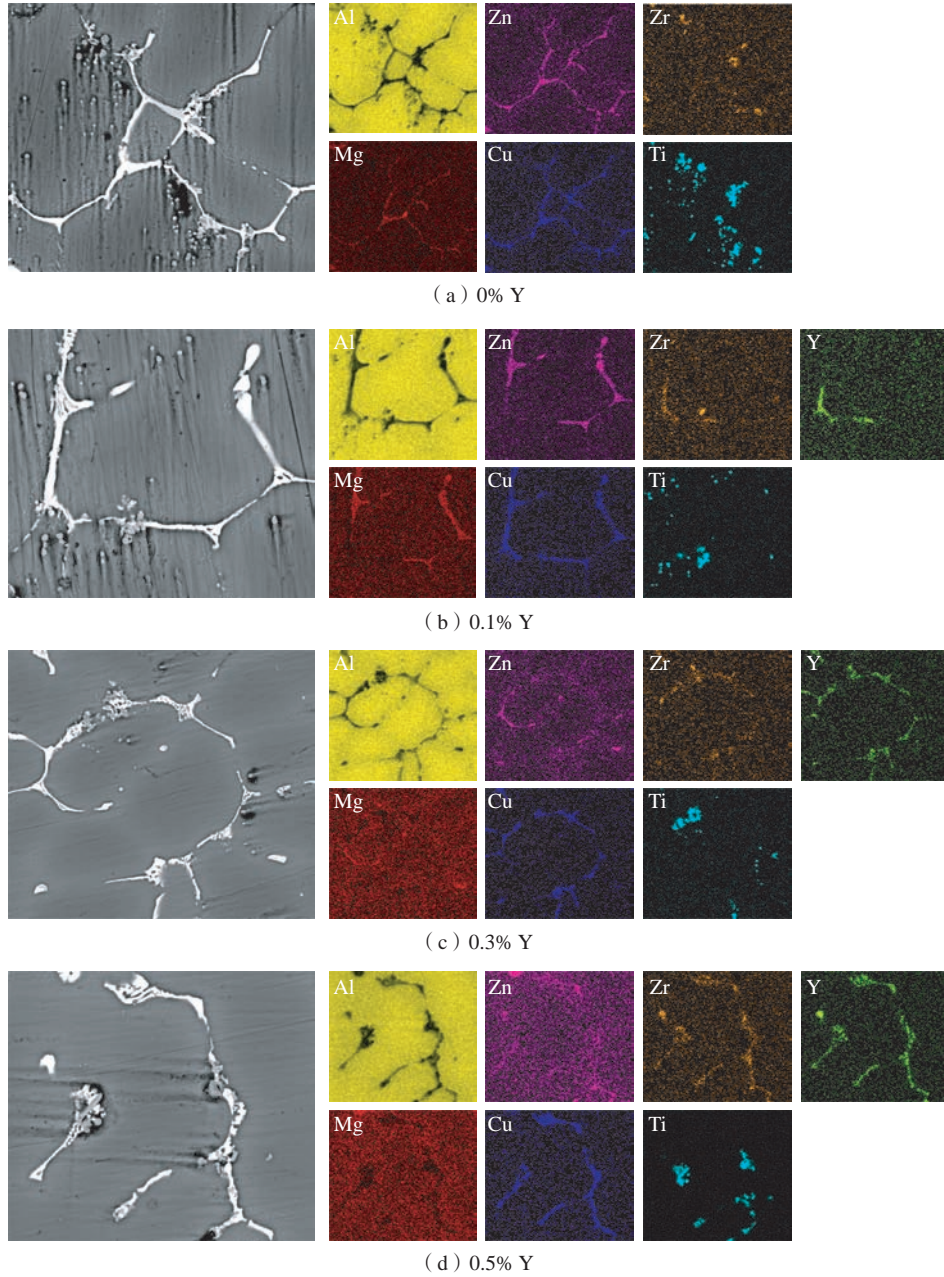


图3 铸态 $TiB_2/Al-Zn-Mg-Cu-Zr$ 复合材料晶界共晶相元素分布
 Fig.3 Elemental map for grain boundary eutectic phases of as-cast $TiB_2/Al-Zn-Mg-Cu-Zr$ composites

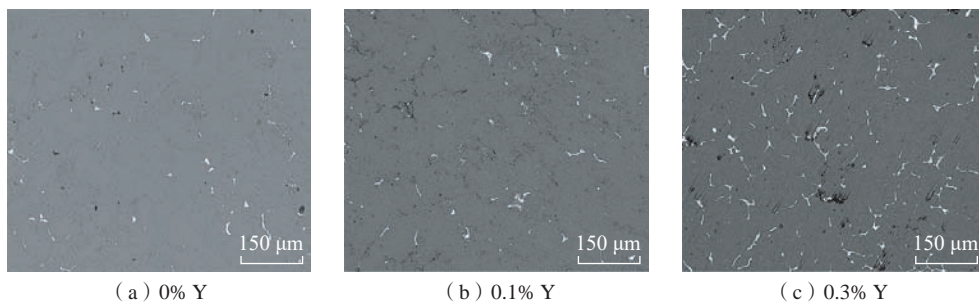


图4 $TiB_2/Al-Zn-Mg-Cu-Zr$ 复合材料均匀化退火组织
 Fig.4 Homogenized annealing microstructure of $TiB_2/Al-Zn-Mg-Cu-Zr$ composites

较低,回溶速度快,在固溶过程中很容易回溶至基体(图5(b)),为后续人工时效提供驱动力保证。固溶处理后,部分T相仍未溶解,呈现圆润的边界,这是固溶处理溶解球化现象。 $\text{Al}_8\text{Cu}_4\text{Y}(\text{Zr})$ 保持破碎后的锋锐的边界,说明固溶过程未发生回溶,但分布相对弥散,尺寸大小与残余T相相近。

峰值时效状态(T6)的挤压态复合材料的TEM显微照片如图6所示。图6(a)为 TiB_2 颗粒与高密度位错相互作用,由于 TiB_2 与基体存在弹性模量和热膨胀系数的差异,导致在热变形及热处理过程中,变形程度各不相同,因此在 TiB_2 颗粒周围的基体产生大量的几何必要位错协调变形,起到了位错强化的效果。图6(b)显示了晶粒内析出相的高分辨率透射电子显微镜(HRTEM)图,沿 $\langle\bar{1}12\rangle_{\text{Al}}$ 方向分别观察到圆盘状和棒状 η' 相。棒状 η' 相的厚度约为2 nm,长度为4~7 nm,盘状沉淀物的直径约为4 nm。在基体中, η' 相与Al基体呈半共格取向关系。图6(c)为 $\langle\bar{1}12\rangle_{\text{Al}}$ 方向的选定区域电子衍射图案(SADP),在 $1/3$ 和 $2/3\{220\}_{\text{Al}}$ 的位置检测到 η' 相的衍射斑^[20-21],同时出现了微弱的GP II衍射斑^[20]。一般认为7xxx合金的时效强化顺序为:过饱和固溶体 \rightarrow GP I \rightarrow GP II $\rightarrow\eta'$ $\rightarrow\eta$ ^[22]。在晶界处,不连续的粗晶界沉淀物(GBP)沉淀与其消耗基体中的溶质原子,导致在晶界两侧形成无析出区(PFZ)(图6(d))。在添加质量分数0.1% Y的 $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu-Zr}$ 复合材料的T6态中,GP II和 η' 是主要纳米强化相。然而,并未观察到基体内弥散析出的 $\text{L}_{12}\text{-Al}_3\text{Zr}$ 相,可能是由于凝固过程Zr元素在 TiB_2 颗粒表面析出,并有部分固溶于 $\text{Al}_8\text{Cu}_4\text{Y}(\text{Zr})$,基体内Zr元素耗尽,浓度驱动的析出动力不足导致无法在后续热处理中析出。

图7为不同Y含量 $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu-Zr}$ 复合材料T6状态下的真应力-应变曲线。可以看出,不添加稀土Y的复合材料的抗拉强度和屈服强度分别为692.67 MPa和614.68 MPa。添加质量分数为0.1% Y的复合材料强度略有提升,抗拉强度达729.85 MPa,屈服强度达631.98 MPa,塑性得到了大幅度提升,延伸率达到8.06%,较未添加Y的材料提升了67.22%。Y的添加细化了材料晶粒,改善了 TiB_2 颗粒界面润湿性,使其与基体具有更强的结合能力,从而大大提高了材料塑性。少量破碎的第二相与 TiB_2 颗粒起到复合承载的效果,使强度略有提升。然而,从上述组织分析中得知,添加质量分数为0.3%的Y使复合材料晶界处形成大量的 $\text{Al}_8\text{Cu}_4\text{Y}(\text{Zr})$,在均匀化退火及固溶处理中难以回溶,残留大体积分数的第二相。过度残留的第二相导致了材料受载下易在残留相聚集处产生应力集中,并于此萌生裂纹,造成脆性断裂,大大降低了材料塑性(延伸率

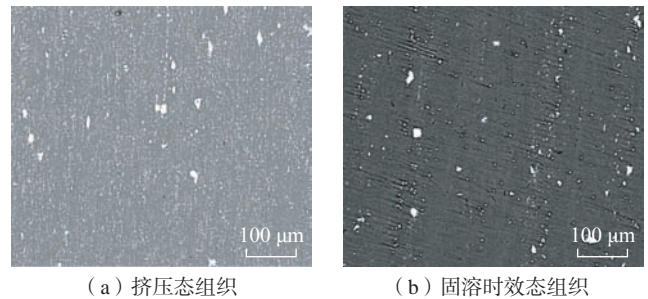


图5 $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu-Zr}$ 复合材料
Fig.5 $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu-Zr}$ composites

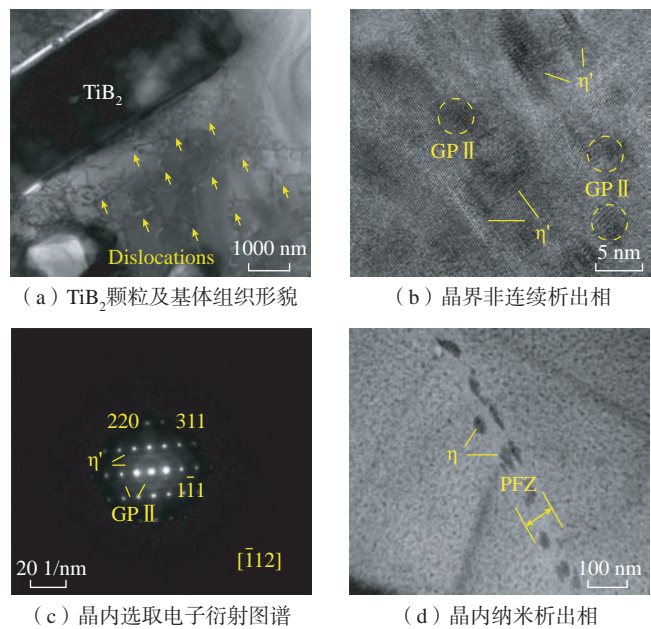


图6 添加0.1% Y的 $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu-Zr}$ 复合材料TEM图
Fig.6 TEM images of $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu-Zr}$ composites added 0.1% Y

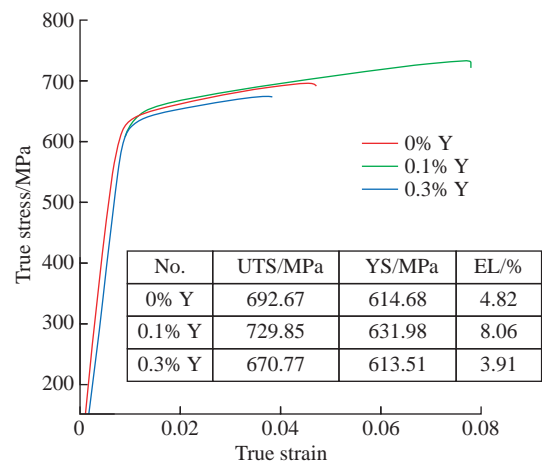


图7 不同Y含量 $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu-Zr}$ 复合材料真实应力-应变曲线
Fig.7 True stress-strain curves of $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu-Zr}$ composites with different Y contents

3.91%)。同时,大量 $\text{Al}_8\text{Cu}_4\text{Y}$ (Zr) 相的存在消耗了大量基体中的 Cu 元素,造成 Cu 元素原本的固溶强化、析出强化效应不足,从而使添加质量分数 0.3% Y 复合材料的强度也有所降低(抗拉强度 670.77 MPa、屈服强度 613.51 MPa)。

3 结论

本文通过常规铸造和热挤压成功制备了 Y 质量分数为 0%、0.1%、0.3%、0.5% 的 $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu-Zr}$ 复合材料。通过 SEM、TEM 等技术表征了复合材料的显微组织与力学性能,结论如下。

(1) Y 元素的添加可以细化复合材料铸态组织,添加质量分数 0.1% Y 时,细化效果最好, T6 态的综合性能最优,抗拉强度为 729.85 MPa,延伸率高达 8.06%。

(2) Y 元素的加入使晶界处生成难溶相 $\text{Al}_8\text{Cu}_4\text{Y}$ (Zr),热挤压可使其破碎并起到一定强化效应,然而过量的 $\text{Al}_8\text{Cu}_4\text{Y}$ (Zr) 导致材料强度和塑性降低。

(3) TiB_2 颗粒增加了基体内位错密度,起到位错强化和载荷传递强化效应。GP II 和 η' 是复合材料 T6 态中主要的纳米强化相。

参考文献

- [1] WILLIAMS J C, STARKE E A. Progress in structural materials for aerospace systems[J]. *Acta Materialia*, 2003, 51(19): 5775–5799.
- [2] HEINZ A, HASZLER A, KEIDEL C, et al. Recent development in aluminium alloys for aerospace applications[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2000, 280(1): 102–107.
- [3] LITYŃSKA-DOBRYŃSKA L, OCHIN P, GÓRAL A, et al. The microstructure of rapidly solidified Al–Zn–Mg–Cu alloys with Zr addition[J]. *Solid State Phenomena*, 2010, 163: 42–45.
- [4] XU H, PALMIERE E J. Particulate refinement and redistribution during the axisymmetric compression of an Al/SiC_p metal matrix composite[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 1999, 30(3): 203–211.
- [5] MARLAUD T, DESCHAMPS A, BLEY F, et al. Influence of alloy composition and heat treatment on precipitate composition in Al–Zn–Mg–Cu alloys[J]. *Acta Materialia*, 2010, 58(1): 248–260.
- [6] MILMAN V, WARREN M C. Elastic properties of TiB_2 and MgB_2 [J]. *Journal of Physics: Condensed Matter*, 2001, 13(24): 5585–5595.
- [7] BLAZ L, SUGAMATA M, KULA A, et al. Mechanical consolidation of rapidly solidified Meso 20 alloy flakes-structure and mechanical properties[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2012, 520: 105–113.
- [8] CHEN D, ZOU C, ZHANG Y J, et al. Tensile properties of 15wt.% $\text{TiB}_2/7055$ composite fabricated by in situ method[J]. *Advanced Materials Research*, 2013, 842: 165–169.
- [9] MA Y, CHEN Z, WANG M L, et al. High cycle fatigue behavior of the in-situ $\text{TiB}_2/7050$ composite[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2015, 640: 350–356.
- [10] STEFANESCU D M, DHINDAW B K, KACAR S A, et al. Behavior of ceramic particles at the solid-liquid metal interface in metal matrix composites[J]. *Metallurgical and Materials Transactions A*, 1988, 19(11): 2847–2855.
- [11] GENG J W, HONG T R, MA Y, et al. The solution treatment of in-situ sub-micron $\text{TiB}_2/2024$ Al composite[J]. *Materials & Design*, 2016, 98: 186–193.
- [12] HUANG J C, XIANG Z L, LI J H, et al. Effect on microstructure and mechanical properties of in situ 6wt.% $\text{TiB}_2/\text{Al-Zn-Mg-Cu}$ composite subjected by two-step orthogonal deformation process[J]. *Journal of Materials Research*, 2021, 36(21): 4426–4437.
- [13] 王国路,陈刚,赵玉涛,等. 稀土对 $\text{TiB}_2/7055$ 复合材料组织及性能的影响 [J]. *材料热处理学报*, 2011, 32(7): 1–5.
WANG Guolu, CHEN Gang, ZHAO Yutao, et al. Effects of rare earth element on microstructure and mechanical properties of $\text{TiB}_2/7055$ composites[J]. *Transactions of Materials and Heat Treatment*, 2011, 32(7): 1–5.
- [14] LIU Q Y, WANG F, QIU X P, et al. Effects of La and Ce on microstructure and properties of SiC/Al composites[J]. *Ceramics International*, 2020, 46(1): 1232–1235.
- [15] QIAN W, ZHAO Y T, KAI X Z, et al. Microstructure and properties of 6111Al matrix composites reinforced by the cooperation of in situ ZrB_2 particles and Y[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2020, 829: 154624.
- [16] LIM S T, EUN I S, NAM S W. Control of equilibrium phases (M, T, S) in the modified aluminum alloy 7175 for thick forging applications[J]. *Materials Transactions*, 2003, 44(1): 181–187.
- [17] ZHANG L G, MASSET P J, TAO X M, et al. Thermodynamic description of the Al–Cu–Y ternary system[J]. *Calphad*, 2011, 35(4): 574–579.
- [18] POZDNIAKOV A V, BARKOV R Y, AMER S M, et al. Microstructure, mechanical properties and superplasticity of the Al–Cu–Y–Zr alloy[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2019, 758: 28–35.
- [19] KUMAR A P, SUNTHARAVEL MUTHAIAH V M, MULA S. Effect of Nb, Y and Zr on thermal stability of nanocrystalline Al–4.5wt.% Cu alloy prepared by mechanical alloying[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2017, 722: 617–627.
- [20] BERG L K, GJØNNES J, HANSEN V, et al. GP-zones in Al–Zn–Mg alloys and their role in artificial aging[J]. *Acta Materialia*, 2001, 49(17): 3443–3451.
- [21] SHA G, CERESO A. Early-stage precipitation in Al–Zn–Mg–Cu alloy (7050)[J]. *Acta Materialia*, 2004, 52(15): 4503–4516.
- [22] CHEN Z Y, MO Y K, NIE Z R. Effect of Zn content on the microstructure and properties of super-high strength Al–Zn–Mg–Cu alloys[J]. *Metallurgical and Materials Transactions A*, 2013, 44(8): 3910–3920.

通讯作者: 马志锋,高级工程师,主要研究方向为高强铝合金。

(责编 古系)

引文格式: 杨子钰, 董全林, 赵然, 等. 一种 60 kV 太空电子枪的仿真研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(23/24): 100–103.

YANG Ziyu, DONG Quanlin, ZHAO Ran, et al. Study on optical system simulation of 60 kV space electron gun[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(23/24): 100–103.

一种 60 kV 太空电子枪的仿真研究

杨子钰¹, 董全林¹, 赵然², 邵静怡³, 刘洋洋³, 王军伟³

(1. 北京航空航天大学, 北京 100083;

2. 迪瑞医疗科技股份有限公司, 长春 130012;

3. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

[摘要] 根据设计目标的性能参数和结构位置, 通过综合迭代法得到电子枪初值; 并对钨与 LaB₆ 两种阴极材料的性能, 选择合适的阴极材料, 利用 SOURCES 中相关程序对 60 kV 的太空电子枪进行了仿真, 得到色差系数、束斑直径等仿真结果。根据焦距公式得到一级聚焦系统的焦距并进行聚焦系统的仿真, 得到焦距、束斑和电子光路等仿真结果。通过分析一级聚焦系统的不足之处, 重新设计二级聚焦系统, 并由仿真得到极靴孔直径、线圈激励等性能参数和电磁透镜轴上场分布图。最后根据二级聚焦系统仿真结果, 得出了符合要求的电子枪参数与电子光学参数。

关键词: 太空电子枪; 综合迭代法; 聚焦系统; 光学系统; 电子束

Study on Optical System Simulation of 60 kV Space Electron Gun

YANG Ziyu¹, DONG Quanlin¹, ZHAO Ran², SHAO Jingyi³, LIU Yangyang³, WANG Junwei³

(1. Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Dirui Industrial Co., Ltd., Changchun 130012, China;

3. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

[ABSTRACT] According to the performance parameters and structure position of the design target, the initial value of the gun is obtained by the comprehensive iteration method. Moreover, the performance of tungsten and LaB₆ cathode materials was compared, the appropriate cathode materials were selected, and the 60 kV space electron gun was simulated by using the SOURCES related procedures, and the simulation results such as coefficient of chromatic aberration and beam spot diameter were obtained. According to the focal length formula, the focal length of the first-order focusing system is obtained and the simulation results of the focusing system, such as focal length, beam spot and optical path diagram, are obtained. By analyzing the shortcomings of the first stage focusing system, the second stage focusing system is redesigned, and the performance parameters such as pole shoe hole diameter, coil excitation and the distribution map of the electromagnetic lens axis are obtained by simulation. Finally, the parameters of electron gun and electron optics are obtained according to the simulation results of two-stage focusing system.

Keywords: Space electron gun; Comprehensive iteration method; Focusing system; Optical system; Electron beam

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.23/24.100

随着航天技术和空间工业的发展, 各国都十分重视对大型空间站等长寿命飞行器的轨道组装技术的研究^[1]。由于宇宙环境的复杂与多变, 飞行器在工作过程中易遭遇突发情况, 导致其自身受到一定程度的损伤, 严重时甚至会影响到工作性能。因此, 空间实时在线修复对于

保障飞行器的安全起到了至关重要的作用, 而实时在线修复需要实时在线加工技术, 故而发展空间焊接技术也是十分必要的^[2]。

由国外多年研究可知, 目前空间焊接中最主要的应用技术为电子束焊接, 而电子束性能的优劣又直接取决

于电子束焊接核心部件——电子枪^[3-4]。电子枪通过阴极发射电子,电子经由阴极与阳极间的电压加速后,利用磁透镜形成一定形状和密度的电子束^[5]。一系列研究表明,电子枪和聚焦系统的结构都会对电子枪的性能产生影响^[6]。因此,对电子枪和聚焦系统的结构进行设计及优化,对提高电子枪的工作性能具有重要意义,也对后续的相关研究具有一定的指导作用^[7-11]。

1 空间焊接用电子枪仿真分析

空间焊接用电子枪的设计目标如表 1 所示。

根据设计目标,利用综合迭代法可得到电子枪的初值,并将其作为设计依据,如表 2 和 3 所示。

1.1 阴极材料的选择

常见的电子枪阴极可以分为直热式和间热式两种。直热式阴极结构简单、工作温度高,多采用难熔的纯金属,如钨等;间热式阴极性能稳定,但发射效率较低,多采用氧化物或 LaB₆ 等。考虑到阴极寿命、发射束流等因素,可选择钨阴极与 LaB₆ 阴极,根据电子光学计算可得,钨与 LaB₆ 各项参数如表 4 所示。

根据表 4 中数据可知,LaB₆ 的逸出功小、熔点低,在一定温度范围内,发射能力高于钨。相对于钨来说,LaB₆ 可在较低的温度下发射更多的电子,降低了对电子枪耐高温特性的要求^[12]。且 LaB₆ 具有性能稳定,寿命长等优点,故而选择 LaB₆ 作为阴极材料。

1.2 电子枪的仿真

电子枪的发射组件由发射阴极、栅极和阳极等部件组成,阴极受加速电子轰击而升温,到达一定温度后产生热发射电子,电子经阳极的加速电场作用,最终形成一定形状和速度的电子束。利用 SOURCES 相关程序,可根据电子枪的初值,绘制出相应的电子枪网格分布,

表 1 空间焊接用电子枪设计目标

Table 1 Design objective of electron gun for space welding

| 设计目标 | 数值 |
|----------------------|-----|
| 加速电压 /kV | 60 |
| 电子束功率 /kW | 3.6 |
| 电子束束流 /mA | 60 |
| 最小束斑直径 /mm | 0.4 |
| 工作距离(电子枪底部至工作平面) /mm | 300 |

表 2 电子枪初始参数

Table 2 Initial parameters of electron gun

| 初始参数 | 数值 |
|------------------------------|-------|
| 相对论修正电压 U_r/V | 63600 |
| 注腰半径 R/mm | 0.15 |
| 束流密度 $J_c/(A \cdot cm^{-2})$ | 7.64 |

最终得到束斑直径等电子枪相关性能参数,如表 5 所示。

2 聚焦系统的仿真分析

太空电子枪电子光学系统位置分布如图 1 所示。坐标原点 O 处为阴极端面,距离 O 点 34 mm 处为束腰,距离 O 点 285 mm 处为聚光镜中心线。

由表 1 可知工作距离为 300 mm。设 x 为物面距离, y 为像面距离(315mm),物面交叉斑直径为 $r_1=0.3$ mm,像面直径 $r_2=0.4$ mm,由牛顿光学公式

$$\frac{r_2}{r_1} = \frac{y}{x} \quad (1)$$

可得到 $x=236.25$ mm。

表 3 电子枪优化仿真输出参数

Table 3 Electron gun optimization simulation output parameters

| 输出参数 | 数值 |
|-------------------------------|---------|
| 阴极截面直径 r_c/mm | 1.08 |
| 导流系数 $P/\mu P$ | 0.00374 |
| 迭代阴极半锥角 $\theta/(^\circ)$ | 1.4166 |
| 阴极曲率半径 R_c/mm | 22.55 |
| 阳极曲率半径 R_a/mm | 10.4 |
| 阳极孔半径 r_a/mm | 0.279 |
| 阳极轴上交点 Z_a/mm | 12.147 |
| 阳极顶点 Z 轴坐标 Z_a/mm | 12.15 |
| R_c/R_a | 3.005 |
| 在 Z_a 点的电子束半径 $r_b(Z_a)/mm$ | 0.451 |
| $ \tan\phi_2/\tan\phi_1-1 $ | 0.0029 |
| 束腰位置 Z_w/mm | 34.03 |

表 4 钨与 LaB₆ 阴极电子枪参数

Table 4 Tungsten and LaB₆ cathode electron gun parameters

| 阴极材料 | 灯丝温度 /K | 束流密度 / ($A \cdot cm^{-2}$) | 电子枪亮度 / ($A \cdot cm^{-2} \cdot Sr^{-1}$) | 功函数 / eV | Richardson 常数 | 熔点 T/K |
|------------------|---------|---------------------------------|--|-------------|------------------|-----------|
| W | 2700 | 3.55 | 10^5 | 4.5 | 120 | 3653 |
| LaB ₆ | 1800 | 5.44 | 10^6 | 2.7 | 60 | 2800 |

表 5 电子枪仿真结果

Table 5 Electron gun simulation results

| 虚拟交叉直径 / μm | 虚拟交叉位置 / mm | 球差系数 | |
|---------------------|----------------|---------------------|---------------------|
| | | 3 rd /mm | 5 th /mm |
| 299.665787 | 33.826546 | -6.1502785e+05 | 6.4275486e+05 |
| 色差系数 | | 总发射电流 /A | |
| (1/2)/mm | (1)/mm | | |
| 1.2849131e+01 | -4.9555366e+03 | 0.0600 | |

根据焦距公式

$$f_1 = \frac{xy}{x+y} \quad (2)$$

计算得出焦距 $f_1=135 \text{ mm}$ 。

2.1 一级聚焦系统仿真

MLENSC 程序可通过一阶有限元法来计算不饱和磁透镜的磁场分布、轴上磁通密度分布等。ABER 程序可以利用其计算结果对聚焦透镜和偏转器进行光路仿真，由此可得到仿真的结果如表 6 所示，光路图如图 2 所示。其中， X_p 、 Y_p 和 R_p 为不同电子束的出射轨迹。

根据计算结果及相关光路图可以看出，工作距离要求为 300 mm，而聚光镜焦距小于工作距离，这样会导致电子束发散，能量耗损过多，无法满足设计需求，故而需要再增加一节聚焦透镜，形成二级聚焦透镜。

2.2 二级聚焦系统仿真

二级聚焦系统电子光学系统设计如图 3 所示。初步拟定 CL_1 为弱激励透镜， CL_2 为强激励透镜。

其中， S_c 为束腰直径； S_w 为工作平面束斑直径； CL_1 为第一聚光镜； CL_2 为第二聚光镜。

考虑机械结构等因素，选取 $a=150 \text{ mm}$ ， $b=89 \text{ mm}$ ， $c=11 \text{ mm}$ 作为初值，经由焦距公式和弱激励公式可得到 CL_1 与 CL_2 的几何参数与激励参数如表 7 所示。利用 ABER 程序可得到光路图，如图 4 所示。

3 电子枪相关参数确定及仿真

使阴极参数不变，根据电子枪的初始参数来调整极间距，得到电子枪性能参数如表 8 所示。

根据以上计算结果，电子光学系统设计参数如表 9

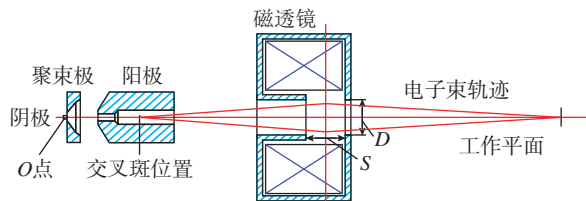


图 1 太空电子枪电子光学系统位置示意图

Fig.1 Position diagram of electronic optical system of space electron gun

表 6 一级聚焦系统性能参数

Table 6 Performance parameters of first-order focusing system

| 参数名称 | 计算结果 |
|--|-------|
| S/D (极靴间距 $S=8 \text{ mm}$; 极靴孔直径 $D=10 \text{ mm}$) | 0.8 |
| 归化激励 | 365.7 |
| 焦距 f_1/mm | 60 |
| 电子束放大倍数 | -0.15 |
| 像平面束斑 μm | 400 |

所示。

PLOTF 程序用来绘制电磁透镜、偏转器和消象散器轴上场分布。利用 PLOTF 程序可绘制电磁透镜轴上场分布，如图 5 所示。

由图 5 可知， CL_1 的轴上最大磁感应强度是 0.0582 T， CL_2 的轴上最大磁感应强度是 0.00595 T。

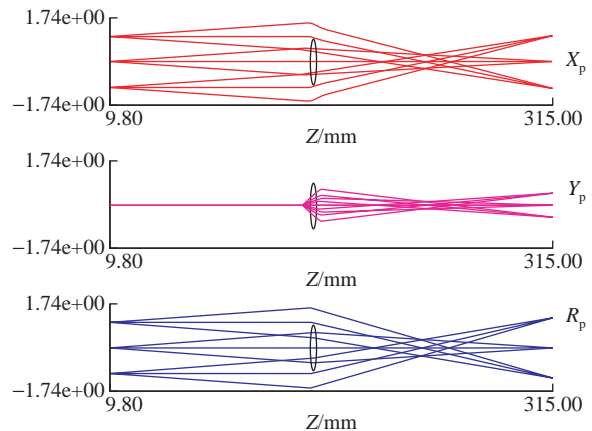


图 2 一级聚焦透镜光路图

Fig.2 Optical path diagram of first-order focusing lens

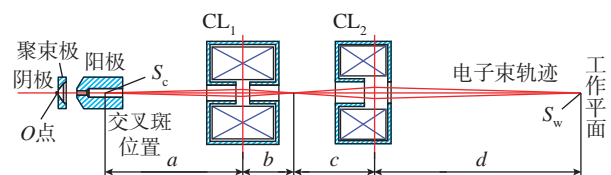


图 3 太空电子枪二级聚焦系统示意图 (mm)

Fig.3 Schematic diagram of the second-order focusing system of the space electron gun (mm)

表 7 电子光学系统几何参数

Table 7 Geometric parameter for electronic optical system

| 透镜 | 物距 a/mm | 极靴孔直径 D/mm | 极靴间距 S/mm | 线圈激励 (A·T) |
|--------|------------------|---------------------|--------------------|------------|
| CL_1 | 150 | 10 | 10 | 684 |
| CL_2 | 250 | 18 | 18 | 3416 |

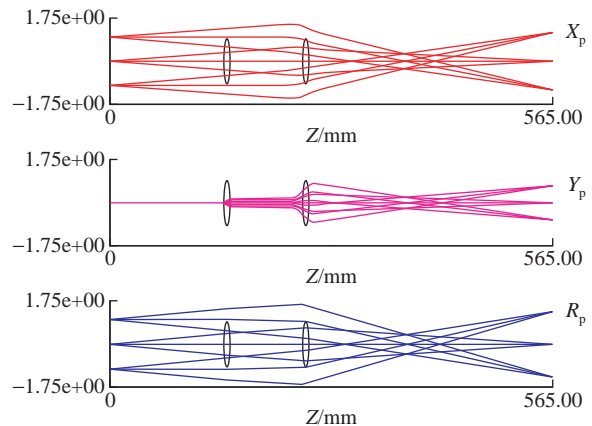


图 4 Munro 计算电子运动轨迹图

Fig.4 Trajectory of electrons calculated by Munro

表 8 电子枪性能参数

Table 8 Performance parameters of electron gun

| 功率/kW | 加速电压/kV | 阴极直径/mm | 聚束极孔径/mm |
|---------|---------|----------------------|----------|
| 3.6 | 60 | 1 | 4 |
| 阳极孔径/mm | 束流大小/mA | 交叉斑直径/ μm | 交叉斑位置/mm |
| 4 | 60 | 300 | 33.8 |

表 9 电子光学系统设计参数

Table 9 Design parameters of electronic optical system

| 聚光镜 | 位置/mm | 线圈激励(A·T) (实际的激励要增加 50%) | S/D (S=14 mm, D=14 mm) |
|-----------------|-------|-----------------------------|---------------------------|
| CL ₁ | 150 | 183 | 1 |
| CL ₂ | 250 | 800 | 1 |

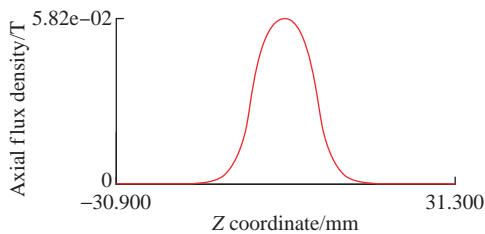
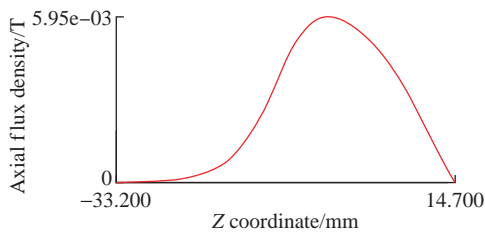
(a) CL₁(b) CL₂

图 5 两种激励透镜轴上磁感应强度分布

Fig.5 Distribution of magnetic induction intensity on two kinds of excitation lens axis

4 结论

本文根据太空电子枪项目的要求,实现了一套 60 kV 电子枪的仿真分析。针对一级聚焦系统仿真过程中存在的问题,重新设计了一套二级聚焦系统并进行仿真,仿真得到的电子枪性能指标中,加速电压为 60 kV,功率为 3.6 kW,束流大小为 60 mA,符合设计指标,可以为后续的相关研究提供一定的依据和参考。

参考文献

- [1] 李春旭,蒋彩云,何成旦,等.空间电子束电聚焦系统的设计[J].中国航空学报,2002,28(4):256-262.
- LI Chunxu,JIANG Caiyun,HE Chengdan,et al.Design of space electron beam electric focusing system[J].Acta Aeronautica Sinica,2002,28(4):256-262.
- [2] 李志远,钱乙余,张九海.先进连接方法[M].北京:机械工

业出版社,2002.

LI Zhiyuan, QIAN Yiyu, ZHANG Jiuhai. Advanced connection method[M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2002.

[3] 陈文雄,徐军,张会珍,等.光电子学与激光技术:电子枪理论研究的新进展[J].中国学术期刊文摘,2007,13(16):7-8.

CHEN Wenxiong, XU Jun, ZHANG Huizheng, et al. Optoelectronics and laser technology: New progress in theoretical research of electron gun[J]. Abstract of Chinese Academic Journals, 2007, 13(16): 7-8.

[4] 郭光耀,韩瑞清.各国空间电子束焊接技术的发展[J].现代制造,2009(33):24-25.

GUO Guangyao, HAN Ruiqing. Development of space electron beam welding technology in various countries[J]. Modern Manufacturing, 2009(33): 24-25.

[5] 李斗星.透射电子显微学的新进展 II Z 衬度像、亚埃透射电子显微学、像差校正透射电子显微学[J].电子显微学报,2004(3):278-292.

LI Douxing. The new progress of transmission electron microscopy II Z contrast image, and transmission electron microscopy, aberration correction transmission electron microscopy[J]. Journal of Electron Microscopy, 2004(3): 278-292.

[6] 周广德,林达.电子束焊接装置用电子光学系统的设计与分析[J].焊接学报,1981(4):36-45.

ZHOU Guangde, LIN Da. Design and analysis of electronic optical system for electron beam welding device[J]. Journal of Welding, 1981(4): 36-45.

[7] 张德添,刘安生,朱衍勇.电子显微技术的发展趋势及应用特点[J].现代科学仪器,2008(1):6-10.

ZHANG Detian, LIU Ansheng, ZHU Yanyong. Development trend and application characteristics of electron microscopy[J]. Modern Scientific Instruments, 2008(1): 6-10.

[8] 陶振凯,狄杰建,赵玉侠.基于 60 kV/6 kW 电子枪的 15 kW 电子枪的研制[J].焊接技术,2014(12):41-43.

TAO Zhenkai, DI Jiejian, ZHAO Yuxia. Development of 15 kW electron gun based on 60 kV/6 kW electron gun[J]. Welding Technology, 2014(12): 41-43.

[9] 倪士勇,黄以平,刘春东.高压电子束焊机中电子束发生系统的设计计算[J].机械工程与自动化,2007(4):126-128.

NI Shiyong, HUANG Yiping, LIU Chundong. Design and calculation of electron beam generating system in high voltage electron beam welder[J]. Mechanical Engineering and Automation, 2007(4): 126-128.

[10] YUAN X, ZHANG Y, YANG H, et al. A gridded high-compression-ratio carbon nanotube cold cathode electron gun[J]. IEEE Electron Device Letters, 2015, 36(4): 399-401.

[11] 陶宗明,张清泽.磁透镜成像公式的简易推导[C]//中国物理学会华东六省市年会暨全国凝聚态物理学术会议.北京:中国物理学会,2001.

TAO Zongming, ZHANG Qingze. Simple derivation of magnetic lens imaging formula[C]//Annual Meeting of Six Provinces and Cities in East China and National Condensed Matter Physics Conference of Chinese Physical Society. Beijing: Chinese Physical Society, 2001.

[12] 何成旦,李鹤岐,许启晋.电子枪新型阴极的设计[J].甘肃工业大学学报,2003,29(3):1-5.

HE Chengdan, LI Heqi, XU Qijin. Design of new cathode for electron gun[J]. Journal of Gansu University of Technology, 2003, 29(3): 1-5.

通讯作者:董全林,教授,研究方向为电子束技术、惯性导航与制导等。

(责编 晓月)

中国 ● 广州
2024年 3月 19日-21日



MRO SUMMIT GUANGZHOU

广州国际航空维修工程及地面服务展洽会

B TO B | 展览展示 | 峰会



广告索引号23-1070

www.mrosummit.cn



创造价值 贡献航空

“大飞机专刊”专栏征稿

选题背景

随着全球经济活动的发展，航空技术推动着航空运输在过去的几十年中保持增长态势。专家预测，未来10年全球航空运力短缺，新飞机交付量将达2.06万架。为应对世界石油危机、全球变暖及其导致的极端气候，实现碳达峰和碳中和，未来大型民机将会朝着新能源化、低能耗化和超声速化的方向发展。期刊2024年将继续策划和推出“大飞机专刊”，从飞机构型、结构设计、制造工艺、新材料、动力形式等方面阐述大型民机的关键技术和发展趋势，欢迎专家学者们提供优秀稿件。

征稿范围

大型民机新构型设计，飞机轻量化材料与结构，大型整体结构件成形制造，飞机智能化装配，飞机结构强度与疲劳寿命，飞机结构健康监测，高效航空发动机，航空新能源动力，高超声速飞机，翼身融合布局，仿生减阻技术，绿色航空，航空智能化技术与数字工厂等。

投稿要求

- 综述文章或研究论文均可，论文要体现出创新性，论点明确，论证充分，结论可靠。
- 保证论文的原创性，无抄袭、剽窃或侵权等行为，不一稿多投。
- 针对本专刊投稿，请提前与学术编辑联系。

截稿日期

本专栏征稿截至2024年3月31日。

联系方式

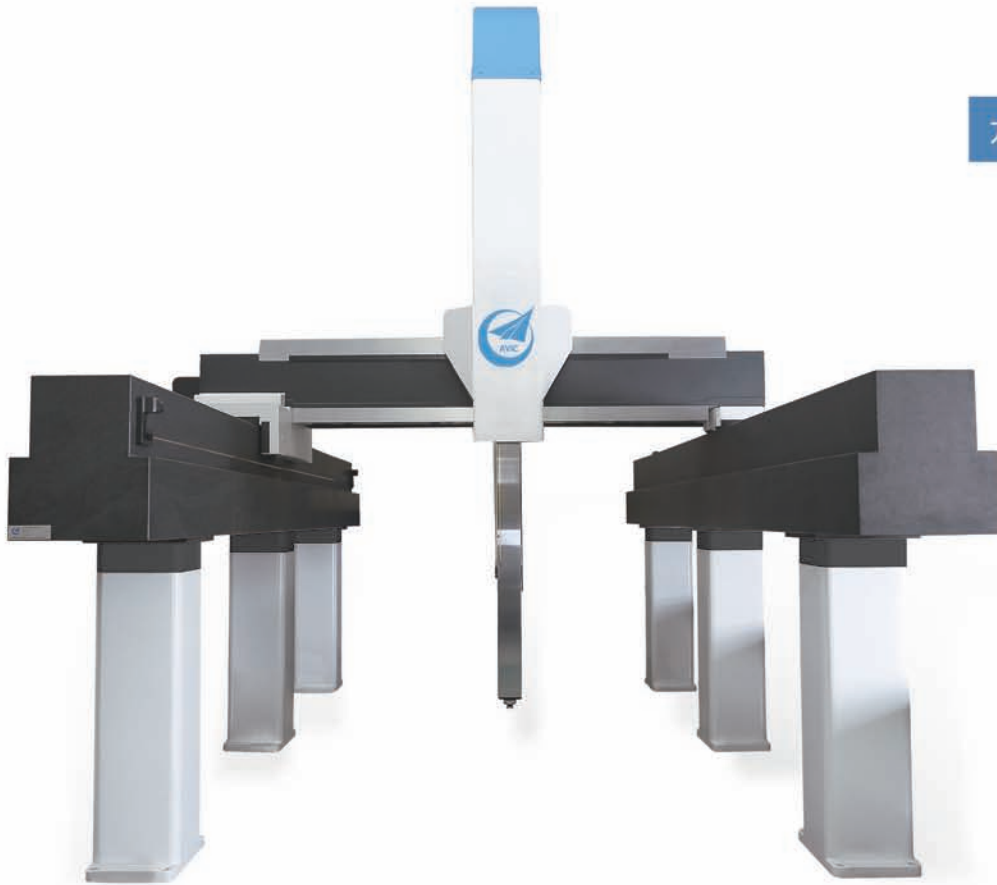
学术编辑：崔逸飞
联系电话：15901138813（微信）
收稿邮箱：yifei625@outlook.com

| 公司名称 | 位置 | 索引号 |
|--------------------|-----|---------|
| 易加三维公司 | 封二 | 23-1001 |
| 北京航空精密机械研究所 | 封三 | 23-1086 |
| 郑州市钻石精密制造有限公司 | 封底 | 23-1067 |
| 镭明激光 | 1 | 23-1057 |
| 斯达拉格公司 | 3 | 23-1014 |
| 埃马克（中国）机械有限公司 | 5 | 23-1022 |
| 郑州辰维科技股份有限公司 | 7 | 23-1037 |
| 北京迪蒙数控技术有限责任公司 | 9 | 23-1011 |
| 北京东兴润滑剂有限公司 | 11 | 23-1004 |
| 易格斯（上海）拖链系统有限公司 | 13 | 23-1051 |
| 广州国际航空维修工程及地面服务展洽会 | 104 | 23-1070 |
| 北京航空精密机械研究所 | 106 | 23-1086 |



中国航空工业集团公司北京航空精密机械研究所

专注精密制造测量测试技术



龙门型三坐标测量机先驱者

行程可达16m



大型龙门系列三坐标测量机荣获国家科学技术部国家重点新产品奖，填补了国内大型测量技术方向的空白，在航空、船舶、能源等领域得到了广泛应用。



地址：北京市丰台区南苑东路5号

网址：www.cpei.avic.com

联系方式：010-56683352 010-56683350

广告索引号23-1086



中国航空工业集团公司北京航空精密机械研究所

专注精密制造测量测试技术

高精度三坐标测量机引领者

精度可达0.4um

研制生产了4000余台高精度三坐标测量机
广泛用于我国制造领域。



地址：北京市丰台区南苑东路5号

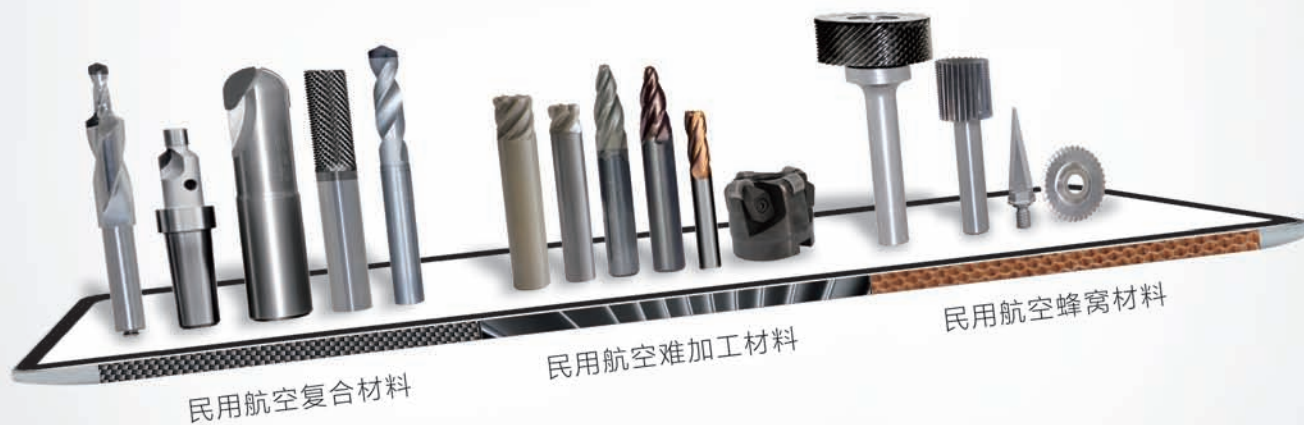
网址：www.cpei.avic.com

联系方式：010-56683352 010-56683350

广告索引号23-1086

卓越·领航

郑钻民用航空材料切削加工解决方案



郑钻作为国内较早进入民用航空工业高端精密刀具的企业之一，通过不断耕耘及技术创新，已积累丰富经验，为民用航空工业提供出色的材料与零部件加工解决方案，以帮助客户解决复合材料、难加工材料等高效切削难题，极大提升加工效率。

广告索引号23-1067

