

# 航空制造技术

2024年 第18期

Vol.67 No.18



封面文章

## 工业机器人变导纳自适应主动容错控制方法研究

专稿

## 喷丸对CoCrFeMnNi高熵合金疲劳性能的影响

www.amte.net.cn

ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V





**WEINGÄRTNER  
MASCHINENBAU**



**mpmc**  
multi product machining center

精密缔造非凡——mpmc助您腾飞!



solutions for  
**AERO SPACE  
INDUSTRY**  
航空航天解决方案



**CAE 2024**

第二届中国航空工艺设备博览会

2024.10.23-26|天津梅江会展中心

欢迎莅临魏因加特纳展位：A647 A648



魏因加特纳机械制造有限公司  
Weingärtner Maschinenbau GmbH  
座机 +861066393011 市场服务热线 +8618311248638 邮箱 china@weingartner.com  
地址 北京市朝阳区建国路118号招商局大厦13E19室,邮编100020

魏因加特纳

[weingartner.com](http://weingartner.com)

广告索引号24-1032

complete  
**SOLUTION**

## 大型金属增材制造系统



EP-M2050



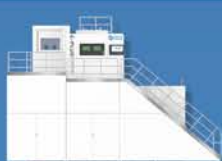
EP-M1550



EP-M1250



EP-M1200-650



EP-825H-1600



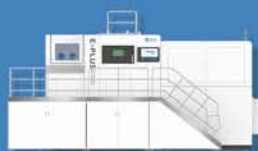
EP-M825



EP-M650H-1500



EP-M650H



EP-M650



EP-M450H-1900



EP-M450H-1200



EP-M450H



EP-M450



EP-M3500



EP-M4750

## 中小型金属增材制造系统



EP-M400



EP-M400S



EP-M300



EP-M260



EP-M150

北京易加三维科技有限公司

sales@eplus3d.com 010-80734828

公司地址：北京市昌平区新元科技园B座705

广告索引号24-1001



编委会

Editorial Board

主任 李志强  
Director Li Zhiqiang

常务副主任 王向明  
Executive Vice-Director Wang Xiangming

副主任 李涤尘 隋少春  
Vice-Director Li Dicheng 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

肖世宏 邢丽英 徐九华  
Xiao Shihong Xing Liying Xu Jiuhua

徐正扬 杨辉 杨树明  
Xu Zhengyang Yang Hui Yang Shuming

姚为 曾元松 张博  
Yao Wei Zeng Yuansong Zhang Bo

张文武 张振宇 章顺虎  
Zhang Wenwu Zhang Zhenyu Zhang Shunhu

赵安安 朱继宏 朱嘉琦  
Zhao An'an Zhu Jihong Zhu Jiaqi

朱利民  
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 王燕萍/崔静  
Academic Editor Emma Wang/Jaime Cui  
文字编辑 程学平/杨艳/郝爽/李明  
Text Editor Linda Cheng/Ivy Yang/Seven Hao/Winli 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 北京贝特里科技发展有限公司  
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 zscbyjb@amte.net.cn

国内定价: 20.00元 国外定价: 16.00美元

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

# 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

广告索引号24-1022



官方微信



编-读-往-来

## READERS & EDITORS



本期专稿中,同济大学高玉魁教授研究了喷丸对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳性能的影响;封面文章中,兰州理工大学王君教授分析了工业机器人变导纳自适应主动容错控制方法;“特种加工”、“表面工程”及“高性能智能化制造”专题重点介绍了多能场复合加工、表面强化、智能决策与自主执行等在难加工材料、复杂型面、微细结构加工方面的明显技术优势,能够大幅提升生产效率与产品综合性能,具有广泛的应用前景。

文字编辑 程学平

《航空制造技术》凭借其专业的学术视角和严谨的审稿过程,成为航空制造领域的权威期刊,为学术研究者及相关从业者提供了宝贵的交流平台。期刊高质量的出版为行业内的最新技术和发展趋势提供了及时的报道和分享,促进了技术和学术的交流与合作,推动了航空制造技术的创新与进步。

编辑以及审稿人的建设性意见,使我能够不断完善自己的研究,并提升论文质量。希望未来能够进一步加强合作,共同推动航空制造技术的研究和发展。

中国科学院宁波材料技术与工程研究所 张硕文



《航空制造技术》专业性地针对先进航空制造技术的研究成果、前沿动态等进行报道,期刊内容丰富,既包含传统成熟技术体系的新发展,同时也十分注重具有广泛应用前景的新材料、新工艺,涉及专业领域众多。期刊为业内读者提供了充足的研究基础和经验,再加上期刊排版简洁明了,减小阅读压力的同时让人深受启发。

期刊投稿反馈效率高,专业性强。负责稿件编校的编辑认真负责,无论是论文内容还是稿件格式校对,均对应给出了专业建议,使得整个发表过程十分顺利。

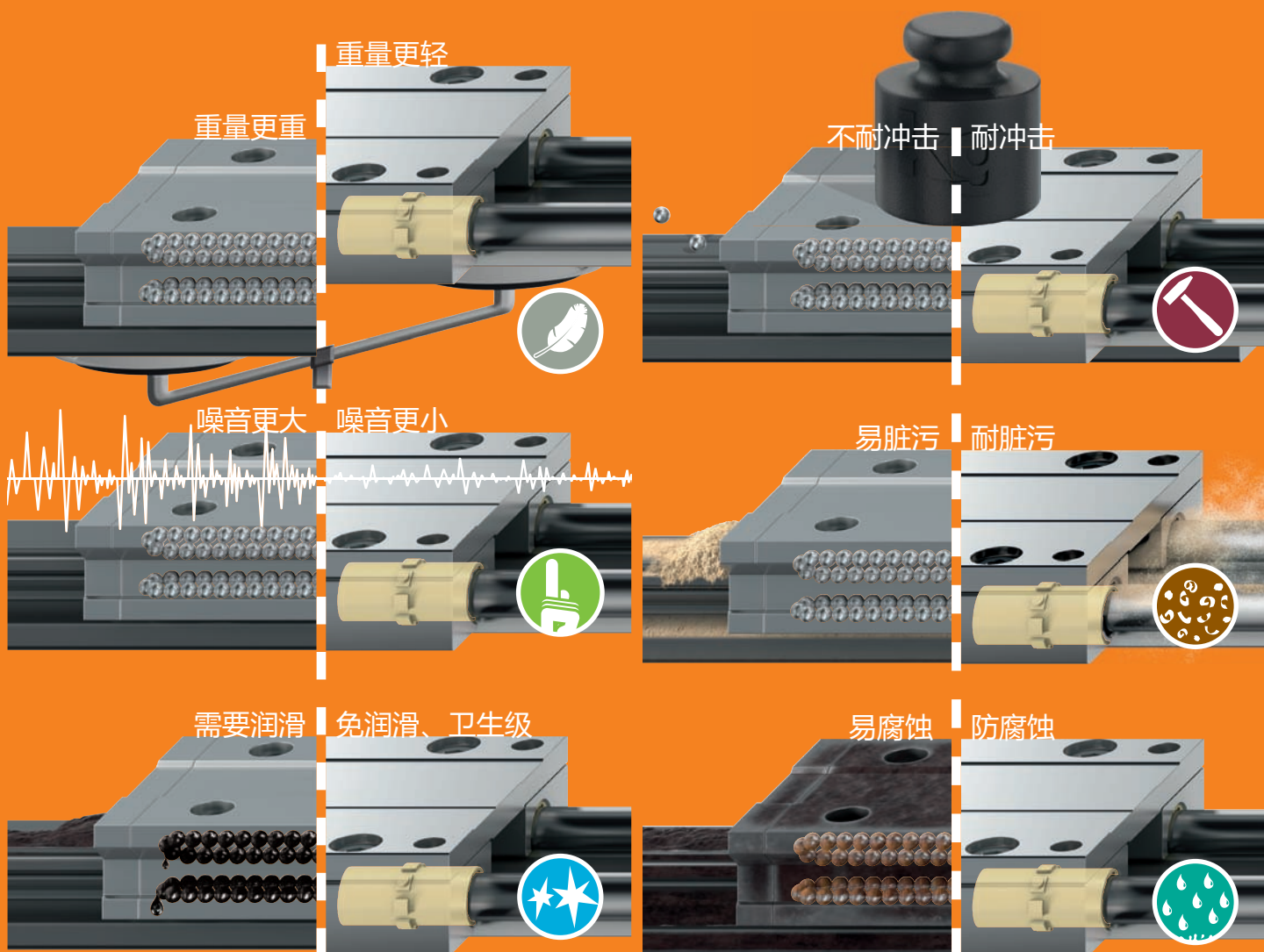
最后,希望期刊可以增加国外航空领域的相关资讯,增加读者的知识面。也祝愿期刊未来越来越好,获得更大的影响力!

同济大学 郑翔元



# 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](http://www.igus.cn/zh-CN/linear)



## 专稿 Feature

- 14 喷丸对CoCrFeMnNi高熵合金疲劳性能的影响  
Effect of Shot Peening on Fatigue Performance of CoCrFeMnNi High-Entropy Alloys  
高玉魁 郑翔元  
GAO Yukui ZHENG Xiangyuan

## 封面文章 Cover Story

- 20 工业机器人变导纳自适应主动容错控制方法研究  
Variable Admittance Adaptive Active Fault-Tolerant Control Method for Industrial Robots  
王君 马迪  
WANG Jun MA Di

## 专题 Special Topic

### 特种加工 Non-Traditional Processing

- 28 基于线激光的化铣激光刻型在机精度检测方法  
On-Machine Accuracy Measurement Method for Chemical Milling Engraving Lines Based on Laser Profiler  
徐劲虎 唐新宇 许坤 季宇雷 毕庆贞  
XU Jinhua TANG Xinyu XU Kun JI Yulei BI Qingzhen
- 37 热处理对激光增材制造TC4ELI显微组织与拉伸性能的影响  
Effect of Heat Treatment on Microstructure and Tensile Properties of Laser Additive Manufacturing TC4ELI  
张文博 胡京伟 刘炳森 霍海鑫 朱言言  
ZHANG Wenbo HU Jingwei LIU Bingsen HUO Haixin ZHU Yanyan
- 46 复杂型腔电解加工成形规律分析及试验研究  
Research on Forming Rule of Electrochemical Machining of Complex Cavity by Analysis and Experiments  
杨柳柳 王忠恒 刘超 赵建社  
YANG Liuliu WANG Zhongheng LIU Chao ZHAO Jianshe
- 54 GH4169镍基高温合金射流电解加工微坑阵列试验研究  
Experimental Research on Micro-Pit Array by Jet Electrochemical Machining on GH4169 Nickel-Based Superalloy  
张亚楠 牛岫 明平美 王思儒 丁达付 秦歌  
ZHANG Yanan NIU Shen MING Pingmei WANG Siru DING Dafu QIN Ge

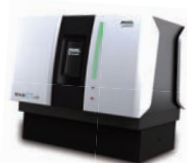
**WENZEL®**

# 创新计量解决方案 INNOVATIONS IN METROLOGY

## OUR PRODUCTS



**3D Metrology**  
三坐标测量技术



**Computed Tomography**  
工业CT



**Large Gantry CMM**  
大型龙门坐标测量技术



**Optical High Speed Scanning**  
高速光学扫描测量系统



**Automotive Solutions And  
Design Studio Solutions**  
汽车测量与造型解决方案



**Shopfloor CMM**  
车间型坐标测量技术



**Gear Tester**  
齿轮测量解决方案



**Mobile Measuring Arm**  
便携式关节臂



**Handheld 3D Scanner**  
手持式3D扫描仪



温泽测量微信公众号

温泽测量仪器(上海)有限公司  
上海市青浦区崧秀路219号

电话: +86 21 5970 3088  
传真: +86 21 5970 3082

邮箱: info@wenzel-cmm.cn  
网址: www.wenzel-cmm.cn

广告索引号24-1015

## 表面工程 Surface Engineering

- 60 螺栓根部圆角滚压的残余应力分布及参数优化研究  
—— 刘婧颖 李浩楠 徐昊 杨知硕 赵彦伟 白清顺  
Research on Residual Stress Distribution and Parameter Optimization After Rolling at Root Fillet of Bolt  
LIU Jingying LI Haonan XU Hao YANG Zhishuo ZHAO Yanwei BAI Qingshun
- 66 渗碳热处理后18CrNiMo7-6合金钢表面变质层J-C损伤失效参数研究  
—— 陈雷 张建伟 王冰冰  
Study on J-C Failure Parameters of Surface-Modified Layer of 18CrNiMo7-6 Alloy Steel After Carburizing Heat Treatment  
CHEN Lei ZHANG Jianwei WANG Bingbing
- 73 TC21钛合金回转体部件激光冲击强化残余应力数值模拟研究  
—— 刘仁志 孙汝剑 张永鑫 崔向中 曹子文 郭伟 陈凯  
Numerical Simulation of Laser Shock Peening Induced Residual Stress on TC21 Titanium Alloy Manufactured Cylinder Component  
LIU Renzhi SUN Rujian ZHANG Yongxin CUI Xiangzhong CAO Ziwen GUO Wei CHEN Kai

## 高性能智能化制造 High-Performance Intelligent Manufacturing

- 82 基于粉碎齿刀具的吸波蜂窝高速铣削加工试验研究  
—— 肖晓 蒲玉潇 王宪丁 解振威 张瑞豪 王兵  
Experimental Research on High-Speed Milling of Wave-Absorption Honeycomb With Crushed-Tooth Cutter  
XIAO Xiao PU Yuxiao WANG Xianding XIE Zhenwei ZHANG Ruihao WANG Bing
- 91 大型复合材料构件机器人铣边站位优化研究  
—— 王震 郑侃 董松 孙连军 王涛  
Optimization of Robot Milling Station for Large Composite Components  
WANG Zhen ZHENG Kan DONG Song SUN Lianjun WANG Tao
- 100 复杂曲面机器人砂带磨抛材料去除深度预测模型及试验研究  
—— 蔡鸣 朱光 李论 赵吉宾 王奔 王正佳  
Prediction Model and Experimental Study on Material Removal Depth of Robotic Abrasive Belt Polishing Complex Curved Surfaces  
CAI Ming ZHU Guang LI Lun ZHAO Jibin WANG Ben WANG Zhengjia



DIC<sup>®</sup>-305

# 电火花钻孔液

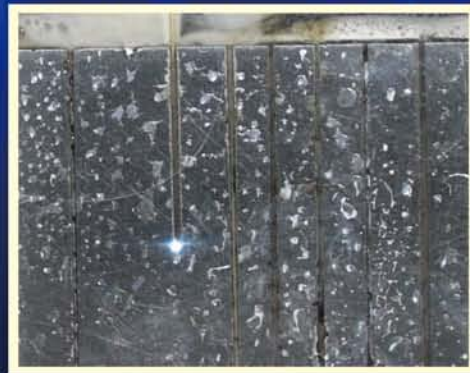
*EDM drilling fluid*

## 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<sup>®</sup>-305 钻孔液穿孔

钛合金变质层小于0.5 $\mu$ 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24-1004

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

产品执行标准: Q/CY DSR 0004-2023

环境体系证书编号: 00121E35199R4S/1100  
质量体系证书编号: 00121Q312103R5S/1100

## 西北工业大学在防热-承载一体化轻质点阵超材料研究方面取得新进展

近日,西北工业大学航空学院黄河源副研究员团队在防热-承载一体化轻质点阵超材料方向取得重要进展,相关研究成果以“Thermal-mechanical coupling performance of heat-resistant, high-strength and printable Al-Si alloy antisymmetric lattice

structure”为题发表在 *Advanced Science* 上。

高超音速飞行器在飞行中处于热-力载荷耦合的复杂工作环境,因此在实际工程应用中对热防护系统和结构设计提出了更高的指标要求。而点阵结构在拥有超轻质量的同时还拥有高孔隙率、高

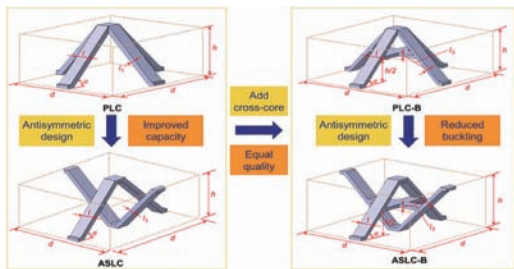
比刚度、高比强度、高能量吸收、高强韧等热力学特性,作为一种多功能一体化结构,在航空航天领域有着广泛的应用前景。目前,对于实现新型点阵热防护系统仍在深入进行中,如何提高其机械性能、换热效率以及实现轻量化等,都是当前研究的热点和难点,其研究和发展对于推动复杂环境下的飞行器结构设计具有重要意义。

该研究首先基于新型耐高温高强 AlSi12Fe2.5Ni3Mn4 粉末材料和传统金字塔点阵,设计并采用 SLM 制备了一种通过旋转反射多级化

得到的反对称抗屈曲点阵胞元结构(ASLC-B),并通过 SEM、三维 Micro-CT 的多尺度表征手段实现对试件打印质量的验证。进一步的,通过试验测试发现 ASLC-B 的设计使得结构的承载能力和换热效率相比于传统金字塔点阵均得到了显著提高,同时基于 J-C 本构建立的高精度数值模型表明,ASLC-B 的设计能够有效减小结构屈曲,从而延缓失效的发生。此外,通过对比不同材料的点阵结构承载能力和 SEM 结果,发现 AlSi12Fe2.5Ni3Mn4 因

耐高温蠕变元素的添加使得和传统铝合金材料相比在保证结构轻量化的同时,结构的高温性能可以有效提升。这项研究通过对耐高温的新型反对称抗屈曲点阵胞元(ASLC-B)的构型设计、制备表征、性能测试、对比分析的系统性工作,验证了所提出反对称抗屈曲设计方法的优越性以及新型 AlSi12Fe2.5Ni3Mn4 材料在耐高温结构中使用的潜在可能性,为点阵结构的热防护设计提供了新的思路。

左图为晶胞设计概念。(本刊记者 青燕)



## 陶瓷的室温大变形拉伸塑性首次实现

2024年7月26日, *Science* 刊发了北京科技大学新金属材料国家重点实验室陈克新研究员团队联合北京工业大学王金淑教授团队,以及香港大学黄明欣教授的最新科研成果“Borrowed dislocations for ductility in ceramics”。该研究在实现陶瓷压缩塑性的基础上,首创性地提出了向金属“借位错”的策略,进一步实现了陶瓷的大变形拉伸塑性,陶瓷的拉伸形变量可达39.9%,强度约为2.3 GPa,颠覆了人们关于“陶瓷不可能具有拉伸塑性”的一贯认知。

众所周知,陶瓷材料很难像金属一样产生塑性变形,这是由陶瓷材料的化学键属性决定的。由于极强的离子键或共价键特性,陶瓷内的位错形核能极高。因此,通常情况是在陶瓷材料内产生位错并发生塑性变形之前,就已经早早地发生了断裂失效。针对这一难点,陈克新研究团队首创性地提出了一种“借位错”思想,即将金属中的位错“借”

给陶瓷,那么就可以有效地克服陶瓷中位错形核难的问题。一旦陶瓷内存在大量的位错滑动,那么陶瓷就有可能像金属一样具有塑性。但是,金属位错在迁移到金属-陶瓷相界面时通常会于界面处钉扎聚集,因此金属位错很难成功地被“借”到陶瓷内部。大量的金属位错塞积反而会导致金属-陶瓷界面的开裂,加速材料的失效。

为此,他们在金属和陶瓷之间设计了一种有序结合的共格界面,该界面通过化学键结合的方式,有效地提高了界面的结合强度,从而确保界面不开裂;与此同时,该有序界面还保证了金属-陶瓷晶面的连续性,该种连续的晶面可以有效降低位错传递的势垒,使金属位错可以轻松地“借”到陶瓷内部。正因为这种有序界面可以实现金属位错源源不断地向陶瓷内传递,从而使“借位错”的陶瓷具有了像金属一样的拉伸塑性。

(本刊记者 青燕)

## 折纸启发的可重构多稳态变形结构

近期,华中科技大学机械学院/智能制造装备与技术全国重点实验室黄永安教授在高分辨率电液体喷印领域取得突破性进展。团队首次提出利用超薄介电纳米颗粒层的 Maxwell-Wagner 极化效应,成功在任意构形绝缘基底上实现亚微米功能结构的单电极驱动电液体喷印制造。该研究成果以“Self-driven, monopolar electrohydrodynamic printing via dielectric nanoparticle layer”为题,发表于 *Nano Letters*。

传统挤出式打印可兼

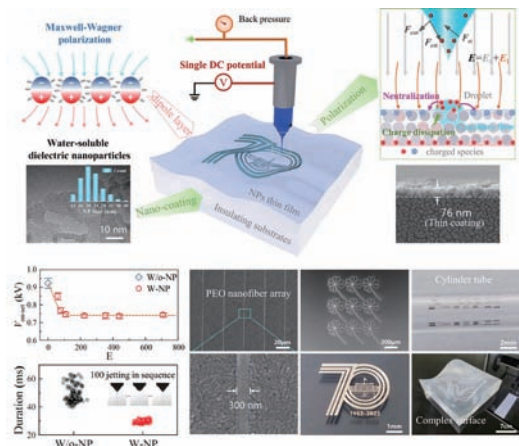
容多种油墨,但在高分辨率打印时喷嘴尺寸减小容易造成堵塞。非接触式喷墨打印(如压电、热驱动式或气溶胶喷印)可实现液滴的按需图案化,但由于挤出膨胀现象,其空间分辨率被限制在20 μm以上,且兼容的墨水黏度范围通常<500 cps。电液体喷印工艺通过在基板和电极之间施加强电场,可将飞升体积的墨水从喷嘴中喷出,且无喷嘴堵塞风险,并具有超高黏度兼容性(1~10000 cps)。尽管如此,由于残余电荷现象的存在,其在异形3D基板表面

的高精度制造方面仍存在难题,尤其是当基板剖面变高时,施加的高电压会加剧电荷排斥、射流失稳问题。虽然大幅降低操作电压并有效消除残余电荷对高精度电液体喷印大有裨益,但迄今为止仍未实现。

基于此,黄永安教授团队首创的极化驱动电液体喷印(PDE-printing)工艺通过预涂覆介电纳米颗粒层(厚度低至76 nm),可在任意绝缘基板表面实现亚微米级分辨率喷印成形。借助于 Maxwell-Wagner 极化和纳米粒子间可能的隧穿效应,在涂层表面诱导出大量反极性电荷。局域极化电荷构建的电场大大降低了外加电压,并同步加速了残余电荷的消散。同时,纳米粒子涂层的毛细管效应可有效锚固液滴,从而进一步实现在各种绝缘3D基底上微纳结构的高精度打印(分辨率可至300 nm)。

左图为 PDE-printing 的原理和优势。

(本刊记者 青燕)



## 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。

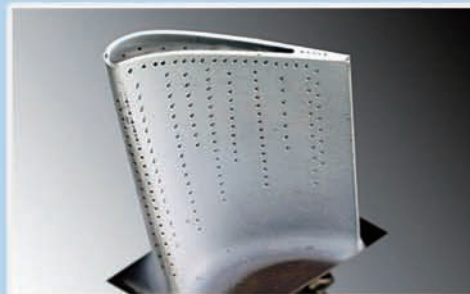
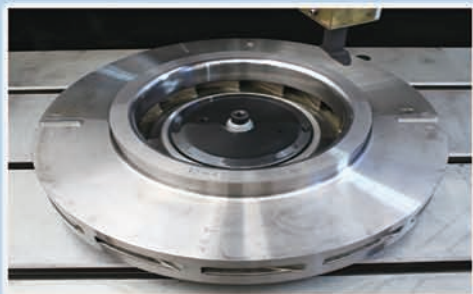
主要用于航空航天发动机整体叶轮、机匣、环件、等封闭扭曲型腔,及各种高温合金、钛合金、导电陶瓷等难加工材料的零件加工。



## 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。



## 南科大在 3D 打印离子电容传感器研究方向取得新进展

近日,南方科技大学机械与能源工程系教授葛琦团队于 *Nature Communications* 发表题为“Highly conductive and stretchable nanostructured ionogels for 3D printing capacitive sensors with superior performance”的论文,该工作基于光诱导的微相分离策略,制备了具有双连续纳米结构的离子凝胶,在保证打印精度和力学性能的情况下显著提高了离子凝胶的导电性,通过 3D 打印技术制备了高性能的离子电容传感器。

离子凝胶具有良好的导电性、拉伸性、热稳定性及电化学稳定性等,是构建柔性离子电子器件非常有吸引力的候选材料。引入微结构可改善离子凝胶

的可压缩性,提高传感器的灵敏度。基于数字光处理(DLP)的 3D 打印技术具有优越的制造精度和较低的加工成本,在制造高精度的离子凝胶微结构方面具有很大的优势。但是通过增加离子液体含量去提高离子凝胶的导电性会牺牲离子凝胶的打印性和力学性能。因此,开发具有高导电性和优异力学性能的光固化 3D 打印离子凝胶具有重要意义。

团队开发了一种与 DLP 高分辨率 3D 打印兼容的高导电离子凝胶(CSN ionogels),当体系内丙烯酸苄酯(BA)和聚乙二醇甲醚甲基丙烯酸酯(PEGMA)含量达一定比例时,光聚合后离子凝胶内部会形成 BA 和 PEGMA 纳米结构域互

穿的双连续结构,能为离子传输提供有序和连续的通道。离子液体可沿 PEGMA 相中的—CH<sub>2</sub>—O—CH<sub>2</sub>—链段进行迁移,在不增加离子液体含量的情况下,可显著提高离子凝胶的电导率。探究了离子液体和交联剂含量对 CSN 离子凝胶电学、力学和热力学性能的影响,CSN 离子凝胶表现出优异的导电性(>3 S·m<sup>-1</sup>)、良好的拉伸性(>1000%)和低迟滞性(50% 应变时迟滞度为 0.4%),以及出色的热稳定性(-72~250 °C)。CSN 离子凝胶前驱体溶液表现出良好的光流变特性,与 DLP 3D 打印系统兼容,可实现 5 μm 的高精度打印,允许快速构建各种复杂微结构,3D 打印的 CSN 离子凝胶结构在高温

和低温环境下还能保持良好的导电性和拉伸性。

3D 打印离子传感器不仅可以作为可穿戴压力传感器实时监测人体生理信号,还可将其集成到机械手上,根据传感器的电容信号的变化来监测机械手的抓取过程,在超宽工作温度范围内赋予机器人

感知能力。传感器设计制备了高分辨率的柔性传感阵列,能够对压力的分布位置和大小做出精准的识别。当穿戴集成传感阵列的手套去握取物体时,每个传感单元都能迅速做出响应,传感阵列能够映射出相应的压力分布。

(本刊记者 青燕)

## 大幅面三维可延展柔性电路制备新工艺

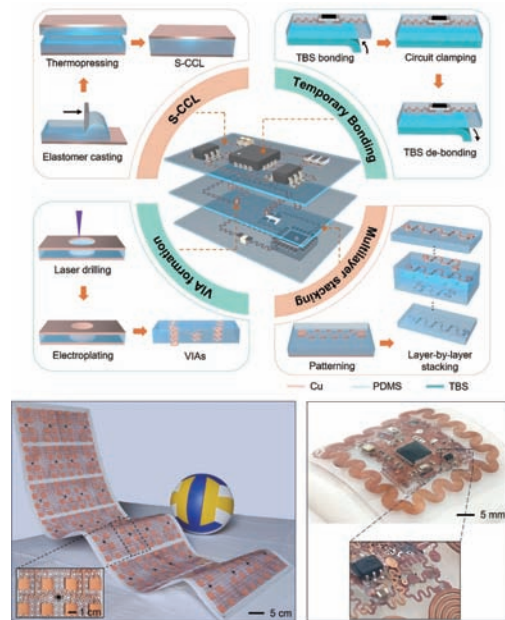
具有可拉伸、可弯曲特征的可延展电子器件在可穿戴电子和共形电子领域具有不可替代的重要作用。实现可延展电子电路在高密度集成条件下的大幅面制备不仅可推动可延展电子器件的规模化制造,也有望为构筑与大型平台共形集成的柔性电子系统提供技术基础。然而,现有的可延展电子电路制备方法在基材尺寸、垂直互连手段、堆叠集成精度等方面还难以同时满足高密度和大幅面的要求。近日,针对上述问题,电子科技大学材料与能源学院林媛教授团队在材料领域重要学术期刊 *Advanced Materials* 以“Scalable

fabrication of large-scale, 3D, and stretchable circuits”为题报道了大幅面三维可延展柔性电路制备新方法(3D-LSC 方法)。

3D-LSC 方法主要由可延展覆铜弹性 S-CCL 基材的制备与图形化、过孔构筑、多层堆叠、临时键合基底等核心工艺构成。由于可基于“刮涂-固化”原理连续制备长度达 1 m 以上的 S-CCL 基材,且具备通孔、盲孔、埋孔等多类型垂直互连过孔的构筑能力,3D-LSC 方法可通过层层堆叠的方式实现米级尺寸的三维可延展电路。

下图为利用 3D-LSC 工艺制备的可延展电路。

(本刊记者 青燕)



## 西安交通大学科研团队发现“既强且柔”金属

近日,西安交大前沿科学技术研究院及金属材料强度国家重点实验室多学科材料研究中心相关团队成功研发出一种可规模生产的奇异金属,突破了长期以来高柔性和高强度不可兼得的原理性瓶颈,实现了兼具高分子材料的超高柔性和超高强度钢的超高强度。该特性能够在 -80 °C 到 +80 °C 的宽温域内保持,同时该金属合金在大应变下仍具有出色的抗疲劳特性。这些优异特性可望使得该合金在变形飞行器、超级机器人、人工器官等未来技术领域得到重要应用。相关成果以 A polymer-like ultrahigh strength metal alloy 为题在 *Nature* 发表。

变形飞机、机器人的超强人工肌肉等一大批未来技术亟待一类全新金属材料出现,它既能像超

高强度钢一样强,又能像高分子材料一样柔顺。然而,这种工程技术上热切期待的“既强且柔”特性是目前物理原理所不允许的性质。因为高强度需要强的原子键,但强的原子键又造成低柔性。因此高强度和高柔性长期以来是不可兼得的性质。因此以往的高强度材料如高强度钢的强度虽然很高(强度高于 1 GPa),但其柔性很低(弹性模量或刚度系数高达 200 GPa);而高分子材料柔性高(弹性模量低至 10 GPa 或更低),但其强度也很低(大多低于 0.2 GPa)。因此,获得“既强且柔”的材料长期以来似乎是一个可遇不可求的梦想。

前沿院多学科材料研究中心博士生徐治志等人基于该中心在国际上首次发现的应变玻璃的基础研究成果,通过一种可规模

生产的三步热机械处理工艺,在商用 Ti-50.8Ni 合金中实现了一种带有两种马氏体“种子”的独特应变玻璃状态 DS-STG。该状态的合金兼具变形强化带来的超高强度(1.8 GPa)和通过马氏体“种子”无形核成长带来的超高柔性(10.5 GPa 的超低弹性模量)和超大可逆形变(8%)。因此,该合金成功突破了高强度和高柔性不可兼得的原理性瓶颈,实现了“既强且柔”的罕见特性。该合金同时具有应变玻璃合金的共同重要优点,即该特性能够在 -80 °C 到 +80 °C 的宽温域内维持不变,以及突出的高应变下抗疲劳特性。

因此该合金有望满足变形飞行器、超级机器人的温域要求,所以极具工程应用前景。

(本刊记者 青燕)

## 德国Tebis: 工业4.0数字化智能制造云平台 航空航天智能制造解决方案

- 企业定制实施
- 创造核心价值
- 保持核心优势



— 了解更多 —



真曲面加工



虚拟机床



2.5D智能加工



特征智能加工



5轴加工



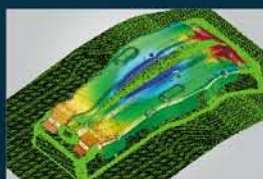
车铣复合



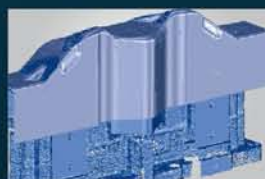
机器人加工



在机检测



回弹补偿



逆向设计

### Tebis中国总部

地址: 上海市浦东新区科苑路88号德国中心2号楼7层726

电话: +86 21 2898 6980 邮箱: info-china@tebis.cn 网站: www.tebis-cn.com

广告索引号24-1017

Tebis 优化CNC制造过程



Tebis微信



抖音扫一扫  
抖音号: Tebis

引文格式: 高玉魁, 郑翔元. 喷丸对CoCrFeMnNi高熵合金疲劳性能的影响[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 14-19.

GAO Yukui, ZHENG Xiangyuan. Effect of shot peening on fatigue performance of CoCrFeMnNi high-entropy alloys[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 14-19.

# 喷丸对CoCrFeMnNi高熵合金疲劳性能的影响

高玉魁, 郑翔元

(同济大学, 上海 201804)

[摘要] 愈发严苛的服役环境对高熵合金未来在航空航天领域的应用提出更高要求, 喷丸强化技术能够细化晶粒, 改善材料表面完整性及疲劳性能, 研究了喷丸强化对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳性能的影响。选用陶瓷丸进行喷丸强化处理, 采用 X 射线衍射技术测量了表面残余应力, 并对试样进行了旋转弯曲疲劳试验。结果表明, 喷丸强化在 CoCrFeMnNi 高熵合金表面引入了残余压应力, 最大值为 437 MPa。450 MPa 下, CoCrFeMnNi 高熵合金寿命延长至原始试样寿命 12 倍左右, 疲劳极限从 245 MPa 提升至 400 MPa, 疲劳寿命得到显著提升。此外, 喷丸强化处理改变了高熵合金试样的裂纹萌生位置, 喷丸试样的疲劳裂纹萌生于材料表面的下表层, 原始试样的疲劳裂纹则起始于材料表面。

关键词: CoCrFeMnNi 高熵合金; 喷丸; 残余应力; 疲劳寿命; 疲劳极限

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.014



高玉魁

教授, 博士生导师, 研究方向为表面完整性和结构完整性、残余应力、表层改性等。

金属材料的广泛应用极大地推动了人类社会的进步。随着工业发展的加快, 传统的金属材料已经无法满足越来越高的生产需求。在航空

发动机领域, 先进涡轮叶片材料的开发仍面临着巨大的挑战。涡轮叶片需要长期稳定地在复杂恶劣的载荷环境下工作, 材料的可靠性、耐久性对服役的安全性十分重要。2004 年高熵合金<sup>[1]</sup>的出现, 打破了传统合金的应用限制。特殊的设计方法使高熵合金具有简单固溶体结构<sup>[1-2]</sup>和优异的性能<sup>[3-4]</sup>, 例如较高的硬度和强度<sup>[5]</sup>、优异的断裂韧性<sup>[6]</sup>、抗疲劳<sup>[7]</sup>、抗磨损<sup>[8]</sup>, 以及在高/低温下拥有良好的力学性能及导电性能等<sup>[9-13]</sup>, 高熵合金被认为是未来最具发展潜力的新型涡轮叶片材料之一, 其中 CoCrFeMnNi 高熵合金由于突出的低温韧性受到国内外众多学者的关注, 目前对于 CoCrFeMnNi 高熵合金的研究多是在力学性能方面, 而其疲劳性能尚不明确。

材料的表面状态对其疲劳性能有着重要的影响, 材料疲劳损伤往往起源于材料表面。工程上常用一些

表面强化手段<sup>[14-18]</sup>来提高材料的疲劳性能。研究者对 CoCrFeMnNi 高熵合金在不同表面处理手段下的疲劳性能进行了研究。Kim 等<sup>[19]</sup>发现在高周疲劳中形变孪晶对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳行为起着关键作用。晶粒尺寸对高熵合金疲劳性能同样有着重要的影响<sup>[20-21]</sup>。喷丸作为常见的表面强化手段, 能细化材料表面晶粒尺寸, 且喷丸工艺处理过程简单快捷, 效果优良, 故常用来改善材料表面完整性, 提高材料疲劳强度。由于发生循环应变硬化, 喷丸后材料表面完整性发生变化, 在表层形成一层残余应力层, 使得材料具有抗疲劳裂纹扩展的能力<sup>[22-23]</sup>。尽管喷丸强化在传统合金中应用广泛, 但在喷丸强化对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳性能的影响上还缺乏了解。本研究对 CoCrFeMnNi 高熵合金的原始试样及喷丸试样进行了旋转弯曲疲劳试验, 利用 SEM 观察了疲劳试样的断

口形貌。通过对比分析喷丸强化前后 CoCrFeMnNi 高熵合金的疲劳性能,明确喷丸对 CoCrFeMnNi 高熵合金的强化机制。

## 1 试验及方法

### 1.1 样品制备

采用纯度 99.7% 以上的 5 等份 Co、Cr、Fe、Mn、Ni 为原材料,在高纯氩气保护下,利用真空电弧熔炼法制备等原子比的 CoCrFeMnNi 高熵合金铸锭,如图 1 所示。每个母锭至少重复熔炼 4 次,以确保合金成分的均匀性。然后通过机械加工获得了  $\phi 6$  mm,总长为 52 mm 的圆棒状疲劳试样。旋转弯曲疲劳试样的几何构型如图 2 所示,选用 HB5152—1996 标准旋转弯曲疲劳试样。疲劳试样的表面粗糙度  $R_a$  为  $0.2 \mu\text{m}$ ,以减小加工过程中引入应力集中的影响。

本研究中所用 CoCrFeMnNi 高熵合金的化学成分如表 1 所示,其室温屈服强度  $\sigma_{0.2}$  为 300 MPa,抗拉强度  $\sigma_b$  为 676 MPa,延伸率为 40%。

### 1.2 喷丸处理

本研究采用 ROSLER 喷丸设备对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳试样进行喷丸强化,选用直径为 0.30 mm 的陶瓷丸 CZ300,以避免在合金表面引入其他杂质。阿尔门 (Almen) 强度为 0.20 mmA,覆盖率为 200%,从而使得原始试样表面可以被弹丸均匀覆盖。

### 1.3 试验方法

显微硬度采用维氏硬度计 DHV-1000 进行测量。对喷丸强化前后的 CoCrFeMnNi 高熵合金表面显微硬度值随层深的变化进行测量。荷载为 0.5 kg,保荷时间 15 s,测量同一层深硬度值时,取 5 个不同位置进行测量,显微硬度结果取平均值。

采用加拿大 Proto 公司生产的扫图式应力分析仪 LXR D 进行 X 射线衍射法的测试<sup>[24]</sup>,测量了喷丸强化前后试样表面的残余应力。测试

采用 Mn 靶,衍射晶面为 (311),靶电压为 30 kV,靶电流为 25 mA,曝光时间为 4 s。

旋转弯曲疲劳试验均使用 QBWP-10000 悬臂旋转弯曲疲劳

试验机进行,试验要求参照航标 HB5152—1996《金属室温旋转弯曲疲劳试验方法》。旋转弯曲疲劳试验过程中,试样在电机的带动下进行旋转,砝码载荷加于试样的一端。在旋

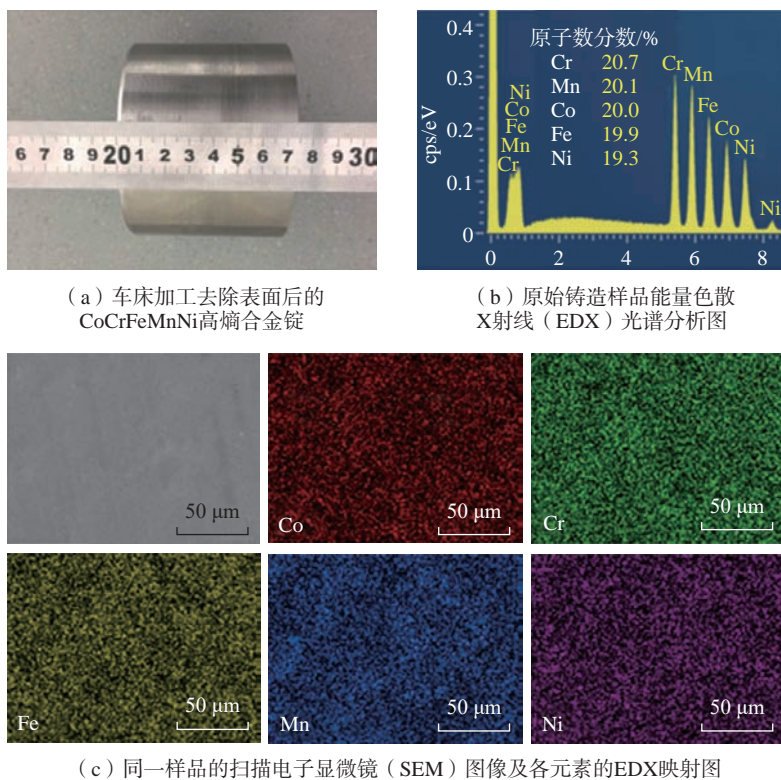


图 1 CoCrFeMnNi 高熵合金铸锭及成分分析图

Fig.1 CoCrFeMnNi high-entropy alloy ingot and composition analysis diagram

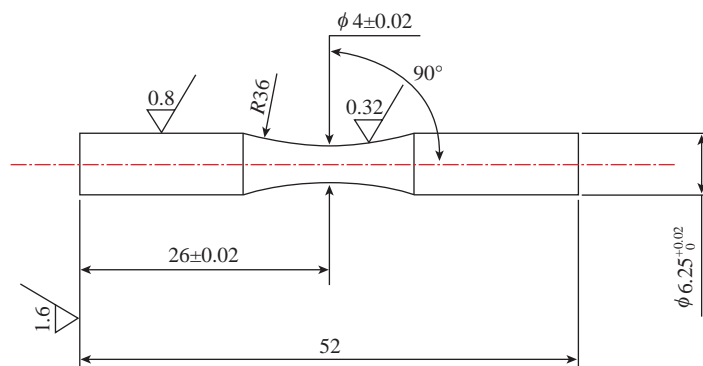


图 2 旋转弯曲疲劳试样示意图 (mm)

Fig.2 Schematic diagram of rotating bending fatigue test specimen (mm)

表 1 CoCrFeMnNi 高熵合金化学成分 (原子数分数)

Table 1 Chemical composition of CoCrFeMnNi high-entropy alloy (atomic fraction) %

Co	Cr	Fe	Mn	Ni
20.7	20.1	20.0	19.9	19.3

转过程中,试样的每个位置受到相同的弯曲循环载荷。试验加载频率为 50 Hz、正弦波,应力比  $R=-1$ ,试验温度为室温。最后采用扫描电子显微镜 (SEM) 对疲劳断口形貌进行了观察。

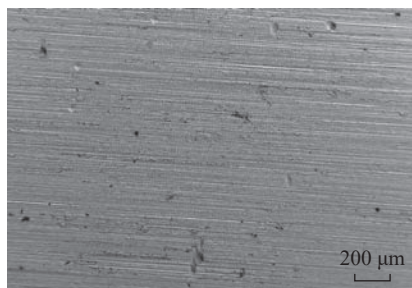
## 2 结果与讨论

### 2.1 喷丸前后试样表面形貌

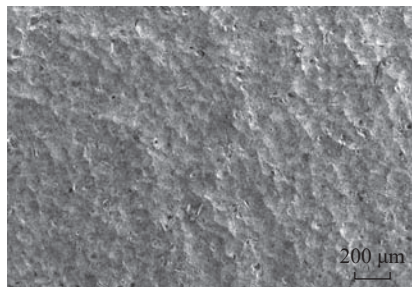
原始试样及喷丸处理后 CoCrFeMnNi 高熵合金试样表面形貌如图 3 所示。原始试样表面具有明显的机械加工刀痕,划痕分布均匀且彼此平行。喷丸后试样表面消除了机加工痕迹,但由于受到弹丸冲击,试样表面形成了具有凹坑、卷曲等凹凸不平的形貌。

### 2.2 显微硬度

对原始试样 (OR) 及喷丸试样 (SP) 的表层硬度进行了测量,所得表面显微硬度如图 4 所示。原始试样表面显微硬度为 261HV,沿截面深度显微硬度值变化较小,平均显微硬度值为 240HV。喷丸试样表面显微硬度显著提升,表面显微硬度值为 407HV,平均显微硬度值为 373HV,



(a) 原始试样



(b) 喷丸试样

图 3 喷丸前后试样表面形貌  
Fig.3 Surface morphology of specimens before and after shot peening

较原始试样表面硬度提高了 55.9%。观察表面显微硬度曲线可知,相较于传统合金,CoCrFeMnNi 高熵合金具有更高的延展性和更低的硬度强度比,这可能是高熵合金特有的不同于传统合金的微观结构和成分——均匀的原子分布及固溶强化效应,使得高熵合金在具有高硬度的同时,允许在较高应力下仍保持良好的延展性。

### 2.3 喷丸残余应力

在对喷丸强化前后 CoCrFeMnNi 高熵合金表面残余应力进行测量时发现,CoCrFeMnNi 高熵合金在弹丸的撞击下,材料表层产生了不均匀的弹塑性变形,引入了一定深度的残余应力场,显著增加了试样表面的残余压应力。试样表面残余压应力在未处理时为 217 MPa,喷丸处理后压应力提高至 437 MPa。喷丸有效提高了材料表层的强度和硬度,与图 4 所显示的喷丸前后表面硬度变化的结果一致。

### 2.4 疲劳寿命对比

为确保试验数据的可靠性,选取 5 根试样为一组,在不同应力幅值下对原始试样及喷丸试样进行旋转弯曲疲劳试验,取每组试样疲劳寿命的平均值作为该应力幅值下 CoCrFeMnNi 高熵合金的疲劳寿命。为了表征喷丸前后 CoCrFeMnNi 高

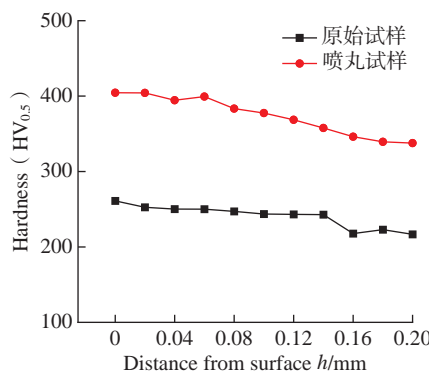


图 4 原始试样及喷丸试样的表面硬度  
Fig.4 Surfaces hardness of the original specimen and the shot-peened specimen

熵合金的疲劳性能,利用巴斯金方程对疲劳数据进行计算和处理<sup>[25]</sup>,得到原始试样的 Basquin 方程为

$$S^{11.35} \times N_{OR} = 1.87 \times 10^{35} \quad (1)$$

喷丸试样的 Basquin 方程为

$$S^{13.021} \times N_{SP} = 3.54 \times 10^{40} \quad (2)$$

式中,  $N_{OR}$  为原始试样断裂循环次数;  $N_{SP}$  为喷丸试样断裂循环次数;  $S$  为应力值。拟合的  $S-N$  曲线如图 5 所示。喷丸强化使得疲劳  $S-N$  曲线向右上方移动,CoCrFeMnNi 高熵合金的疲劳强度和在相同应力幅值下的疲劳寿命均得到提高。

为更加直观地表征喷丸处理对材料疲劳性能的影响,引用了 Gao 等<sup>[26]</sup>提出的疲劳寿命延长系数 (Fatigue life prolonging factor, FLPF) 和疲劳强度提高百分比 (Fatigue strength improvement percentage, FSIP) 的概念。FLPF 被用于分析在同一应力载荷条件下,疲劳性能的提升表征; FSIP 用于分析相同疲劳循环次数下疲劳强度的提升。在  $S-N$  曲线中,确定了原始试样和喷丸试样的疲劳性能数值,定量表征喷丸强化对 CoCrFeMnNi 高熵合金疲劳性能的提升效果。

疲劳寿命延长系数 FLPF 计算公式为

$$FLPF = \frac{N_{SP}}{N_{OR}} - 1 \quad (3)$$

由式 (1)~(3) 可推导得到

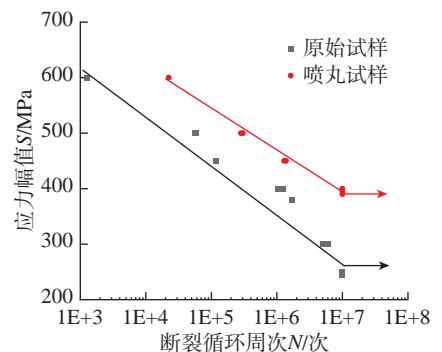


图 5 喷丸前后 CoCrFeMnNi 高熵合金  $S-N$  曲线对比 ( $R=-1$ )

Fig.5 Comparison of  $S-N$  curves of CoCrFeMnNi high-entropy alloy before and after shot peening ( $R=-1$ )

$$FLPF = \frac{1.89 \times 10^5}{S^{1.671}} - 1 \quad (4)$$

式(4)可粗略地表征FLPF与疲劳载荷 $S$ 之间的关系。在疲劳载荷同为450 MPa时,FLPF的计算值为11.8,证明经过喷丸强化,450 MPa应力水平下,CoCrFeMnNi高熵合金的疲劳寿命增加至原始试样寿命的12倍左右。可见,随着载荷 $S$ 的增加,FLPF值减小,这说明相比于疲劳试验中的高载荷,喷丸处理对较低载荷的强化效果更加明显。但对于材料疲劳极限附近的载荷值,疲劳寿命本身相对较长,材料疲劳破坏更多受到材料内部微观结构的影响,表面状态的改变对疲劳寿命的延长效果作用相对较小。

根据式(5)对疲劳强度百分比FSIP进行计算,即

$$FSIP = \left( \frac{\sigma_{SP}}{\sigma_{OR}} - 1 \right) \times 100\% \quad (5)$$

材料的疲劳极限常定义为疲劳试验中循环次数达到 $1 \times 10^7$ 周次的最大疲劳载荷(图6)。CoCrFeMnNi高熵合金的疲劳极限由喷丸处理前 $\sigma_{OR}$  245 MPa提升至喷丸处理后 $\sigma_{SP}$  400 MPa,FSIP值为63.3%。由于残余压应力的作用,施加在材料表面的部分弯曲载荷被抵消,相当于材料实际承载疲劳载荷减小,从而使疲劳极限和疲劳寿命得到提高。同时,残余压应力减小了试样所受的平均应力 $\sigma_m$ 。平均应力对疲劳性能的影响可

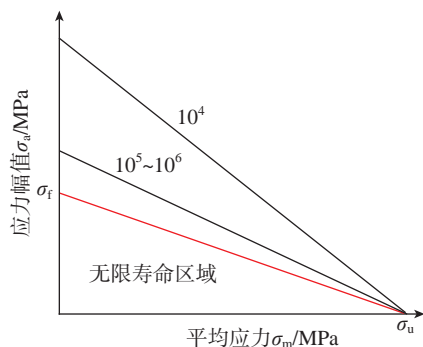


图6 疲劳等寿命原理图( $R=-1$ )  
Fig.6 Fatigue life diagram ( $R=-1$ )

以用等寿命疲劳(图6)中古德曼关系说明。横坐标平均应力 $\sigma_m$ 为0时,此处材料承受静载荷的大小,即材料的抗拉强度 $\sigma_u$ ,此时试样不会发生疲劳断裂。 $\sigma_f$ 表示试验获得的疲劳极限,故等寿命疲劳(图6)中曲线上的点具有相同的疲劳寿命。曲线左下方为无限寿命区域,右上方为有限寿命区域。喷丸强化引入的残余压应力降低了平均应力 $\sigma_m$ ,保持疲劳载荷幅值相同的情况下,材料的寿命点坐标向左移动,对应疲劳寿命提升,可见喷丸强化工艺引入的残余压应力对疲劳性能有益。

### 2.5 疲劳断口观察

图7为相同循环寿命量级 $2 \times 10^5$ 循环下疲劳试样断口形貌。扫描电子显微镜(SEM)图像显示了CoCrFeMnNi高熵合金材料的断口微观结构,从图7(a)中可以看出,

原始试样裂纹起始于表面,断口具有明显的疲劳裂纹萌生区、扩展区和瞬断区;从7(b)可以看出,喷丸试样的裂纹萌生于压应力场下的次表面处,从整体形貌可以看出,断口仍呈现裂纹萌生区、扩展区和瞬断区3个阶段。经过喷丸强化处理后,材料表面的塑性变形区域变得更加致密,同时由于表面残余压应力的存在,在表面塑性变形区域形成裂纹的可能性显著降低。由图7(d)可以观察到,喷丸试样疲劳裂纹于试样表层的次表层处形成,这说明材料内部疲劳萌生的临界应力大于材料表面处的应力,裂纹萌生不再始于材料表面。

在金属疲劳过程中,材料会经历重复的应力变化,导致微观裂纹的形成和扩展。这些裂纹最终会在材料中形成疲劳条带。图8为原始试样及喷丸试样对应疲劳扩展区的疲劳

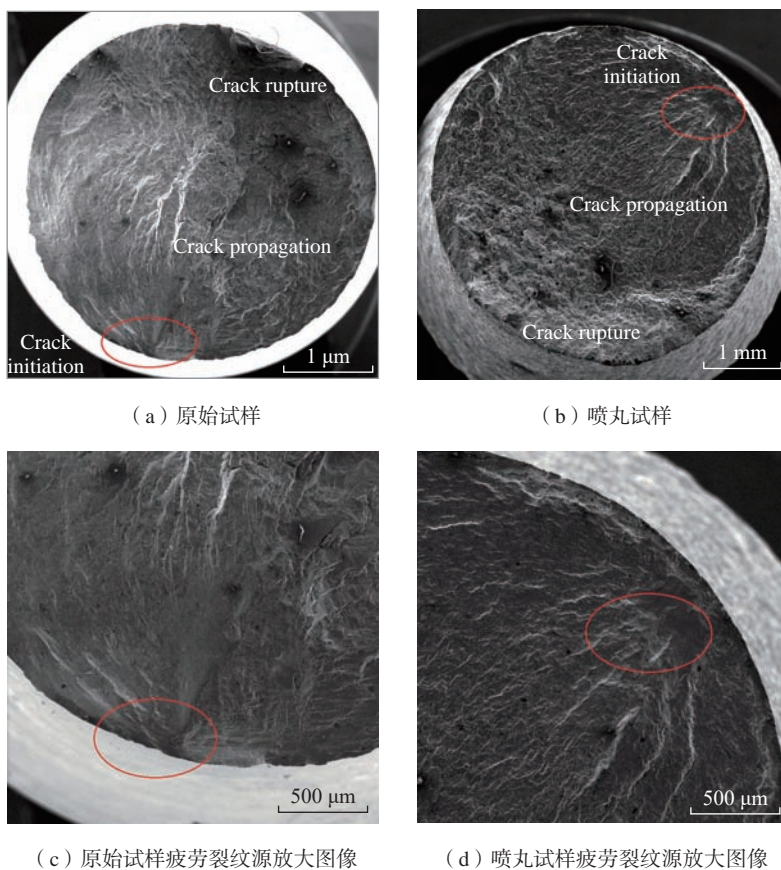
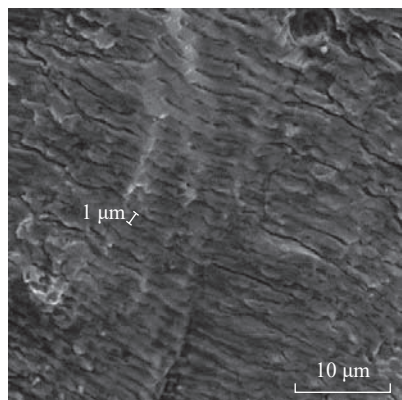
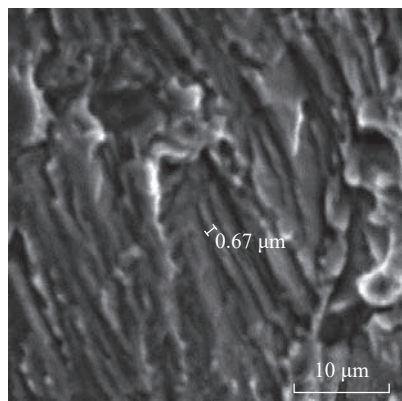


图7 相同循环寿命量级 $2 \times 10^5$ 循环下疲劳断口形貌  
Fig.7 Fracture morphology at the same fatigue life level of  $2 \times 10^5$  cycles



(a) 原始试样



(b) 喷丸试样

图8 裂纹扩展区的断口形貌

Fig.8 Fracture morphology of propagation areas

条带形态图。图8(a)中疲劳条带宽度约为1 μm,图8(b)显示喷丸处理后疲劳条带的宽度缩小为0.67 μm。理想情况下,每条疲劳条带代表一次相对应的循环载荷,疲劳条带数目应与载荷循环数相等。每条疲劳条带的宽度即为在一个循环周期下,由疲劳载荷引起的裂纹扩展的距离。疲劳条带的宽度越小,则说明形成等大裂纹所需的时间越久,即需要更多次循环才能达到断裂临界点,喷丸试样中裂纹扩展速度比原始试样要慢,从而延长了CoCrFeMnNi高熵合金的寿命。

### 3 结论

(1)喷丸强化在材料表层引入了残余压应力场,CoCrFeMnNi高熵合金喷丸试样表层硬度相较于原始

试样表面硬度提升55.9%。

(2)在相同应力幅值450 MPa下,喷丸后CoCrFeMnNi高熵合金疲劳寿命延长至原始试样疲劳寿命的12倍左右,疲劳极限由245 MPa提升至400 MPa,显著改善了疲劳性能。

(3)喷丸强化后,疲劳萌生裂纹源位于具有残余压应力场的材料表面下表层,原始试样疲劳裂纹则在材料表面形成。

### 参考文献

[1] CANTOR B, CHANG I T H, KNIGHT P, et al. Microstructural development in equiatomic multicomponent alloys[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2004, 375-377: 213-218.

[2] YE H J W, CHEN S K, LIN S J, et al. Nanostructured high-entropy alloys with multiple principal elements: Novel alloy design concepts and outcomes[J]. *Advanced Engineering Materials*, 2004, 6(5): 299-303.

[3] TSAI M H, YE H J W. High-entropy alloys: A critical review[J]. *Materials Research Letters*, 2014, 2(3): 107-123.

[4] YE Y F, WANG Q, LU J, et al. High-entropy alloy: Challenges and prospects[J]. *Materials Today*, 2016, 19(6): 349-362.

[5] LI Z M, PRADEEP K G, DENG Y, et al. Metastable high-entropy dual-phase alloys overcome the strength-ductility trade-off[J]. *Nature*, 2016, 534: 227-230.

[6] GLUDOVATZ B, HOHENWARTER A, CATOOR D, et al. A fracture-resistant high-entropy alloy for cryogenic applications[J]. *Science*, 2014, 345(6201): 1153-1158.

[7] LAM T N, LEE S Y, TSOU N T, et al. Enhancement of fatigue resistance by overload-induced deformation twinning in a CoCrFeMnNi high-entropy alloy[J]. *Acta Materialia*, 2020, 201: 412-424.

[8] 胡明川, 杜银, 裴旭辉, 等. Al-Cr-Nb-Ti-Zr共晶难熔高熵合金高温摩擦磨损性能研究[J]. *摩擦学学报*, 2024, 44(5): 609-621.

[9] HU Mingchuan, DU Yin, PEI Xuhui, et al. Study on high-temperature friction and wear performance of Al-Cr-Nb-Ti-Zr eutectic refractory high-entropy alloy[J]. *Journal of Tribology*, 2024, 44(5): 609-621.

[9] ZHANG Y, ZUO T T, TANG Z, et al. Microstructures and properties of high-entropy alloys[J]. *Progress in Materials Science*, 2014,

61(8): 1-93.

[10] ZHANG W R, LIAW P K, ZHANG Y. Science and technology in high-entropy alloys[J]. *Science China Materials*, 2018, 61(1): 2-22.

[11] LI Z Z, ZHAO S T, RITCHIE R. Mechanical properties of high-entropy alloys with emphasis on face-centered cubic alloys[J]. *Progress in Materials Science*, 2018, 102(36): 296-345.

[12] 张勇, 陈明彪, 杨潇, 等. 先进高熵合金技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2019.

ZHANG Yong, CHEN Mingbiao, YANG Xiao. *Advanced technology in high-entropy alloys*[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2019.

[13] 贾宇浩, 王志军, 吴庆峰, 等. 高熵合金高温性能研究进展[J]. *铸造技术*, 2022, 43(11): 935-947.

JIA Yuhao, WANG Zhijun, WU Qingfeng, et al. Research progress on high temperature properties of high-entropy alloys[J]. *Foundry Technology*, 2022, 43(11): 935-947.

[14] CHEN Y X, WANG J C, GAO Y K, et al. Effect of shot peening on fatigue performance of Ti<sub>2</sub>AlNb intermetallic alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 127: 53-57.

[15] WANG J C, GAO Y K, WEI X S. Investigations of the effects of combination treatments on the fretting fatigue resistance of GH4169 superalloy at an elevated temperature[J]. *Surface and Coatings Technology*, 2021, 426: 127758.

[16] SEALY M P, GUO Y B, CASLARU R C, et al. Fatigue performance of biodegradable magnesium-calcium alloy processed by laser shock peening for orthopedic implants[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 82: 428-436.

[17] 杨宏兵, 刘振奇. 表面机械研磨对粗晶/细晶5A02铝合金组织性能的影响[J]. *轻合金加工技术*, 2020, 48(12): 32-37.

YANG Hongbing, LIU Zhenqi. Influence of surface mechanical grinding on microstructure and properties of coarse-grained/fine-grained 5A02 aluminum alloy[J]. *Light Alloy Fabrication Technology*, 2020, 48(12): 32-37.

[18] 范洪元, 覃羨烘. 表面机械研磨对AZ31镁合金显微组织和性能的影响[J]. *热加工工艺*, 2019, 48(18): 108-110.

FAN Qiyuan, QIN Xianhong. Effect of surface mechanical attrition on microstructure and properties of AZ31 Mg alloy[J]. *Hot Working Technology*, 2019, 48(18): 108-110.

- [19] KIM Y K, HAM G S, KIM H S, et al. High-cycle fatigue and tensile deformation behaviors of coarse-grained equiatomic CoCrFeMnNi high entropy alloy and unexpected hardening behavior during cyclic loading[J]. *Intermetallics*, 2019, 111: 106486.
- [20] LU K J, KNÖPFLE F, CHAUHAN A, et al. Low-cycle fatigue behavior and deformation mechanisms of a dual-phase  $Al_{0.5}CoCrFeMnNi$  high-entropy alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 163: 107075.
- [21] LUO M Y, LAM T N, WANG P T, et al. Grain-size-dependent microstructure effects on cyclic deformation mechanisms in CoCrFeMnNi high-entropy-alloys[J]. *Scripta Materialia*, 2022, 210: 114459.
- [22] 刘曹文. 喷丸对铝合金亚表面裂纹修复性能的影响研究[D]. 长沙: 中南林业科技大学, 2022.
- LIU Caowen. Study on the influence of shot peening on subsurface crack recovery performance of aluminum alloys[D]. Changsha: Central South University of Forestry and Technology, 2022.
- [23] 胡俊, 廖凯, 罗鹏博, 等. 喷丸对铝合金亚表面裂纹闭合修复的影响与试验[J]. *表面技术*, 2024, 53(7): 180–189.
- HU Jun, LIAO Kai, LUO Pengbo, et al. Effect and experiment of shot peening on closure and repair of sub-surface cracks in aluminum alloy[J]. *Surface Technology*, 2024, 53(7): 180–189.
- [24] CAI D Y, NIE P L, SHAN J P, et al. Precipitation and residual stress relaxation kinetics in shot-peened Inconel 718[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2006, 15(5): 614–617.
- [25] OUCHIDA H, ANDO S. *The Fatigue Strength of Notched Specimens*[M]. Berlin: Springer, 2009.
- [26] GAO Y K. Improvement of fatigue property in 7050–T7451 aluminum alloy by laser peening and shot peening[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2011, 528(10–11): 3823–3828.

## Effect of Shot Peening on Fatigue Performance of CoCrFeMnNi High-Entropy Alloys

GAO Yukui, ZHENG Xiangyuan

(Tongji University, Shanghai 201804, China)

**[ABSTRACT]** The increasingly stringent service environment poses higher requirements for the future application of high-entropy alloys in the aerospace field. Shot peening technology can refine grain size, improve material surface integrity and fatigue performance. The impact of shot peening on the fatigue performance of CoCrFeMnNi high-entropy alloy was investigated. Ceramic beads were utilized for shot peening treatment, and surface residual stresses were measured using X-ray diffraction. Rotating bending fatigue tests were conducted on the specimens. The results revealed that shot peening induced residual compressive stresses on the surface of the CoCrFeMnNi high-entropy alloy, with a maximum value of 437 MPa. At a stress level of 450 MPa, the fatigue life of the CoCrFeMnNi high-entropy alloy extended to approximately 12 times that of the untreated specimens, with the fatigue limit increasing from 245 MPa to 400 MPa. The fatigue performance of CoCrFeMnNi high-entropy alloy was significantly improved by shot peening. Additionally, Shot peening treatment changed the crack initiation location of high-entropy alloy specimens. Fatigue cracks in the shot-peened specimens initiated in the subsurface layer beneath the material surface, while in the untreated specimens, fatigue cracks originated at the material surface.

**Keywords:** CoCrFeMnNi high-entropy alloys; Shot peening; Residual stresses; Fatigue life; Fatigue endurance limit

(责编 阳光)

引文格式: 王君, 马迪. 工业机器人变导纳自适应主动容错控制方法研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 20–27.

WANG Jun, MA Di. Variable admittance adaptive active fault-tolerant control method for industrial robots[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 20–27.

# 工业机器人变导纳自适应主动容错控制方法研究\*

王君, 马迪

(兰州理工大学, 兰州 730050)

[摘要] 针对受外界干扰、执行器故障及环境交互影响的工业机器人系统, 提出一种位置控制为自抗扰的工业机器人变导纳自适应主动容错控制方法。首先, 设计自抗扰控制器, 在实现位置跟踪的同时消除外部干扰对执行器的影响。其次, 为获得实际作业中除外部干扰的关节内部精确故障信息, 在位置控制基础上引入自适应主动容错机制, 对机器人的控制过程中出现的故障进行检测和补偿。最后, 利用变导纳控制器, 通过在线调整导纳参数实现对机器人的末端柔顺性能的优化, 以提高机器人系统的稳定性。经过仿真验证所提方法能够有效提高工业机器人的容错能力和柔顺性, 在机器人控制过程中具有良好的鲁棒性和可靠性, 为工业机器人的智能化和自动化提供了新思路和方法。

关键词: 工业机器人; 位置跟踪; 自抗扰控制; 主动容错控制; 变导纳控制

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.020



王君

教授, 博士, 研究方向为动态系统的故障诊断与容错控制、工业过程先进控制理论与应用。

近年来, 随着现代工业技术的发展, 机器人广泛应用于航空航天、汽车制造、电子装配、精密医疗操作等领域。为了获得稳态精度和快速动态响应, 需要高精度的机器人轨迹跟踪能力<sup>[1]</sup>。

使用时间的增加、机械臂各关节之间的不确定因素及人为的一些操作等会导致机器人系统出现各种各样的性能损失, 发生相关的故障<sup>[2]</sup>, 从而影响机器人轨迹跟踪的精度。因此, 为了有效解决在系统运行中出现的故障, 需要一种良好的容错控制方法, 保证机器人系统在出现故障时能够正常运作, 从而降低生产工作中的成本损失和系统维修的额外成本, 减小生产过程中安全事故发生的概率<sup>[3]</sup>。容错控制 (Fault-tolerant control, FTC) 方法主要分为两大类,

分别为被动容错控制 (Passive fault-tolerant control, PFTC) 和主动容错控制 (Active fault-tolerant control, AFTC)<sup>[4]</sup>。其中, 被动容错控制的主要思想是使用鲁棒控制技术来处理机器人系统中存在的故障问题。但是被动容错控制的能力是有限的, 通常无法准确获得机器人系统中存在的故障信息。与之相比, 主动容错控制的主要解决机制是从故障观测器中获得对故障的估计, 再进一步对获得的故障估计信息进行补偿处理以消除故障<sup>[5-6]</sup>。Zhao等<sup>[7]</sup>提出了一种基于强化学习的非线性系统分散容错控制, 其通过构建与各辅助子系统执行器故障估计相关的改进成本函数, 将原来的控制问题转换为一系列分散的最优控制策略。Zhang等<sup>[8]</sup>提出了一种基于动态学习的机械臂

\* 基金项目: 国家自然科学基金 (61463030)。

主动容错控制方案,借助动态学习理论构建动态分类器,以快速准确地获得故障信息,并选择与当前故障系统对应的正确控制器来补偿故障。但此类基于数据驱动的方法在应用过程中因依赖数据,当数据不充分时无法有效工作。Piltan 等<sup>[9]</sup>提出了一种运用 Takagi-Sugeno (T-S) 模糊高阶技术的自适应滑模观测器,在线检测识别机器人系统的故障信息,从而对系统故障进行补偿。Piltan 等<sup>[10]</sup>针对存在执行器故障的非线性机器人系统,提出了一种基于机器学习的神经自适应、高阶、可变结构的观测器来估计故障,从而实现容错控制。但此类方法在规则训练中需要较大的计算量,过程较为繁琐,在实际应用中会受到一定的局限。

在实际的工业操作中,除了系统内部出现故障会影响机器人的轨迹跟踪,一些加工任务与环境接触也会对机器人的轨迹跟踪产生影响,因此还需要对机器人末端进行柔顺控制。常用的柔顺控制方法有刚度控制、阻抗控制和导纳控制,或者这几种控制之间的混合控制<sup>[11]</sup>。项文凭等<sup>[12]</sup>提出一种基于力传感器的下肢康复训练机器人柔顺控制方案,该方案通过力传感器将检测到的力作用于阻抗控制力外环,当人-机交互力大于设定阈值时机器人进行柔顺运动。许家忠等<sup>[13]</sup>提出了一种基于位置控制的阻抗控制方案,该方案通过接触力反馈信号给出控制机器人末端参考位置的方法来进行机器人末端的柔顺控制。陈卓强等<sup>[14]</sup>将导纳控制应用于康复机器人,以优化其在人-机交互过程中的柔顺度。段锐等<sup>[15]</sup>通过可操作度和笛卡儿位置判断机器人是否在奇异位置或工作空间附近,根据三角函数规划和阻尼质量比修改导纳参数中的阻尼值与质量值,进而使机器人在奇异位置和工作空间极限位置实现平稳安全的操作。Yao 等<sup>[16]</sup>提出了一种工业机器人在物理

人-机交互中的无传感器自适应导纳控制,该方案用导纳控制将检测到的力转换为机器人的参考位置和速度,用径向基函数(RBF)网络在线更新阻尼参数,以减少接触力变化和降低接触力,使物理人-机交互更自然更容易。在上述文献所提出的柔顺控制方法中,使用固定参数的导纳控制和阻抗控制无法更有效地适应时变环境;使用变参数的导纳控制方法同样在实际应用中过程较为繁琐,数据计算量较大,且当数据不充分时,无法更加有效地工作。

因此,本文提出一种位置控制为自抗扰的变导纳自适应主动容错控制方法,其能够在抑制外部干扰的同时消除内部关节故障对机器人运动所带来的影响;且提出具有使用方法简单、鲁棒性强、能适应环境特征变化等优点的模糊控制在线调整导纳参数的方案,提高机器人末端的柔顺性,确保机器人系统在与外界环境接触时能够正常运行。

## 1 工业机器人数学模型

### 1.1 运动学模型

机器人运动学建模即建立机器人各关节变量与末端位姿的关系。正向运动学为通过给定机器人的各关节变量来计算机器人的末端位姿。通过 Denavit-Hartenberg (D-H) 法,得到表示 6 自由度机器人相邻连杆坐标系位姿变换关系的齐次变换矩阵,即

$${}^{i-1}T_i = \begin{bmatrix} \cos \theta_i & -\sin \theta_i & 0 & a_{i-1} \\ \sin \theta_i \cos \alpha_{i-1} & \cos \theta_i \cos \alpha_{i-1} & -\sin \alpha_{i-1} & -d_i \sin \alpha_{i-1} \\ \sin \theta_i \sin \alpha_{i-1} & \cos \theta_i \sin \alpha_{i-1} & \cos \alpha_{i-1} & d_i \cos \alpha_{i-1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中,  $a_i$ 、 $\alpha_i$ 、 $d_i$  为第  $i$  根连杆长度、连杆扭角、连杆偏距;  $\theta_i$  为第  $i$  个关节转角,  $i=1, 2, \dots, 6$ 。

通过将各关节的变量代入各自齐次变换矩阵中,得到  ${}^0T_1$ 、 ${}^1T_2$ 、 ${}^2T_3$ 、 ${}^3T_4$ 、 ${}^4T_5$ 、 ${}^5T_6$  共 6 个矩阵,6 自由度机器人末端相对于基坐标系的位姿可由这

6 个齐次变换矩阵依次相乘来表示,

$${}^0T_6 = {}^0T_1 {}^1T_2 {}^2T_3 {}^3T_4 {}^4T_5 {}^5T_6 = \begin{bmatrix} n_x & o_x & a_x & p_x \\ n_y & o_y & a_y & p_y \\ n_z & o_z & a_z & p_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中,  $[n, o, a]$  为机器人末端姿态的欧拉角矩阵;  $p$  表示末端位置。

通过齐次变换矩阵,由机器人关节变量可得出笛卡儿空间中的机器人末端位姿信息,从而完成正向运动学建模。取机器人末端位置笛卡儿坐标的三维向量  $x=[p_x \ p_y \ p_z]^T$ ,故机器人正向运动学方程为

$$x=T(q) \quad (3)$$

式中,  $q$  为机器人关节位置。逆向运动学建模则为逆向推导正向运动方程中的数学关系。由此,则完成机器人运动学建模。

### 1.2 动力学建模

根据文献 [17],由拉格朗日法得到简化后的关节空间中具有 6 个自由度的动力学模型,

$$M(q)\ddot{q}+C(q,\dot{q})\dot{q}+F(\dot{q})+G(q)+\tau_d = \tau + w \quad (4)$$

式中,  $\dot{q}$ 、 $\ddot{q} \in \mathbf{R}^{6 \times 1}$  表示机械臂的各关节角速度、角加速度向量;  $M(q) \in \mathbf{R}^{6 \times 6}$  为惯性项;  $C(q, \dot{q}) \in \mathbf{R}^{6 \times 6}$  为向心力和科氏力项;  $F(\dot{q}) \in \mathbf{R}^{6 \times 1}$  为摩擦力项;  $G(q) \in \mathbf{R}^{6 \times 1}$  为重力项;  $\tau_d$  为建模误差引起的不确定项;  $w \in \mathbf{R}^{6 \times 1}$  为外部干扰;  $\tau \in \mathbf{R}^{6 \times 1}$  表示扭矩或力。

因为实际摩擦相关参数难以得到,润滑得当可以适当忽略摩擦因素,故不考虑  $F(\dot{q})$ ,且由于建模误差较小,对后续计算影响不大,故可在后续计算中忽略此项。因此,简化后的动力学模型为

$$M(q)\ddot{q}+C(q,\dot{q})\dot{q}+G(q) = \tau + w \quad (5)$$

在机器人系统工作的过程中,由于外界环境的复杂性和不确定因素的存在,机器人系统的执行器容易发生故障。当存在执行器故障时,机器

人系统的控制力矩可以表示为

$$\tau = u + u_f \quad (6)$$

式中,  $u \in \mathbf{R}^{6 \times 1}$  为控制转矩;  $u_f \in \mathbf{R}^{6 \times 1}$  代表执行器偏差故障。则机器人动力学模型式(5)可改写为

$$M(q)\ddot{q} + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) = u + w + u_f \quad (7)$$

进一步,式(7)可改写为

$$\ddot{q} = M^{-1}(q)[u - C(q, \dot{q}) - G(q) + w] + H \quad (8)$$

式中,故障引起的系统损失项  $H = M^{-1}(q)u_f$ 。在实际应用中,系统因故障造成的损失项的值虽然是未知的,但通常是有界的,因此可以假设  $\|H\| \leq K$ 。其中  $K$  为故障引起系统损失的界,是一个未知常数。

## 2 变导纳自适应主动容错控制设计

为了消除工作过程中执行器外部出现的干扰、内部出现的故障、机器人末端与外界环境交互影响,使机器人在非结构环境中更加高效自主精准地执行任务,提出以自抗扰为位置控制的变导纳自适应主动容错控制方法。其控制结构如图1所示,其中自抗扰控制器在实现位置控制的同时消除执行器外部干扰,而在其基础上所提出的自适应主动容错控制器消除执行器内部故障,变导纳控制器提高机器人末端的柔顺性能。

### 2.1 自抗扰控制器

自抗扰控制是在PID控制算法基础上进行改进的新型控制方法,主要由跟踪微分器、非线性状态反馈控制律、扩张状态观测器3部分组成。

跟踪微分器主要针对被控对象的输入特点对其提取所需要的信号,设计为

$$\begin{cases} \dot{q}_1(k+1) = q_1(k) + hq_2(k) \\ \dot{q}_2(k+1) = q_2(k) + h \times \text{fst}[q_1(k) - q(k), q_2(k), \vartheta, h] \end{cases} \quad (9)$$

式中,  $h$  为采样周期;  $\vartheta$  为跟踪增益;  $q_1$  和  $q_2$  分别为位移参考值  $q_d$  和速度参考值  $\dot{q}_d$  的跟踪值;  $q(k)$  为第  $k$  时

刻的输入信号;函数  $\text{fst}(\cdot)$  为根据离散型微分跟踪器推导出的快速跟踪信号控制综合函数。

$$\text{fst}(x_1, x_2, \vartheta, h) = \begin{cases} -\vartheta \text{sgn}(a) & |a| > d \\ -\vartheta \frac{a}{d} & |a| \leq d \end{cases} \quad (10)$$

$$a = \begin{cases} x_2 + \frac{a_0 - d}{2} & |y| > d_0 \\ x_2 + y/h & |y| \leq d_0 \end{cases} \quad (11)$$

式中,  $d = \vartheta h$ ;  $d_0 = hd$ ;  $y = x_1 + hx_2$ ;  $a_0 = \sqrt{d^2 + 8\vartheta|y|}$ 。

扩张状态观测器主要是对系统中的重要变量进行跟踪,对系统扰动进行补偿的,表达式<sup>[18]</sup>设计为

$$\begin{cases} e_1 = z_1 - q \\ z_1(k+1) = z_1(k) + h[z_2(k) - \beta_1 e_1] \\ z_2(k+1) = z_2(k) + h[z_3(k) - \beta_2 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \vartheta) + bu] \\ z_3(k+1) = z_3(k) + h[-\beta_3 \text{fal}(e_1, \alpha_2, \vartheta)] \end{cases} \quad (12)$$

式中,  $\beta_1$ 、 $\beta_2$ 、 $\beta_3$  均为观测器增益;  $z_1$ 、 $z_2$  和  $z_3$  分别为位移输出值  $q$ 、速度输出值  $\dot{q}$  和扰动  $w$  的跟踪值;  $\alpha$  用于控制饱和函数的斜率,避免控制信号骤变过快而引起系统振荡和不稳定,通常为一个小于1的正数。  $\text{fal}(\cdot)$  为避免出现高频振荡现象的饱和函数,表示为

$$\text{fal}(e_1, \alpha, \vartheta) = \begin{cases} \frac{e_1}{\vartheta^{\alpha-1}} & |e_1| \leq \vartheta \\ |e_1|^\alpha \text{sgn}(e_1) & |e_1| > \vartheta \end{cases} \quad (13)$$

非线性状态反馈控制律是一种

非线性的组合方式,设计为

$$\begin{cases} e_1 = z_1 - q_d \\ e_2 = z_2 - \dot{q}_d \\ u_0 = k_p \text{fal}(e_1, \alpha_1, \vartheta) + k_d \text{fal}(e_2, \alpha_2, \vartheta) \\ u = u_0 - z_3 / b \end{cases} \quad (14)$$

式中,  $u_0$  为非线性状态反馈控制律;  $u$  为在接收到扩张状态观测器观测扰动之后的状态补偿控制律;  $k_p$  和  $k_d$  为非线性状态反馈控制增益;  $z_3/b$  为系统所受干扰的补偿项。

### 2.2 自适应主动容错控制器

为了获得精确的故障信息,需要通过专用的故障观测器实现对故障的估计。为了便于观测器的设计,首先设计一个辅助变量  $\delta$ <sup>[19]</sup>。

$$\delta = \dot{q} + v \quad (15)$$

对  $v$  求导,

$$\dot{v} = M^{-1}(q)[-u + C(q, \dot{q})\dot{q} + G(q) - w] - L_1 \delta - \hat{K} \text{sgn} \delta - L_2 \|\delta\|^m \text{sgn} \delta \quad (16)$$

式中,  $L_1$  和  $L_2$  为观测器的正定增益矩阵;  $m \in (0, 1)$ 。为获得执行器中的故障信息,首先估计故障所引起的系统损失项的大小,即

$$\hat{H} = -L_1 \delta - \hat{K} \text{sgn} \delta - L_2 \|\delta\|^m \text{sgn} \delta \quad (17)$$

$$\hat{K} = \varepsilon \delta^T \text{sgn} \delta \quad (18)$$

式中,  $\hat{H}$  为故障引起系统损失项  $H$  的估计值;  $\hat{K}$  为损失项的界  $K$  的估计值;  $\varepsilon$  为正常数;  $H$  的估计误差  $\Delta H = H - \hat{H}$ ;  $K$  的估计误差  $\Delta K = K - \hat{K}$ 。因此,设计自适应故障观测器,即

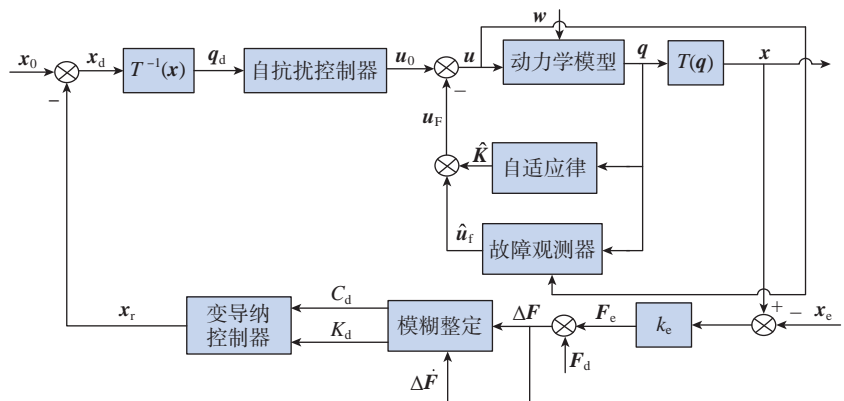


图1 变导纳自适应主动容错控制结构

Fig.1 Structure of variable admittance adaptive active fault-tolerant control

$$\hat{\mathbf{u}}_f = [-L_1 \delta - \hat{K} \operatorname{sgn} \delta - L_2 \|\delta\|^m \operatorname{sgn} \delta] M(\mathbf{q}) \quad (19)$$

式中,  $\hat{\mathbf{u}}_f$  为故障  $\mathbf{u}_f$  的估计值;  $\mathbf{u}_f$  的估计误差为  $\Delta \mathbf{u}_f = \mathbf{u}_f - \hat{\mathbf{u}}_f$ 。

结合位置控制中的非线性状态反馈控制律式(14),设计自适应主动容错控制律,即

$$\begin{cases} \mathbf{e}_1 = \mathbf{z}_1 - \mathbf{q}_d \\ \mathbf{e}_2 = \mathbf{z}_2 - \dot{\mathbf{q}}_d \\ \mathbf{u}_0 = k_p \operatorname{fal}(\mathbf{e}_1, \alpha_1, \vartheta) + k_d \operatorname{fal}(\mathbf{e}_2, \alpha_2, \vartheta) \\ \mathbf{u} = \mathbf{u}_0 - \mathbf{z}_3 / b + \mathbf{u}_F \end{cases} \quad (20)$$

式中,机器人系统故障的补偿项  $\mathbf{u}_F = -\hat{\mathbf{u}}_f$ 。

引理 1<sup>[20]</sup>: 对于任意实数  $\zeta_1 > 0$ ,  $\zeta_2 > 0$ ,  $0 < l < 1$ , 系统有限时间稳定的李雅普诺夫条件是  $\dot{V} + \zeta_1 V + \zeta_2 V^l \leq 0$ , 且有时间  $T_r$  满足  $T_r \leq \frac{1}{\zeta_1(1-e)} \times \ln \frac{\zeta_1 V(t_0)^{1-l} + \zeta_2}{\zeta_2}$ , 其中  $V(t_0)$  为  $V$  的初始值。

定理 1: 对于执行器存在故障的机器人系统(式(7)),采用自适应故障观测器(式(15)~(19)),故障的估计误差能够在有限时间  $t_s$  内收敛到 0。

证明: 构造李雅普诺夫函数,

$$V_1 = \frac{1}{2} \delta^T \delta \quad (21)$$

$$V_2 = V_1 - \frac{1}{2\varepsilon} \Delta K^2 \quad (22)$$

对式(21)求导,并将式(8)、(15)及(16)代入,可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \delta^T \dot{\delta} = \delta^T (\ddot{\mathbf{q}} + \dot{\mathbf{v}}) = \\ & \delta^T \left\{ \begin{aligned} & M^{-1}(\mathbf{q})[u - C(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}} - G(\mathbf{q}) + \mathbf{w}] + \mathbf{H} \\ & + M^{-1}(\mathbf{q})[-u + C(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}} + G(\mathbf{q}) - \mathbf{w}] = \\ & -L_1 \delta - \hat{K} \operatorname{sgn} \delta - L_2 \|\delta\|^m \operatorname{sgn} \delta \end{aligned} \right\} = \\ & \delta^T (\mathbf{H} - L_1 \delta - \hat{K} \operatorname{sgn} \delta - L_2 \|\delta\|^m \operatorname{sgn} \delta) \end{aligned} \quad (23)$$

对式(22)求导,并将式(18)代入,则有

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 - \frac{1}{\varepsilon} \Delta K \Delta \dot{K} = \\ & \delta^T (\mathbf{H} - L_1 \delta - \hat{K} \operatorname{sgn} \delta - L_2 \|\delta\|^m \operatorname{sgn} \delta) + \\ & \hat{K} \delta^T \operatorname{sgn} \delta - K \delta^T \operatorname{sgn} \delta = \\ & \delta^T (\mathbf{H} - L_1 \delta - L_2 \|\delta\|^m \operatorname{sgn} \delta - K \operatorname{sgn} \delta) \end{aligned} \quad (24)$$

由于  $\mathbf{K} - \mathbf{H} \geq \mathbf{0}$ , 因此式(24)可写为

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -\delta^T L_1 \delta - \delta^T L_2 \|\delta\|^m \operatorname{sgn} \delta - \|\delta\|(\mathbf{K} - \mathbf{H}) \leq \\ & -\delta^T L_1 \delta - \delta^T L_2 \|\delta\|^m \operatorname{sgn} \delta \leq \\ & -2l_1 V_2 - 2^{\frac{m+1}{2}} l_2 V_2^{\frac{m+1}{2}} \leq 0 \end{aligned} \quad (25)$$

式中,  $l_1$  和  $l_2$  为故障观测器增益矩阵  $L_1$  和  $L_2$  中的最小元素。

根据式(25),对于任意实数  $l_1 > 0$ ,  $l_2 > 0$ ,  $0 < m < 1$ , 机器人系统在有限时间稳定的李雅普诺夫条件是  $\dot{V} + l_1 V + l_2 V^m \leq 0$ , 同时根据引理 1 可知,自适应故障观测器误差稳定的有限时间。

$$t_s \leq \frac{1}{l_1(1-m)} \ln \frac{l_1 V_2(t_0)^{\frac{1-m}{2}} + l_2 2^{\frac{m-1}{2}}}{l_2 2^{\frac{m-1}{2}}} \quad (26)$$

式中,  $V_2(t_0)$  为李雅普诺夫函数  $V_2(\cdot)$  在时间  $t=0$  时的值。又根据式(25),可以得出对于所有的  $t \geq t_s$ , 辅助变量  $\delta = \mathbf{0}$  且  $\dot{\delta} = \mathbf{0}$ 。根据式(8)和式(15)~(17),又有

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{H} &= \ddot{\mathbf{q}} - M^{-1}(\mathbf{q})[u - C(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})\dot{\mathbf{q}} - G(\mathbf{q}) + \mathbf{w}] + \\ & L_1 \delta + \hat{K} \operatorname{sgn} \delta + L_2 \|\delta\|^m \operatorname{sgn} \delta = \ddot{\mathbf{q}} + \dot{\mathbf{v}} = \dot{\delta} \end{aligned} \quad (27)$$

因此,由式(25)和(27)可得,对于系统,故障引起损失项的估计误差能够在有限时间  $t_s$  内趋于 0,即  $\lim_{t \rightarrow t_s} \Delta \mathbf{H} = \mathbf{0}$ , 又因为  $\Delta \mathbf{H} = M^{-1}(\mathbf{q}) \Delta \mathbf{u}_f$ , 且  $M(\mathbf{q})$  为常数项,所以  $\lim_{t \rightarrow t_s} \Delta \mathbf{u}_f = \mathbf{0}$ , 则定理 1 得证。

### 2.3 变导纳控制器

导纳控制将机器人与外界环境接触过程等效为一个弹性模型,与阻抗控制不同的是,它不需要对机器人的动力学方程进行建模,而是通过建立机器人位置与末端接触力的关系,然后通过调节导纳参数来实现对机器人与环境接触力的控制<sup>[21-22]</sup>。机器人与外界环境接触的交互过程可以等效为一个“质量-弹簧-阻尼”模型,如图 2 所示。其中,  $k_e$  为环境刚度;  $\mathbf{x}_e$  为环境参考位置;  $\mathbf{x}$  为机器

人末端实际位置;  $\mathbf{F}_d$  为机器人末端与环境期望接触力。将环境当作弹性体,机器人与环境实际接触力  $\mathbf{F}_e$  则为

$$\mathbf{F}_e = -k_e(\mathbf{x}_e - \mathbf{x}) \quad (28)$$

适用于机器人系统的过程:当机械臂末端在受到一个与外界环境接触力  $\mathbf{F}_d - \mathbf{F}_e$  后,将其转化为虚拟位移  $\mathbf{x}_r$ ; 然后由此位置偏移量调整给定位置  $\mathbf{x}_0$ , 得到一个期望位置  $\mathbf{x}_d$ ; 其经逆向运动学方程转换为关节转角期望值  $\mathbf{q}_d$ , 之后将此期望关节转角输入位置控制器得到控制力矩,将其作用于动力学模型(式(7))得到输出关节转角; 最后经正向运动学方程(式(3))得到机器人随所受外力调整的输出位置  $\mathbf{x}$ , 从而实现机械臂末端的柔顺控制。其动力学方程表示为

$$M_d \ddot{\mathbf{x}}_r + C_d \dot{\mathbf{x}}_r + K_d \mathbf{x}_r = \mathbf{F}_d - \mathbf{F}_e \quad (29)$$

式中,  $M_d$ 、 $C_d$  和  $K_d$  分别表示期望惯性、阻尼和刚度的参数;  $\ddot{\mathbf{x}}_r$ 、 $\dot{\mathbf{x}}_r$ 、 $\mathbf{x}_r$  分别表示机械臂末端偏移量的加速度、速度、位移。对式(28)进行拉氏变换,可得

$$\mathbf{x}_r(s) = \frac{\mathbf{F}_d - \mathbf{F}_e}{M_d s^2 + C_d s + K_d} \quad (30)$$

$\mathbf{F}_d$  与  $\mathbf{F}_e$  之间的差值为力误差  $\Delta \mathbf{F}$ , 其中,机器人的导纳特性可通过调节惯性、阻尼、刚度参数来变换。但为了使机器人在实际环境工作时能够随着外界环境的变化实时进行导纳参数的调节,从而改善机器人末端柔顺控制性能,采用模糊控制对阻尼  $C_d$  和刚度  $K_d$  进行调节,将惯性系数  $M_d$  作为不变系数,以改变机器人

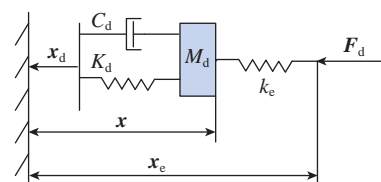


图 2 机器人-环境交互等效模型  
Fig.2 Equivalent model of robot-environment interaction

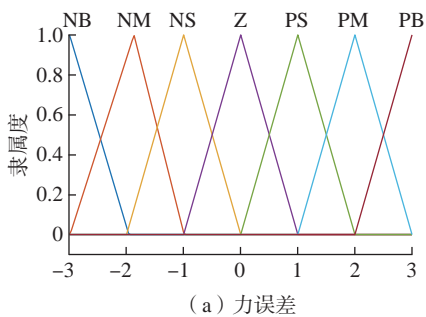
阻尼刚度系数,得到更加清晰有效的结果。

图3为模糊控制输入量力误差 $\Delta F$ 与力误差导数 $\Delta \dot{F}$ 隶属度函数分布,其论域区间为 $[-3, 3]$ 与 $[-6, 6]$ 。图4为模糊控制输出量力期望阻尼 $C_d$ 与期望刚度 $K_d$ 隶属度函数分布,其论域区间为 $[0, 1]$ 与 $[0, 10]$ 。定义模糊变量的模糊集均为{负大(NB),负中(NM),负小(NS),零(Z),正小(PS),正中(PM),正大(PB)}。其主要控制原理:通过所制定的49条模糊控制规则,实时调整 $\Delta F$ 与 $\Delta \dot{F}$ 隶属度,以得到实时的参数 $C_d$ 和 $K_d$ 。

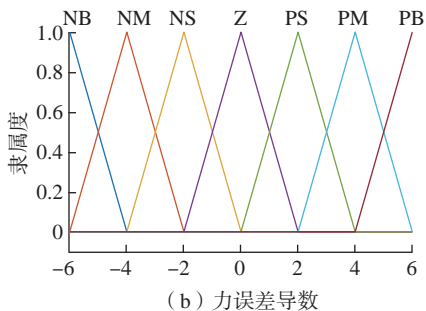
### 3 仿真与试验验证

为了验证所提控制方法的有效性,在满足机器人运动学建模过程中齐次变换矩阵式(1)的转换条件下,通过Matlab机器人工具箱模拟图5所示的现场实体机器人,建立的6自由度机器人模型如图6所示。机器人系统相应的控制参数设置如表1所示。

设机器人系统所受外部干扰为



(a) 力误差



(b) 力误差导数

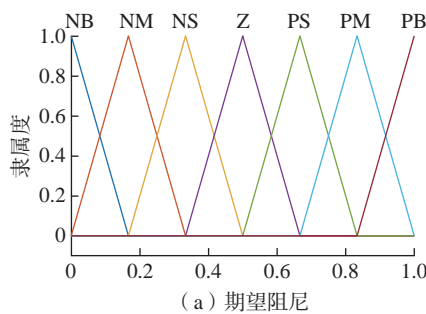
图3 模糊控制输入量力隶属度函数分布

Fig.3 Distribution of membership function of fuzzy control input

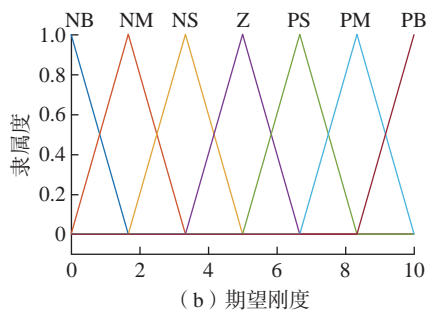
$$w(t) = \begin{cases} e^{0.5t} & 2.5s \leq t \leq 4s \\ 0 & \text{else} \end{cases} \quad (31)$$

图7为对机器人系统外部干扰的估计。红色实线为实际扰动,蓝色虚线为自抗扰控制器中的扩张状态观测器(式(12))对式(31)所示外部干扰的估计。可以看出,仅在扰动突变处出现少许估计误差,且稳态误差小于0.013,误差百分比小于0.26%,证明了扩张状态观测器的有效性。

设机器人系统内部关节1、关节3分别发生故障情形,即



(a) 期望阻尼



(b) 期望刚度

图4 模糊控制输出量力隶属度函数分布

Fig.4 Distribution of membership function of fuzzy control output



图5 现场实体机器人

Fig.5 On-site physical robot

$$u_{f_1} = \begin{cases} 5 & 2.5s \leq t \leq 4s \\ 0 & \text{else} \end{cases} \quad (32)$$

$$u_{f_3} = \begin{cases} 5 \sin(\pi t) + 5 & 2.5s \leq t \leq 4s \\ 0 & \text{else} \end{cases} \quad (33)$$

图8为当机器人系统关节1、关节3发生式(32)和(33)所示的故障时,自适应故障观测器对故障的估计响应曲线。可以看出,在加入故障以后,观测器能够较为准确地观测出

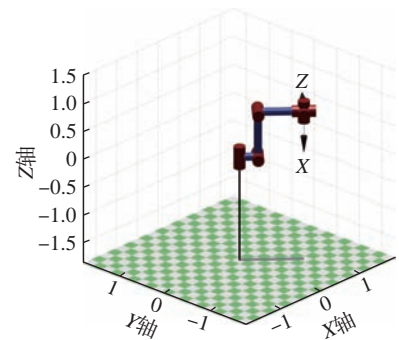


图6 IRB-4600型模拟机器人  
Fig.6 IRB-4600 simulation robot

表1 机器人系统控制参数

Table 1 Control parameters in robot system

参数	值
$a_1, a_2, g$	0.75, 1.5, 0.002
$b, h, k_p, k_d$	1.4, 0.001, 150, 2
$\beta_1, \beta_2, \beta_3$	40, 600, 700
$L_1$	diag[15, 15, 15, 15, 15, 15]
$L_2$	diag[0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1]
$m, \varepsilon$	0.95, 1
$M_d, K_d, C_d$	0.001, 5, 0.1
$x_e, k_e, F_d$	[1.5, 0, 0], 2, [2, 0, 0]

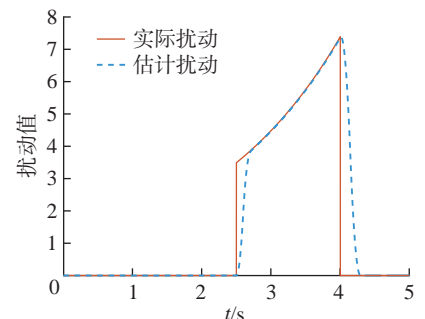


图7 机器人系统外部干扰估计

Fig.7 Estimation of external interference in robot systems

故障,仅在故障突变处,如第2.5 s、第4 s处存在少量观测误差,且关节1最大误差百分比约为0.22%,关节3最大误差百分比约为1.46%,证明在实际工作中如果执行器出现故障,自适应故障观测器能够较好地实现对故障的检测,从而使控制器能够对执行器出现的故障进行较为理想的补偿。因此在图9中可以发现,机器人的实际位置轨迹能够很好地跟踪期望的位置轨迹,仅在2.5 s执行器出现故障时出现少量跟踪误差,关节1最大误差百分比约为0.88%,关节3最大误差百分比约为0.51%。且从图10可以看到在实现容错控制的过程中,关节1、关节3控制输入力矩虽出现持续的抖振,但整体趋于稳定。因此,所提容错控制方法能够有效地消除在实际工作中执行器出现故障所带来的影响。

假设机器人末端 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 三个方向的期望轨迹:  $0.3\sin(\pi t)+0.6$ 、 $0.6$ 、 $0.3\cos(\pi t)+0.6$ 。图11为在容错控制作用下执行器出现故障与受外部干扰时机器人末端3个方向的轨迹

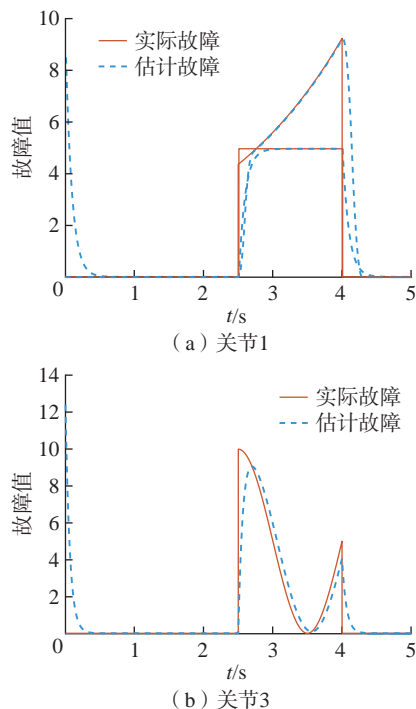


图8 关节1和关节3故障估计  
Fig.8 Fault estimation of joint 1 and joint 3

跟踪。可以看出,在出现上述状况后,机器人末端仍然能够较好地跟踪期望轨迹,仅在2.5 s之后,即出现故障与干扰后有少量跟踪误差, $x$ 、 $y$ 、 $z$ 三个方向的最大跟踪误差百分比约为

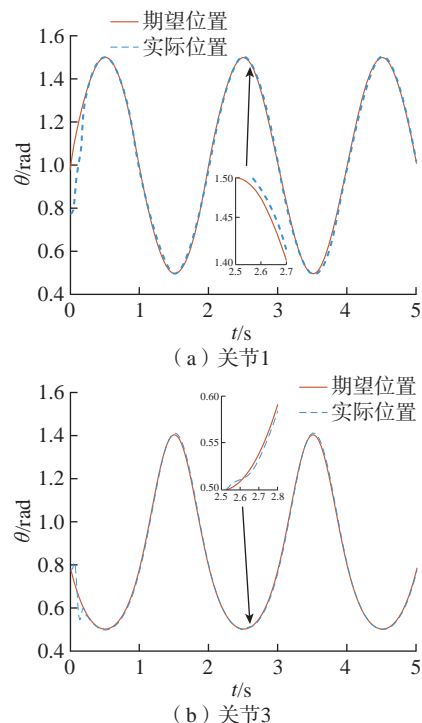


图9 关节1和关节3位置跟踪  
Fig.9 Position tracking of joint 1 and joint 3

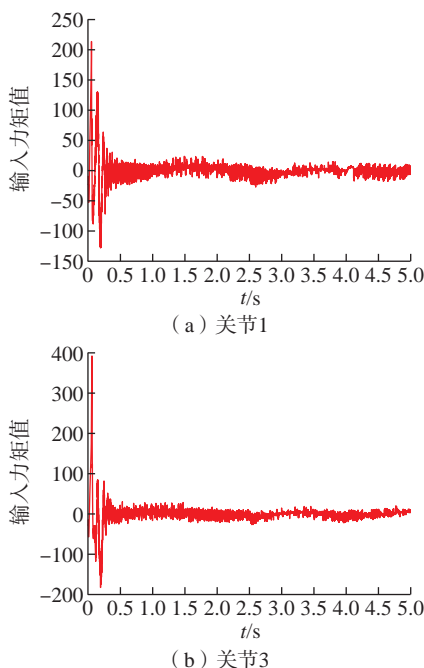


图10 关节1和关节3控制输入力矩  
Fig.10 Control input torque of joint 1 and joint 3

0.71%、0.9%、1.56%。

通过式(28)与已知条件可模拟机器人末端与环境接触力约为3 N。当机器人末端 $x$ 方向受此接触力1~2 s时,在导纳控制作用下沿 $x$ 方向的运动轨迹如图12所示,可以观察到当机器人系统出现执行器内部故障及机器人末端 $x$ 方向受力时,在容错控制与导纳控制作用下,机器人末端 $x$ 方向也能较好地跟踪在外力作用下的期望轨迹,但在2 s左右和2.5 s后会出现些许跟踪偏差。其中2 s左右出现的跟踪偏差的最大百分比约为2.73%,可由所提变导纳控制方法解决;2.5 s后出现的跟踪偏差为执行器出现故障与受外部干扰时的正常情况,控制器可以及时地补偿消除故障与干扰带来的影响。图13为所提变导纳

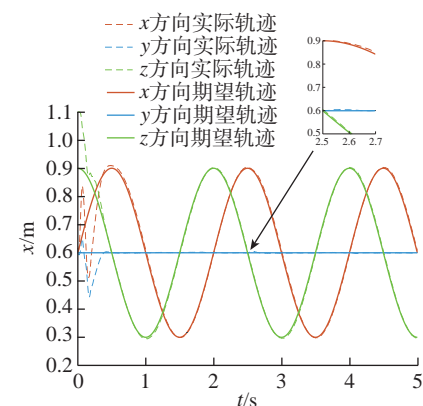


图11 机器人末端轨迹跟踪  
Fig.11 Robot end trajectory tracking

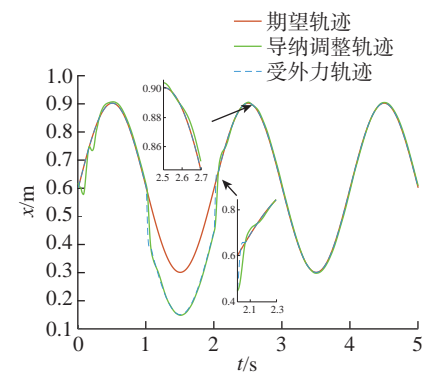


图12 导纳控制作用下 $x$ 方向受外力时机器人运动轨迹  
Fig.12 Robot motion trajectory under external force in the  $x$ -direction under admittance control

控制作用下机器人末端  $x$  方向受到外力时的运动轨迹,不难看出,2 s 左右机器人末端  $x$  方向的运动轨迹更加地贴合受到外力时的期望轨迹,此时位置跟踪最大误差百分比下降为 1.13%,亦如图 14 与 15 在操作空间中机器人末端运动轨迹所示,从图 14 点  $(0.5334, 0.5995, 0.8955) \sim (0.8368, 0.5999, 0.7889)$  与图 15 点  $(0.5645, 0.6048, 0.902) \sim (0.8381, 0.6003, 0.7866)$  可以看到,在变导纳控制作用下机器人末端实际运动轨迹与期望轨迹更加贴合。因此与导纳控制作用下的运动轨迹相比,其主要优势就在于能够根据外界环境进行导纳参数的实时调整,如图 16 所示,在无外力接触的情况下,调整阻尼值为 0.5,刚度值为

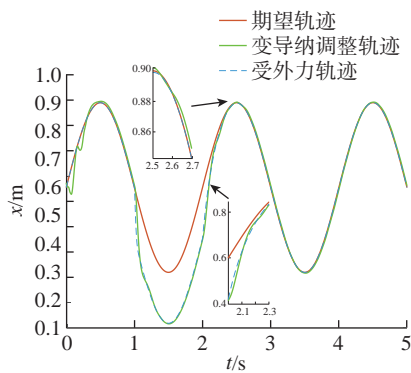


图 13 变导纳作用下  $x$  方向受外力时机器人运动轨迹

Fig.13 Robot motion trajectory under external force in the  $x$ -direction under variable admittance

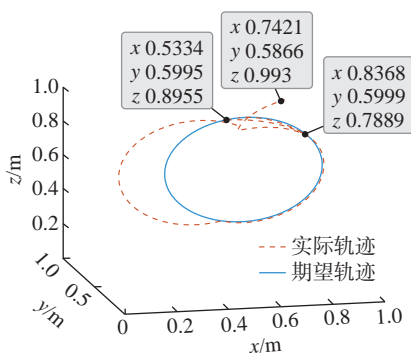


图 14 操作空间中导纳控制调整下的机器人末端运动轨迹

Fig.14 Robot end motion trajectory under admittance control adjustment in operating space

5,而当在 1~2 s 持续受到外力时,调整阻尼值为 0.1667,刚度值为 8.333。

因此,通过上述仿真试验,验证了所提方法不仅能够抑制外部扰动及有效解决机器人内部出现的故障问题,而且大大提高了机器人末端柔顺控制性能。

## 4 结论

在自抗扰位置控制的基础上将变导纳控制和主动容错控制策略相结合,提出了一种新型的工业机器人控制方法,得到的主要结论如下。

(1) 所提方法不仅实现了在复杂环境下对机器人的高精度控制,还能够有效地避免机器人在运动中发生碰撞或其他意外情况,保证了机器人的稳定性和安全性。

(2) 通过仿真试验,所提方法具

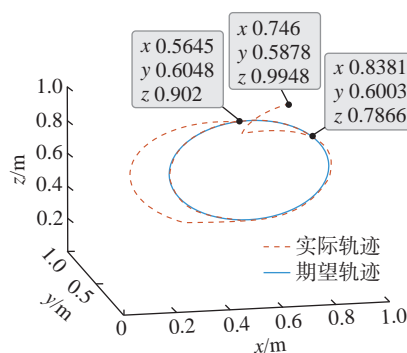


图 15 操作空间中变导纳控制调整下的机器人末端运动轨迹

Fig.15 Robot end motion trajectory under variable admittance control adjustment in operating space

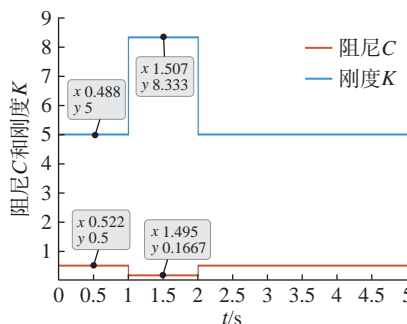


图 16 变导纳阻尼和刚度值变化

Fig.16 Variations in admittance damping and stiffness values

有较高的可靠性和实用性,解决了一系列工业机器人在实际作业中可能遇到的问题,为工业机器人的智能化和自主化控制提供了新思路和方法。

未来,将继续深入研究工业机器人的控制方法,进一步提高其控制精度和容错能力,以满足工业生产中机器人控制的更高要求,同时将研究应用到实际生产中,促进工业机器人的发展和应用。

## 参考文献

- [1] ZHU D C, DU B L, ZHU P C, et al. Adaptive backstepping sliding mode control of trajectory tracking for robotic manipulators[J]. Complexity, 2020, 2020: 3156787.
- [2] 赵扬, 刘霞. 机器人系统的加权快速终端滑模主动容错控制[J]. 信息与控制, 2023, 52(3): 360-368.
- [3] ZHAO Yang, LIU Xia. Weighted fast terminal sliding mode active fault-tolerant control for robotic system[J]. Information and Control, 2023, 52(3): 360-368.
- [4] SUN W W, WANG Y Z, YANG R M. L2 disturbance attenuation for a class of time-delay Hamiltonian systems[J]. Journal of Systems Science and Complexity, 2011, 24(4): 672-682.
- [5] CEN Z H, NOURA H, AL YOUNES Y. Systematic fault tolerant control based on adaptive Thau observer estimation for quadrotor UAVs[J]. International Journal of Applied Mathematics and Computer Science, 2015, 25(1): 159-174.
- [6] JIN X Z, ZHAO Y X, WANG H, et al. Adaptive fault-tolerant control of mobile robots with actuator faults and unknown parameters[J]. IET Control Theory & Applications, 2019, 13(11): 1665-1672.
- [7] HE X, WANG Z D, QIN L G, et al. Active fault-tolerant control for an Internet-based networked three-tank system[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2016, 24(6): 2150-2157.
- [8] ZHAO Y W, WANG H Q, XU N, et al. Reinforcement learning-based decentralized fault tolerant control for constrained interconnected nonlinear systems[J]. Chaos, Solitons & Fractals, 2023, 167: 113034.
- [9] ZHANG F K, WU W M, SONG R, et al. Dynamic learning-based fault tolerant control for robotic manipulators with actuator faults[J]. Journal of the Franklin Institute, 2023, 360(2):

862–886.

[9] PILTAN F, PROSVIRIN A E, KIM J M. Robot manipulator active fault-tolerant control using a machine learning-based automated robust hybrid observer[J]. *Journal of Intelligent & Fuzzy Systems*, 2020, 39(5): 6443–6463.

[10] PILTAN F, PROSVIRIN A E, SOHAIB M, et al. An SVM-based neural adaptive variable structure observer for fault diagnosis and fault-tolerant control of a robot manipulator[J]. *Applied Sciences*, 2020, 10(4): 1344–1370.

[11] ZENG G W, HEMAMI A. An overview of robot force control[J]. *Robotica*, 1997, 15(5): 473–482.

[12] 项文凭, 潘海鸿. 基于力传感器的下肢康复机器人柔顺控制[J]. *组合机床与自动化加工技术*, 2023(10): 124–127.

XIANG Wenping, PAN Haihong. Flexibility control of lower limb rehabilitation robot based on force sensors[J]. *Modular Machine Tools and Automated Processing Technology*, 2023(10): 124–127.

[13] 许家忠, 郑学海, 周洵. 复合材料打磨机器人的主动柔顺控制[J]. *电机与控制学报*, 2019, 23(12): 151–158.

XU Jiazhong, ZHENG Xuehai, ZHOU Xun.

Active and compliant control of the composite polishing robot[J]. *Electric Machines and Control*, 2019, 23(12): 151–158.

[14] 陈卓强, 李林. 导纳控制在康复机器人中的应用[J]. *医疗装备*, 2022, 35(18): 23–27.

CHEN Zhuoqiang, LI Lin. Application of admittance control in rehabilitation robot[J]. *Medical Equipment*, 2022, 35(18): 23–27.

[15] 段锐, 王冲冲, 王习昌, 等. 基于导纳控制框架的机器人奇异规避方法[J]. *机械设计与研究*, 2022, 38(5): 6–10, 16.

DUAN Rui, WANG Chongchong, WANG Xichang, et al. Singularity avoidance method of robot based on admittance control[J]. *Machine Design & Research*, 2022, 38(5): 6–10, 16.

[16] YAO B T, ZHOU Z D, WANG L H, et al. Sensorless and adaptive admittance control of industrial robot in physical human–robot interaction[J]. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*, 2018, 51: 158–168.

[17] 胡盛斌, 陆敏恂. 空间三关节机器人自适应双模糊滑模控制[J]. *同济大学学报(自然科学版)*, 2012, 40(4): 622–628.

HU Shengbin, LU Minxun. Adaptive double fuzzy sliding mode control for three-links spatial robot[J]. *Journal of Tongji University (Natural*

*Science)*, 2012, 40(4): 622–628.

[18] 俞经睿, 朱毅成, 冉晨阳, 等. 基于自抗扰控制的机器人定位策略[J]. *控制理论与应用*, 2023, 40(4): 772–779.

YU Jingrui, ZHU Yicheng, RAN Chenyang, et al. Robot positioning strategy based on active disturbance rejection control[J]. *Control Theory and Application*, 2023, 40(4): 772–779.

[19] YANG P, MA X, WANG J, et al. Disturbance observer-based terminal sliding mode control of a 5-DOF upper-limb exoskeleton robot[J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 62833–62839.

[20] REN H J, DENG G, HOU B, et al. Finite-time command filtered backstepping algorithm-based pitch angle tracking control for wind turbine hydraulic pitch systems[J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 135514–135524.

[21] HOGAN N, BUERGER S. Impedance and interaction control[M]//Kurfess T R. *Robotics and automation handbook*. Boca Raton: CRC Press, 2004.

[22] AL-SHUKA H F N, LEONHARDT S, ZHU W H, et al. Active impedance control of bioinspired motion robotic manipulators: An overview[J]. *Applied Bionics and Biomechanics*, 2018, 2018: 8203054.

## Variable Admittance Adaptive Active Fault-Tolerant Control Method for Industrial Robots

WANG Jun, MA Di

(Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China)

**[ABSTRACT]** A variable admittance adaptive active fault-tolerant control method based on position control as self disturbance rejection was proposed for industrial robot systems affected by external disturbances, actuator failures, and environmental disturbances. First, an auto-disturbance rejection controller was designed to achieve position tracking while eliminating the impact of external disturbances on the actuator. Second, in order to obtain accurate internal fault information of joints in actual operations except for external disturbances, an adaptive active fault-tolerant mechanism was introduced on the basis of position control to detect and compensate for faults that occur during the robot's control process. Finally, a variable admittance controller was used to optimize the end flexibility performance of the robot by adjusting admittance parameters online to improve the stability of the robot system. After simulation verification, the proposed method can effectively improve the fault tolerance and flexibility of industrial robots, and has good robustness and reliability in the robot control process, providing new ideas and methods for the intelligence and automation of industrial robots.

**Keywords:** Industrial robot; Position tracking; Auto-disturbance rejection control; Active fault-tolerant control;

Variable admittance control

(责编 青燕)

引文格式: 徐劲虎, 唐新宇, 许坤, 等. 基于线激光的化铣激光刻型在机精度检测方法[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 28-36, 59.

XU Jinhu, TANG Xinyu, XU Kun, et al. On-machine accuracy measurement method for chemical milling engraving lines based on laser profiler[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 28-36, 59.

## 基于线激光的化铣激光刻型在机精度检测方法

徐劲虎, 唐新宇, 许坤, 季宇雷, 毕庆贞

(上海交通大学, 上海 200240)

[摘要] 化铣激光刻型工艺是飞机蒙皮加工的重要方式, 目前尚缺乏在机测量方法来检测激光刻型的精度与质量。针对此问题, 提出了基于线激光的化铣激光刻型在机精度检测方法。首先, 基于齐次坐标变换建立了五轴激光刻型机和线激光传感器的运动学模型, 确定激光测量坐标系与工件坐标系之间的变换关系, 据此获得刻型线扫描点云。然后, 基于模板匹配提取单帧刻型槽截面轮廓特征, 并通过 Levenberg-Marquardt 算法求解刻型线槽宽、槽深以及位置信息。再通过点云分割、轮廓匹配和轮廓误差计算方法得到激光刻型的轮廓误差。最后, 通过激光刻型在机精度检测试验验证所提出方法的有效性, 试验结果表明, 该方法能够有效评估刻型线的均匀性和轮廓精度, 为加工误差溯源、工艺改进和提高刻型线的轮廓精度提供了重要参考依据。

关键词: 激光刻型机; 2D 线激光; 在机测量; 轮廓精度; 刻型线检测

### On-Machine Accuracy Measurement Method for Chemical Milling Engraving Lines Based on Laser Profiler

XU Jinhu, TANG Xinyu, XU Kun, JI Yulei, BI Qingzhen

(Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

[ABSTRACT] Laser engraving process for chemical milling is an important way of aircraft skin machining, but there is still a lack of measurement method. To solve this problem, an on-machine accuracy measurement method for chemical milling engraving lines based on laser profiler was proposed. Firstly, the kinematics model of the five-axis laser engraving machine and laser profiler was established based on coordinate transformation. The transformation between the laser measuring coordinate system and the workpiece coordinate system was determined, based on which the scanning point cloud was obtained. Then, the profile features of single frame groove section were extracted based on template matching. The width, depth and position of the groove line were solved by Levenberg-Marquardt algorithm. The contour error of laser engraving was obtained by point cloud segmentation, contour matching and contour error calculation. Finally, the effectiveness of the proposed method was verified by laser engraving on-machine accuracy test. The results show that this method can evaluate the uniformity and profile accuracy of the profile, which provides a reference for tracing the machining error, modifying the machining process and improving the contour accuracy of the engraving line.

Keywords: Laser engraving machine; 2D laser profiler; On-machine measurement; Contour accuracy; Engraving line detection

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.028

飞机蒙皮具有尺寸大、难加工的特点, 在这种薄壁类零件上铣出减重槽成为加工中的难点。化学铣削能有效加工复杂曲面零件和难加工材料, 是薄壁类零件加

工的主要方法。化铣首先要在零件表面涂覆一层可去除的保护性胶膜, 然后通过刻型划线的方式确定需要化铣的区域并去除待加工区域的保护性胶膜, 将零件浸入化

铣池中,从而对没有胶膜的区域进行化学腐蚀加工<sup>[1]</sup>。

飞机蒙皮要求其表面光滑、无划伤,因此化铣过程中刻型工艺至关重要。传统的化铣刻型工艺采用人工刻线方式,需要借助加工样板、定位销等工具,该方式生产效率低下、劳动强度大、成本高,并且加工精度受样板精度和操作人员熟练度的影响,容易出现化铣区根部缺陷<sup>[2]</sup>。近年来五轴激光刻型机逐步发展,通过数控刻型技术能够实现在保护性胶膜上刻型出需要铣切的形状,大大提升了刻线的精度和效率。

刻型线精度检测是激光刻型工艺的关键,传统的样板比对方法需要技术人员通过肉眼判断,当测量大型曲面零件时会存在检测效率低、结果可靠性差的问题,已经无法满足激光刻型高效率、高精度的检测需求。在机测量技术是当前加工测量领域自动化、高效化的发展趋势,为实现高效、高精度的刻型线精度检测技术提供了研究方向<sup>[3-4]</sup>。在机精度检测包括接触式和非接触式测量方法。接触式测量方法通过探针与被测零件表面逐点接触能够实现微米级的测量精度,因此被广泛应用于复杂曲面轮廓在机测量。Huang等<sup>[5]</sup>采用接触式测量探头对火箭贮箱箱底零件进行在机测量,提高了箱底零件的加工轮廓精度。Rahman等<sup>[6]</sup>采用接触式测量探头实现了对球面磨削零件的在机轮廓测量。陈岳坪等<sup>[7]</sup>采用接触式测量探头对零件进行在机测量并实现了曲面重构和加工误差补偿,但接触式在机测量效率低,难以适用于大尺寸飞机蒙皮的轮廓精度测量。非接触式测量效率高,在大尺寸飞机蒙皮检测方面有明显优势。非接触测量主要包括激光测量、视觉检测等方案。张旭莘等<sup>[8]</sup>通过立体视觉测量系统实现大尺度三维几何尺寸的测量。全燕鸣等<sup>[9]</sup>将双目相机安装到机床主轴上,实现工件尺寸的三维在机测量。童康康等<sup>[10]</sup>通过双目相机的视觉检测方式对激光刻型精度进行检测,但该方法难以获取刻型槽的槽深信息,在复杂工作环境下视觉检测的精度和稳定性仍存在问题。激光测量能够对大范围曲面零件进行高精高效测量<sup>[11-12]</sup>,例如,Liu等<sup>[13]</sup>将激光传感器集成到铣槽加工机床中,实现了薄壁件外轮廓的高效测量;Song等<sup>[14]</sup>基于激光扫描仪来测量飞机蒙皮表面轮廓,并对比了不同算法对曲面法向测量精度的影响;Zeng等<sup>[15]</sup>基于线激光对箱底零件焊缝宽度进行测量,实现了0.3 mm焊缝的精准检测;石循磊等<sup>[16]</sup>基于线激光扫描飞机表面轮廓,实现蜂窝孔参数的快速提取;章绍坤<sup>[17]</sup>建立了2D线激光曲面在机测量系统,大幅提高曲面轮廓特征精度。

化铣激光刻型在机检测与传统的在机检测都是利用机床本身的运动实现工件表面轮廓的在位测量。两者区别在于化铣激光刻型线的槽宽在0.5 mm左右且截

面呈V形,一般的在机测量(如红宝石接触探头)难以测量这种狭小区域,并且飞机蒙皮长度可以达到几m,接触式测量方法效率低下,不适合大范围轮廓检测;非接触测量(例如视觉在机检测)难以准确测量刻型槽的槽深信息,测量精度有待提高。而线激光能够实现快速扫描测量,测量分辨率和精度高,适用于大型飞机蒙皮刻型槽的轮廓的扫描。

综上所述,现有方法主要针对曲面轮廓进行精度检测,但是在激光刻型线的在机精度检测方面,尚未发现已发表的线激光技术的相关应用,因此亟须基于2D线激光开发出高效率、高精度的化铣激光刻型在机精度检测技术,替换传统的人工检测方法,提高化铣激光刻型工艺的准确性和效率,保证化铣刻型的产品质量。

针对化铣激光刻型在机精度检测的需求,本文研究了基于2D线激光的化铣激光刻型工艺在机精度检测技术,并通过激光刻型在机精度检测试验验证了所提出方法的有效性。

## 1 激光刻型在机精度检测系统运动学变换

化铣激光刻型在机精度检测系统的运动部件为五轴激光刻型机和线激光器。五轴激光刻型机实现了对曲面工件的激光刻型加工,线激光器偏置安装于激光刻型机末端,根据预定的轨迹沿刻型线进行扫描。为获得刻型线的点云数据,需要建立线激光传感器与五轴激光刻型机的运动学模型,确定激光测量坐标系与工件坐标系之间的变换关系。

### 1.1 五轴激光刻型机运动学模型

为得到激光测量坐标系(Laser-sensor coordinate system, SCS)与工件坐标系(Workpiece coordinate system, WCS)之间的变换关系,建立图1所示的测量系统运动学模型,可得测量系统的坐标变换链<sup>[18]</sup>,即

$${}^{\text{WCS}}P_i = {}^{\text{WCS}}T \cdot {}^{\text{TCS}}T \cdot {}^{\text{SCS}}P_i \quad (1)$$

式中,  ${}^{\text{WCS}}P_i$  和  ${}^{\text{SCS}}P_i$  分别为线激光采样点  $i$  在 WCS 和 SCS 下的齐次坐标向量;  ${}^{\text{WCS}}T$  和  ${}^{\text{TCS}}T$  分别为工具坐标系(Tool coordinate system, TCS)到 WCS 和 SCS 到 TCS 的齐次变换矩阵。

${}^{\text{WCS}}T$  可以根据五轴机床正运动学获得,以本研究使用的龙门式 AC 双摆头激光刻型机为例, WCS 到 TCS 的坐标变换矩阵为

$${}^{\text{WCS}}T = {}^{\text{MCS}}T^{-1} \cdot {}^{\text{MCS}}C \cdot {}^{\text{C}}_A T \cdot {}^{\text{A}}_{\text{TCS}} T \quad (2)$$

式中,  ${}^{\text{MCS}}T$  为 WCS 到机床坐标系(Machine coordinate system, MCS)的齐次变换矩阵;  ${}^{\text{MCS}}C$  为 C 轴坐标系到 MCS 的齐次变换矩阵,3个平动轴的变换矩阵也集成于齐次变换矩阵  ${}^{\text{MCS}}T$  中;  ${}^{\text{C}}_A T$  为 A 轴坐标系到 C 轴坐标系的齐次变换矩阵;  ${}^{\text{A}}_{\text{TCS}} T$  为 TCS 到 A 轴坐标系的齐次变

换矩阵。

实际测量过程中,数控系统会将运动学变换集成,因此式(2)可简化为

$${}^{WCS}_{TCS}T = \begin{bmatrix} {}^{WCS}R_t & {}^{WCS}P_t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$${}^{WCS}R_t = \begin{bmatrix} \cos c & \cos a \sin c & \sin a \sin c \\ \sin c & \cos a \cos c & \sin a \cos c \\ 0 & \sin a & \cos a \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中,  ${}^{WCS}P_t$  表征 3 个平动轴对结果的影响,通常基于刀具末端中心在 WCS 的坐标,设定刀长为 0,通过 3 个平动轴位置坐标获取  ${}^{WCS}P_t$ ;  ${}^{WCS}R_t$  是由 A 轴和 C 轴的位置得到的旋转矩阵;  $a$  和  $c$  分别表示 A 轴和 C 轴相对于初始位置转过的角度。

### 1.2 线激光传感器运动学模型

如图 2 所示,线激光传感器单次采样会采集 XZ 平面内的  $N$  个测点, X 轴方向的分辨率为  $\delta$ ,第  $i$  个测量点 Z 轴方向的数据为  $d_i$ ,因此  ${}^{SCS}P_i$  的表达式为

$${}^{SCS}P_i = [(i-N/2)\delta \ 0 \ d_i \ 1]^T \quad (5)$$

对于未能接收到反射激光的测点,激光器将返回异常值作为提示,因此对无效数据需要进行剔除以免干扰正常的测点数据。

激光刻型槽的截面形状都是向外开放的凸多边形,当线激光沿垂直于刻型槽截面方向测量不会出现遮挡。如果工件曲率过大,可能存在测量头部分与工件干涉的情况,导致不能满足线激光垂直于刻型槽截面方向测量。本研究中的应用对象(飞机蒙皮)大都为小曲率曲面,因此在实际应用中并未出现刻型槽由于角度无法检测完全的问题。

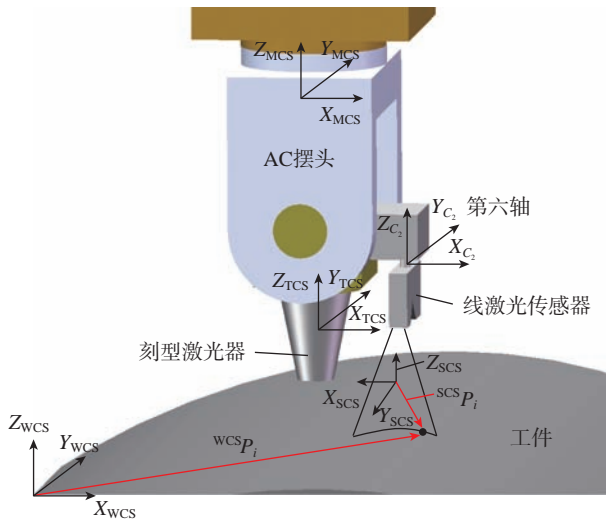


图 1 线激光在机精度检测系统运动学模型

Fig.1 Kinematic model of on-machine accuracy measurement system based on 2D laser profiler

由于测量过程中线激光和刻型槽需要保持垂直以精确测量刻型槽截面轮廓,因此需要在机床末端增加平行于线激光轴向的第 6 轴,将线激光器固连在第 6 轴上,

${}^{TCS}_{SCS}T$  可以通过线激光器的位姿标定获得,即

$${}^{TCS}_{SCS}T = {}^{TCS}_{C_2}T \cdot {}^{C_2}_{SCS}T \quad (6)$$

$${}^{TCS}_{C_2}T = \begin{bmatrix} \cos C_2 & -\sin C_2 & 0 & L_{TCS,C_2,x} \\ \sin C_2 & \cos C_2 & 0 & L_{TCS,C_2,y} \\ 0 & 0 & 1 & L_{TCS,C_2,z} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中,  ${}^{TCS}_{C_2}T$  为第 6 轴  $\beta_2$  坐标系到 TCS 的齐次变换矩阵,  $L_{TCS,C_2,x}$ 、 $L_{TCS,C_2,y}$ 、 $L_{TCS,C_2,z}$  为  $C_2$  轴坐标系原点在 TCS 坐标系中的位置坐标。

${}^{C_2}_{SCS}T$  表示 SCS 和第 6 轴坐标系之间的位姿关系,在线激光安装完成后,该矩阵可视为一常数矩阵,通过 3 个欧拉角参数和 3 个位移参数表示,即

$${}^{C_2}_{SCS}T = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi & \Delta x \\ \cos\theta\sin\phi & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\sin\phi + \sin\psi\cos\phi & \Delta y \\ -\sin\theta & \sin\psi\cos\theta & \cos\psi\cos\theta & \Delta z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中,章动角  $\theta$ 、旋进角  $\psi$  和自转角  $\phi$  为 3 个欧拉角参数,  $\Delta x$ 、 $\Delta y$ 、 $\Delta z$  为 SCS 原点在第 6 轴坐标系中的三维坐标表示,此 6 个常数参数即为待标定量,可通过线激光器位姿标定求解。

在实际线激光器位姿标定过程中,通常将机床旋转轴置于零位,于是式(1)可简化为

$${}^{WCS}P_i = {}^{TCS}_{SCS}T \cdot {}^{SCS}P_i \quad (9)$$

式中,  ${}^{WCS}P_i = [x_i \ y_i \ z_i \ 1]^T$  由三坐标测量机基于工件坐标系测量标定块得到,其标定方法可使用文献 [17] 所述的激光传感器安装位姿标定实现,  ${}^{SCS}P_i$  可由线激光数据得到,因此构建出测量方程为

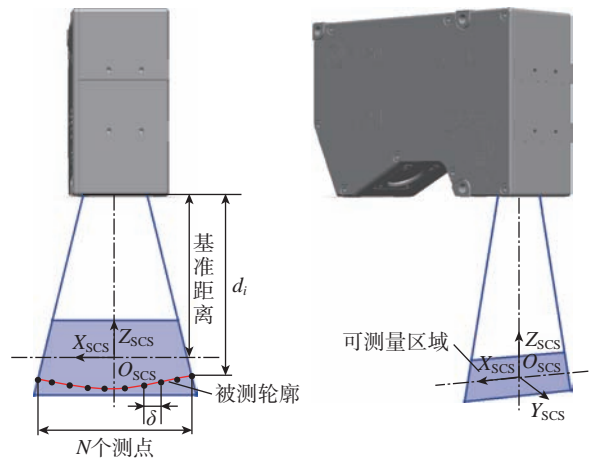


图 2 激光测量坐标系示意图

Fig.2 Schematic diagram of laser-sensor coordinate system

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} & L_{TCS,c_2,x} + \Delta x \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & L_{TCS,c_2,y} + \Delta y \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & L_{TCS,c_2,z} + \Delta z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (i-N/2)\delta \\ 0 \\ d_i \\ 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中,  $r_{jk}$  为旋转矩阵分量, 测量多个测点数据能够构造超定方程组, 通过最小二乘拟合可以得到变换矩阵 ${}^{SCS}T$ 。

综上, 通过构建激光测量坐标系与工件坐标系之间的变换关系, 在实际测量过程中基于线激光传感器测得的任意点  $i$  在 SCS 中的位置 ${}^{SCS}P_i$ , 结合式(1)即可解算出该点在工件坐标系中的位置, 从而获得刻型线扫描的实际三维点云, 为刻型线精度检测与评价奠定基础。

## 2 刻型线精度检测与评价方法

为了提高刻型线扫描的效率, 通过后处理软件修改激光刻型加工的 ATP 文件生成扫描轨迹, 扫描得到连续多帧数据, 每一帧记录一个时刻的线激光数据以及对应的刀轴坐标。对每一帧的线激光数据进行处理, 提取出单帧刻型槽截面轮廓特征, 通过各单帧特征提取结果对刻型线轮廓进行重构, 并计算激光刻型轮廓加工精度。

### 2.1 刻型槽截面轮廓特征提取算法

首先对每一帧数据进行预处理, 剔除原始测量数据中的异常值。由于刻型槽宽度远小于相邻刻线之间的距离, 为避免单帧截面扫描数据中存在多个相邻刻型槽影响, 可截取中间  $t$  个数据作为特征提取的区域。  $t$  可根据刻型槽实际宽度设置, 将截取后的数据集记为  $\{(x_i, z_i) | 1 \leq i \leq t\}$ 。

截取的单帧刻型槽截面轮廓数据如图 3 所示, 包含表面段和凹槽段两部分, 槽宽和槽深的定义见标注。采用连续函数模板匹配的方式提取刻型槽的特征, 基于双曲正切函数构造刻型槽截面模板函数为

$$z = z_0 + 0.5d(\tanh(\alpha(x - x_0 - 0.25w)) - \tanh(\alpha(x - x_0 + 0.25w))) \quad (11)$$

式中,  $x_0$  表示刻型槽的中心位置;  $z_0$  表示表面段的纵坐标;  $d$  和  $w$  分别表示刻型槽的深度和宽度;  $\alpha$  表示相似系数。

根据实际刻型槽截面恰当选取近似  $\alpha$  值, 绘制不同  $\alpha$  值的拟合结果, 如图 4 所示。可以看出, 针对实际刻型槽形状, 当  $\alpha$  值为 20 时拟合效果最好, 后续计算中  $\alpha$  值均取为 20。使用实际数据到拟合函数的距离作为拟合精度的评价指标, 计算结果表明该方法的拟合精度为  $(0.0081 \pm 0.0072)$  mm。以槽深为例, 拟合误差为 2.59%, 因此该拟合方法能够准确提取刻型槽的特征。

使用双曲正切模板函数的前提是数据表面段水平,

而测量得到的截面轮廓数据可能整体具有一定倾角, 因此需要首先对数据进行水平修正。

通过拟合表面段直线能够得到实际数据与水平数据之间的变换关系, 对整个数据集进行直线拟合, 搜索数据集中距离直线最远的点记为槽底点  $(x_d, z_d)$ 。对于  $\forall i \in [1, t]$ , 满足条件为

$$\frac{|k_1 x_d + b_1 - z_d|}{\sqrt{k_1^2 + b_1^2}} \geq \frac{|k_1 x_i + b_1 - z_i|}{\sqrt{k_1^2 + b_1^2}} \quad (12)$$

式中,  $k_1$  和  $b_1$  为拟合的直线的斜率和截距。

确定槽底点后, 截去凹槽段特征, 将槽底点左右  $l/\delta$  个点去除,  $l$  表示槽宽的预设值, 可以通过预先测量获得。对去除凹槽特征后的数据集重新进行直线拟合得到表面段直线方程, 斜率和截距分别为  $k_2$  和  $b_2$ 。

将原数据集旋转到水平, 旋转变换表示为

$$\begin{bmatrix} x_i' \\ z_i' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ z_i \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中,  $\theta = \arctan k_2$ ;  $(x_i', z_i')$  表示  $(x_i, z_i)$  旋转到水平后的点。

采用式(11)中的连续函数作为模板对旋转后的数据集  $\{(x_i', z_i') | 1 \leq i \leq t\}$  进行拟合, 设未知参数  $X = [x_0', z_0', d, w]$ , 可构建如下最优化问题。

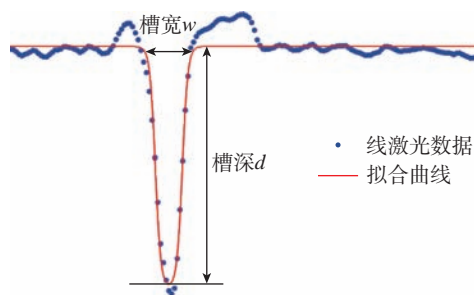


图 3 刻型槽截面轮廓特征

Fig.3 Section profile characteristics of grooves

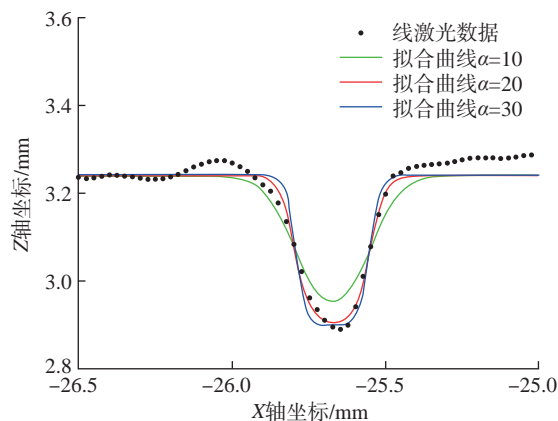


图 4 不同  $\alpha$  值对拟合结果的影响

Fig.4 Influence of different  $\alpha$  on the fitting results

$$\min 0.5 \sum_{i=1}^l f_i^2(\mathbf{X}) f_i(\mathbf{X}) = z_i' - z_0' - 0.5d(\tanh(\alpha(x_i' - x_0' - 0.25w)) - \tanh(\alpha(x_i' - x_0' + 0.25w))) \quad (14)$$

式(14)为典型的非线性最小二乘问题,可采用 Levenberg-Marquardt 算法<sup>[19]</sup>对该优化问题进行求解,具体求解步骤如下。

(1) 计算雅可比矩阵。

$$\mathbf{J}(\mathbf{X}_k) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(\mathbf{X}_k)}{\partial x_0'} & \frac{\partial f_1(\mathbf{X}_k)}{\partial z_0'} & \frac{\partial f_1(\mathbf{X}_k)}{\partial d} & \frac{\partial f_1(\mathbf{X}_k)}{\partial w} \\ \frac{\partial f_2(\mathbf{X}_k)}{\partial x_0'} & \frac{\partial f_2(\mathbf{X}_k)}{\partial z_0'} & \frac{\partial f_2(\mathbf{X}_k)}{\partial d} & \frac{\partial f_2(\mathbf{X}_k)}{\partial w} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial f_l(\mathbf{X}_k)}{\partial x_0'} & \frac{\partial f_l(\mathbf{X}_k)}{\partial z_0'} & \frac{\partial f_l(\mathbf{X}_k)}{\partial d} & \frac{\partial f_l(\mathbf{X}_k)}{\partial w} \end{bmatrix} \quad (15)$$

(2) 列出增量方程。

$$(\mathbf{H}(\mathbf{X}_k) + \mu \mathbf{D}^T \mathbf{D}) \Delta \mathbf{X}_k = \mathbf{g}(\mathbf{X}_k) \quad (16)$$

式中,  $\mathbf{H}(\mathbf{X}_k) = \mathbf{J}(\mathbf{X}_k) \mathbf{J}(\mathbf{X}_k)^T$  表示海塞矩阵;  $\mathbf{g}(\mathbf{X}_k) = -\mathbf{J}(\mathbf{X}_k) \mathbf{f}(\mathbf{X}_k)$ ;  $\mathbf{D}$  为系数矩阵,一般取为单位阵。

(3) 更新阻尼因子  $\mu$ , 其更新策略如下。

$$\begin{cases} \mu: = \mu \cdot \max\left\{\frac{1}{3}, 1 - (2\rho - 1)^3\right\}, v: = 2; \rho > 0 \\ \mu: = \mu \cdot v, v: = 2v; \rho \leq 0 \end{cases} \quad (17)$$

式中,  $\rho$  为比例因子, 计算方式为

$$\rho = \frac{\sum_{i=1}^l f_i^2(\mathbf{X}_k) - \sum_{i=1}^l f_i^2(\mathbf{X}_k + \Delta \mathbf{X}_k)}{\Delta \mathbf{X}_k^T (\mu \Delta \mathbf{X}_k + \mathbf{g}(\mathbf{X}_k))} \quad (18)$$

(4) 计算下一步迭代的参数值。

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{X}_k + \Delta \mathbf{X}_k \quad (19)$$

(5) 判断新的参数值是否满足迭代终止条件  $0.5 \sum_{i=1}^l f_i^2(\mathbf{X}_{k+1}) / t < \varepsilon$ ,  $\varepsilon$  为迭代终止误差判定阈值, 取值为  $10^{-5}$ 。如果满足则结束迭代, 不满足则回到步骤(1)进行下一次迭代。

从算法求解结果  $\mathbf{X}$  中提取中心点  $(x_0', z_0')$ , 并根据式(13)的逆变换旋转回原数据位置  $(x_0, z_0)$ 。

综上, 通过单帧刻型槽截面轮廓特征提取算法可以得到刻型槽的特征, 包括刻型槽的中心位置  $(x_0, z_0)$ 、刻型槽的深度  $d$  和宽度  $w$ 。对所有扫描数据进行逐帧处理可得到加工面上所有刻型槽截面的轮廓特征, 为激光刻型线质量检验提供标准。

## 2.2 刻型线轮廓重构与误差计算

提取完所有刻型槽截面轮廓特征后得到刻型线实际中心点集, 由于工件一次刻型加工中一般存在多个独立的刻型区域轮廓, 为准确分析刻型线轮廓误差, 需

要将扫描得到的刻型线中心点云分割对应至相应轮廓区域。

由于线激光扫描频率可达到 2500 Hz, 相邻扫描点之间的间距远小于轮廓与轮廓之间点云的间距, 通过欧式聚类的方法能够对这种特点的点云进行快速分类, 相比于  $k$ -means 聚类, 欧式聚类不需要知道分类的数量, 减小了人工识别刻型线轮廓数量的工作, 并且充分利用点云组内距离远小于组间距离的特点, 通过欧式距离计算能够实现快速分类, 计算效率高。

基于欧式聚类的点云分割<sup>[20]</sup>流程(图5), 首先给定初始点  $\mathbf{P}$ , 通过  $kd$ -tree 数据结构快速搜索距离  $\mathbf{P}$  点最近的  $k$  个点, 将欧式距离小于设定阈值的点聚类于集合  $\{\mathbf{G}_i\}$ , 如果  $\{\mathbf{G}_i\}$  中元素继续增加, 则选取未在集合中的点作为新的初始点, 如果  $\{\mathbf{G}_i\}$  中元素不再增加则输出该集合, 若还有剩余点则新建  $\{\mathbf{G}_{i+1}\}$  集合, 继续聚类操作, 反之则结束聚类过程。  $k$  的值以及阈值根据刻型线轮廓的实际情况确定, 一般可将  $k$  设置为 5, 阈值设置为 5 mm。

刻型线实际中心点云在经过点云分割后需要与理论轮廓点云进行匹配, 以建立理论轮廓和实际轮廓之间的对应关系。其中理论轮廓点云可通过 CAD 软件对工件数模提取线轮廓后进行离散化得到, 并同样使用欧式聚类算法进行分割。由于具有对应关系的理论和实际轮廓的形心之间的距离一般小于非对应关系轮廓间形心的距离, 因此可以通过搜索最近形心点进行轮廓匹配。

所有理论轮廓形心的集合为  $\{\mathbf{T}_i | 1 \leq i \leq s\}$  ( $s$  为刻型线轮廓数量), 所有实际轮廓形心的集合为  $\{\mathbf{R}_i | 1 \leq i \leq s\}$ , 则与实际轮廓形心  $\mathbf{R}_i$  对应的理论轮廓形心下标  $j$  满足

$$\min\{|\mathbf{R}_i - \mathbf{T}_j|, 1 \leq i \leq s\} \quad (20)$$

通过计算各形心的匹配关系将理论轮廓和实际轮廓

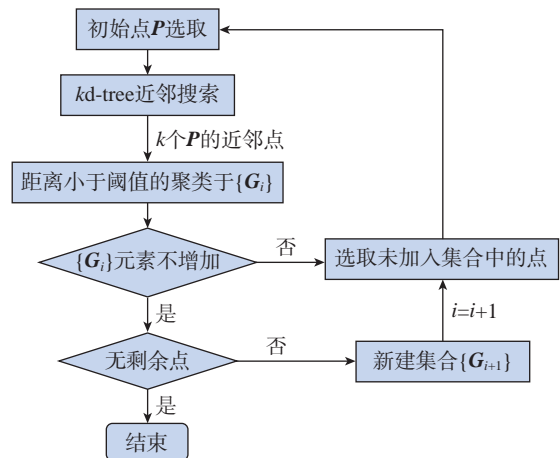


图5 基于欧式聚类的点云分割流程图  
Fig.5 Flow chart of point cloud segmentation based on Euclidean clustering

廓一一对应,接着对匹配过的轮廓进行误差计算。轮廓误差可能产生的形式可分为整体误差和局部误差。如图6所示,整体误差有偏移和伸缩两种类型,偏移主要来自于刻型机与工件之间的基准误差,以及刻型机本身的静态误差等,伸缩主要来自于工件装夹后产生的弹性变形。局部误差是实际刻线在理论轮廓附近的误差,主要来自于机床动态误差等。

首先计算理论轮廓和实际轮廓之间的整体偏移误差,理论轮廓点集为  $\{P_i|1 \leq i \leq a\}$ ,实际轮廓点集为  $\{Q_i|1 \leq i \leq b\}$ ,计算出理论轮廓形心和实际轮廓形心之间的偏移矢量  $E$ ,即

$$E = \sum_{i=1}^a P_i / a - \sum_{i=1}^b Q_i / b \quad (21)$$

根据偏移矢量  $E$  对实际轮廓点集  $\{Q_i\}$  进行补偿得到  $\{Q'_i\}$ ,使得补偿后形心与理论轮廓形心重合,补偿后的轮廓误差主要包含伸缩和局部误差两种类型,对补偿后的点集进行最近点匹配。

对于理论轮廓点集中的每一个点,如果直接匹配与其最近的实际轮廓点,可能会在拐角处出现点对不匹配现象,因此需要通过最近点匹配算法确定每一个理论点对应的实际点。图7为各种不同情况下最近点匹配算法的示意过程,具体步骤如下。

(1)理论点集向补偿后的实际点集查询最近点并配对,设点  $P_i$  的最近点为  $Q'_j$ ,则配对集合  $M_p = \{(P_i, Q'_j) | 1 \leq i \leq a\}$ ;

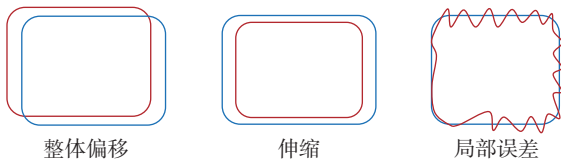


图6 轮廓误差的主要形式  
Fig.6 Main forms of contour error

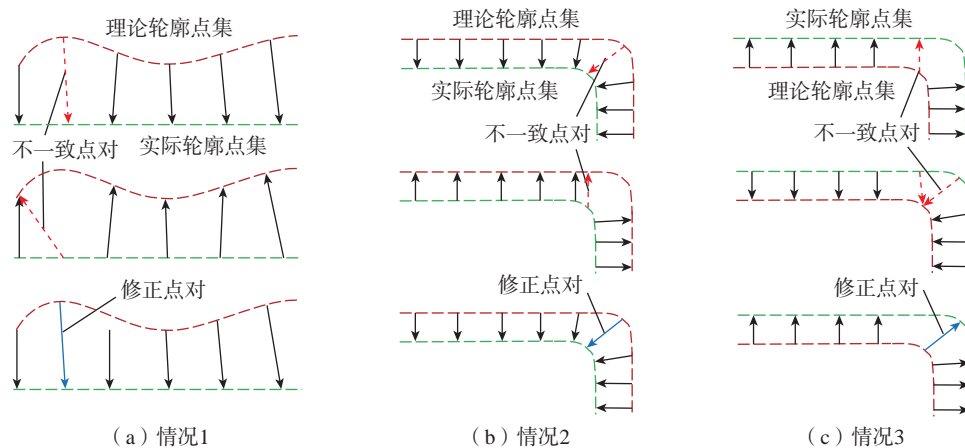


图7 最近点匹配算法示意图

Fig.7 Schematic diagram of the nearest point matching algorithm

(2)补偿后的实际点集向理论点集查询最近点并配对,设点  $Q'_k$  的最近点为  $P_l$ ,则配对集合  $M_Q = \{(Q'_k, P_l) | 1 \leq k \leq b\}$ ;

(3)对配对集合  $M_p$  中所有点对进行校正,对任意点  $P_i$  在集合  $M_Q$  查找包含该点的点对,分3种情况讨论。

情况1:集合  $M_Q$  中没有包含  $P_i$  的点对,如图7(a)中红色箭头所示的情况,认为  $M_p$  中的点对  $(P_i, Q'_j)$  匹配正确不需要修改。

情况2:集合  $M_Q$  中有一个包含  $P_i$  的点对,即集合  $M_p$  中有一个满足  $l=i$  的点对  $(Q'_k, P_i)$ ,如图7(b)中红色箭头所示的情况,此时修正后  $P_i$  的匹配点满足式(22)。

$$Q'_j = \begin{cases} Q'_j, & |Q'_j - P_i| \geq |Q'_k - P_i| \\ Q'_k, & |Q'_j - P_i| < |Q'_k - P_i| \end{cases} \quad (22)$$

情况3:集合  $M_Q$  中有多个包含  $P_i$  的点对,即集合  $M_p$  中有多个满足  $l=i$  的点对,如图7(c)中红色箭头所示情况。点对表示为  $\{(Q'_c, P_i) | c \in [1, b]\}$ ,找出其中距离  $P_i$  最远的匹配点,此时情况3可转化为情况2求解。

每个点的误差值来源于整体误差和局部误差的共同影响,因此定义某一轮廓上的匹配点加工误差为

$$e_i = \delta_1 |E| + \delta_2 |P_i - Q'_j| \quad (23)$$

式中,  $\delta_1$  和  $\delta_2$  为整体误差影响因子和局部误差影响因子,这里  $\delta_1$  和  $\delta_2$  均取值为1。

通过基于模板匹配的单帧刻型槽截面轮廓特征提取算法和基于最近点匹配的轮廓误差计算方法得到刻型线的槽宽、槽深和加工轮廓误差,为激光刻型精度、质量的检测提供依据。

### 3 试验验证

为了验证上述方法的有效性,在刻型机加工完成的样件上进行线激光在机精度检测试验。试验平台如图8所示,试验样件为长200 mm、宽200 mm的6061铝合金

板,表面覆盖有胶膜,样件表面共有 11 道刻线,按 x 轴方向由小到大依次编号为 1~11。试验所用线激光器为深视 SR7140 线激光器,该线激光器的 X 轴轮廓点数为 3200, X 轴分辨率为 25  $\mu\text{m}$ , Z 轴测量精度为  $\pm 0.024 \text{ mm}$ 。

由于采用刻型机带动线激光器扫描的在机检测方式,机床本体的几何误差会引入到后续计算出的点云位置中。其中机床的定位误差反映在刻型线的轮廓误差中,是本文需要检测的;而重复定位误差会对在机检测的结果造成影响,因此在加工与测量前需要预先测量几何误差并补偿。本研究使用的刻型机补偿后重复定位精度不超过 0.05 mm,远低于化铣刻型线加工精度 0.5 mm,并且在检测时采用多次扫描取平均值的方式进

步减小重复定位误差。

试验流程如图 9 所示,将线激光器偏置安装于激光刻型机末端,通过后处理将激光刻型的 ATP 文件转化为线激光器扫描轨迹。首先对实际零件进行线激光扫描,得到线激光点云数据,通过单帧截面参数拟合得到刻型线的槽宽、槽深及点位信息;再对刻型线点位进行坐标变换获得实际轮廓的中心点云;将由零件数模刻型线离散出的理论轮廓点和实际轮廓点云进行点云分割、轮廓匹配以及轮廓精度计算得到最终的轮廓误差值。

对样件上所有刻型线进行扫描,采用 2.1 节提出的刻型槽截面轮廓特征提取算法对数据进行处理,得到每一帧的刻型槽截面信息,其中部分帧处理结果如图 10



图 8 激光刻型在机精度检测试验平台

Fig.8 Laser engraving on-machine accuracy test platform

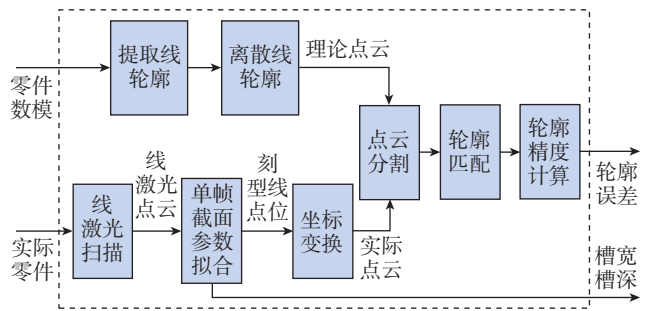


图 9 激光刻型在机精度检测试验流程

Fig.9 Experiment flow of laser engraving on-machine accuracy testing

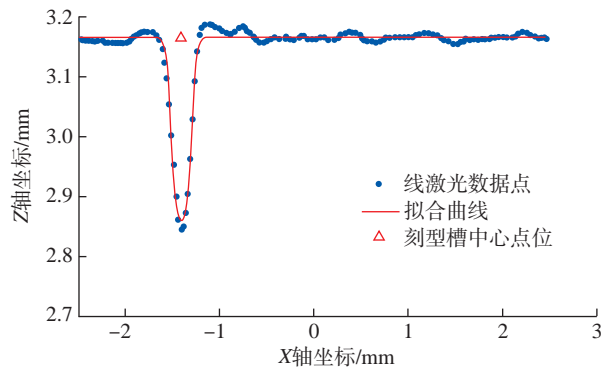
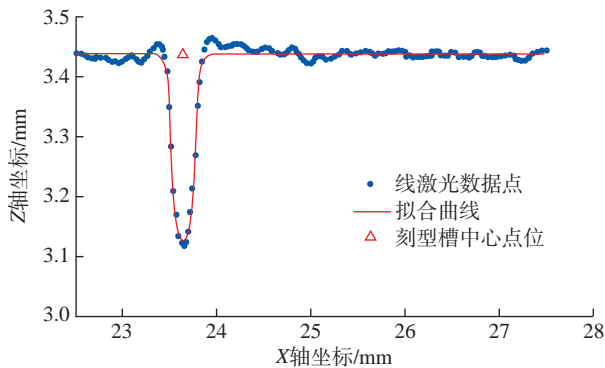
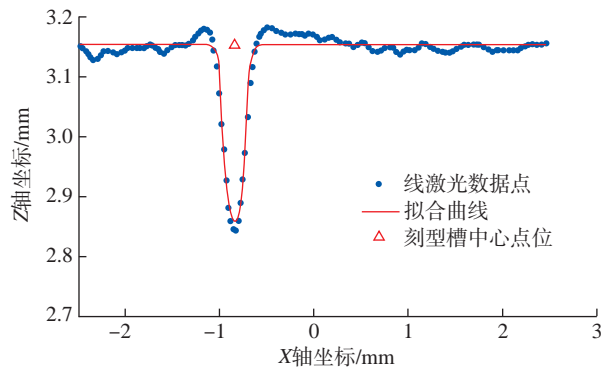
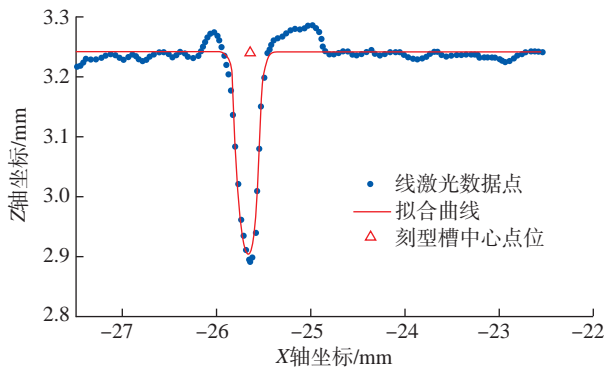


图 10 刻型槽截面轮廓特征随机提取结果

Fig.10 Randomly extracting results of profile feature of notch section

所示。可以看出,刻型槽两端由于激光烧结形成小凸台,通过刻型槽截面轮廓特征提取算法可以准确识别出槽宽、槽深及刻型槽的位置信息,并不会受到刻型槽两端凸起的影响。

试验测得全部扫描数据的槽宽统计值为  $(0.4806 \pm 0.0163)$  mm,槽深统计值为  $(0.3124 \pm 0.0148)$  mm。表 1 列出了前 6 组计算结果,可以看出,不同轮廓的槽宽和槽深在均值附近小范围波动,刻型线的槽宽和槽深的一致性较好,没有出现刻型线过宽和槽深过浅的情况。因此可以认为刻型机的激光刻型效果良好,刻型线均匀性高。

得到刻型槽单帧轮廓匹配结果之后,通过第 1 节的坐标变换理论得到每一帧刻型线点位在工件坐标系下的实际坐标,并根据 2.2 节的算法对所有点进行点云分割和轮廓匹配,最终计算出理论刻型轮廓与实际刻型轮廓之间的误差。表 2 列出了前 6 组计算结果,不同刻型线轮廓加工误差的统计值为  $(0.1486 \pm 0.0576)$  mm,最大轮廓误差为 0.3105 mm,结果满足激光刻型线轮廓加工精度要求。

绘制刻型线轮廓误差分布如图 11 所示,可以看出,各刻型线的轮廓误差分布相似。Y 方向轮廓误差呈现两端和中部较低的现象,误差大的点位主要分布在 Y=20 mm 和 Y=60 mm 附近。X 方向的轮廓误差呈现两端大中间小的现象,最大的点位于编号为 11 的轮廓线上。

计算出的轮廓误差主要包括偏移误差、弯曲变形误差和局部误差。偏移误差的统计值为  $(0.0255 \pm 0.0148)$  mm,占总误差的 17.16%,表征为刻型线形心的偏移,其主要来自于刻型机与工件之间的基准误差及刻型机本

身的静态误差等。弯曲变形误差主要来自于工件装夹后产生的弹性变形,绘制编号为 1 的轮廓附近理论数模表面与实际表面 Z 方向的偏差如图 12 所示。可以看出,实际样件在 Z 方向发生弯曲变形,并且弯曲变形产生的误差和理论点位与实际点位的偏差变化趋势基本一致,由此可知,误差主要来自于实际样板 Z 方向的弯曲变形,弯曲变形误差的统计值为  $(0.1108 \pm 0.0458)$  mm,占总误差的 74.56%。图 12 中理论点位与实际点位的偏差围绕弯曲变形产生误差波动,这种波动误差表现为局部误差,主要来自于刻型机在运动过程中产生的动态误差等,局部误差的统计值为  $(0.0123 \pm 0.0062)$  mm,占总误差的 8.28%。

综上,刻型线的误差主要来源于装夹后的实际工件与理论数模之间的弯曲弹性变形,为保证刻型线轮廓精度,在实际加工中,首先需要选择合适的柔性工装和夹持

表 2 不同刻型线轮廓误差对比

Table 2 Comparison of contour errors of different engraving lines

轮廓编号	轮廓误差/mm	最大轮廓误差/mm
1	$0.1614 \pm 0.0526$	0.2579
2	$0.1292 \pm 0.0499$	0.2165
3	$0.1281 \pm 0.0467$	0.2298
4	$0.1150 \pm 0.0466$	0.1965
5	$0.1214 \pm 0.0455$	0.1995
6	$0.1303 \pm 0.0469$	0.2091
7	$0.1354 \pm 0.0477$	0.2163
8	$0.1454 \pm 0.0482$	0.2251
9	$0.1690 \pm 0.0512$	0.2429
10	$0.1811 \pm 0.0577$	0.2906
11	$0.2183 \pm 0.0602$	0.3105

表 1 不同刻型线轮廓槽宽与槽深结果对比

Table 1 Comparison of groove width and depth results for different engraving lines

轮廓编号	槽宽/mm	槽深/mm
1	$0.4952 \pm 0.0155$	$0.3264 \pm 0.0162$
2	$0.4723 \pm 0.0141$	$0.3219 \pm 0.0138$
3	$0.4770 \pm 0.0138$	$0.3169 \pm 0.0124$
4	$0.4733 \pm 0.0137$	$0.3163 \pm 0.0113$
5	$0.5015 \pm 0.0157$	$0.3063 \pm 0.0122$
6	$0.4723 \pm 0.0142$	$0.3061 \pm 0.0121$
7	$0.4756 \pm 0.0161$	$0.3069 \pm 0.0135$
8	$0.5003 \pm 0.0121$	$0.3059 \pm 0.0133$
9	$0.4668 \pm 0.0119$	$0.3077 \pm 0.0143$
10	$0.4695 \pm 0.0161$	$0.3065 \pm 0.0143$
11	$0.4828 \pm 0.0190$	$0.3155 \pm 0.0137$

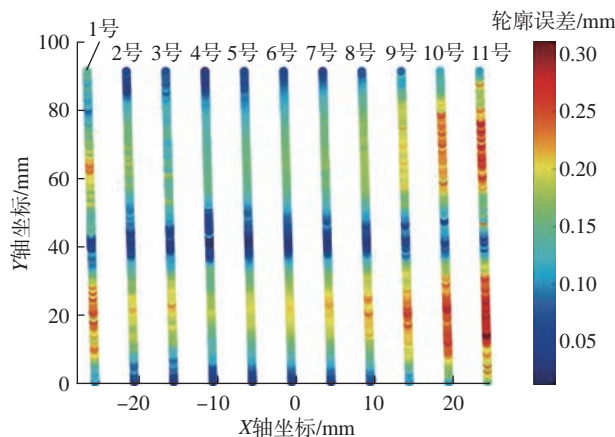


图 11 刻型线轮廓误差分布

Fig.11 Distribution of engraving line contour error

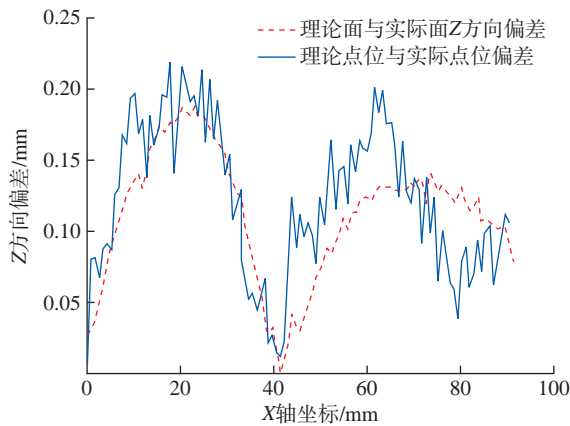


图 12 工件变形误差与刻型线加工误差的对比

Fig.12 Comparison of workpiece deformation error and engraving line machining error

点,减小装夹后的弯曲变形,还可以通过曲面自适应匹配方法获取理论曲面和实际曲面之间的映射关系<sup>[17]</sup>,减小弯曲弹性变形的影响。其次,刻型机的静态误差和动态误差也会对刻型线的轮廓误差造成影响,因此在加工前需要对机床的静态误差和动态误差进行测量和校准。

综合以上试验结果,本文提出的刻型线轮廓精度在机检测技术能够准确识别出刻型线的槽宽、槽深及位置信息,并通过轮廓匹配计算出所有匹配点的误差,为加工误差溯源、加工工艺改进和提高刻型线的轮廓精度提供了重要分析依据。

## 4 结论

(1) 为了对激光刻型加工工艺中的刻型线轮廓精度与质量进行高效高精度的测量,本文开发了基于 2D 线激光的化铣激光刻型工艺在机精度检测系统,通过建立五轴激光刻型机与线激光传感器的运动学模型,构建激光测量坐标系与工件坐标系之间的变换关系,据此获得刻型线扫描点云。

(2) 提出了刻型槽截面轮廓特征提取算法与轮廓误差计算方法,可准确识别刻型线的槽宽、槽深以及轮廓误差。通过刻型工件扫描试验验证了所提出方法的可行性,有效地检测出刻型线的槽面质量均匀性、轮廓精度以及主要误差来源,为进一步改进加工工艺,提高刻型加工的精度和质量提供了重要参考数据。

## 参考文献

[1] 甘忠,王亮,谭海兵,等.大型立体化铣样板设计与制造方法探索[J].航空制造技术,2013,56(17):78-80,88.  
GAN Zhong, WANG Liang, TAN Haibing, et al. Exploration of design and manufacturing method to stereoscopic chemical-milling template with jumbo size[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(17): 78-80, 88.  
[2] 殷世坤,郭岩,解二伟,等.化铣生产中激光刻型技术的应用

优势探讨[J].电镀与精饰,2021,43(3):32-36.

YIN Shikun, GUO Yan, XIE Erwei, et al. Discussion on the application advantages of laser engraving technology in open milling production[J]. Plating and Finishing, 2021, 43(3): 32-36.

[3] 李文龙,王刚,田亚明,等.在机测量技术与工程应用研究进展[J].航空制造技术,2022,65(5):14-35.

LI Wenlong, WANG Gang, TIAN Yaming, et al. Research progress of on-machine measurement technology and its engineering applications[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(5): 14-35.

[4] 冯晓冰,杜正春,葛广言,等.基于在机测量的薄壁件加工综合误差建模与补偿[J].航空制造技术,2022,65(6):14-20.

FENG Xiaobing, DU Zhengchun, GE Guangyan, et al. Comprehensive error modeling and compensation in manufacturing of thin-walled parts based on on-machine measurement[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(6): 14-20.

[5] HUANG N D, YIN C H, LIANG L, et al. Error compensation for machining of large thin-walled part with sculptured surface based on on-machine measurement[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 96(9): 4345-4352.

[6] SAZEDUR RAHMAN M, SALEH T, LIM H S, et al. Development of an on-machine profile measurement system in ELID grinding for machining aspheric surface with software compensation[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2008, 48(7-8): 887-895.

[7] 陈岳坪,高健,邓海祥,等.复杂曲面零件在线检测与误差补偿方法[J].机械工程学报,2012,48(23):143-151.

CHEN Yueping, GAO Jian, DENG Haixiang, et al. On-line inspection and machining error compensation for complex surfaces[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(23): 143-151.

[8] 张旭苹,汪家其,张益昕,等.大尺度三维几何尺寸立体视觉测量系统实现[J].光学学报,2012,32(3):148-155.

ZHANG Xuping, WANG Jiaqi, ZHANG Yixin, et al. Large-scale three-dimensional stereo vision geometric measurement system[J]. Acta Optica Sinica, 2012, 32(3): 148-155.

[9] 全燕鸣,黎淑梅,麦青群.基于双目视觉的工件尺寸在机三维测量[J].光学精密工程,2013,21(4):1054-1061.

QUAN Yanming, LI Shumei, MAI Qingqun. On-machine 3D measurement of workpiece dimensions based on binocular vision[J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(4): 1054-1061.

[10] 童康康,张丽艳,叶南.航空零件化铣胶膜激光刻线的视觉检测技术研究[J].机械制造与自动化,2019,48(4):201-205.

TONG Kangkang, ZHANG Liyan, YE Nan. Visual inspection of laser etching curves on chemical milling adhesive film of aircraft parts[J]. Machine Building & Automation, 2019, 48(4): 201-205.

[11] LI Y D, GU P H. Free-form surface inspection techniques state of the art review[J]. Computer-Aided Design, 2004, 36(13): 1395-1417.

[12] SHARIFZADEH S, BIRO I, LOHSE N, et al. Abnormality detection strategies for surface inspection using robot mounted laser scanners[J]. Mechatronics, 2018, 51: 59-74.

[13] LIU H B, WANG Y Q, HUANG X P, et al. Isoplanar-based adaptive sampling for model-unknown sculptured surface coordinate metrology using non-contact probe[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 64(9): 1695-1707.

(下转第 59 页)

引文格式: 张文博, 胡京伟, 刘炳森, 等. 热处理对激光增材制造TC4ELI显微组织与拉伸性能的影响[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 37-45.

ZHANG Wenbo, HU Jingwei, LIU Bingsen, et al. Effect of heat treatment on microstructure and tensile properties of laser additive manufacturing TC4ELI[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 37-45.

# 热处理对激光增材制造TC4ELI显微组织与拉伸性能的影响\*

张文博<sup>1,2</sup>, 胡京伟<sup>1,2</sup>, 刘炳森<sup>1,2</sup>, 霍海鑫<sup>1,2</sup>, 朱言言<sup>1,2,3</sup>

- (1. 北京航空航天大学前沿科学技术创新研究院, 北京 100191;  
2. 北京航空航天大学大型金属构件增材制造国家工程实验室, 北京 100191;  
3. 北京航空航天大学宁波创新研究院, 宁波 315800)

[摘要] TC4ELI 钛合金具有优异的强塑性以及损伤容限性能, 广泛地应用于飞机的整体承力构件。但是通过增材制造的方法制造的 TC4ELI 钛合金构件, 由于其不同的原始  $\beta$  晶粒形貌以及显微组织, 往往需要采取与锻件不同的热处理方式。因此, 系统地研究了激光增材制造 TC4ELI 沉积态组织, 以及高温退火对激光增材制造 TC4ELI 的显微组织和力学性能的影响, 来得到适合于增材制造 TC4ELI 的热处理方式。结果表明, 随两相区退火温度上升, 初生  $\alpha$  相宽度增加而含量下降, 且有此初生  $\alpha$  相析出, 而单相区退火后, 仍为超细网篮组织。经过两相区高温退火后的 TC4ELI 钛合金, 其显微硬度下降, 抗拉强度略有增加, 屈服强度略有下降, 塑性变化不大, 各向异性改善不明显, 而单相区高温退火后, 强度略有增加, 塑性剧烈下降。不同于锻造 TC4ELI 的单相区高温退火, 增材制造 TC4ELI 在两相区双重退火强塑性匹配更优。

关键词: 激光增材制造; TC4ELI; 热处理; 显微组织; 力学性能

## Effect of Heat Treatment on Microstructure and Tensile Properties of Laser Additive Manufacturing TC4ELI

ZHANG Wenbo<sup>1,2</sup>, HU Jingwei<sup>1,2</sup>, LIU Bingsen<sup>1,2</sup>, HUO Haixin<sup>1,2</sup>, ZHU Yanyan<sup>1,2,3</sup>

- (1. Research Institute for Frontier Science, Beihang University, Beijing 100191, China;  
2. National Engineering Laboratory of Additive Manufacturing for Large Metallic Components, Beihang University, Beijing 100191, China;  
3. Ningbo Institute of Technology, Beihang University, Ningbo 315800, China)

[ABSTRACT] TC4ELI titanium alloy is widely used in integral load carrying components of aircraft due to its excellent strength, ductility and damage tolerance. However, due to the different primary  $\beta$  grain morphology and microstructure of TC4ELI titanium alloy component manufactured by additive manufacturing, different heat treatment methods are often required from forgings. Therefore, to obtain a suitable heat treatment method for additive manufacturing TC4ELI, the microstructure of as-deposited TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing and the effect of high-temperature annealing on the microstructure and mechanical properties of laser additive manufacturing TC4ELI titanium were studied. The results show that with the increase of annealing temperature in the dual-phase zone, the width of primary  $\alpha$  phase increases, the content of primary  $\alpha$  phase decreases, and the secondary  $\alpha$  participates. After the single-phase zone annealing, TC4ELI titanium is still ultrafine basket-weave microstructure. The microhardness and yield strength of TC4ELI titanium alloy after annealing in the dual-phase zone decreases slightly, the tensile strength increases slightly, the ductility

\* 基金项目: 科工局重点项目 (JPPT-2016-057); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目 (YWF-21-BJ-J-1143)。

dose not change much, and the anisotropy dose not improve significantly. However, the strength increases slightly and the ductility decreases significantly after annealing in the single-phase zone. Different from the annealing of forging TC4ELI in the single-phase zone, the strength and ductility matching of additive manufacturing TC4ELI is better after annealing in the dual-phase zone.

**Keywords:** Laser additive manufacturing; TC4ELI; Heat treatment; Microstructure; Mechanical properties

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.037

近些年来,随着航空工业的快速发展,比强度高、高温性能好、耐腐蚀的钛合金,广泛地应用于飞机的机身以及发动机之中<sup>[1-3]</sup>。TC4ELI是一种中强双相钛合金,通过在TC4的基础上降低氧等杂质元素含量的方式得到,具有优异的损伤容限性能,广泛应用于飞机框、梁等大型整体关键承力构件。在美国第四代战斗机F-22中,单架飞机使用钛合金超过2721.55 kg,其中TC4ELI占73%,主要应用于翼梁、隔框及机体、前桁梁、后桁梁、纵梁等结构部件之中<sup>[4]</sup>。激光增材制造技术采用逐层二维堆积实现任意复杂三维结构的制造原理,为大型整体钛合金构件制造提供了短周期、低成本新途径<sup>[5-6]</sup>。通过激光增材制造技术快速成形TC4ELI结构件,充分发挥制造优势和性能优势,降低成本,提升性能,利于航空大型结构件的整体生产。

TC4ELI作为一种损伤容限钛合金,其室温组织是 $\alpha+\beta$ 双相组织,显微组织特征对最终构件的静力性能和损伤容限性能具有显著影响。彭小娜<sup>[7]</sup>对比了锻造TC4ELI的两相区热处理与单相区热处理下的力学性能,发现两相区热处理下获得等轴与片层 $\alpha$ 相的双态组织,而单相区获得魏氏组织;与双态组织相比,魏氏组织明显具有更好的断裂韧性,因此认为锻造TC4ELI性能最优的热处理工艺为相变点以上20℃的单相区退火处理。郭萍等<sup>[8-10]</sup>研究了锻造TC4ELI的热处理工艺对组织性能的影响,认为在相变点以下处理时,初生 $\alpha$ 相含量在20%以上时,断面收缩率保持在50%以上,但当 $\alpha$ 相含量减少时,合金塑性明显降低。而在相变点以上处理时,形成魏氏组织,塑性降低而断裂韧性增加。张宏硕<sup>[11]</sup>研究了锻造TC4ELI高周疲劳的断裂机理,认为应力比为-1时,裂纹源在表面萌生,而应力比为0.5时,裂纹源萌生于表面与内部。赵庄<sup>[12]</sup>对增材制造TC4ELI进行了三重热处理,处理工艺为980℃/1h/FC+920℃/1h/AC+600℃/4h/AC,发现处理后的试样断后伸长率提高了1倍。目前锻造TC4ELI热处理工艺已经比较成熟,最佳处理工艺为单相区退火处理。但对于增材制造TC4ELI,由于其不同的成形过程,具有柱状的 $\beta$ 晶粒,以及超细 $\alpha$ 网篮组织,使得锻

造TC4ELI的热处理工艺可能已经不再适用于增材制造TC4ELI。所以,需要对增材制造TC4ELI进行一系列更详细的热处理试验与拉伸性能测试来优化热处理工艺参数。

本文面向大型整体TC4ELI钛合金构件激光增材制造技术需求背景,开展激光增材制造TC4ELI显微组织和力学性能调控研究。研究了高温退火温度对激光增材制造TC4ELI显微组织和室温拉伸性能的影响规律,分析了沉积态和热处理态的室温拉伸断口,对于增材制造TC4ELI构件的热处理工艺选择具有指导作用。

## 1 试验材料与方法

### 1.1 试验材料

本文采用的是等离子旋转电极雾化法制造的TC4ELI粉末,以此粉末为原料,用激光增材制造技术制造钛合金厚板样品。粉末原材料和成形试样的成分如表1所示,可以看到,TC4ELI板材氧含量略高于粉末,这是在激光熔化沉积过程中钛合金高温熔池发生了轻微的吸氧造成的。

沉积态TC4ELI的制造采用本课题组自主研发的LMD-V型激光成形系统,工艺参数选取:激光功率4~6 kW,扫描速率500~1500 mm/min,送粉速率15~25 g/min。一般的,为便于描述,将试样逐层增高的沉积方向称为L向或纵向,将垂直于沉积增高和激光扫描的方向称为T向或横向,对应的坐标系如图1(a)所示<sup>[13]</sup>。增材制造TC4ELI沉积态试样如图1(b)所示,其长×高×厚尺寸为300 mm×350 mm×40 mm。

表1 TC4ELI钛合金粉末及厚板化学成分(质量分数)  
Table 1 Chemical compositions of TC4ELI titanium alloy powder and plate (mass fraction) %

项目	Al	V	O	Fe	C	N	H
TC4ELI粉末	6.2	4.36	0.058	0.22	0.01	0.006	0.0016
TC4ELI板	6.2	4.04	0.075	0.2	0.016	0.012	0.0022

### 1.2 试验方法

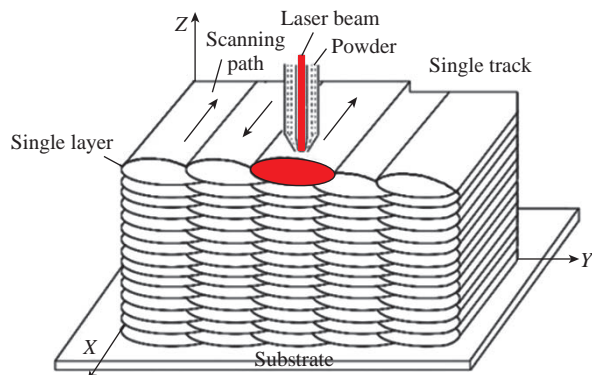
为了研究热处理工艺对增材制造 TC4ELI 显微组织与力学性能的影响,本文选用 12 mm × 12 mm × 10 mm 的试样进行热处理,热处理炉采用 SX2-10-12 型电阻炉。本研究根据 TC4ELI 的相变温度  $T_{\beta}$  制作了具体的热处理工艺。

经测试,TC4ELI 的相变点约为 975 °C,因此本研究选择  $T_{\beta}$  以下 965 °C、955 °C、945 °C 3 个退火温度进行高温退火处理,处理时间为 1 h,冷却方式为空冷。对于力学性能测定试样,本研究进行了 600 °C 的去应力退火处理,主要目的为消除残余应力,对显微组织与拉伸性能影响不大。退火处理过程如图 2 所示。

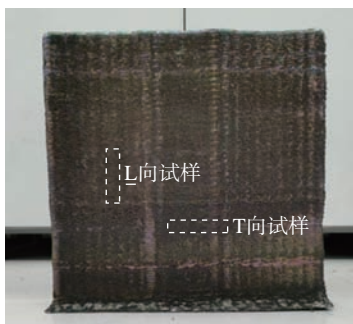
组织观察采用 12 mm (Z) × 12 mm (Y) × 10 mm (X) 的试样,使用 60#~2000# 水磨砂纸打磨后用 SiO<sub>2</sub> 悬浊液抛光,最后用 Kroll 溶液腐蚀。采用 LEICADM4000 光学显微镜(OM)与 JEOL6010 扫描电子显微镜(SEM)对显微组织进行观察。数据处理时,应用软件 Image J 进行  $\alpha$  片层宽度和  $\alpha$  相含量的测量。

采用 HAZ-1000 型半自动显微硬度计测量样品的硬度,得到试样的显微硬度 HV 值,选取载荷 500 g,保压时间 10 s。

拉伸性能的测试采用 GB/T 228.1—2020,拉伸试样



(a) 同轴送粉激光增材制造过程示意图<sup>[13]</sup>



(b) 沉积态 TC4ELI 厚板

图 1 同轴送粉激光增材制造过程示意图及沉积态 TC4ELI 厚板  
Fig.1 Schematic illustration of coaxial powder feeding laser additive manufacturing and as-deposited TC4ELI plate

选择为圆柱棒状试样,分别取自横向(T向)与纵向(L向),取样方式如图 1 (b) 所示。最后通过测试得到试样的抗拉强度  $R_m$ 、屈服强度  $R_{p0.2}$ 、断后伸长率 A、断面收缩率 Z。每组室温拉伸试样取 3 根进行拉伸,最后计算其平均值。用扫描电镜观察断口的形貌。

## 2 结果与讨论

### 2.1 热处理对激光增材制造 TC4ELI 沉积态显微组织的影响

#### 2.1.1 沉积态组织

激光增材制造 TC4ELI 沉积态试样各截面组织如图 3 所示。可以看到,在 YOZ 截面上均为柱状  $\beta$  晶粒,但是由于柱状晶并非垂直向上生长,而是与 z 轴成一定角度,因此截面看上去均为短柱状晶;在 XOY 截面上为柱状晶,测量发现柱状晶宽度约 1 mm;在 XOZ 截面上,距离表面 3~5 mm 的地方有一个与中心部分晶粒形状不同的边界区。在中心部分,晶粒呈柱状,高度可达几十 mm,柱状晶沿 z 向生长,而在边界区,  $\beta$  晶粒则向外

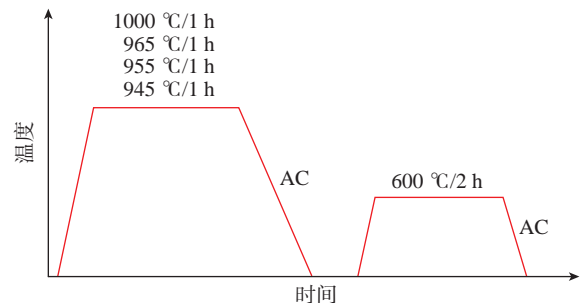


图 2 激光增材制造 TC4ELI 钛合金沉积态不同第一级退火温度示意图

Fig.2 Schematic illustration of different first stage annealing temperatures of as-deposited TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing

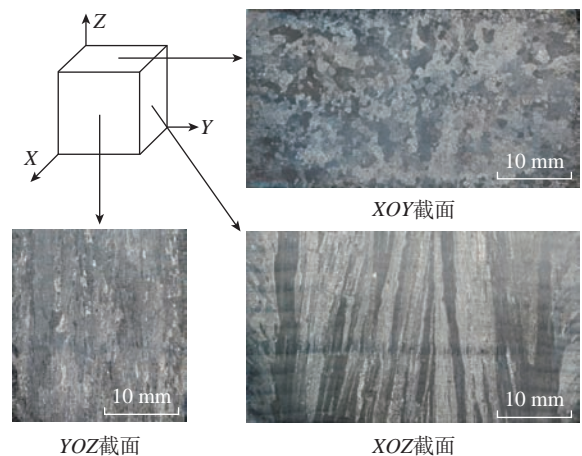


图 3 激光增材制造 TC4ELI 沉积态原始  $\beta$  晶粒形貌  
Fig.3 Original  $\beta$  grain morphology of as-deposited TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing

斜向上生长,这是由于熔池边缘在表面张力与重力作用下收缩,热流方向发生变化形成的。为了保证组织性能分析的准确性,本研究选取的显微组织或测量拉伸性能试样,都将避开此区域。中间的区域,在Z方向上均为原始 $\beta$ 柱状晶,并未随沉积高度发生明显变化。同时可以看出,柱状晶的生长呈向中心倾斜,角度约为 $5^\circ$ 且关于中心面呈轴对称。这一现象是激光扫描时在两端的停留时间较长,造成两端沉积较高,熔池向内倾斜,热流方向发生变化导致的。

图4为激光增材制造TC4ELI钛合金沉积态显微组织形貌图。可以看到,增材制造TC4ELI显微组织为由 $\alpha$ 相组成的超细网篮组织。测量得到增材制造TC4ELI钛合金沉积态 $\alpha$ 板条宽度约为 $1.2\ \mu\text{m}$ , $\alpha$ 相含量约为84%。观察晶界处显微组织发现,增材制造TC4ELI晶界处一般含有连续的晶界 $\alpha$ 相,且晶界 $\alpha$ 相厚度与晶内相近,也为 $1.2\ \mu\text{m}$ 左右,晶界 $\alpha$ 相两侧为朝向晶内生长的网篮组织,且晶界两侧组织的取向略有差别,很少能观察到有贯穿晶界生长的组织;同时也有少部分区域不含晶界 $\alpha$ 相。

增材制造过程中, $\alpha$ 相形核并沿 $\langle 1210 \rangle$ 优先结晶方向析出,且相邻 $\alpha$ 相之间的取向具有一定的相位关系<sup>[14]</sup>,且由于增材制造冷却速度较快, $\alpha$ 相形核较多,形成了超细网篮组织<sup>[15]</sup>。对于晶界来说,大部分晶界处缺陷较多,形核能量低,所以在 $\beta$ 相区冷却过程中,会优先在晶界处形核,生长成为连续的晶界 $\alpha$ 相,然后在这些晶界 $\alpha$ 相上向晶内生长出网篮组织;极少部分晶界处缺陷较少,无法形核生长为晶界 $\alpha$ 相<sup>[16]</sup>。

### 2.1.2 热处理态显微组织

图5为激光增材制造TC4ELI沉积态在 $945\sim 1000\ ^\circ\text{C}$ 不同退火温度下的低倍组织,可以明显地看到,在相

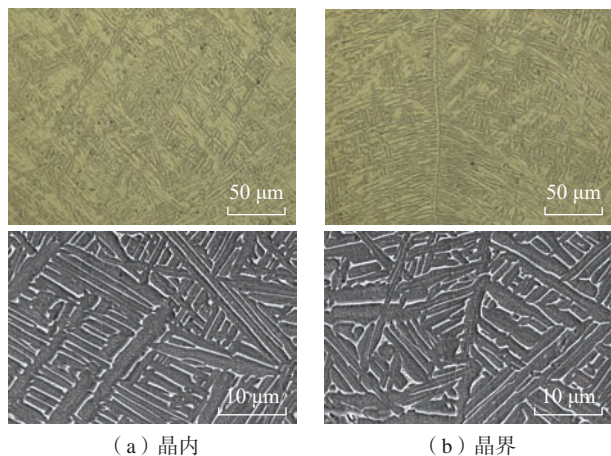


图4 激光增材制造TC4ELI沉积态显微组织

Fig.4 Microstructure of as-deposited TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing

变点 $T_\beta$ 以下处理时, $\beta$ 晶粒无明显变化,依然为柱状晶,且柱状晶变化不大,不同高温退火温度时,柱状晶长度宽度基本相同。

而在退火温度达到相变点 $T_\beta$ 之上时,柱状 $\beta$ 晶粒转变为等轴 $\beta$ 晶粒,主要原因为随温度的升高, $\alpha$ 相渐渐转变为 $\beta$ 相,直至相变点时, $\alpha$ 相完全消失,原始柱状 $\beta$ 晶粒中存在小角度的亚晶界,发生了再结晶与晶粒长大,因此转变为了全等轴晶组织<sup>[17]</sup>。而对于锻件来说,随退火温度上升,锻造TC4ELI的等轴 $\alpha$ 相不断拉长,并转变为 $\beta$ 相,且 $\beta$ 晶粒逐渐长大,直至达到相变点时 $\alpha$ 相完全变成板条状,形成魏氏组织<sup>[18]</sup>,与增材制造的 $\beta$ 晶粒突变过程有所不同。

图6为激光增材制造TC4ELI不同退热温度下的晶内显微组织图。可以看到,经过两相区高温退火之后, $\alpha$ 相由原来的超细网篮组织变成了含有初生 $\alpha$ 相与次生 $\alpha$ 相的双态组织。且随退火温度的升高,初生 $\alpha$ 相的宽度增大。热处理态初生 $\alpha$ 片层宽度与 $\alpha$ 相含量如表2所示。而在单相区高温退火时,仍为超细网篮组织,测量发现, $\alpha$ 片层宽度约为 $1\ \mu\text{m}$ ,略低于沉积态。

比较发现两相区处理时,随退火温度升高,初生 $\alpha$ 相的含量下降,且宽度增加,明显高于沉积态。这是由于温度越高,距离相变点越近, $\alpha$ 相转变为 $\beta$ 相越明显,直到达到相变点 $T_\beta$ 时, $\alpha$ 相完全消失。本研究均为相变点以下高温退火,因此会有一定量的初生 $\alpha$ 相,退火温度越低,初生 $\alpha$ 相越多。而在后续的保温与冷却过程中,初生 $\alpha$ 片层会有一定程度的生长,温度越高,则初生 $\alpha$ 片层生长速度越快,片层宽度越大。同时可以观察到,经过高温退火,初生 $\alpha$ 片层的长径比减小。

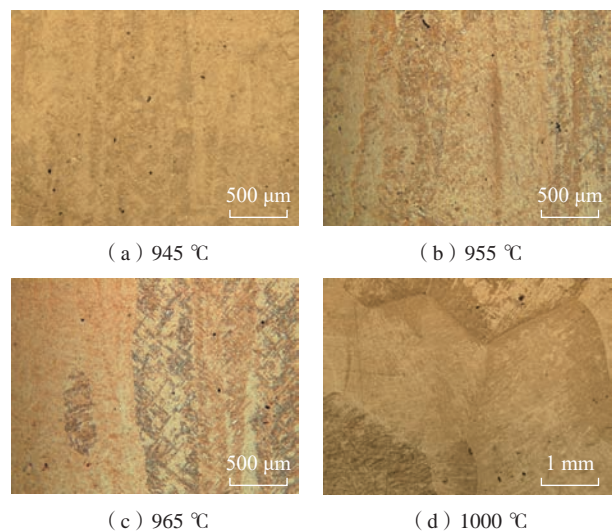


图5 激光增材制造TC4ELI不同退火温度 $\beta$ 晶粒形貌

Fig.5  $\beta$  grain morphology of TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing at different annealing temperatures

图7为激光增材制造 TC4ELI 沉积态与不同热处理下的 3000 倍扫描照片。可以明显地观察到两相区处理时析出的细小片层状的次生  $\alpha$  相。这些次生  $\alpha$  相往往平行生长,与其紧邻的初生  $\alpha$  片层取向相同,整体构成一个集束。同时,初生  $\alpha$  片层的端部形成了类似于蟹爪状的组织。这是由于在空冷过程中,当温度由单相区降低至两相区时, $\beta$  相向  $\alpha+\beta$  相扩散分解, $\alpha$  相沿  $\langle 1210 \rangle$  优先结晶方向在初生  $\alpha$  相边缘优先外延生长,在初生  $\alpha$  相的端部析出,并平行生长而形成的<sup>[19]</sup>。

两相区高温退火对于增材制造 TC4ELI 的影响主要为影响  $\alpha$  相。相变点以下时,随处理温度升高时, $\beta$  晶粒本身尺寸无变化, $\beta$  晶粒中的  $\alpha$  相逐渐转变为  $\beta$  基体,直至接近相变点温度。此时保温,将会继续促进  $\alpha$  相生长。保温结束后,在降温的过程中,由于过冷形核,产生了比初生  $\alpha$  相细小的次生  $\alpha$  相,初生  $\alpha$  相与次生  $\alpha$  相继续在冷却的过程中生长。空冷的冷速较快,会有大量的形核过程,生长出的次生  $\alpha$  片层不但细小,而且取向一致,形成  $\alpha$  集束如图 7 所示。

测量次生  $\alpha$  片层的宽度与含量,得到表 3。发现其宽度相较初生  $\alpha$  片层很小,且宽度随温度变化不明显,含量随温度上升而稍有增加。这是由于随退火温度的上升,初生  $\alpha$  片层转变为  $\beta$  基体,温度越高则残余的初生  $\alpha$  片层越少, $\beta$  基体所占比例越多,因此冷却过程中析出的次生  $\alpha$  片层越多。

图 8 所示为增材制造 TC4ELI 不同温度退火后的晶界处显微组织,可见晶界  $\alpha$  相在处理后就仍然存在,且两相区退火晶界宽度明显高于沉积态,单相区退火晶界宽度变化不大。同时随温度升高,晶界粗化并不明显。在两相区高温退火时,晶界已经出现一定程度的破碎,而晶内无此现象。且在 945  $^{\circ}\text{C}$ 、955  $^{\circ}\text{C}$  处理时,晶界破碎更明显。

在晶内  $\alpha$  片层析出时,往往与  $\beta$  基体保持一定的取向关系,因此界面能较小,在两相区上部热处理时  $\alpha$  片层并无明显变化。而对于晶界处,晶界  $\alpha$  相则与  $\beta$  基体取向复杂,存在界面能较高的非共格界面<sup>[20-21]</sup>,因此晶界  $\alpha$  相趋向于通过减小自己单位体积的表面积来降低界面能,所以晶界在高温退火过程中会重新生长。

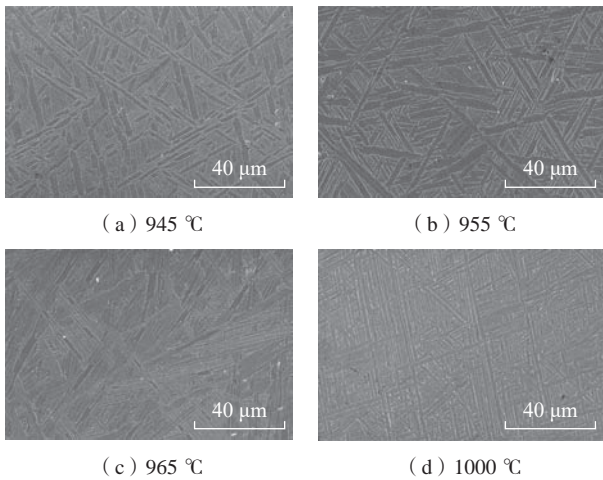


图 6 激光增材制造 TC4ELI 不同退火温度低倍晶内微观组织  
Fig.6 Low magnification intracrystalline microstructure of TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing at different annealing temperatures

表 2 增材制造 TC4ELI 不同退火温度下的初生  $\alpha$  片层宽度与含量  
Table 2 Lamellar width and content of primary  $\alpha$  phase in laser additive manufacturing TC4ELI titanium alloy at different annealing temperatures

退火温度/ $^{\circ}\text{C}$	初生 $\alpha$ 相片层宽度/ $\mu\text{m}$	初生 $\alpha$ 相含量/%
945	2.9	52
955	3.5	37
965	3.7	34

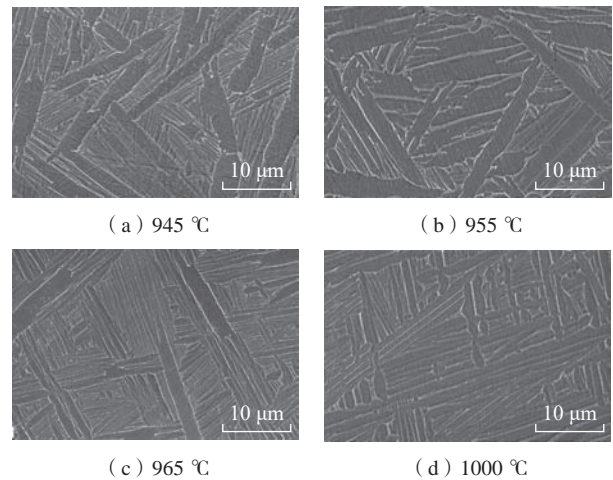


图 7 激光增材制造 TC4ELI 不同退火温度高倍晶内微观组织  
Fig.7 High magnification intracrystalline microstructure of TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing at different annealing temperatures

表 3 增材制造 TC4ELI 不同退火温度下的次生  $\alpha$  片层宽度与含量  
Table 3 Width and content of secondary  $\alpha$  phase in laser additive manufacturing TC4ELI titanium alloy at different annealing temperatures

退火温度/ $^{\circ}\text{C}$	次生 $\alpha$ 相片层宽度/ $\mu\text{m}$	次生 $\alpha$ 相含量/%
945	0.4	16
955	0.45	35
965	0.43	34

## 2.2 热处理对激光增材制造 TC4ELI 试样力学性能的影响

### 2.2.1 显微硬度

表 4 为激光增材制造 TC4ELI 沉积态与不同热处理态的显微硬度数据,测试条件为压力 500 N 保压 15 s。可以看出,在相变点以下高温退火时,其显微硬度对比沉积态略有下降,这是由  $\alpha$  片层厚度增大导致的结果。且随高温退火温度的升高,合金的硬度变化不大。这是由初生  $\alpha$  片层厚度增加导致的硬度减小,而  $\alpha$  相含量下降使硬度增加导致的。而在相变点以上温度高温退火时,显微硬度有明显的下降。

### 2.2.2 室温拉伸性能

激光增材制造 TC4ELI 沉积态与不同退火温度的室温拉伸性能如表 5 所示,部分温度的应力-应变曲线如图 9 所示。可以看出,沉积态 TC4ELI 钛合金的抗拉强度与屈服强度属于中强度钛合金水平,但是具有很高的断后伸长率与断面收缩率,代表其具有很好的塑性。而与沉积态 TC4ELI 试样相比,两相区高温退火后的试

样抗拉强度略有上升,而屈服强度略有下降,塑性变化不明显。且随着退火温度的上升,并未发现抗拉强度与屈服强度有明显的变化规律,整体变化不明显。塑性方面,随两相区退火温度的上升,塑性变化不大。而相变

表 5 激光增材制造 TC4ELI 不同退火温度的室温拉伸性能  
Table 5 Tensile properties of laser additive manufacturing TC4ELI at different annealing temperatures

退火温度/℃	拉伸方向	抗拉强度/MPa	屈服强度/MPa	断后伸长率/%	断面收缩率/%
沉积态	L	826	761	16	51
	T	867	807	11	40
945	L	856	753	16.8	52.0
	T	873	797	11.0	39.5
955	L	837	736	17.8	56.0
	T	880	803	14.0	36.5
965	L	840	744	14.8	50.0
	T	851	775	11.2	45.0
1000	L	846	786	7.0	20.7
	T	876	806	6.3	15.0

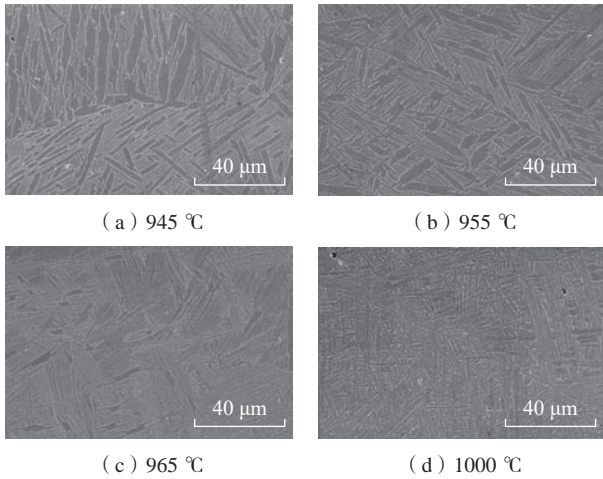


图 8 激光增材制造 TC4ELI 不同退火温度晶界微观组织  
Fig.8 Grain boundary microstructure of TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing at different annealing temperatures

表 4 激光增材制造 TC4ELI 不同退火温度的显微硬度  
Table 4 Microhardness of TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing at different annealing temperatures

退火温度/℃	显微硬度 (HV)
沉积态	345
945	318
955	318
965	324
1000	306

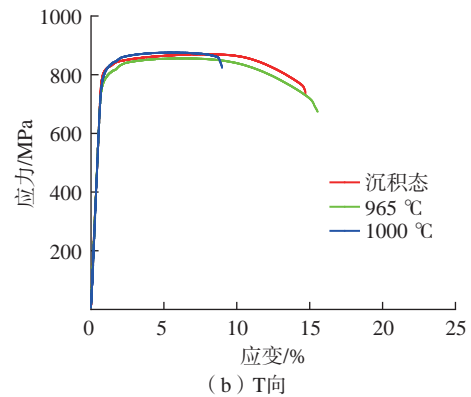
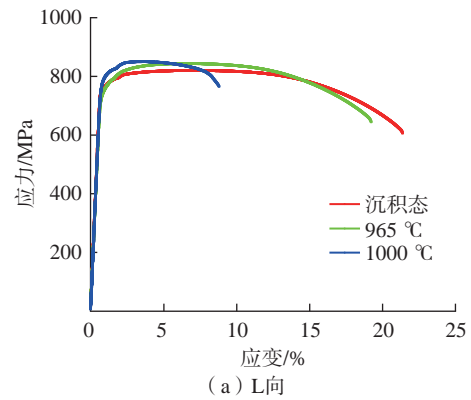


图 9 激光增材制造 TC4ELI 室温拉伸应力-应变曲线  
Fig.9 Tensile stress-strain curves at room temperature of TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing

点以上高温退火试样抗拉强度略有上升,屈服强度变化不大,塑性下降较多。与锻造 TC4ELI 对比,增材制造 TC4ELI 在相变点以上高温退火空冷后,并没有出现强度下降的现象<sup>[8]</sup>,但两者均有塑性下降现象。但由于增材制造 TC4ELI 沉积态本身具有优异的塑性,使得单相区退火塑性下降严重,不再适合作为增材制造 TC4ELI 的热处理工艺。

对于两相区热处理而言,在  $\beta$  晶粒大小变化不明显的条件下,决定其强度与塑性的主要为晶内裂纹扩展的难易程度,在位错滑移的过程中,  $\beta$  基体与  $\alpha$  片层之间的相界面为主要的阻力。当  $\alpha$  片层宽度较小时,对位错滑移的阻碍较大,由于高温退火析出了大量细小的次生  $\alpha$  集束,长径比较大,对位错滑移具有一定的阻碍作用,使得激光增材制造 TC4ELI 的抗拉强度与沉积态相比上升。但由于同时存在着宽度较大的初生  $\alpha$  片层,使得合金先在初生  $\alpha$  片层处屈服,因此屈服强度与沉积态相比反而下降。并且对于所有两相区高温退火合金,两种片层对于材料的作用相反,使得在 945~965 °C 下退火时,热处理温度对于增材制造 TC4ELI 的强度和塑性整体影响不大。在相变点以上热处理时,晶粒内的  $\alpha$  片层全部转化为  $\beta$  基体,在后续的空冷过程中,由于冷速较快,又重新析出了  $\alpha$  片层,由于没有增材制造过程中后续沉积层对其的影响,宽度略小于沉积态,因此材料强度略有上升。且  $\beta$  晶粒经过再结晶,变为球形,并长大,导致塑性下降较大。

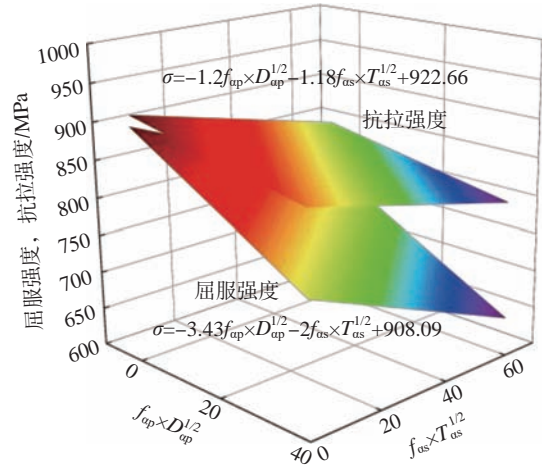
分别对比沉积态与热处理后试样的横纵向抗拉强度发现,处理后的试样,其横纵向抗拉强度差值略有减小,一定程度上减小了材料的各向异性,但并不能消除材料的各向异性。

综上所述,经过两相区高温退火,增材制造 TC4ELI 钛合金抗拉强度略有上升,屈服强度略有下降。而经过单相区高温退火,增材制造 TC4ELI 钛合金强度略有上升,塑性下降明显。因此,与锻件的单相区热处理不同,增材制造 TC4ELI 钛合金在 945~965 °C 进行两相区双重退火热处理时,其强塑性匹配更优。

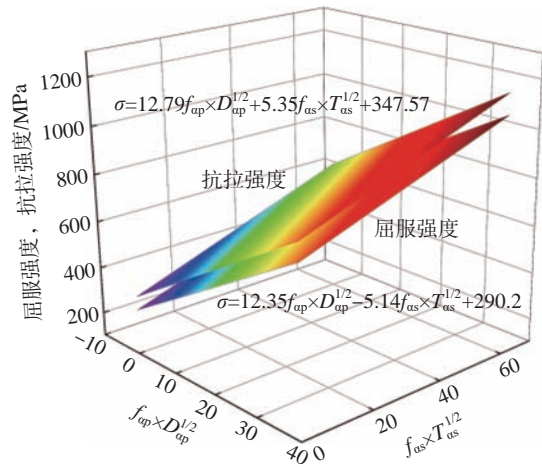
初生  $\alpha$  片层与次生  $\alpha$  片层对抗拉强度与屈服强度的影响可以用以下关系式来表达<sup>[22]</sup>。

$$\sigma_i = \sigma_0 + \frac{k_i^1 f_{ap}}{\sqrt{D_{ap}}} + \frac{k_i^2 f_{as}}{\sqrt{T_{as}}} \quad (i = YS, UTS) \quad (1)$$

式中,  $f_{ap}$  与  $f_{as}$  分别表示初生  $\alpha$  相与次生  $\alpha$  相的体积分数;  $D_{ap}$  与  $T_{as}$  分别表示初生  $\alpha$  片层与次生  $\alpha$  片层的宽度;  $\sigma_0, k_i^1$  与  $k_i^2$  为常量。将表 2、3 与 5 的数据代入式(1)可以得到抗拉强度、屈服强度与初生  $\alpha$  片层、次生  $\alpha$  片层之间的关系,如图 10 所示。一般的,细小的次生  $\alpha$  片



(a) L向



(b) T向

图 10 激光增材制造 TC4ELI 强度与  $\alpha$  相含量和  $\alpha$  片层宽度关系  
Fig.10 Relationship of strength of TC4ELI titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing and content and lamellar width of  $\alpha$  phase

层占比越多,且两种  $\alpha$  片层宽度越小,则强度越高。

图 11 所示为增材制造 TC4ELI 不同退火温度下纵向试样的室温拉伸断口形貌,图 12 为横向试样的室温拉伸断口形貌。可以看出,增材制造 TC4ELI 各种热处理制度下的断口形貌均为典型的塑性断裂断口,主要是穿晶断裂,有明显的纤维区与剪切唇。其中,纤维区的面积较大,其余几乎全部为剪切唇,观察不到放射区,说明塑性较好。在高倍形貌图中可以看出,断口上有很多的韧窝,几乎观察不到解理的花样,也说明了塑性较好。

观察不同热处理态的断口形貌可以看出,与单相区高温退火试样相比,沉积态试样与两相区退火试样的纤维区占比增大,而剪切唇占比减小,且韧窝明显比单相区退火试样大而深,表现为具有更好的塑性。

观察横纵向试样的断口形貌发现,对于沉积态试样与两相区退火试样,纵向断口具有更大更深的韧窝,而

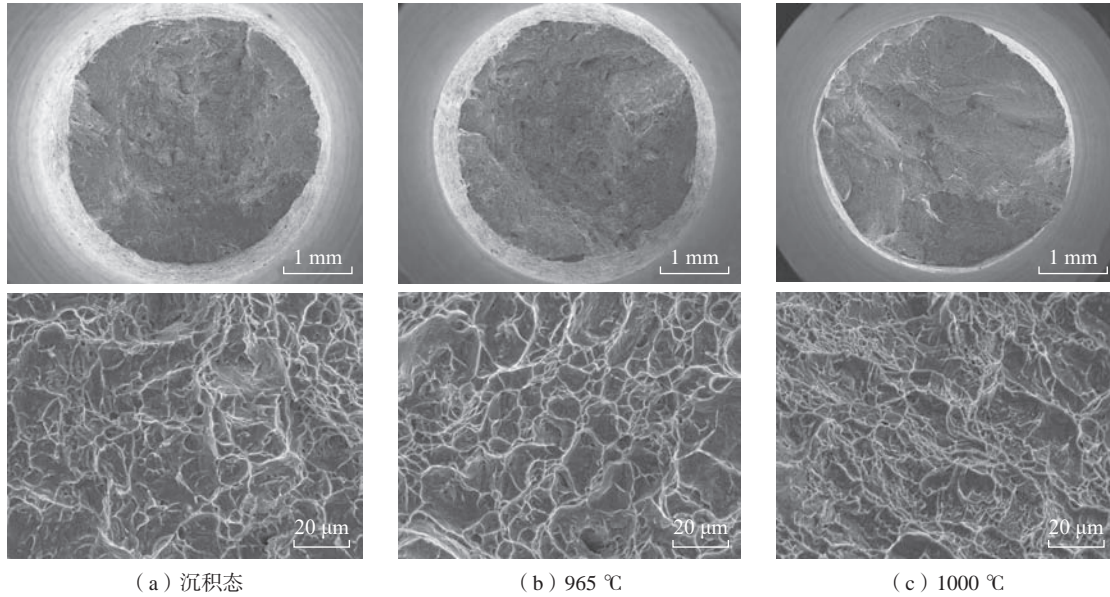


图 11 激光增材制造 TC4ELI 不同退火温度下的 L 向拉伸断口形貌

Fig.11 Tensile fracture morphology of laser additive manufacturing TC4ELI in L direction at different annealing temperatures

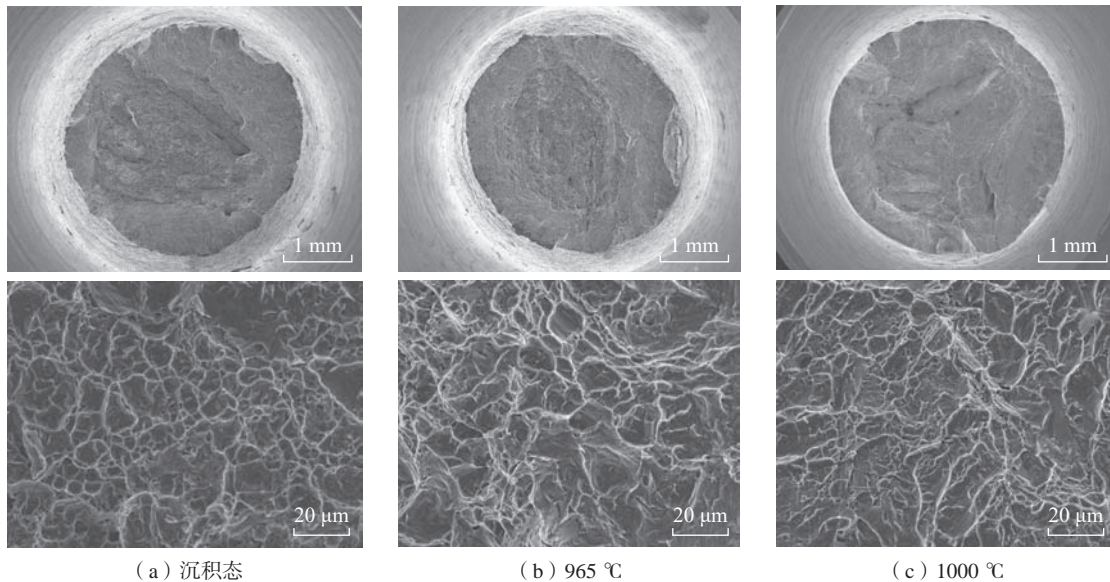


图 12 激光增材制造 TC4ELI 不同退火温度下的 T 向拉伸断口形貌

Fig.12 Tensile fracture morphology of laser additive manufacturing TC4ELI in T direction at different annealing temperatures

单相区退火试样的横纵向韧窝大小类似。

### 3 结论

研究了热处理对激光增材制造 TC4ELI 显微组织和室温拉伸性能的影响,主要结论如下。

(1) 两相区高温退火时,β 晶粒仍为柱状,退火主要对初生 α 片层厚度、含量影响较大,且会产生次生 α 相,进而影响材料的力学性能。随着退火温度从 945 °C 升

高到 965 °C,初生 α 片层厚度增加,含量下降,次生 α 片层厚度变化不明显,且高温退火后的试样,晶界会有一定程度的破碎。单相区高温退火时,β 晶粒等轴化,α 片层仍为超细网篮组织。

(2) 两相区高温退火后的试样,抗拉强度略有增加,屈服强度略有下降,整体变化程度随退火温度变化不大;退火后的试样依旧具有良好的塑性,断后伸长率与断面收缩率变化不大;退火后各向异性改善不明显。随

着两相区退火温度的变化,增材制造 TC4ELI 力学性能变化不明显。而单相区高温退火后试样,强度略有增加,塑性下降明显,不再适用于作为增材制造 TC4ELI 的热处理工艺。

(3) 综合强度与塑性,不同于锻造 TC4ELI 的单相区退火热处理,激光增材制造 TC4ELI 在 945~965 °C 进行两相区高温退火时,具有较好的强塑性匹配。

### 参考文献

- [1] BANERJEE D, WILLIAMS J C. Perspectives on titanium science and technology[J]. *Acta Materialia*, 2013, 61(3): 844–879.
- [2] 雷霆. 锗冶金[M]. 北京: 冶金工业出版社, 2011.
- LEI Ting. Germanium metallurgy[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2011.
- [3] BOYER R R. An overview on the use of titanium in the aerospace industry[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1996, 213(1–2): 103–114.
- [4] 刘志成, 张利军, 薛祥义. 关于先进战斗机结构制造用钛概述[J]. *航空制造技术*, 2017, 60(6): 76–83.
- LIU Zhicheng, ZHANG Lijun, XUE Xiangyi. Overview about advanced fighter aircraft structure made with titanium[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(6): 76–83.
- [5] WANG T, ZHU Y Y, ZHANG S Q, et al. Grain morphology evolution behavior of titanium alloy components during laser melting deposition additive manufacturing[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2015, 632: 505–513.
- [6] BANERJEE R, COLLINS P C, BHATTACHARYYA D, et al. Microstructural evolution in laser deposited compositionally graded  $\alpha/\beta$  titanium-vanadium alloys[J]. *Acta Materialia*, 2003, 51(11): 3277–3292.
- [7] 彭小娜. 损伤容限型 TC4-DT 合金锻件组织性能控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
- PENG Xiaona. Study on microstructure and properties control of damage tolerance TC4-DT alloy forgings[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.
- [8] 郭萍, 赵永庆, 洪权, 等. 损伤容限型 TC4-DT 钛合金性能[J]. *稀有金属材料与工程*, 2013, 42(11): 2367–2370.
- GUO Ping, ZHAO Yongqing, HONG Quan, et al. Properties of damage tolerance TC4-DT titanium alloy[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2013, 42(11): 2367–2370.
- [9] 郭萍. TC4-DT 钛合金损伤行为研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
- GUO Ping. Research on damage behaviors of TC4-DT titanium alloys[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015.
- [10] 郭萍, 赵永庆, 洪权, 等. TC4-DT 钛合金疲劳裂纹扩展的微观机制[J]. *材料导报*, 2019, 33(20): 3448–3451.
- GUO Ping, ZHAO Yongqing, HONG Quan, et al. Microscopic mechanism of fatigue crack propagation in TC4-DT titanium alloy[J]. *Materials Reports*, 2019, 33(20): 3448–3451.
- [11] 张宏硕. TC4-DT 钛合金疲劳寿命表征及断裂机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- ZHANG Hongshuo. The fatigue life characterization and fracture mechanism of TC4-DT titanium alloy[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019.
- [12] 赵庄. 激光立体成形 TC4-DT 合金晶内亚结构及强韧化调控[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- ZHAO Zhuang. Intragranular substructure of TC4-DT alloy by laser stereo forming and its strengthening and toughening regulation[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018.
- [13] 刘炳森, 张述泉, 张纪奎, 等. 层间冷却对激光增材制造 TC17 钛合金组织和拉伸性能的影响[J]. *中国激光*, 2022, 49(14): 1402204.
- LIU Bingsen, ZHANG Shuquan, ZHANG Jikui, et al. Effect of interlayer cooling on structure and tensile properties of TC17 titanium alloy fabricated by laser additive manufacturing[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2022, 49(14): 1402204.
- [14] YANG J W, TANG H B, LI R K, et al. Origin of aspect ratio decreasing and variant selection for alpha laths in laser directed energy deposited TC11-xB alloys: Spatial inhibition and selective coarsening in thermal cycle[J]. *Materials Characterization*, 2022, 193: 112330.
- [15] ZHU Y Y, TIAN X J, LI J, et al. Microstructure evolution and layer bands of laser melting deposition Ti–6.5Al–3.5Mo–1.5Zr–0.3Si titanium alloy[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2014, 616: 468–474.
- [16] ZHU Y Y, LIU D, TIAN X J, et al. Characterization of microstructure and mechanical properties of laser melting deposited Ti–6.5Al–3.5Mo–1.5Zr–0.3Si titanium alloy[J]. *Materials & Design (1980–2015)*, 2014, 56: 445–453.
- [17] ZHU Y Y, TIAN X J, LI J, et al. The anisotropy of laser melting deposition additive manufacturing Ti–6.5Al–3.5Mo–1.5Zr–0.3Si titanium alloy[J]. *Materials & Design*, 2015, 67: 538–542.
- [18] 彭小娜, 郭鸿镇, 秦春, 等. TC4-DT 钛合金两种不同预处理状态下的 $\beta$ 晶粒等温长大动力学[J]. *稀有金属材料与工程*, 2014, 43(8): 1855–1861.
- PENG Xiaona, GUO Hongzhen, QIN Chun, et al. Isothermal beta grain growth kinetics of TC4-DT titanium alloy under two different prior processing conditions: Deformed vs. undeformed[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2014, 43(8): 1855–1861.
- [19] LU Y, TANG H B, FANG Y L, et al. Microstructure evolution of sub-critical annealed laser deposited Ti–6Al–4V alloy[J]. *Materials & Design*, 2012, 37: 56–63.
- [20] BHATTACHARYYA D, VISWANATHAN G B, FRASER H L. Crystallographic and morphological relationships between  $\beta$  phase and the Widmanstätten and allotriomorphic  $\alpha$  phase at special  $\beta$  grain boundaries in an  $\alpha/\beta$  titanium alloy[J]. *Acta Materialia*, 2007, 55(20): 6765–6778.
- [21] FURUHARA T, HOWE J M, AARONSON H I. Interphase boundary structures of intragranular proeutectoid  $\alpha$  plates in a hypoeutectoid Ti–Cr alloy[J]. *Acta Metallurgica et Materialia*, 1991, 39(11): 2873–2886.
- [22] CHEN Y Y, DU Z X, XIAO S L, et al. Effect of aging heat treatment on microstructure and tensile properties of a new  $\beta$  high strength titanium alloy[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2014, 586: 588–592.

通讯作者: 朱言言, 副研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事金属增材制造方面的研究。

(责编 阳光)

引文格式: 杨柳柳, 王忠恒, 刘超, 等. 复杂型腔电解加工成形规律分析及试验研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 46-53.

YANG Liuliu, WANG Zhongheng, LIU Chao, et al. Research on forming rule of electrochemical machining of complex cavity by analysis and experiments[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 46-53.

## 复杂型腔电解加工成形规律分析及试验研究\*

杨柳柳<sup>1,2</sup>, 王忠恒<sup>1,2</sup>, 刘超<sup>3</sup>, 赵建社<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016;

2. 江苏集萃精密制造研究院有限公司, 南京 211806;

3. 中国航发南方工业有限公司, 株洲 412000)

[摘要] 电解加工适用于包含复杂型腔的难加工材料整体构件的高效加工, 但复杂型腔电解加工时加工余量的分布需进一步深入研究。针对阴极曲面上各点法向与进给方向夹角不同时工件成形过程存在差异的问题, 对阴极建立特定夹角处加工间隙的微分方程, 模拟不同法向与进给方向夹角, 并采用规则形状阴极开展直流电解加工和脉冲振动耦合电解加工工艺对比试验, 以优选合适的微分方程模拟复杂型腔在上述加工模式下的成形过程。研究成果已应用于闭式整体叶盘叶间流道的电解加工。

关键词: 复杂型腔; 电解加工; 成形规律; 加工间隙; 数值分析; 整体叶盘

### Research on Forming Rule of Electrochemical Machining of Complex Cavity by Analysis and Experiments

YANG Liuliu<sup>1,2</sup>, WANG Zhongheng<sup>1,2</sup>, LIU Chao<sup>3</sup>, ZHAO Jianshe<sup>1,2</sup>

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. JITRI Institute of Precise Manufacturing, Nanjing 211806, China;

3. AECC South Industry Co., Ltd., Zhuzhou 412000, China)

[ABSTRACT] Electrochemical machining (ECM) is suitable for machining parts with complex cavities and made by material that hard to cut. However, allowance distribution of complex cavities during ECM still needs to be researched further. To solve the problems that angles between normal direction and feeding direction are different at points on cathode surface, making forming process changed, differential equations of machining gap at points with specific angles were constructed to simulate different angles between normal direction and feeding direction. Cathodes with regular shapes were used to carry out contrastive experiments of direct current ECM and pulse-vibration ECM to choose suitable differential equations to simulate forming process of complex cavity under the above machining modes. Achievement of research has been used in efficient machining of integral shrouded blisk channels.

**Keywords:** Complex cavity; Electrochemical machining (ECM); Forming rule; Machining gap; Numerical analysis; Blisk

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.046

闭式整体叶盘叶间流道弯扭狭窄且多以难切削材料制成, 采用传统数控铣削加工时存在刀具可达性较差、材料难切削及刀具损耗严重等技术难点; 数控电火花加工虽然解决了刀具可达性差和工件材料难切削的

问题, 但其加工效率低且加工过程中存在电极损耗。电解加工利用电化学阳极溶解原理进行材料去除, 具有加工效率高、工具阴极无损耗和不受工件材料机械性能限制等特点, 因此在复杂型腔加工中具有技术优势, 可使

\* 基金项目: 中国航发产学研项目 (HFZL2022CX030); 江苏省重点研发计划 (BE2022150)。

整体叶盘的生产效率和经济性得到较大提升<sup>[1]</sup>。但电解加工间隙分布规律复杂,特别是对于具有复杂型腔的整体构件,其成形规律有待进一步深入研究。

胡宝文等<sup>[2]</sup>基于 MATLAB 软件求解加工间隙内多物理场耦合方程,以研究成形规律并应用于叶片电解加工;万能等<sup>[3]</sup>针对传统有限元法在边界计算精度不足的问题,提出等几何法以提高电解加工过程仿真精度;Zhang 等<sup>[4]</sup>基于电场仿真得出叶片尾缘复杂曲面成形规律并优化了阴极厚度;赵明飞等<sup>[5]</sup>通过有限元法模拟了球形阴极对工件阳极成形过程的影响,并通过工艺试验对仿真模型的正确性进行了验证;孙伦业等<sup>[6]</sup>建立了加工间隙数学模型,以分析阴极侧壁绝缘、电解液特性及工艺参数对成形过程的影响,提高了 GH4169 材料整体叶盘的加工精度;Klocke 等<sup>[7-8]</sup>则建立了钝化电解液中阳极形貌的预测模型,并对某发动机部件电解加工成形过程进行了跨学科建模。

现有研究主要解决弯扭型面的成形过程建模问题,对复杂深型腔直流和脉冲振动耦合电解加工的动态建模研究较少。针对某型闭式叶盘电解加工时余量分布不均的问题,从叶间流道和阴极几何形状出发,基于型面离散化方法制定流道电解加工成形规律的总体研究方案,并通过工艺试验验证该总体方案的可行性。

## 1 总体研究方案

闭式整体叶盘叶间流道几何结构复杂,加工过程中材料去除量分布不均,降低了余量分布均匀性,其结构如图 1 所示。

该流道的拷贝成形加工可采用型面为自由曲面的成形阴极实现,其中叶盆阴极完成无预孔毛坯的开槽与叶盆曲面的拷贝加工,叶背阴极则利用加工出的预孔通液,完成叶背曲面的拷贝加工。加工过程中,阴极上某点法向速度影响该点到工件阳极表面的法向距离,导致阳极腐蚀速度发生变化,最终影响加工后的工件形状。而法向速度则由阴极进给速度和该点法向与进给方向

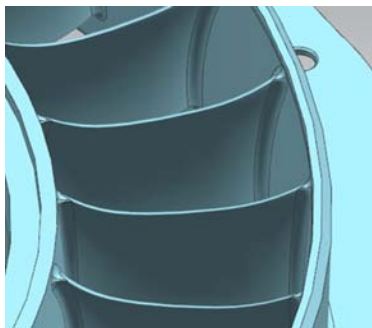


图 1 闭式整体叶盘叶间流道  
Fig.1 Channels of integral shrouded blisk

夹角决定,对于复杂曲面阴极,各点的上述夹角通常不同,各点对应的阳极成形规律因此存在差异,需研究特定点对应夹角处的成形规律。故首先对阴极型面作离散化处理,将其视作由无数条截面线构成,并将截面线离散化为点集;其次建立特定点的成形过程模型,采用规则形状阴极模拟流道的电解加工过程,验证上述模型的正确性;最后将成形规律应用至曲线上所有点,并根据流道加工后的余量实测结果验证各点余量的计算是否可行。

## 2 特定夹角处成形过程

以叶盆阴极为例,截面线离散化如图 2 所示。

则在某点处,阴极表面法向与进给方向夹角为固定值,记为  $\gamma$ 。为研究该点对应的阳极表面成形规律,对各点法向与进给方向夹角均为  $\gamma$  的规则形状阴极加工过程进行分析,其加工间隙如图 3 所示。

图 3 中,  $v$  为阴极进给速度;  $v_a$  为阳极表面腐蚀速度;  $d$  为加工间隙;  $L$  为电解液流程长度。由于流道材料去除量较大且结构弯扭,采用直流电解加工快速去除余量,在阴极进给一段距离后采用脉冲振动耦合电解加工改善流场稳定性。由图 3 可得,直流电解加工间隙满足式(1)微分方程。

$$d\Delta = \eta \omega i dt - v \cos \gamma dt - v \sin \gamma (d\Delta/dL) dt \quad (1)$$

式中,  $\eta$  为电流效率;  $\omega$  为工件材料体积电化当量;  $i$  为阳极表面电流密度;  $t$  为加工时间。  $d\Delta/dL$  是各点腐蚀速度

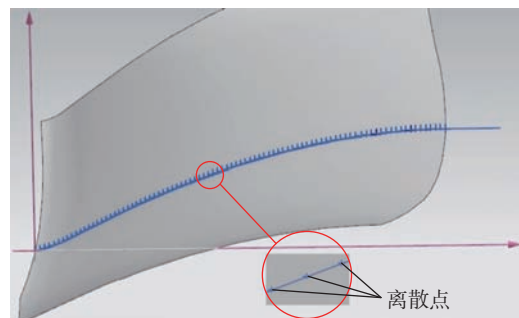


图 2 阴极截面线离散化  
Fig.2 Discretization of cathode section line

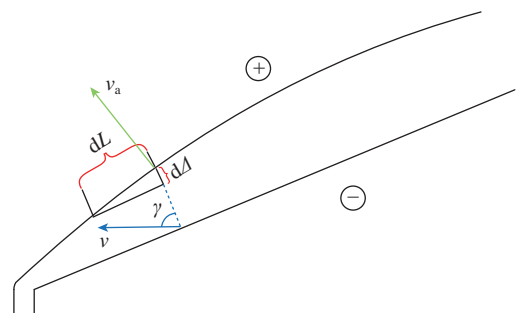


图 3 规则形状阴极加工间隙示意图  
Fig.3 Sketch map of machining gap of cathode with regular shape

不均所产生的间隙变化率,在间隙入口处,其仅与 $\gamma$ 角和待加工区几何形状有关,因此可求出其准确值。但在流程长度 $L$ 处,该变化率与已加工出的阳极形貌有关,无法求得其准确值,因此用 $L$ 差值为 $0.01\text{ mm}$ 的两点连线斜率近似代替,并引入修正系数 $k$ 。从而可基于修正的有限差分法建立阴极上各点加工间隙 $\Delta_n$ 的方程组,即

$$\begin{cases} d\Delta_1 = \eta\omega idt - v \cos \gamma dt - v \sin \gamma (d\Delta_1 / dL) dt \\ d\Delta_2 = \eta\omega idt - v \cos \gamma dt + v \sin \gamma k \frac{\Delta_1 - \Delta_2}{0.01} dt \\ \vdots \\ d\Delta_n = \eta\omega idt - v \cos \gamma dt + v \sin \gamma k \frac{\Delta_{n-1} - \Delta_n}{0.01} dt \end{cases} \quad (2)$$

式中, $\eta\omega-i$ 曲线受电解液、工件材料、温度等因素影响,多通过试验测定或基于溶解机理假设进行拟合。工件材料为 $2\text{Cr}13$ ,基于已有研究中的假设及试验结果,将 $\eta\omega-i$ 曲线拟合为式(3)形式<sup>[9-13]</sup>。

$$\eta\omega = \frac{\lambda}{1 + \exp(k_p + ri)} \quad (3)$$

式中, $\lambda, k_p, r$ 是无量纲系数,通过试验数据拟合得到<sup>[13]</sup>。

采用脉冲振动耦合电解加工时,阴极振动相位和脉冲电源导通角耦合原理如图4所示,其中, $a, b$ 分别为在1个振动周期内阴极在靠近、远离工件时的电源导通时长; $T$ 为振动周期。

考虑到引入脉冲函数后计算刚性较差,为提高计算精度,对脉冲电压 $U$ 作等效处理,即

$$\bar{U} = \sqrt{\frac{1}{T_1} \int_0^{T_1} [Uf(T_1, D)]^2 dt} \quad (4)$$

式中, $\bar{U}$ 为等效直流电压; $f(T_1, D)$ 是幅值为1的脉冲方波函数; $T_1$ 为脉冲电源周期; $D$ 为脉冲电源占空比。

脉冲振动耦合电解加工间隙可用微分方程描述为

$$d\Delta = \eta\omega \left( \frac{\kappa \bar{U}}{\Delta} \right) dt - (v + A\pi f \sin(2\pi ft)) \cos \gamma dt - (v + A\pi f \sin(2\pi ft)) \sin \gamma (d\Delta / dL) dt \quad (5)$$

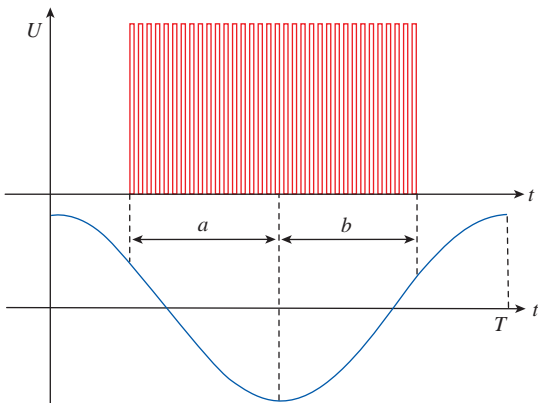


图4 脉冲振动耦合

Fig.4 Pulse-vibration coupling

式中, $\kappa$ 为电解液电导率; $A$ 为阴极振幅; $f$ 为振动频率。求解各点加工间隙时,将式(5)写成式(2)形式,求解区间则变为 $[T/2-a, 3T/2-a]$ 。其中,在区间 $[T/2+b, 3T/2-a]$ 上令腐蚀速度为0以模拟导通角,并将求解结果作为下一振动周期的初始加工间隙。

由于修正的有限差分法中含有阴极上距离为 $0.01\text{ mm}$ 的两点法向间隙差值,计算时需以各点初始法向间隙作为初值条件,因此各点初始加工间隙按图5求取,程序以一定时间步长迭代计算出加工结束时刻的间隙值。

### 3 基于 DAE 的加工间隙计算

代数微分方程(DAE)是一种可同时描述多个变量的数学模型,其中部分变量满足代数方程,其余则满足微分方程。直流电解加工阶段,电化学反应持续进行,加工间隙内不断产生氢气泡和焦耳热,使电解液电导率发生变化,应引入计算。

考虑平衡状态,令某点处电解液平均流速 $u$ 、气泡率 $\beta$ 、加工间隙 $\Delta$ 、电解液压力 $P$ 、温度 $T_e$ 、电导率 $\kappa$ 及部分变量的乘积或导数分别为 $y_1 \sim y_9$ ,则相互耦合的物理场满足的代数微分方程为

$$\begin{cases} y_1(1-y_2)y_3 - u_0 d = 0 \\ \frac{y_4}{R_g} y_2 y_3 y_1 - \eta_g k_g y_6 U_R L / y_3 = 0 \\ \dot{y}_7 + \dot{y}_8 + 4(\mu_1 + C_\mu y_2 \rho_1 y_1) y_9 + 32(\mu_1 + C_\mu y_2 \rho_1 y_1) \frac{y_1}{y_3} + \eta_g k_g y_6 U_R y_1 / y_3 = 0 \\ y_5 - T_0 - \frac{U_R^2}{y_3 \rho_1 u_0 d C_1} y_6 L = 0 \\ y_6 - \kappa_0 [1 + \xi(y_3 - T_0)] (1 - y_2)^{1.5} = 0 \\ \dot{y}_3 - \frac{\lambda y_6 U_R}{y_3 (1 + \exp(k_p + r y_6 U_R / y_3)) v \sin \gamma} - \frac{1}{\tan \gamma} = 0 \\ y_7 - \rho_1 u_0 dy_1 = 0 \\ y_8 - y_3 y_4 = 0 \\ \dot{y}_1 - y_9 = 0 \end{cases} \quad (6)$$

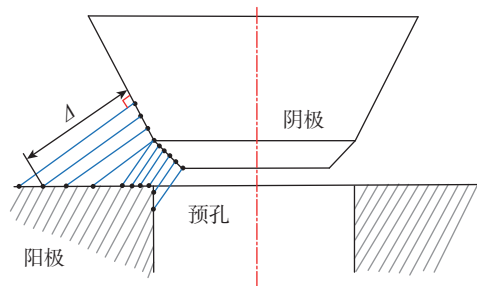


图5 初始加工间隙分布

Fig.5 Distribution of initial machining gap

式中,  $\kappa_0$  为电解液初始电导率;  $\xi$  为电导率温度系数, 可取 0.002;  $T_0$  为电解液初始温度;  $U_R$  为阴阳极间欧姆电压降;  $\rho_l$  为液相密度;  $C_l$  为液相比热容;  $\eta_g$  为析氢电流效率;  $k_g$  为氢气质量电化当量;  $R_g$  为摩尔气体常数;  $u_0$  为间隙入口处流速;  $d$  为间隙入口宽度;  $\mu_l$  为液相动力黏度;  $C_\mu$  为雷诺应力系数, 可取 0.6。

计算时, 首先设置各物理量初始值和求解的流程长度区间, 其中,  $y_3$  初始值设为区间起始点对应的加工间隙, 则程序以一定流程长度为步长迭代计算出不同流程处加工间隙。

脉冲振动耦合电解加工阶段, 由于单个振动周期内腐蚀时间极短, 脉冲电源关断后阴极在上抬的过程中使间隙内电解液得到及时更新, 维持电导率相对恒定, 因此可视电导率为常数, 故式 (6) 所示 DAE 方法已不再适用于脉冲振动耦合电解加工。

### 4 型腔电解加工数值分析

由于阴极型面为自由曲面, 因此式 (5) 中增量  $dL$  用弧长增量  $ld\gamma$  代替,  $l$  为阳极上某点曲率半径。从而可得变化率  $dA/dL = dl/d\gamma$ , 改写成有限差分形式则为  $(\Delta_{i-1} - \Delta_i) / [(\Delta_i + \rho_i)\gamma_i]$ , 其中,  $\rho_i$  为阴极上某点处曲率半径;  $\gamma_i$  为相邻两点  $\gamma$  角差值。同时拟合图 2 所示曲线使其参数化, 则可建立阴极上不同点处的脉冲振动耦合电解加工间隙微分方程组, 即

$$\left\{ \begin{aligned} d\Delta_1 &= \frac{\eta\omega\kappa\bar{U}}{\Delta_1} dt - (v + A\pi f \sin(2\pi ft)) \cos \gamma dt - \\ &\quad (v + A\pi f \sin(2\pi ft)) \sin \gamma (d\Delta_1 / dL) dt \\ d\Delta_2 &= \frac{\eta\omega\kappa\bar{U}}{\Delta_2} dt - (v + A\pi f \sin(2\pi ft)) \cos \gamma dt + \\ &\quad (v + A\pi f \sin(2\pi ft)) \sin \gamma k \frac{\Delta_1 - \Delta_2}{(\Delta_2 + \rho_2)\gamma_1} dt \quad (7) \\ &\quad \vdots \\ d\Delta_n &= \frac{\eta\omega\kappa\bar{U}}{\Delta_n} dt - (v + A\pi f \sin(2\pi ft)) \cos \gamma dt + \\ &\quad (v + A\pi f \sin(2\pi ft)) \sin \gamma k \frac{\Delta_{n-1} - \Delta_n}{(\Delta_n + \rho_n)\gamma_{n-1}} dt \end{aligned} \right.$$

图 2 所示曲线参数化拟合结果如图 6 所示, 据曲线拟合方程即可计算各点对应  $\gamma$  角。

对式 (7) 中加工电压和进给速度作替换则将其转化为直流电解加工间隙微分方程组。而在运用 DAE 方法时, 由于离散化后相邻两点距离极短, 因此将相邻两点间曲线近似视为直线, 并将前一段流程中各物理量迭代计算结果作为下一段流程初始条件进行赋值, 如图 7 所示。其中,  $\gamma_j$  为某点  $\gamma$  角;  $y_{(1+9(j-1)), z} \sim y_{(9+9(j-1)), z}$  为

迭代过程中的物理场变量。

### 5 工艺试验及成形规律

#### 5.1 试验准备

为验证曲面上不同点处  $\gamma$  角对成形过程的影响, 取  $\gamma$  角为  $90^\circ$ 、 $80^\circ$ 、 $60^\circ$  和  $45^\circ$  的典型值进行试验。所用阴极和精密电解加工机床实物分别如图 8 和 9 所示, 电解液主要成分为  $\text{NaNO}_3$ , 电导率为 8.07 S/m, 温度为 294.5 K, 入口压力和出口背压分别为 1 MPa 和 0.4 MPa。

#### 5.2 试验方法

根据总体研究方案, 先对  $\gamma$  角为  $90^\circ$  的柱状阴极采用正流式通液, 将试验件加工出预孔, 其余角度的阴极利用预孔实现侧流式通液, 以模拟流道电解加工过程, 如图 10 所示。

#### 5.3 试验结果

针对直流电解加工, 运用式 (2) 所示修正的有限差分法和式 (6) 所示 DAE 方法计算加工间隙, 并与实测结果对比, 优选更准确的计算模型。针对脉冲振动耦合

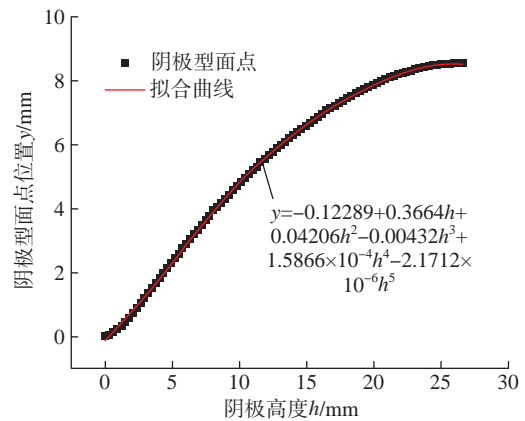


图 6 阴极截面曲线拟合结果  
Fig.6 Fitting result of cathode curve

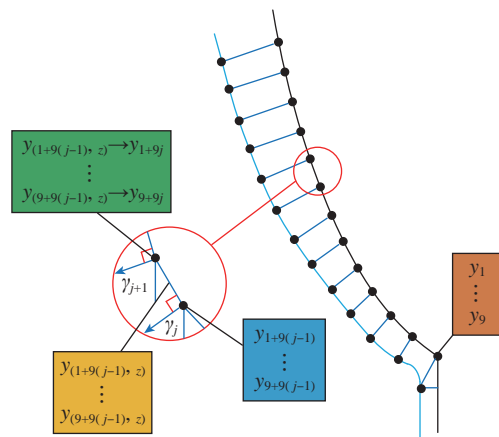


图 7 DAE 迭代计算示意图  
Fig.7 Sketch map of DAE iteration

电解加工,验证式(7)所示修正的有限差分法可行性。为建立复杂型腔在不同加工模式下电解加工间隙分布规律的数学模型提供依据。

(1) 直流电解加工试验及分析。

直流电解加工参数如表 1 所示,计算及试验实测结果对比如图 11 所示,其中  $k$  值为变化步长为 0.5 时计算



图 8 阴极实物图

Fig.8 Real products of cathodes



图 9 精密电解加工机床

Fig.9 Precise electrochemical machine tool

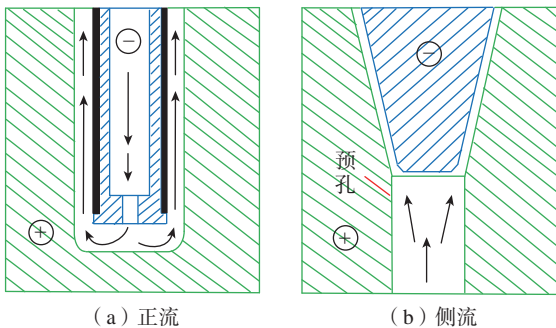


图 10 通液方式

Fig.10 Electrolyte flow mode

与实测结果最接近的修正系数。由图 11 (a)和(b)可知,当  $\gamma$  角为  $45^\circ$  和  $60^\circ$  时,对于不同的  $\gamma$  角和工艺参数,计算结果与实测结果接近时  $k$  值变化较大,说明式(2)所示修正的有限差分法对直流电解加工的适应性较差,而 DAE 方法适应性更好,加工间隙的计算值与实测值的变化趋势及大小更为接近。且由图 11 (c)中 1-1 和 1-2 数据对比可知,当  $\gamma$  角达到  $80^\circ$  时,在相同的加工电压下,阴极对工件侧壁的二次腐蚀随进给速度降低而加剧,加工间隙沿流程逐渐增大,修正的有限差分法已不能反映其变化规律,但 DAE 方法仍具有较好的适应性。综上,DAE 方法可更准确地计算直流电解加工时的加工间隙。

(2) 脉冲振动耦合电解加工试验及分析。

脉冲振动耦合电解加工参数如表 2 所示,计算及试验实测结果对比如图 12 所示。当  $\gamma$  角为  $80^\circ$  时,由于电导率相对恒定,即使以较低进给速度加工,阴极对工件的二次腐蚀作用也相对较小,加工间隙沿流程逐渐减小,因此脉冲振动耦合电解加工可使不同  $\gamma$  角阴极的加工间隙分布趋于一致,由图 12 (a)和(b)可知,当  $\gamma$  角为  $45^\circ$  和  $60^\circ$  时,  $k$  值对不同工艺参数的适应性较好,但对于不同的  $\gamma$  角,计算结果与实测结果接近时  $k$  值变化较大,故式(7)所示修正的有限差分法应用于复杂型腔时,对  $\gamma$  角较小的点,其微分方程的  $k$  值拟按该点处  $\gamma$  角线性插值。由图 12 (c)中 2-1 和 2-4 数据对比可知,当  $\gamma$  角达到  $80^\circ$  时,  $k$  值对占空比的适应性较差,故应用于复杂型腔时,对  $\gamma$  角  $\geq 80^\circ$  的点,其微分方程的  $k$  值拟按占空比参数线性插值,以更准确地计算不同工况条件下脉冲振动耦合电解加工时的加工间隙。

(3) 闭式整体叶盘电解加工试验及分析。

开展闭式整体叶盘电解加工试验,闭式整体叶盘电

表 1 直流电解加工参数

Table 1 Parameters of direct current ECM

序号	加工电压 $U/V$	进给速度 $v/(mm/min)$	$\gamma$ 角/ $^\circ$
1-1	30	0.40	80
1-2	30	0.30	80
1-3	20	0.30	80
1-4	30	0.50	60
1-5	24	0.65	60
1-6	20	0.80	60
1-7	20	0.90	45
1-8	24	0.65	45
1-9	20	0.80	45

解试验件如图 13 所示,并采用三坐标测量机测量叶片对应截面的余量值,将其与计算结果进行对比。依据规则阴极试验结论,将 DAE 方法和修正的有限差分法

别用于复杂型腔的直流和脉冲振动耦合电解加工间隙预测,修正系数  $k$  按  $\gamma$  角插值,在  $\gamma$  角达到  $80^\circ$  时修正系数则按占空比插值,修正系数  $k$  线性插值图如图 14 所

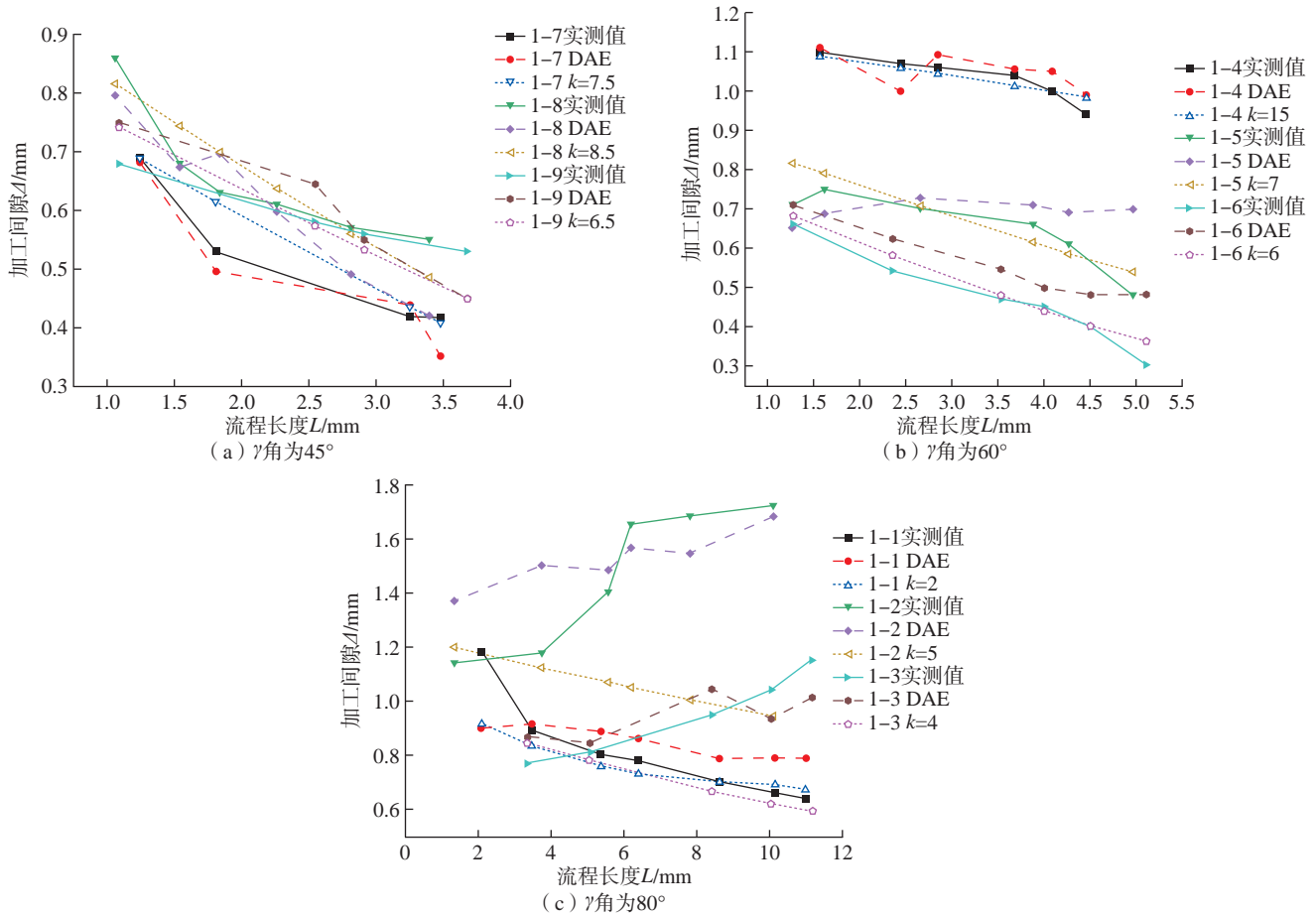


图 11 直流电解加工结果对比  
Fig.11 Comparison of direct current ECM results

表 2 脉冲振动耦合电解加工参数  
Table 2 Parameters of pulse-vibration coupling ECM

序号	加工电压 $U/V$	占空比 $D$	导通角度 $\theta/(^\circ)$	振动频率 $f/Hz$	进给速度 $v/(mm/min)$	$\gamma$ 角/ $(^\circ)$
2-1	30	0.6	240	30	0.40	80
2-2	30	0.6	240	30	0.35	80
2-3	32	0.6	240	30	0.40	80
2-4	30	0.8	200	30	0.40	80
2-5	20	0.6	240	30	0.70	60
2-6	20	0.6	240	30	0.80	60
2-7	18.5	0.6	240	30	0.80	60
2-8	18.5	0.8	200	30	0.80	60
2-9	24	0.6	240	30	0.80	45
2-10	20	0.6	240	30	0.80	45
2-11	20	0.8	200	30	0.80	45

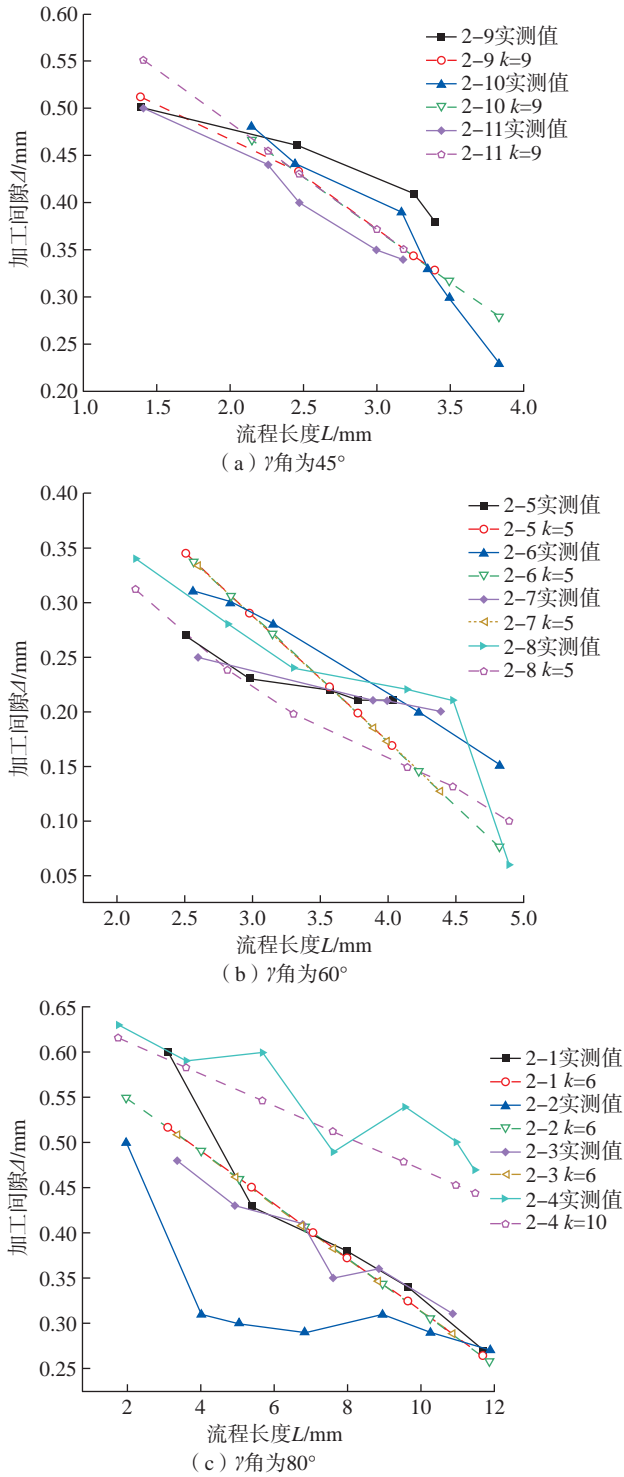
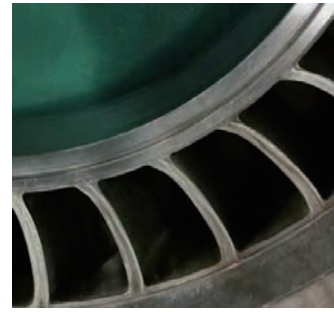


图 12 脉冲振动耦合电解加工结果对比  
Fig.12 Comparison of pulse-vibration coupling ECM results

示。电解加工后的叶片对应截面线余量分布的实测值和计算值对比如图 15 所示,可知,理论余量值与实测值变化规律基本一致,最大误差控制在 0.15 mm,满足闭式整体叶盘电解加工工序要求,所建立的电解加工间隙计算模型可较准确地反映实际加工间隙分布。



(a) 进气口



(b) 排气口

图 13 电解加工后的闭式整体叶盘试验件  
Fig.13 Closed integral disc test piece after ECM

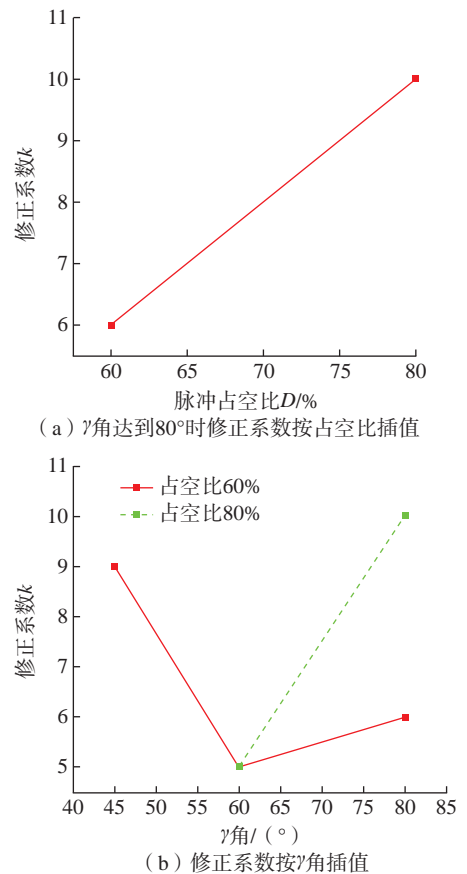


图 14 修正系数插值图  
Fig.14 Sketch map of correct factors interpolation

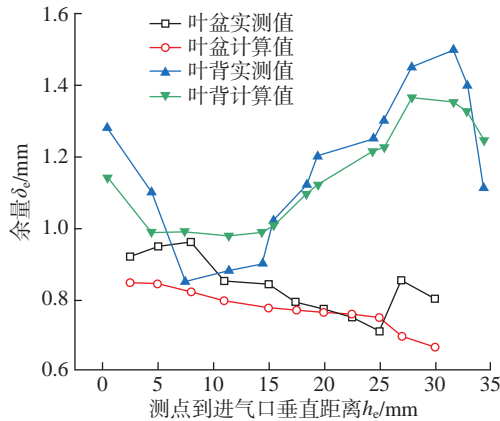


图 15 叶片对应截面线余量分布

Fig.15 Distribution of blade corresponding cross-sectional line margin

## 6 结论

以型腔电解加工为研究对象,通过修正的有限差分法和 DAE 方法建立加工间隙微分方程模型,并进行加工间隙分布工艺试验验证。得到结论如下:

(1) 建立规则形状阴极加工间隙微分方程并开展验证试验,分析特定  $\gamma$  角对应的电解加工分布规律,并通过离散化复杂形状阴极,最终得到阴极各离散点处对应加工间隙的计算模型;

(2) 微分方程可行性验证试验结果表明,DAE 方法和修正的有限差分法分别适用于闭式整体叶盘流道的直流和脉冲振动耦合电解加工;

(3) 对电解加工后闭式整体叶盘叶盆、叶背的余量检测结果显示,除进排气边等未加工的区域外,叶片对应截面线处的余量分布规律与计算值基本一致,最大误差控制在 0.15 mm,验证了流道曲面电解加工间隙计算过程的正确性。

## 参考文献

- [1] 张明岐,张志金,黄明涛.航空发动机压气机整体叶盘电解加工技术[J].航空制造技术,2016,59(21):86-92.
- [2] ZHANG Mingqi, ZHANG Zhijin, HUANG Mingtao. Electrochemical machining technology of aeroengine compressor blisk[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(21): 86-92.
- [3] 胡宝文,穆瑞元,黄亮,等.航空叶片电加工多物理场耦合仿真及试验研究[J].制造技术与机床,2021(9):43-48.
- [4] HU Baowen, MU Ruiyuan, HUANG Liang, et al. Multi-field coupling simulation and experimental research on aero blade electrolytic machining process[J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2021(9): 43-48.
- [5] 万能,段永吉,张森堂,等.基于等几何法的叶片电解加工过程仿真方法研究[J].航空制造技术,2016,59(22):40-47.
- [6] WAN Neng, DUAN Yongji, ZHANG Sentang, et al. Research on blade electrochemical machining process simulation based on

isogeometric method[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(22): 40-47.

[4] ZHANG J C, ZHU D, XU Z Y, et al. Improvement of trailing edge accuracy in blisk electrochemical machining by optimizing the electric field with an extended cathode[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2016, 231: 301-311.

[5] 赵明飞,傅秀清,干为民,等.球形阴极电解成形过程仿真试验研究[C]//第16届全国特种加工学术会议论文集(上).哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2015:491-495.

ZHAO Mingfei, FU Xiuqing, GAN Weimin, et al. Research on forming process of spherical cathode ECM by simulation and experiments[C]//Proceedings of the 16th National Conference on Non-Traditional Machining (Part I). Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2015: 491-495.

[6] 孙伦业,徐正扬,朱荻.镍基高温合金整体叶盘叶栅通道电解加工的成形精度控制[J].机械科学与技术,2013,32(8):1230-1234,1238.

SUN Lunye, XU Zhengyang, ZHU Di. The accuracy control of Ni-based superalloy blisk channels by electrochemical machining[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2013, 32(8): 1230-1234, 1238.

[7] KLOCKE F, HARST S, ZEIS M, et al. Modeling and simulation of the microstructure evolution of 42CrMo<sub>4</sub> steel during electrochemical machining[J]. Procedia CIRP, 2018, 68: 505-510.

[8] KLOCKE F, ZEIS M, KLINK A. Interdisciplinary modelling of the electrochemical machining process for engine blades[J]. CIRP Annals, 2015, 64(1): 217-220.

[9] LOHRENGEL M M, KLÜPPEL I, ROSENKRANZ C, et al. Microscopic investigations of electrochemical machining of Fe in NaNO<sub>3</sub>[J]. Electrochimica Acta, 2003, 48(20-22): 3203-3211.

[10] MAYANK G, CHU F C, MASANORI K. Analysis of reactions determining current efficiency in electrochemical machining[J]. Procedia CIRP, 2018, 68: 511-516.

[11] 葛媛媛,徐家文,赵建社,等.镍基高温合金GH4169电解加工  $\eta\omega-i$  曲线测定[J].宇航材料工艺,2006,36(4):38-41.

GE Yuanyuan, XU Jiawen, ZHAO Jianshe, et al. Research on characteristic of  $\eta\omega-i$  in ECM high temperature nickel alloy(GH4169)[J]. Aerospace Materials & Technology, 2006, 36(4): 38-41.

[12] 王蕾.发动机叶片高精度电解加工阴极设计系统及实验研究[D].南京:南京航空航天大学,2006.

WANG Lei. The study on precisely cathode design system of turbine blades and experiments in electrochemical machining (ECM)[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[13] 柳傲.恒间隙法测定电解加工电流效率曲线研究[D].南京:南京航空航天大学,2017.

LIU Ao. Investigation on the current efficiency curve measured with constant interelectrode gap in electrochemical machining[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.

通讯作者:赵建社,教授,博士生导师,博士,研究方向为精密电解加工、精密电火花加工技术。

(责编 阳光)

引文格式: 张亚楠, 牛岫, 明平美, 等. GH4169镍基高温合金射流电解加工微坑阵列试验研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 54-59.  
ZHANG Yanan, NIU Shen, MING Pingmei, et al. Experimental research on micro-pit array by jet electrochemical machining on GH4169 nickel-based superalloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 54-59.

# GH4169镍基高温合金射流电解加工微坑阵列试验研究\*

张亚楠<sup>1</sup>, 牛岫<sup>1</sup>, 明平美<sup>1</sup>, 王思儒<sup>1</sup>, 丁达付<sup>2</sup>, 秦歌<sup>1</sup>

(1. 河南理工大学, 焦作 454000;

2. 洛阳乐方重工机械有限公司, 洛阳 471300)

[摘要] 表面微坑阵列在机械密封、摩擦磨损、表面润滑、传热散热等方面有巨大作用。为了能在 GH4169 镍基高温合金上射流电解加工微坑阵列, 通过测试合金在不同溶液中的极化曲线, 优选了射流电解加工合金的电解液, 并在此基础上设计试验, 探究了加工电压、射流速度对射流电解加工微坑的影响规律, 并通过优选工艺参数加工出微坑阵列。最后, 以质量分数 10% 的  $\text{NaNO}_3$  溶液为电解液, 以加工电压 25 V、射流速度 10 m/s 加工出平均深径比为 0.376、深径比标准偏差为 0.004372 的加工精度高、一致性好的微坑阵列结构。

关键词: 射流电解加工; 微坑阵列; GH4169 镍基高温合金; 深径比; 电解液

## Experimental Research on Micro-Pit Array by Jet Electrochemical Machining on GH4169 Nickel-Based Superalloy

ZHANG Yanan<sup>1</sup>, NIU Shen<sup>1</sup>, MING Pingmei<sup>1</sup>, WANG Siru<sup>1</sup>, DING Dafu<sup>2</sup>, QIN Ge<sup>1</sup>

(1. Henan Polytechnic University, Jiaozuo 454000, China;

2. Luoyang Lefang Heavy Industry Machinery Co., Ltd., Luoyang 471300, China)

[ABSTRACT] The surface micro-pit array plays a huge role in mechanical sealing, friction and wear, surface lubrication, heat transfer and heat dissipation. To be able to jet electrochemical machining micro-pit array on GH4169 nickel-based superalloy, the polarization curves of the alloy in different electrolytes were tested and the electrolyte was optimized. Then, the influence of processing voltage and jet velocity on the micro-pits by jet electrochemical machining was explored, and the micro-pit array was processed by optimizing the process parameters. Finally, using mass fraction 10%  $\text{NaNO}_3$  as the electrolyte, processing voltage of 25 V, and jet velocity of 10 m/s, the micro-pit array with high precision and good consistency is fabricated. The aspect ratio is 0.376 and the standard deviation of the aspect ratio is 0.004372 for the micro-pit array.

Keywords: Jet electrochemical machining; Micro-pit array; GH4169 nickel-based superalloy; Aspect ratio; Electrolyte

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.054

表面微坑阵列广泛应用于摩擦副、传热散热部件和密封结构表面, 具有减小摩擦磨损、减小阻力、提高承载力、增强散热等功能, 可大幅提高产品性能<sup>[1-2]</sup>。因此, 金属材料表面加工微坑阵列一直是业界的热点。

GH4169 镍基高温合金因具有高硬度、优异的高温抗拉强度、良好的耐磨性和耐腐蚀性等优点, 广泛应用于航空航天、汽车船舶、能源化工等领域<sup>[3-4]</sup>。然而, GH4169 优异的高硬度、高温强度也使其成为难加工材

\* 基金项目: 中原科技创新领军人才计划(214200510018); 中国博士后科学基金(2020M682289); 河南省重点研发与推广专项(222102220001); 河南省高等学校重点科研项目计划(21A460016); 河南理工大学博士基金(B2020-30)。

料之一,采用传统方法加工时,存在刀具磨损快、表面毛刺多等问题,给制造业带来了诸多挑战<sup>[5]</sup>。

射流电解加工是采用金属喷嘴作为工具阴极,使电解液从金属喷嘴内部直接喷射在工件表面,利用电化学阳极溶解原理实现工件特定位置材料去除的技术<sup>[6-8]</sup>。由于射流电解加工不存在刀具磨损和表面毛刺等问题,无须考虑材料的硬度和韧性,对于 GH4169 等难加工材料加工具有很好的应用前景<sup>[9]</sup>。

经过多年发展,射流电解加工研究已取得了明显进展。Ming 等<sup>[10-13]</sup>提出了煤油浸没式射流电解加工技术,并进一步研究了电解液射流方位对加工质量的影响,发现采用水平射流方位可获得边缘杂散腐蚀较少且表面质量较高的不锈钢微坑结构。Ao 等<sup>[14-15]</sup>以 TB6 钛合金、SiC 颗粒增强铝基复合材料为对象开展了射流电解加工试验研究,通过优选电解液、加工电压等参数,制备出精度较高的微坑结构。颜红娟等<sup>[16]</sup>通过优化射流电解加工 GH4169 倾斜孔过程中加工电压、喷嘴进给速度等工艺参数,有效提高了加工精度和材料蚀除率。Wang 等<sup>[17]</sup>提出了通过调控电解液反射状态来抑制射流电解加工边缘杂散腐蚀的方法,发现当反射边界与喷嘴走刀方向夹角为 0° 时,所获 GH4169 槽边缘近无杂散腐蚀。Mitchell-Smith 等<sup>[18-19]</sup>提出了喷嘴角度可调节的射流电解加工工艺,发现当电解液射流方向与进给方向呈锐角时, GH4169 微槽的表面粗糙度值可明显降低。然而,在 GH4169 材料上以射流电解加工技术制备微坑阵列至今仍鲜有报道。

本文利用射流电解加工技术在 GH4169 镍基高温合金上加工微坑阵列结构。通过测试合金在不同溶液中的极化曲线,优选射流电解加工合金的电解液,然后基于此探究射流电解加工微坑的工艺参数的影响规律,并在优选工艺参数下加工出微坑阵列结构。

## 1 试验与方法

### 1.1 试验材料

试验试样为 GH4169 镍基高温合金工件,其主要化学成分如表 1 所示。工件尺寸为 20 mm × 20 mm × 2 mm。试验前对工件待加工表面进行打磨抛光、超声水洗。

### 1.2 试验步骤

#### 1.2.1 电化学测试

由于 GH4169 是由多种元素组成的复杂合金,在不同溶液中的电化学溶解特性也不尽相同,有必要通过极化曲线测试探究合金在不同溶液中的溶解特性,并优选电解液,具体试验参数如表 2 所示。使用电化学工作站 CHI604E (CH Instruments) 进行极化曲线测试,采用三电极体系,铂片为对电极 (CE),饱和甘汞电极为参比电

极 (RE), GH4169 工件为工作电极 (WE)。

#### 1.2.2 射流电解加工微坑结构

射流电解加工试验装置如图 1 所示。该装置由三轴运动控制系统、电解液供应装置和电源供给装置组成。加工电源为可编程直流电源 IT6122 (ITECH),可输出加工电压为 0~30 V。GH4169 工件连接加工电源正极以形成工件阳极。射流引液装置如图 2 所示,金属喷嘴通过夹具固定于中空电解液管下方,并与加工电源负极相连作为工具阴极。金属喷嘴(工具阴极)材质为 304 不锈钢,其内径为 230 μm,外径为 450 μm。

GH4169 是高硬度的难加工材料,进行射流电解加工时,若电压选择不当,将导致无法持续破坏工件表面的钝化膜进而无法去除材料,因此优选加工电压十分重要。射流电解加工中射流速度影响着电解回路的稳定和电解产物的及时排出,因此射流速度是十分重要的影响因素。本文探究了不同加工电压和射流速度对微坑

表 1 GH4169 镍基高温合金的化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical composition of GH4169 nickel-based superalloy (mass fraction) %

C	Si	Mn	S	P	Ni	Cr	Al
0.038	0.16	0.12	0.0010	0.010	52.75	17.96	0.55
Cu	Co	Ti	Mo	Nb	B	Ta	Fe
0.022	0.018	1.09	3.05	5.13	0.0020	0.010	余量

表 2 极化曲线测试电解液选择

Table 2 Electrolyte selection for polarization curve test

电解液	质量分数/%	温度/℃
H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> 溶液	10	20
NaCl 溶液	10	20
NaNO <sub>3</sub> 溶液	10	20
NaOH 溶液	10	20

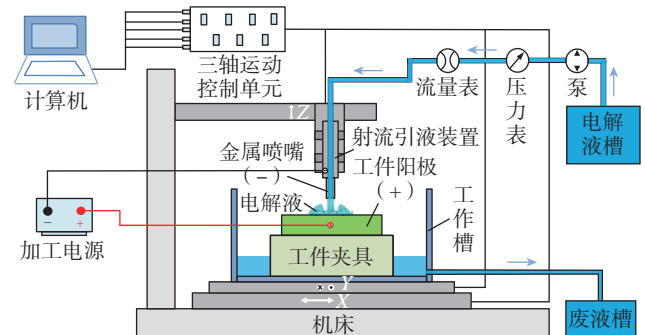


图 1 射流电解加工试验装置示意图

Fig.1 Schematic diagram of the experimental setup of jet electrochemical machining

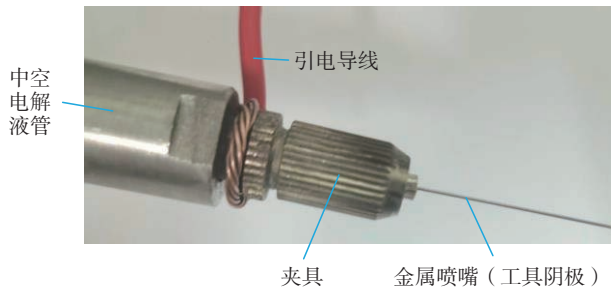


图2 射流引液装置实物图

Fig.2 Physical drawing of the jet drainage device

加工的影响,试验参数如表3所示,并以优选工艺参数加工微坑阵列。

### 1.3 试验结果表征

用扫描电镜 Merlin Compact ( Carl Zeiss NTS GmbH ) 观察加工后微坑的表面形貌。用超景深三维显微镜 VHX-2000 ( Keyence ) 测量加工后微坑的深度和直径,观察其三维形貌。

## 2 结果与讨论

### 2.1 电化学测试

测试了 GH4169 镍基高温合金在 4 种溶液的静水状态下  $-1\sim 3\text{ V}$  的极化曲线,结果如图3所示,4种溶液中的极化曲线都可观察到从活性溶解区到钝化区、过渡区,再至过钝化区的4个区域。

从图3中可得到合金在4种溶液中的钝化电流密度  $i_1$ 、钝化电位  $E_1$ 、过渡钝化电位  $E_2$  和钝化区电位范围  $\Delta E_{12}$  等电化学参数都有明显差别,具体数值如表4所示。钝化区电位范围  $\Delta E_{12}$  描述了合金在相应溶液中表面形成钝化膜的稳定性,其值越大,表明形成的钝化膜越稳定<sup>[20]</sup>。钝化电流密度  $i_1$  表明了合金在相应溶液中的耐腐蚀性强弱,其值越大,表明形成的钝化膜越不稳定,合金耐腐蚀越低<sup>[21]</sup>。

在钝化区,合金在 NaOH 溶液中的钝化电流密度最大,钝化区电位范围最小,表明在 NaOH 溶液中形成的钝化膜最不稳定,不足以对合金起保护作用。合金在  $\text{H}_2\text{SO}_4$  溶液中的钝化电流密度和钝化区电位范围都仅次于 NaOH 溶液,表明在  $\text{H}_2\text{SO}_4$  溶液中的钝化膜也极不稳定。合金在  $\text{NaNO}_3$  溶液中的钝化区电位范围明显大于在 NaCl 溶液中的钝化区电位范围,表明合金在  $\text{NaNO}_3$  溶液中形成的钝化膜最稳定。

在过渡区,合金表面的钝化膜开始破裂,材料开始发生溶解。在  $\text{NaNO}_3$  溶液中的过渡钝化电位  $E_2$  要明显大于在 NaCl 溶液中的过渡钝化电位  $E_2$ ,这表明合金在  $\text{NaNO}_3$  溶液中比在 NaCl 溶液中更耐腐蚀。其主要原因为  $\text{Cl}^-$  是一种比较活跃的离子,能以强大的活化能

表3 射流电解加工微坑试验参数

Table 3 Experimental parameters of micro-pits in jet electrochemical machining

试验参数	值或变量
加工电压/V	10, 15, 20, 25, 30
射流速度/(m/s)	4, 6, 8, 10
加工间隙/ $\mu\text{m}$	200
加工时间/s	15

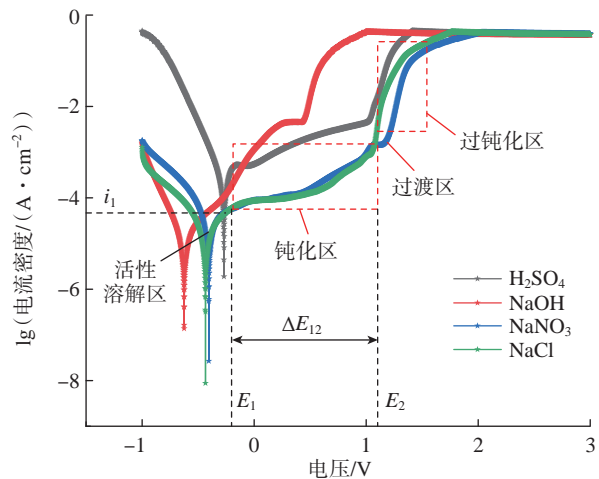


图3 GH4169 镍基高温合金在不同溶液中的极化曲线

Fig.3 Polarization curves of GH4169 nickel-based superalloy in different electrolytes

表4 GH4169 镍基高温合金在不同溶液中的电化学参数

Table 4 Electrochemical parameters of GH4169 nickel-based superalloy in different electrolytes

电解液	钝化电流密度 $i_1 / (\mu\text{A}/\text{cm}^2)$	钝化电位 $E_1/\text{mV}$	过渡钝化电位 $E_2/\text{mV}$	钝化区电位范围 $\Delta E_{12}/\text{mV}$
$\text{H}_2\text{SO}_4$ 溶液	519.8	-137	1018	1155
NaOH 溶液	4101	238	441	203
$\text{NaNO}_3$ 溶液	41.3	-298	1161	1459
NaCl 溶液	41.93	-281	1051	1332

破坏合金表面的钝化膜,而  $\text{NO}_3^-$  是一种钝化性离子,对钝化膜的破坏性不强,从而钝化膜对合金起到有效的保护作用<sup>[22]</sup>。

当电位大于过渡钝化电位  $E_2$  时进入过钝化区。在过钝化区,钝化膜完全破裂,材料迅速溶解。在  $\text{NaNO}_3$  溶液中,电流密度急剧增加,加工区域材料完全溶解,而未加工区域由于钝化膜稳定,保护作用强,杂散腐蚀少。因此,相比而言,优选  $\text{NaNO}_3$  溶液作为射流电解加工的电解液。

## 2.2 工艺参数对射流电解加工微坑的影响

### 2.2.1 加工电压的影响

以质量分数 10% 的  $\text{NaNO}_3$  溶液为电解液,在射流速度 6 m/s 下探究加工电压对射流电解加工微坑的影响。不同加工电压下微坑深度和直径的变化,如图 4 (a)所示,随着加工电压的增大,微坑深度和直径均增大,但 25~30 V 微坑深度和直径的增量均有所减小。不同加工电压下微坑深径比的变化,如图 4 (b)所示,随着加工电压的增大,微坑深径比也增大,但 25~30 V 微坑深径比有所减小。

主要原因为,随着加工电压的增大,电流密度增大,材料去除率增加,微坑深度、直径和深径比也逐渐增大。但随着加工电压继续增大,微坑深度继续增加,加工间隙也继续增大,如当加工电压增大至 30 V 时,随着微坑深度越来越大,微坑边缘的电流密度大于微坑底部,从而使微坑直径方向的溶解速率大于深度方向溶解速率,导致深径比有所减小,加工精度降低。当加工电压为 25 V 时,微坑深径比大,加工精度高。因此,优选 25 V 的加工电压进行射流电解加工微坑。

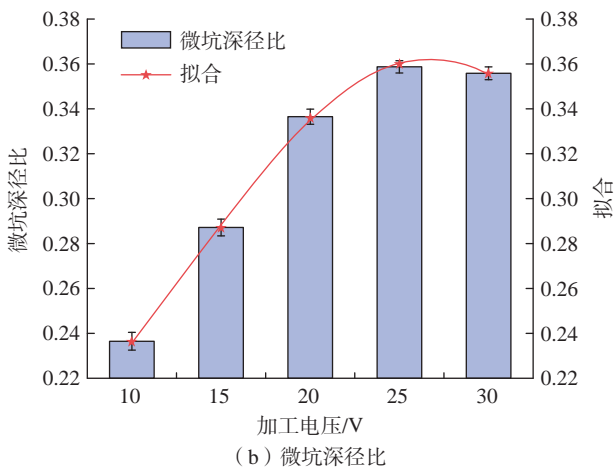
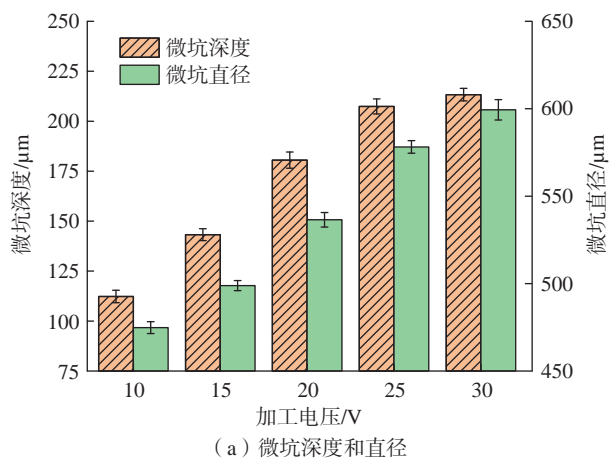


图4 不同加工电压下微坑深度、直径和深径比

Fig.4 Depth, diameter, and aspect ratio of micro-pits under different processing voltages

### 2.2.2 射流速度的影响

在 25 V 的加工电压下,探究了射流速度对电解加工微坑的影响。不同射流速度下微坑深度和直径的变化,如图 5 (a)所示。不同射流速度下微坑深径比的变化,如图 5 (b)所示。随着射流速度的增加,微坑深度、直径和深径比均增大。其主要原因为,射流速度从 4 m/s 增至 10 m/s,电解回路逐渐趋于稳定,不存在短路的情况,加工过程更加稳定,传质增强;且定性越来越好,电解液束将电场限定在更加集中的范围内,电场与流场耦合作用增强,电导率增大,从而材料去除率增加,微坑深度、直径和深径比均增大。且在 10 m/s 的高流速下,加工产物冲刷排出及时,产物黏附问题得到显著改善,加工过程稳定,加工区域阻力小,从而材料去除率大,加工精度高。故以 10 m/s 的射流速度进行射流电解加工时,可以更高加工精度成形微坑结构。图 6 所示为加工电压 25 V、射流速度 10 m/s 下微坑三维形貌,用激光共聚焦显微镜 OLS5100 (Olympus) 测量微坑内部面粗糙度  $S_a$  为  $0.874 \mu\text{m}$ 。

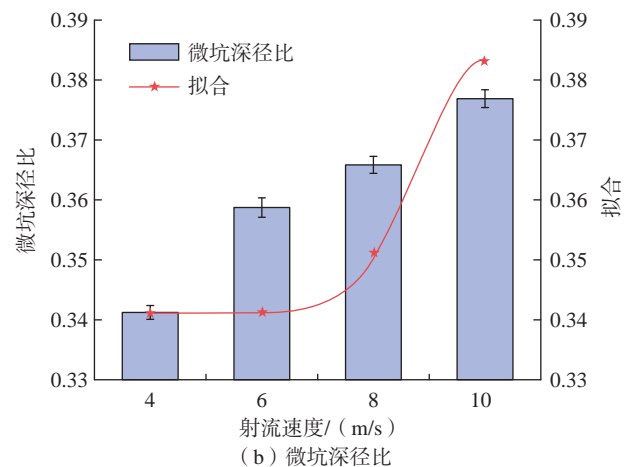
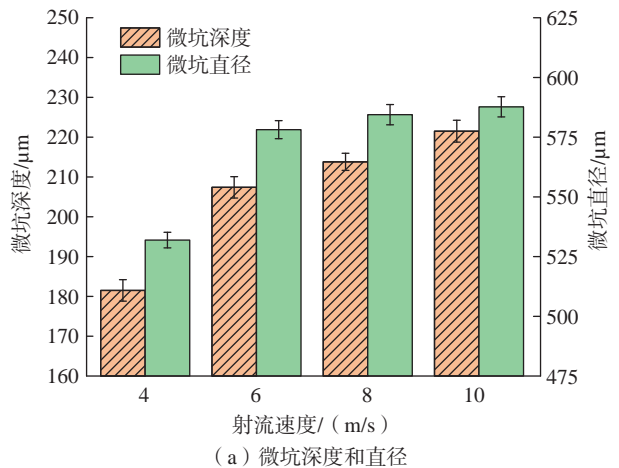


图5 不同射流速度下微坑深度、直径和深径比

Fig.5 Depth, diameter, and aspect ratio of micro-pits under different jet velocities

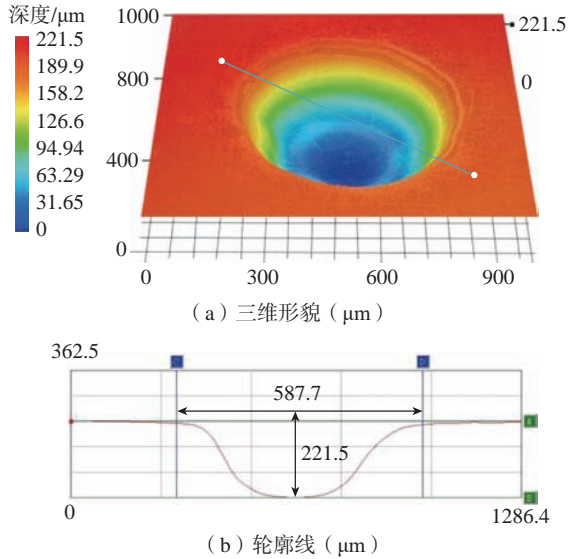


图6 微坑三维形貌和轮廓线

Fig.6 3D morphology and contour of micro-pits

### 2.3 微坑阵列结构的加工

以加工电压 25 V、射流速度 10 m/s 加工出 5 × 5 的微坑阵列结构,相邻两微坑间距为 1500 μm,共计 25 个微坑,如图 7 所示。微坑阵列结构深径比柱状分布,如图 8 所示。微坑阵列结构深度、直径和深径比一致性较好,平均深度为 220.276 μm,深度标准偏差为 3.741 μm;平均直径为 585.692 μm,直径标准偏差为 3.609 μm;平均深径比为 0.376,深径比标准偏差为 0.004372。

## 3 结论

本研究测试了 GH4169 镍基高温合金在 NaNO<sub>3</sub>、NaCl、H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub>、NaOH 溶液中的极化曲线,探究了加工电压、射流速度对射流电解加工微坑的影响,优选出电解液和工艺参数,加工出精度高、一致性好的微坑阵列结构。得出如下结论。

(1) 在极化曲线测试中, GH4169 在 NaOH 溶液中形成的钝化膜最不稳定,在 H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> 溶液中仅次于 NaOH 溶液,同样钝化膜极不稳定。在 NaNO<sub>3</sub> 溶液中形成的钝化膜最稳定,故优选 NaNO<sub>3</sub> 溶液作为射流电解加工的电解液。

(2) 加工电压对射流电解加工微坑的影响表现为,随着加工电压的增大,微坑深度和直径均增大,但增至 30 V 深径比有所减小。加工电压为 25 V 时,微坑深径比大,加工精度高。

(3) 射流速度对射流电解加工微坑的影响表现为,随着射流速度的增大,微坑深度、直径和深径比均明显增大。以 10 m/s 的射流速度进行射流电解加工时,电解回路稳定且传质较好,加工产物排出及时,可高精度成形微坑结构。

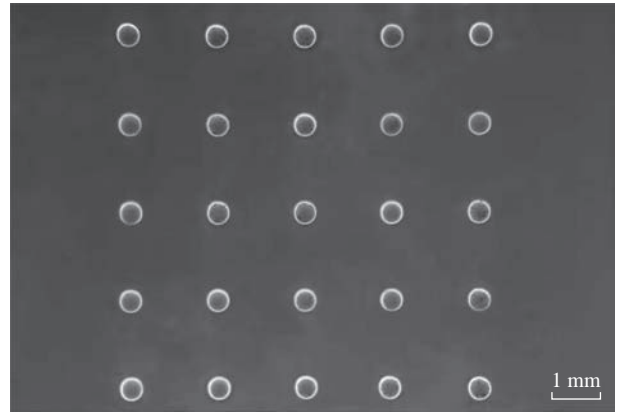


图7 微坑阵列结构

Fig.7 Micro-pit array structure

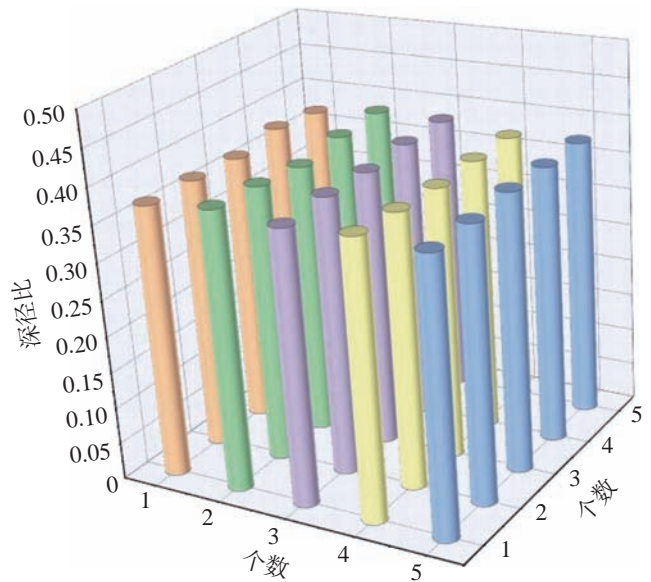


图8 微坑阵列结构深径比柱状分布

Fig.8 Columnar distribution of aspect ratio of micro-pit array structure

(4) 优选工艺参数,以加工电压 25 V、射流速度 10 m/s 加工出精度高、深径比一致性好的微坑阵列结构,其平均深径比为 0.376,深径比标准偏差为 0.004372。

## 参考文献

[1] CHEN X L, DONG B Y, ZHANG C Y, et al. Jet electrochemical machining of micro dimples with conductive mask[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2018, 257: 101–111.

[2] ZHAI K, DU L, WEN Y, et al. Fabrication of micro pits based on megasonic assisted through-mask electrochemical micromachining[J]. Ultrasonics, 2020, 100: 105990.

[3] 陈仕奇, 刘联平. 原始粉末粒度对GH4169合金选区激光熔化成形件组织和性能的影响[J]. 航空制造技术, 2021, 64(9): 14–20.

CHEN Shiqi, LIU Lianping. Effects of particle size on microstructures and properties of GH4169 alloy by SLM additive manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(9): 14–20.

[4] 李本凯, 丁文锋, 马艳艳, 等. 新型刚玉砂轮磨削GH4169镍基高温合金的性能评价研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 14–19.

LI Benkai, DING Wenfeng, MA Yanyan, et al. Performance evaluation on grinding of nickel-based superalloy GH4169 using new corundum abrasive wheel[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 14–19.

[5] 王维鑫, 吴明阳, 李宝伟, 等. 高压冷却下切削GH4169切屑形态影响因素研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(5): 93–102.

WANG Weixin, WU Mingyang, LI Baowei, et al. Study on factors affecting chip formation during cutting GH4169 under high pressure cooling[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(5): 93–102.

[6] KENDALL T, BARTOLO P, GILLEN D, et al. A review of physical experimental research in jet electrochemical machining[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 105(1): 651–667.

[7] LIU W D, LUO Z, LI Y, et al. Investigation on parametric effects on groove profile generated on Ti1023 titanium alloy by jet electrochemical machining[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 100(9): 2357–2370.

[8] WANG M L, QU N S. Improving material removal rate in macro electrolyte jet machining of TC4 titanium alloy through back-migrating jet channel[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2021, 71: 489–500.

[9] LUO J X, FANG X L, ZHU D. Jet electrochemical machining of multi-grooves by using tube electrodes in a row[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2020, 283: 116705.

[10] MING P M, LI X C, ZHANG X M, et al. Study on kerosene submerged jet electrolytic micromachining[J]. Procedia CIRP, 2018, 68: 432–437.

[11] ZHANG X, SONG X, MING P, et al. The effect of electrolytic jet orientation on machining characteristics in jet electrochemical machining[J]. Micromachines (Basel), 2019, 10(6): E404.

[12] LI X C, MING P M, ZHANG X M, et al. Kerosene-submerged horizontal jet electrochemical machining with high localization[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2019, 166(13): E453–E464.

[13] LI X C, MING P M, ZHANG X M, et al. Study on kerosene-submerged jet electrochemical machining and optimization of the electrochemical machining parameters[J]. International Journal of Electrochemical Science, 2021, 16(1): 151030.

[14] LIU W D, AO S S, LI Y, et al. Jet electrochemical machining of TB6 titanium alloy[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 90(5): 2397–2409.

[15] AO S S, QIN X Y, LI K B, et al. Effects of process parameters on jet electrochemical machining of SiC particle-reinforced aluminum matrix composites[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 112(11): 3351–3361.

[16] 颜红娟, 李志永, 崔庆伟, 等. 高温镍基合金涡轮叶片气膜冷却孔电解加工基础试验研究[J]. 制造技术与机床, 2018(3): 134–137, 142.

YAN Hongjuan, LI Zhiyong, CUI Qingwei, et al. Fundamental experimental research on electrochemical machining cooling hole of nickel-based superalloy[J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2018(3): 134–137, 142.

[17] WANG X D, QU N S, FANG X L. Reducing stray corrosion in jet electrochemical milling by adjusting the jet shape[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2019, 264: 240–248.

[18] MITCHELL-SMITH J, SPEIDEL A, CLARE A T. Advancing

electrochemical jet methods through manipulation of the angle of address[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2018, 255: 364–372.

[19] CLARE A T, SPEIDEL A, BISTEROV I, et al. Precision enhanced electrochemical jet processing[J]. CIRP Annals, 2018, 67(1): 205–208.

[20] WANG J T, XU Z Y, WANG J, et al. Anodic dissolution characteristics of Inconel 718 in  $C_6H_5K_3O_7$  and  $NaNO_3$  solutions by pulse electrochemical machining[J]. Corrosion Science, 2021, 183: 109335.

[21] GE Y C, ZHU Z W, WANG D Y. Electrochemical dissolution behavior of the nickel-based cast superalloy K423A in  $NaNO_3$  solution[J]. Electrochimica Acta, 2017, 253: 379–389.

[22] WANG Y D, XU Z Y, ZHANG A. Electrochemical dissolution behavior of Ti–45Al–2Mn–2Nb+0.8 vol%  $TiB_2$  XD alloy in  $NaCl$  and  $NaNO_3$  solutions[J]. Corrosion Science, 2019, 157: 357–369.

通讯作者: 牛岫, 讲师, 博士, 研究方向为电解加工技术和电解机械复合加工技术。

(责编 阳光)

(上接第 36 页)

[14] SONG T, XI F, GUO S, et al. A comparison study of algorithms for surface normal determination based on point cloud data[J]. Precision Engineering, 2015, 39: 47–55.

[15] ZENG C, HU Y H, SHI J, et al. On-machine measurement and compensation of assembling gap for 5-axis friction stir welding based on 2D laser profilometer[C]//2019 IEEE 5th International Conference on Mechatronics System and Robots (ICMSR). Piscataway: IEEE, 2019: 70–75.

[16] 石循磊, 杜坤鹏, 张继文, 等. 基于线激光扫描的飞机表面轮廓参数提取方法[J]. 机械工程学报, 2020, 56(8): 148–154.

SHI Xunlei, DU Kunpeng, ZHANG Jiwen, et al. Method for extracting hole parameters of aircraft surface based on linear laser scanning[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(8): 148–154.

[17] 章绍坤. 航空航天薄壁件五轴加工的轮廓与壁厚误差补偿方法[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.

ZHANG Shaokun. Compensation method for profile and wall thickness errors in five-axis machining of aerospace thin-walled parts[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2020.

[18] 毕庆贞, 丁汉, 王宇哈. 复杂曲面零件五轴数控加工理论与技术[M]. 武汉: 武汉理工大学出版社, 2016: 15–34.

BI Qingzhen, DING Han, WANG Yuhan. Theory and technique for five-axis NC machining of complex surface part[M]. Wuhan: Wuhan University of Technology Press, 2016: 15–34.

[19] LAMPTON M. Damping-undamping strategies for the Levenberg-Marquardt nonlinear least-squares method[J]. Computers in Physics, 1997, 11(1): 110–115.

[20] 孙红岩, 孙晓鹏, 李华. 基于K-means聚类方法的三维点云模型分割[J]. 计算机工程与应用, 2006, 42(10): 42–45.

SUN Hongyan, SUN Xiaopeng, LI Hua. 3D point cloud model segmentation based on K-means cluster analysis[J]. Computer Engineering and Applications, 2006, 42(10): 42–45.

通讯作者: 毕庆贞, 研究员, 博士, 研究方向为五轴数控装备、大型薄壁件加工、复杂曲面加工。

(责编 阳光)

引文格式: 刘婧颖, 李浩楠, 徐昊, 等. 螺栓根部圆角滚压的残余应力分布及参数优化研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 60-65, 72.  
LIU Jingying, LI Haonan, XU Hao, et al. Research on residual stress distribution and parameter optimization after rolling at root fillet of bolt[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 60-65, 72.

## 螺栓根部圆角滚压的残余应力分布及参数优化研究\*

刘婧颖<sup>1,2</sup>, 李浩楠<sup>3</sup>, 徐昊<sup>1,2</sup>, 杨知硕<sup>1,2</sup>, 赵彦伟<sup>1,2</sup>, 白清顺<sup>3</sup>

(1. 天津市紧固连接技术企业重点实验室, 天津 300300;

2. 航天精工股份有限公司, 天津 300300;

3. 哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

[摘要] 面向高精度钛合金螺栓滚压工艺参数选择的难题, 建立了螺栓根部圆角滚压的有限元仿真模型, 研究了螺栓根部圆角滚压后残余应力的分布规律, 分析了滚压速度、滚压时间、摩擦系数、涂层厚度及滚压力对残余应力分布的影响, 获得了优选的滚压工艺参数组合。同时, 在仿真结果的基础上, 以根部圆角滚压残余应力积分中值最小为目标, 建立了滚压强化工艺参数及残余应力的优化数学模型, 获得了优化后的高精度螺栓根部圆角滚压强化工艺参数, 并进行了有限元仿真和试验验证。研究结果为高精度螺栓的圆角滚压强化工艺提供理论指导和技术支撑。

关键词: 滚压强化; 根部圆角; 残余应力; 参数优化; 螺栓

### Research on Residual Stress Distribution and Parameter Optimization After Rolling at Root Fillet of Bolt

LIU Jingying<sup>1,2</sup>, LI Haonan<sup>3</sup>, XU Hao<sup>1,2</sup>, YANG Zhishuo<sup>1,2</sup>, ZHAO Yanwei<sup>1,2</sup>, BAI Qingshun<sup>3</sup>

(1. Tianjin Key Laboratory of Fastening Technology, Tianjin 300300, China;

2. Aerospace Precision Products Inc., Ltd., Tianjin 300300, China;

3. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

[ABSTRACT] Facing the issue of selecting rolling process parameter for high-precision titanium alloy bolts, the finite element simulation model is built for the rolling at root fillet of bolt. The distribution law of residual stress at root fillet of bolt after rolling is studied. The effects of rolling speed, processing time, friction coefficient, coating thickness and rolling force on the distribution of residual stress are analyzed and the optimal choice of rolling parameters is obtained. Moreover, targeting on the goal of minimizing the median integral of residual stress in root fillet rolling, the mathematical model of rolling parameters and residual stress is established in accordance with the simulation results. The optimal process parameters of rolling strengthening for the root fillet of high-precision bolt are obtained through parameter optimization. Moreover, the finite element simulation and experimental verification are carried out to validate the optimal results. The research results can offer theoretical guidance and technical support for the fillet rolling strengthening technology of high-precision bolts.

**Keywords:** Rolling strengthening; Root fillet; Residual stress; Parameter optimization; Bolt

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.060

\* 基金项目: 国家自然科学基金(52075129); 天津市紧固连接技术企业重点实验室开放课题(TKLF2021-02-B-06)。

紧固件作为一种重要的通用基础件,在工业中具有举足轻重的作用,特别是在航空航天领域,无论是飞机的连接装配还是飞行器部段之间的连接,都需要使用大量的紧固件<sup>[1-2]</sup>。然而,由于极端使用环境及条件的影响,航空航天领域使用的紧固件在多种复杂载荷的作用下,经常面临发生失效的风险,严重威胁飞行器的安全<sup>[3]</sup>。为了改善螺栓等紧固件的性能,需要在紧固件表层引入残余压应力,实现紧固件表层性能的强化<sup>[4]</sup>。表面滚压工艺是实现螺栓表面强化、提高其疲劳寿命的重要技术途径。Wu等<sup>[5]</sup>对近净成形叶片进行了超声滚压工艺研究,结果表明,经过滚压后叶片表面形成了一定深度的残余应力层,表明滚压加工可以通过引入残余压应力改善构件力学性能。对于螺栓而言,其头杆连接处在轴向拉压载荷作用下容易发生破坏。刘福超等<sup>[6]</sup>以构件滚压后的残余应力为主要研究对象,根据有限元仿真结果分别分析了滚压力、滚针半径、摩擦系数、滚压道次和滚压速度对残余应力分布的影响,揭示了滚压工艺参数和残余应力变化情况的对应关系。Zhang等<sup>[7]</sup>以仿真和试验相结合的方法研究了杯型构件滚压时摩擦系数和滚子半径等参数对滚压效果的影响,确定了满足加工要求的滚压工艺参数。虽然针对表面滚压工艺的研究取得了一定的成果,但是目前针对高精度钛合金螺栓根部圆角的滚压技术,还存在残余应力分布状态不清晰,加工实践中工艺条件仍采用试错法,缺乏有效的工艺参数理论指导等问题。

本研究针对高精度螺栓实际生产中面临的上述问题,以TC4钛合金高精度沉头螺栓为研究对象,开展根部圆角滚压强化的残余应力分布及参数优化研究,建立了滚压强化工艺有限元模型,分析了螺栓根部圆角滚压强化工艺对残余应力分布的影响规律,并基于仿真结果和改进优化算法完成了滚压工艺参数的优化,为提高螺栓的圆角滚压强化工艺效果奠定理论基础。

## 1 螺栓根部圆角滚压强化的模型

本研究中的高精度沉头螺栓材料为Ti-6Al-4V钛合金(TC4),其头杆连接处有半径为0.6 mm的过渡圆角。图1所示为螺栓根部圆角滚压强化工艺的示意图。在进行螺栓根部圆角滚压强化时,需要在滚压的螺栓根部圆角位置附近安装3个滚轮,滚轮转动并向螺栓的中心进给,对螺栓根部施加一定的滚压力。经过一定时间的滚压操作,滚轮退回到原始位置,即完成一次对螺栓根部圆角的滚压加工。

为了分析滚压工艺参数对高精度螺栓根部圆角残余应力的影响,建立了螺栓根部圆角滚压强化的有限元仿真模型。模型中滚轮发生转动和进给运动,而滚压螺

栓只发生转动,并产生塑性变形。为了保证有限元仿真的收敛性,考虑到滚压强化所使用的滚轮相较于被加工螺栓有更高的强度及刚度,分析时将滚轮视作刚体。

根据螺栓实体零件的尺寸及形状建立其三维模型。因为研究主要关注螺栓根部圆角处的残余应力,故只截取圆角附近约5 mm范围的区域进行建模,如图2所示。滚压强化过程有限元仿真采用ABAQUS软件显式动力学分析方法,按照滚压加工时滚轮进给、滚压以及卸载3个分析步进行仿真。由于螺栓根部圆角及滚轮间需要设置相互作用属性,定义滚轮与螺栓根部圆角受滚压区域为面面接触,相互作用滑移为有限滑移。对螺栓及滚轮设置相应的运动边界条件,限制螺栓只能绕其中心轴旋转,而滚轮既可以在水平面上沿直线向螺栓中心进给,又能绕其自身的中心轴旋转,由此达到滚压加工的效果。滚压力施加在滚轮中心,方向指向螺栓中心。仿真中对螺栓圆角附近的网格进行细化,且全部采用结构网格进行分析。螺栓的基体及滚轮网格单元类型使用C3D8R单元;对于具有表面涂层的螺栓,其根部圆角区域定义蒙皮并使用M3D4R单元。

根据对疲劳断裂螺栓头杆连接处的断口形貌长期的观察分析可知,其疲劳源一般位于根部圆角表面或表面附近的位置,且裂纹会随着交变载荷的施加不断向螺栓中心延伸。因此需要重点研究滚压强化后螺栓根部圆角表面至中心一定距离内的残余应力分布情况。为了表征某一种滚压工艺条件下螺栓根部圆角处残余应力的分布情况,制定了螺栓根部圆角强化仿真的残余应力提取路径,如图3所示。首先在螺栓模型的一个截面上,取螺栓径向3个等分角度的路径作为该截面上的应

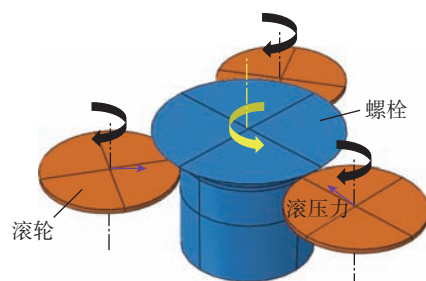


图1 螺栓根部圆角滚压强化工艺的示意图

Fig.1 Schematic diagram of rolling strengthening process at root fillet of bolt

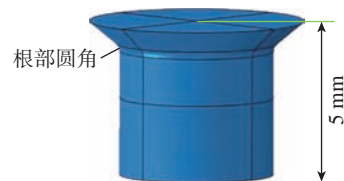


图2 螺栓根部圆角的模型

Fig.2 Model of root fillet of bolt

力提取路径,如图 3 (a)所示。而对每个螺栓模型在根部圆角的上、中、下轴向 3 个位置的截面各取一条路径 (Path-1, Path-2 和 Path-3) 计算其残余应力,如图 3 (b) 所示。为了获得可靠而准确的仿真结果,分析每个螺栓模型中 9 条路径的残余应力,并计算其平均值,实现对残余应力的综合评价。

工程上常用基于试验数据的 Johnson-Cook 模型作为描述金属材料特性的本构模型,其形式简单,引入了材料的应变强化、应变率强化及热软化参数,如式(1)所示。

$$\sigma_{eq} = [A + B\varepsilon^n] \left[ 1 + C \ln \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right] [1 - (T^*)^m] \quad (1)$$

式中,  $\sigma_{eq}$  为等效应力;  $A$  为屈服强度系数;  $B$  为应变强化系数;  $C$  为应变速率强化系数;  $m$  为软化指数;  $n$  为硬化指数;  $\varepsilon$  为等效塑性应变;  $\dot{\varepsilon}$  为等效塑性应变率;  $\dot{\varepsilon}_0$  为参考应变率;  $T^* = (T - T_a) / (T_{melt} - T_a)$ ,  $T$  为温度,  $T_a$  为环境温度,  $T_{melt}$  为熔点温度。

本文研究的高精度螺栓材料为 TC4 钛合金,组织类型是密排六方结构和体心立方结构的混合体。采用 Johnson-Cook 模型可以分析 TC4 钛合金在不同应变率下的力学行为<sup>[8]</sup>。因此,在螺栓根部圆角滚压的有限元仿真中采用该模型描述螺栓材料的塑性行为。TC4 钛合金材料参数及 Johnson-Cook 本构模型的参数分别如表 1 和表 2 所示<sup>[9-10]</sup>。

## 2 螺栓根部圆角滚压强化仿真

### 2.1 仿真条件设置

结合螺栓根部圆角滚压强化工艺的实际情况,对滚

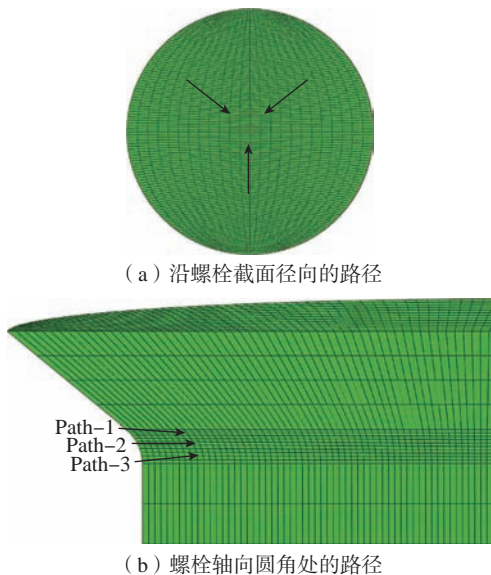


图 3 螺栓根部圆角强化仿真的残余应力提取路径

Fig.3 Extraction paths of residual stress in root fillet strengthening simulation of bolt

压速度、滚压时间、摩擦系数、涂层厚度和滚压力进行分析,研究其对滚压强化后的圆角残余应力分布的影响。其中,摩擦系数的变化反映了不同的螺栓表面滚压润滑情况。对 5 个加工工艺参数设置约束范围,其中滚压速度  $v$  (r/min)  $\in [400, 500]$ , 滚压时间  $t$  (s)  $\in [1.5, 2.5]$ , 摩擦系数  $f \in [0.1, 0.5]$ , 涂层厚度  $T$  ( $\mu\text{m}$ )  $\in [0, 20]$ , 滚压力  $F$  (N)  $\in [588, 784]$ 。每个参数分别设置 5 个水平,得到表 3 所示的因素水平表。滚压仿真设计出表 4 所示的 L25 ( $5^6$ ) 正交参数表,按照工艺参数组合进行 25 组仿真。

在研究圆角残余应力分布规律时,为了更好地反映一定深度范围内圆角残余应力的平均分布情况,需要对残余应力积分中值进行研究,其计算过程如式(2)所示。

$$S_a = \frac{\int_0^l S_d l}{l} \quad (2)$$

式中,  $S_a$  为残余应力积分中值;  $S_d$  为沿螺栓半径方向上各处的残余应力值;  $l$  为所研究的残余应力分布区间长度,本文中取 1/3 螺栓半径长度。正交仿真分析的对象即为上述残余应力积分中值。

### 2.2 基于正交分析方法的圆角滚压强化仿真

#### 2.2.1 圆角残余应力的分布规律

以残余应力积分中值  $S_a$  为研究对象,得到使其取最小值的滚压加工参数组合,并获得滚压圆角表面的残余应力云图和残余应力沿螺栓半径随距离变化的曲线。

表 1 TC4 的材料参数<sup>[9]</sup>

Table 1 Material parameters of TC4<sup>[9]</sup>

密度/( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	弹性模量/MPa	泊松比	比热/( $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ )	热膨胀系数/( $10^{-6}/\text{K}$ )	热传导率/( $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ )
$4.4 \times 10^3$	$109 \times 10^3$	0.34	611	10	6.8

表 2 Johnson-Cook 模型参数<sup>[10]</sup>

Table 2 Johnson-Cook model parameters<sup>[10]</sup>

A/MPa	B/MPa	C	m	n
874	583	0.003	0.95	0.316

表 3 滚压工艺参数因素水平

Table 3 Factor levels of rolling process parameters

水平	滚压速度/(r/min)	滚压时间/s	摩擦系数	涂层厚度/ $\mu\text{m}$	滚压力/N
1	400	1.5	0.1	0	588
2	425	1.75	0.2	5	637
3	450	2	0.3	10	686
4	475	2.25	0.4	15	735
5	500	2.5	0.5	20	784

图4所示为典型的螺栓根部圆角表面及内部残余应力分布情况,其中横坐标为对应点到螺栓表面距离与半径长度之比。在计算平均残余应力时,圆角上、中、下的平均残余应力由螺栓的3个径向角度等分路径对应计算得出,最终的平均残余应力为9个路径的平均值。结合其余各组仿真结果,螺栓根部圆角残余应力分布曲线变化趋势大致呈现以下规律:在圆角表面的残余应力数值最小,即产生最大残余压应力。随着到圆角表面距离的增加,残余应力数值逐渐增大,在某点处出现转折,残余应力在该点先减小后增大,最终残余应力的大小基本保持不变,在较小的取值范围内波动。此外,在圆角中部到

表4 圆角滚压强化仿真正交参数

Table 4 Orthogonal parameters for fillet rolling strengthening simulation

序号	滚压速度 $v$ / (r/min)	时间 $t$ / s	摩擦系数 $f$	涂层厚度/ $\mu\text{m}$	滚压力 $F$ /N	误差因素
1	400	1.5	0.1	0	588	1
2	400	1.75	0.2	5	637	2
3	400	2	0.3	10	686	3
4	400	2.25	0.4	15	735	4
5	400	2.5	0.5	20	784	5
6	425	1.5	0.2	10	735	5
7	425	1.75	0.3	15	784	1
8	425	2	0.4	20	588	2
9	425	2.25	0.5	0	637	3
10	425	2.5	0.1	5	686	4
11	450	1.5	0.3	20	637	4
12	450	1.75	0.4	0	686	5
13	450	2	0.5	5	735	1
14	450	2.25	0.1	10	784	2
15	450	2.5	0.2	15	588	3
16	475	1.5	0.4	5	784	3
17	475	1.75	0.5	10	588	4
18	475	2	0.1	15	637	5
19	475	2.25	0.2	20	686	1
20	475	2.5	0.3	0	735	2
21	500	1.5	0.5	15	686	2
22	500	1.75	0.1	20	735	3
23	500	2	0.2	0	784	4
24	500	2.25	0.3	5	588	5
25	500	2.5	0.4	10	637	1

表面一定距离内往往可以取得更小的残余应力;圆角上部在距离表面一段距离后出现了残余拉应力区域;而圆角下部残余应力的变化情况较为剧烈,无明显单调性。

螺栓根部圆角被滚压的过程中,其表面附近的材料经历了弹性压缩变形、塑性变形和弹性恢复3个阶段。材料在弹性压缩阶段后会随着滚轮载荷的施加逐渐达到屈服,进而发生塑性变形。螺栓材料的塑性变形将成为其滚压加工后残余压应力的主要诱因。随着滚压过程的进行,滚压载荷将不再对已加工区域发生作用,区域内距离圆角表面较近的材料弹性变形恢复,同时挤压过程中局部材料也会产生拉伸效应,引起内部拉伸变形,因此会出现残余拉应力区域。此外,螺栓根部圆角平均残余应力随着到圆角表面距离的变化规律与TC4钛合金拉伸试验的结果具有一定的相似性<sup>[11-12]</sup>。出现这种相似性的原因在于,螺栓根部圆角滚压过程从微观时间尺度上看实际上是对材料施加载荷和卸去载荷的过程,并且表面材料的应变在滚压中向螺栓内部传递。螺栓钛合金材料沿径向不同的材料形变,反映了滚压作用下不同载荷作用时刻的材料形变特征。在材料应变率一定的情况下,加载时间与材料应变以及残余应力存在着显著的对应关系。

螺栓根部圆角的上、中、下3部分(Path-1, Path-2和Path-3)残余应力分布规律存在差异,是由于滚轮对圆角的接触作用区域主要集中在圆角中部,该区域在较大载荷的直接作用下产生了较大的残余压应力;而因为圆角上部直径较中部略大,且受滚轮直接滚压的作用较

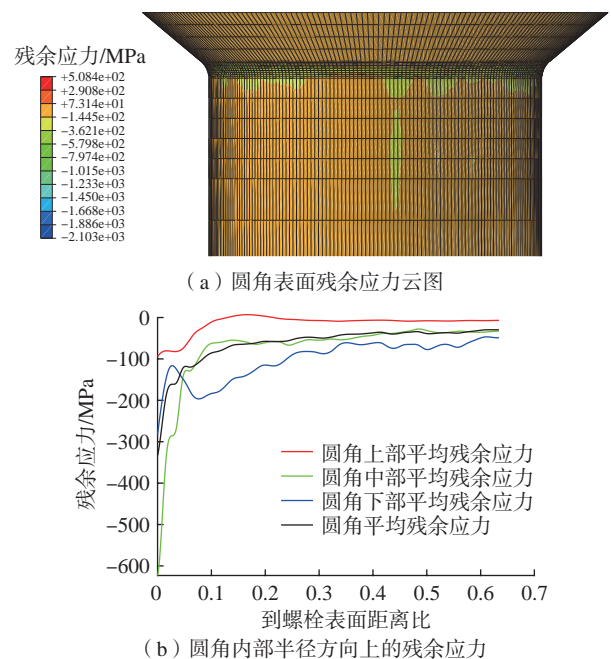


图4 典型螺栓根部圆角表面及内部残余应力分布情况  
Fig.4 Distribution of residual stress on root fillet surface and inside of a typical bolt

小,滚压后其内部的压应力不足以完全抵消圆角上部产生的拉应力,因此出现了残余拉应力区域;而圆角下部则因为直径较小,在实际滚压加工过程中并没有全程受到滚轮的直接作用,故只呈现圆角中部残余应力部分区间的分布特征。

### 2.2.2 圆角滚压强化仿真结果的正交分析

经过对 25 组数据的仿真分析,采用正交方法优选滚压加工参数组合为:滚压速度 475 r/min、滚压时间 2 s、摩擦系数 0.1、涂层厚度 15 μm、滚压力 637 N。为探究各工艺参数对残余应力积分中值影响程度,对正交仿真结果进行极差分析。圆角滚压残余应力积分中值正交仿真结果的极差分析如表 5 所示,其中  $k_i$  为同一参数水平下的平均结果, $R$  为各参数的极差。

经分析可知,对于残余应力积分中值,影响程度最大的因素是摩擦系数,影响程度最小的为涂层厚度,其影响程度远小于误差因素,其余工艺参数影响程度由大到小排列顺序为滚压时间、滚压力及滚压速度。值得注意的是,涂层厚度对沿螺栓半径方向某一段距离内平均残余应力的大小几乎没有影响,因此考虑平均残余应力分布情况时可以忽略螺栓表面涂层厚度这一因素。

## 3 圆角滚压强化工艺的参数优化

### 3.1 工艺参数优化的数学模型

对螺栓根部圆角的滚压工艺参数进行优化,需要建立以工艺参数为变量的残余应力数学模型。一般情况下多元二次函数可以较准确地描述变量之间的关系,基于这一前提使用回归分析方法建立该数学模型。然而,考虑到仿真结果数据不满足等方差假定,因此采用加权回归分析的方法进行分析。权重取估计值平方的倒数,迭代两次,在 Minitab 数据分析软件中可以得到残余应力的回归公式,即

$$S_a = 0.096v - 428t + 106f + 9.27F - 0.00037v^2 + 51t^2 - 33f^2 - 0.0509F^2 + 0.441vt - 0.334vf - 0.00755vF - 47.9tf + 0.514tF + 0.65fF \quad (3)$$

表 5 残余应力积分中值极差分析

Table 5 Range analysis of integral median of residual stress MPa

参数	滚压速度	滚压时间	摩擦系数	涂层厚度	滚压力
$k_1$	-84.2384	-76.2409	-58.4923	-79.7028	-81.0915
$k_2$	-80.4832	-82.6214	-69.1773	-81.9652	-80.3492
$k_3$	-75.5858	-84.2703	-71.8956	-80.0951	-76.1529
$k_4$	-85.1211	-87.6510	-98.5907	-81.3464	-79.9597
$k_5$	-79.0257	-73.6707	-106.298	-81.3446	-86.9009
$R$	9.5353	13.9809	47.8057	2.2622	10.7480

在极差分析中发现涂层厚度对残余应力平均大小的影响可以忽略,因此在建立数学模型时对于涂层厚度项不予考虑。

根据数学模型的特点,本文采用约束优化问题的复合形法进行求解。针对一般的凸规划问题,复合形法易获得全局最优解。然而,分析前述构建的残余应力-工艺参数模型,发现残余应力目标函数为非凸函数,优化求解过程中可能会陷入局部最优解。因此需要对传统的复合形法进行改进,使优化结果为全局最优点。改进复合形法的实现原理可以表述为:在边界条件约束的范围内取一定数量的初始点,针对不同初始点分别应用复合形法进行优化,最终在所有优化结果当中选择最优点作为全局最优解。改进复合形法的优化算法使用 MATLAB 软件编写,其流程框图如图 5 所示。

### 3.2 工艺参数优化的计算结果及仿真验证

采用改进复合形法以残余应力积分中值取最小,即残余压应力最大为目标进行参数优化,获得了优化的滚

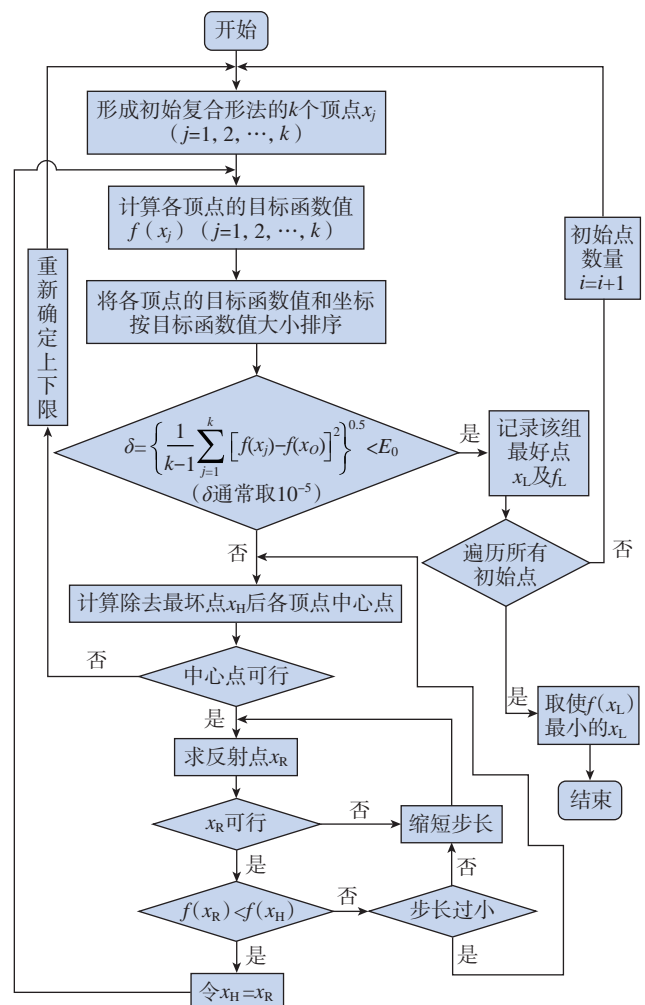


图 5 改进复合形法的流程图

Fig.5 Flowchart of improved complex method

压工艺参数及残余应力积分中值  $S_a$ 。优化后的滚压工艺参数组合为滚压速度 400 r/min、滚压时间 2.5 s、摩擦系数 0.5、滚压力 588 N。采用改进复合形法优化获得的螺栓表面残余压应力为 -124.615 MPa。

利用上述优化后的螺栓根部圆角滚压强化工艺参数进行有限元仿真验证。有限元仿真验证获得的表面残余应力云图及残余应力沿螺栓半径随距离比变化的曲线如图 6 所示,其中圆角上、中、下的平均残余应力由螺栓的 3 个径向角度等分路径对应计算得出,最终的平均残余应力为 9 个路径的平均值。在滚压圆角附近存在显著的残余压应力作用区,而且通过比较前述正交仿真的残余应力云图可知,残余压应力作用区相对均匀,如图 6(a)所示。从图 6(b)优化后圆角内部半径方向上的残余应力变化曲线可知,拉应力区域有所减少,平均残余压应力增加。

使用优化后的滚压强化工艺参数,仿真所得到的平均残余应力值为 -127.315 MPa。对于以残余应力积分中值为目标的优化结果,优化值与有限元仿真值仅存在 2.12% 的误差,且残余应力值小于所有经过仿真参数组合的结果,优化的效果较为显著。因此,使用残余应力积分中值作为圆角滚压强化工艺参数优化的目标是可行的,能够有效表征螺栓根部圆角滚压强化的残余应力状态。优化所获得的工艺参数和最大残余压应力将为螺栓根部圆角的滚压工艺提供理论依据。

### 3.3 工艺参数优化结果的试验验证

采用上述优化后的滚压工艺参数,在自动圆角滚压机床 FR-FX2-AC (英国阿斯顿技术有限公司) 上对高精度钛合金沉头螺栓进行滚压试验。螺栓采用 A6×22-T,材料为钛合金 Ti-6Al-4V。图 7 为滚压后螺栓外观及根部圆角局部光学显微镜图像。结果表明,螺栓根部圆角滚压后表面光滑平整,无明显的裂纹或其他缺陷,整体滚压质量较高,间接验证了滚压工艺参数优化的有效性。

## 4 结论

本文对 TC4 钛合金高精度沉头螺栓根部圆角滚压强化工艺进行数值仿真和参数优化研究,获得圆角残余应力的分布规律,构建了工艺参数优化的数学模型,获得了优化后的工艺参数,并采用有限元仿真和试验进行了验证。主要结论如下。

(1) 螺栓根部圆角滚压强化后,残余应力分布表现为规律性特征。残余应力积分中值可以有效地描述滚压后螺栓根部圆角内的残余应力。通过对螺栓根部圆角滚压强化后残余应力积分中值的影响分析,得到了关键滚压参数对残余应力积分中值由大到小排列顺序,即

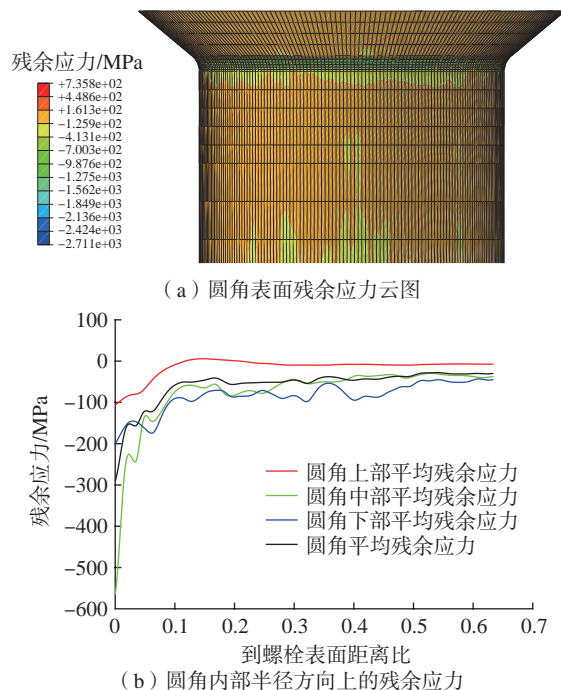


图 6 优化后表面及内部残余应力的分布情况

Fig.6 Distribution of surface and internal residual stress after optimization

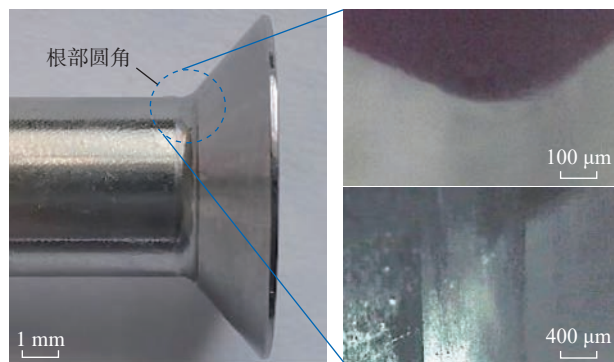


图 7 滚压后螺栓的外观和根部圆角图像

Fig.7 Appearance and root fillet image of bolt after rolling

摩擦系数、滚压时间、滚压力、滚压速度及涂层厚度。

(2) 以螺栓根部圆角残余应力积分中值数值最小,即残余压应力最大为目标,使用改进复合形法完成了参数优化,并采用仿真和试验验证了优化参数的有效性。所获得的优化参数为滚压速度 400 r/min、滚压时间 2.5 s、摩擦系数 0.5、滚压力 588 N。

## 参考文献

- [1] 李蒙, 凤伟中, 关蕾, 等. 航空航天紧固件用钛合金材料综述[J]. 有色金属材料与工程, 2018, 39(4): 49-53.  
LI Meng, FENG Weizhong, GUAN Lei, et al. Summary of titanium alloy for fastener in aerospace[J]. Nonferrous Metal Materials and Engineering, 2018, 39(4): 49-53.

(下转第 72 页)

引文格式: 陈雷, 张建伟, 王冰冰. 渗碳热处理后18CrNiMo7-6合金钢表面变质层J-C损伤失效参数研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 66-72.

CHEN Lei, ZHANG Jianwei, WANG Bingbing. Study on J-C failure parameters of surface-modified layer of 18CrNiMo7-6 alloy steel after carburizing heat treatment[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 66-72.

## 渗碳热处理后18CrNiMo7-6合金钢表面变质层J-C 损伤失效参数研究\*

陈雷<sup>1</sup>, 张建伟<sup>2</sup>, 王冰冰<sup>2</sup>

(1. 郑州大学机械与动力工程学院, 郑州 450001;

2. 郑州大学力学与安全工程学院, 郑州 450001)

**[摘要]** 合金钢在经过渗碳热处理后会在表面形成变质层。在表面变质层内, 材料的力学性能沿深度方向发生变化。针对渗碳热处理后的 18CrNiMo7-6 合金钢的表面变质层, 提出了确定 Johnson-Cook 损伤参数分层测试方法。通过对材料变质层进行分层线切割, 得到不同变质层深度下的薄板试样; 为获得不同应力三轴度下的拉伸结果, 预制了不同断裂方向的拉伸剪切试样, 通过试验与仿真相结合的方法, 确定了考虑应变累积效应的应力三轴度并测定了材料失效应变与应力三轴度的关系; 采用宽脉冲拉伸系统测定了拉伸试样的失效应变与应变率的关系。研究结果表明, 同一层材料的失效应变随应力三轴度的增大而减小, 在同一应力三轴度水平下, 失效应变随层深增大而增大; 不同层深处的试样均具有明显的应变率弱化效应, 且在同一应变率水平下, 失效应变随层深增大而增大; 基于测量参数的拉伸过程数值仿真与试验数据的对比验证了所测定参数的准确性。

**关键词:** 渗碳热处理; 18CrNiMo7-6合金钢; 表面变质层; Johnson-Cook损伤模型; 数字图像相关技术

### Study on J-C Failure Parameters of Surface-Modified Layer of 18CrNiMo7-6 Alloy Steel After Carburizing Heat Treatment

CHEN Lei<sup>1</sup>, ZHANG Jianwei<sup>2</sup>, WANG Bingbing<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical and Power Engineering, Zhengzhou University, Zhengzhou 450001, China;

2. School of Mechanics and Safety Engineering, Zhengzhou University, Zhengzhou 450001, China)

**[ABSTRACT]** After carburizing heat treatment, a modified layer forms on the surface of alloy steel, within which the mechanical properties of the material change along the depth direction. In this paper, a delamination test method for measuring Johnson-Cook damage parameters is proposed for the surface modification layer of 18CrNiMo7-6 alloy steel after carburizing heat treatment. Thin plate samples with different metamorphic layer depths were obtained by wire-electrode cutting from the modified layer of the material. In order to obtain tensile results under different stress triaxiality, this work prefabricated tensile shear specimens with different fracture directions, and determined the stress triaxiality considering the cumulative effect of strain through combination of experimental and simulation methods. In addition, the relationship between material failure strain and stress triaxiality was measured and the relationship between failure strain and strain rate of tensile specimens was measured using a wide pulse tensile system. The results show that the failure strain of a material in the same layer decreases with the increase of stress triaxiality, and at the same stress triaxiality level, the failure strain increases with the increase of depth. The samples at different layer depths had significant strain rate weakening effects, and at the same strain rate level, the failure strain increased with the increase of layer depth. Based on the measured parameters, a numerical simulation of the tensile process was conducted and compared with the experiment to verify the

\* 基金项目: 国家自然科学基金(1220424, U1804254); 河南省重大科技专项(201400211200)。

accuracy of the parameters measured in this paper.

**Keywords:** Carburizing heat treatment; 18CrNiMo7-6 alloy steel; Surface-modified layer; Johnson-Cook constitutive model; Digital image correlation technology

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.066

有限元方法是预测材料失效行为的有效手段。为了获得较为精准的结果,需要对材料的损伤模型中的参数进行准确测定<sup>[1]</sup>。目前常用的损伤模型有GTN损伤模型、Johnson-Cook (J-C) 损伤模型、Cockcroft-Latham (C-L) 损伤模型等<sup>[2]</sup>。其中J-C损伤模型由于其成熟的参数测量方法被广泛应用于描述金属材料的损伤行为,如伍星星等<sup>[3]</sup>采用考虑应力三轴度损伤的J-C失效模型,成功预测了尖头弹侵彻金属板形成的花瓣型破口形状;Ullah等<sup>[4]</sup>基于J-C本构模型和J-C破坏准则,探究了铣削零件内的残余应力分布,以及零件服务性能的疲劳寿命。J-C损伤模型主要考虑应力三轴度、应变率与温度对材料损伤的影响,其参数也有多种标定方法。如吴少洋等<sup>[5]</sup>通过圆棒缺口试样的准静态拉伸试验和有限元模拟确定了损伤与应力三轴度之间的关系,接着又通过不同应变率下的拉伸试验与霍普金森拉杆(SHTB)冲击试验确定了损伤与应变率之间的关系;Bao等<sup>[6]</sup>设计了压缩、拉剪、纯拉伸试样等研究材料损伤与应力三轴度的关系;门建兵等<sup>[7]</sup>通过相关试验获得了EFP材料J-C损伤模型参数并进行了参数验证;Hu等<sup>[8]</sup>通过试验获得45CrNiMoVA材料的J-C损伤模型参数并通过SHTB对比试验验证了参数的有效性。

综上所述,虽然已有一些关于J-C损伤模型参数测定的工作,但针对的均是均质材料。而合金钢材料在服役前大多要进行渗碳热处理,这会在材料表面形成一定厚度的表面变质层<sup>[9-10]</sup>,即材料表面因碳浓度不同而造成沿深度方向力学性能的不同,同时其动态失效参数也会不同。为此,本研究针对工程中广泛应用的18CrNiMo7-6合金钢,就其渗碳热处理后变质层的J-C损伤模型参数的测定开展研究工作,对于评估18CrNiMo7-6合金钢构件在渗碳热处理后的动态断裂行为具有重要的理论研究和工程应用价值。

## 1 渗碳热处理后表面变质层 J-C 损伤参数的获取

渗碳热处理过后的18CrNiMo7-6材料,表面会产生变质层,相较于热处理前的均质材料,材料沿层深力学性能会有所变化。由于变质层的特殊性,不能采用传统的圆棒试样,而需要采用薄板拉伸试样来获得在不同应力三轴度和应变率下的失效应变值。

### 1.1 J-C 损伤模型

J-C损伤模型<sup>[11]</sup>的定义为

$$D = \sum \frac{\Delta \varepsilon_{eq}}{\varepsilon_f} \quad (1)$$

式中,  $\Delta \varepsilon_{eq}$  是等效塑性应变增量;  $\varepsilon_f$  是失效应变,在积分周期内,累计的损伤参数  $D$  达到 1 时,材料即失效。其中  $\varepsilon_f$  与应力三轴度、应变率和温度有关,具体形式为

$$\varepsilon_f = (D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*)) \left( 1 + D_4 \ln \left( \frac{\dot{\varepsilon}_{eq}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right) (1 + D_5 T^*) \quad (2)$$

式中,  $D_1$ 、 $D_2$ 、 $D_3$ 、 $D_4$ 、 $D_5$  是常量,与材料有关;  $\sigma^*$  是应力三轴度;  $\dot{\varepsilon}_{eq}$  是试验中的实际应变率;  $\dot{\varepsilon}_0$  是参考应变率;  $T^*$  是无量纲温度。从式(2)中可以看出,  $D_1$ 、 $D_2$ 、 $D_3$  用于描述应力三轴度与失效应变的关系;  $D_4$  用于描述应变率与失效应变的关系;  $D_5$  用于描述温度与失效应变的关系。

在动态失效类问题的有限元分析中,若材料未发生明显的温升现象,通常可将参数  $D_5$  忽略。因而限于试验条件,本文仅对  $D_1$ 、 $D_2$ 、 $D_3$ 、 $D_4$  4 个参数进行测量,未对  $D_5$  进行测量。

### 1.2 试验材料与方案

本研究中所选用的材料为渗碳热处理后的18CrNiMo7-6,其合金钢元素成分如表1所示。渗碳热处理工艺为:首先在900℃的条件下进行渗碳,在碳势0.3%的环境下保持40min;然后在碳势1.15%的环境下保持3h;最后在碳势0.85%的环境下保持2h,炉冷至820℃,继续空冷至650℃回火3h,再加热至830℃进行淬火,之后在180℃进行15h的低温回火,工艺曲线见图1。在渗碳热处理后,对试样进行沿层深方向硬度的测量,使用HVW-1000Z微机全自动显微硬度计测量。采用500g载荷加载,保荷10s,保证每两个压痕之间的间距为3个对角线长度以上,每个试样同一深度下进行5次硬度测量,去掉最大值与最小值,取剩余3次的平均值作

表1 18CrNiMo7-6合金钢的化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical composition of 18CrNiMo7-6 steel (mass fraction) %

C	Si	Mn	S	P	Cr	Ni	Mo	Fe
0.21	0.34	0.72	0.004	0.01	1.58	1.4	0.26	余量

为测量结果,如图2所示。可以看出,其硬度值在2 mm左右逐渐平稳,因此设定变质层厚度为0~2 mm。

为了获得不同层深处的失效参数,首先对试样进行分层,每0.4 mm为一层,共划分5层。在测取 $D_1$ 、 $D_2$ 、 $D_3$ 时,为了得到不同的应力三轴度试样,采用图3所示的试样进行拉伸试验,不同断裂角度的缺口试样在拉伸过程中会有不同的应力三轴度,对于平面应力状态的试样,其初始应力三轴度计算方法如式(3)所示<sup>[12]</sup>。计算得出30°、45°、60°、90°断裂缺口试样的初始应力三轴度分别为0.105、0.167、0.236、0.33。

$$\sigma^* = \frac{\sin \alpha}{3\sqrt{\sin^2 \alpha + 3\cos^2 \alpha}} \quad (3)$$

用线切割的方法在渗碳热处理后的块状钢材表面切取薄板试样,对试样表面进行打磨,经三维形貌仪测量,每一片试样表面粗糙度均低于0.3 μm。接着采用岛津拉伸试验机对不同层深处的不同应力三轴度的试样进行单轴拉伸,在试样的表面制作散斑以得到拉伸过程中的应变值,同时在试样表面标定20 mm的距离以得到拉伸过程中准确的载荷-位移曲线。拉伸过程为准静态拉伸,拉伸速率为0.2 mm/min。采用非接触式三维全场应变测量系统(DIC),根据散斑的位移获得不同应力三轴度下的试样局部的准确失效应变值。

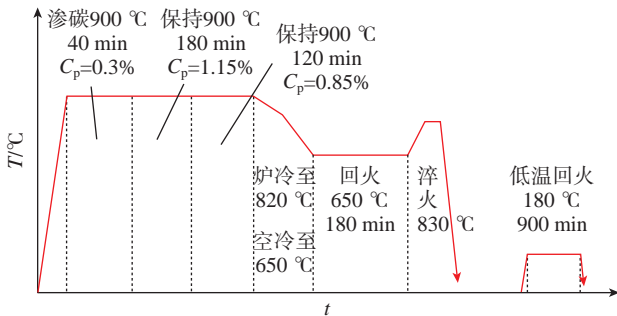


图1 渗碳热处理工艺曲线

Fig.1 Carburization heat treatment process curve

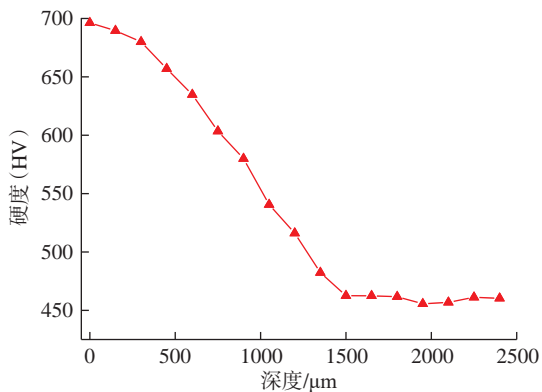


图2 渗碳热处理后材料沿深度方向的硬度

Fig.2 Hardness of the material along depth after heat treatment

在拟合 $D_4$ 时,对于低应变率拉伸,采用MTS万能试验机进行拉伸;对于高应变率拉伸,本研究采用宽脉冲动态拉伸系统和FASTCAM超高速摄影设备进行动态拉伸试验,按照GB/T 30069.2—2016《金属材料高应变率拉伸试验 第2部分:液压伺服型与其他类型试验系统》的相关规定设计试样尺寸,如图4所示。为了保证试验的一致性,不同应变率下的拉伸均采用同样尺寸的试样。宽脉冲动态拉伸系统示意图如图5所示。通过调整撞击杆的初始撞击速度来改变试样的应变率,失效应变由超高速摄影机配合DIC分析软件获得,拍摄帧率为60000帧/s。

## 2 试验结果与讨论

### 2.1 失效应变与应力三轴度的关系

每个工况均拉伸3次以保证结果的可靠性。由于试样过多,本文以0.4~0.8 mm深度处90°试样为例,演示参数提取及拟合过程。在试样拉伸的过程中,由于试样的塑性变形,应力三轴度是不断变化的,为此,本文用

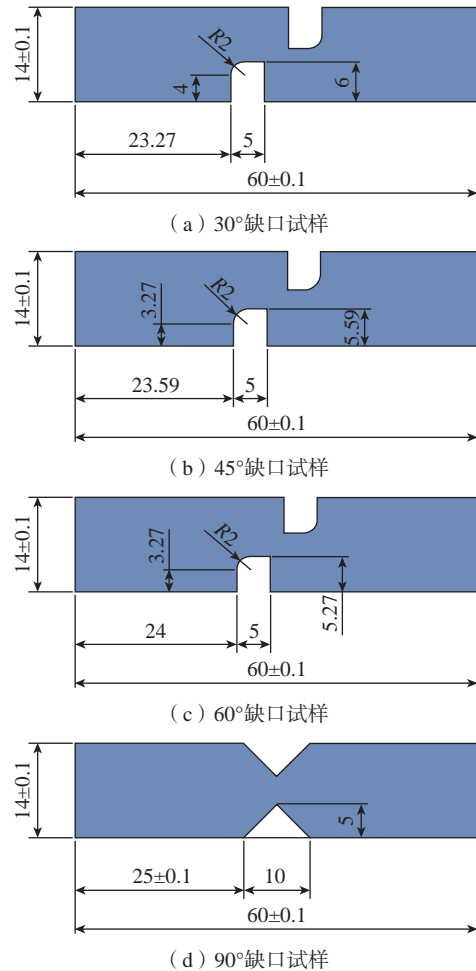


图3 不同应力三轴度的试样(mm)

Fig.3 Samples with different stress triaxiality (mm)

相同的工况对试验过程进行了有限元仿真分析。为保证仿真的准确性,提取仿真中的载荷位移曲线,与 DIC 软件分析得到拉伸过程中的准确载荷位移曲线进行比较,通过不断调整仿真中的应力-应变值,最终让仿真与试验的载荷-位移曲线重合,提取结果如图 6 所示。

接着提取仿真中的应力三轴度,由于在缺口处试样的形状突变会产生应力集中(图 7),本文提取试样中心单元的应力三轴度随应变  $\varepsilon$  的变化值,如图 8 所示。同时本文选取应力三轴度的平均值作为等效应力三轴度,这样既考虑到了试样变形对应力三轴度的影响,也考虑到了应变累积效应对应力三轴度的影响,计算公式如式(4)所示<sup>[13-14]</sup>,最终得到等效应力三轴度为 0.56。

$$\sigma_{av}^* = \frac{1}{\varepsilon_f} \int_0^{\varepsilon_f} \sigma^* d\varepsilon \quad (4)$$

最后提取试验中试样失效应变,采用 DIC 软件分析试样每个时刻的应变值,选取断裂时刻的最大应变值作

为失效应变,如图 9 所示。由此即可得到 0.4~0.8 mm 层深处的材料在应力三轴度为 0.56 时对应的失效应变为 0.89。得到失效应变与应力三轴度之间的对应值后,根据式(2)拟合曲线,此时  $D_4$ 、 $D_5$  参量所在项均视为 1,即对应力三轴度与失效应变的关系没有影响,最终拟合曲线如图 10 所示,变质层不同层深处与应力三轴有关的失效参数如表 2 所示。

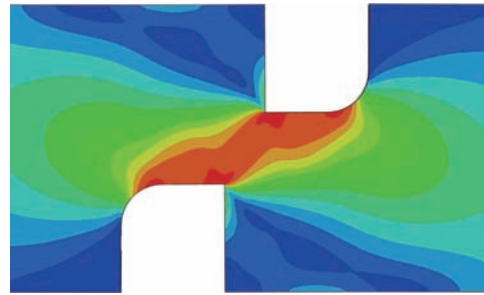


图 7 试样典型应力分布云图

Fig.7 Typical stress distribution nephogram of the sample

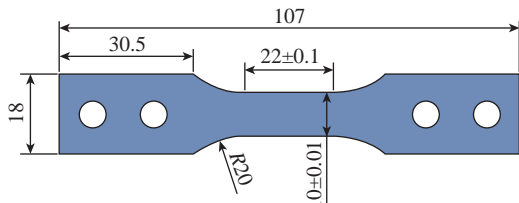


图 4 高速拉伸薄板试样 (mm)

Fig.4 Sheet specimen for high-speed tensile (mm)

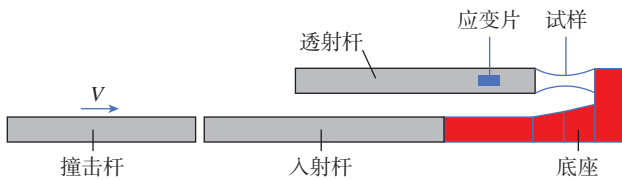


图 5 宽脉冲动态拉伸系统示意图

Fig.5 Schematic diagram of wide pulse dynamic stretching system

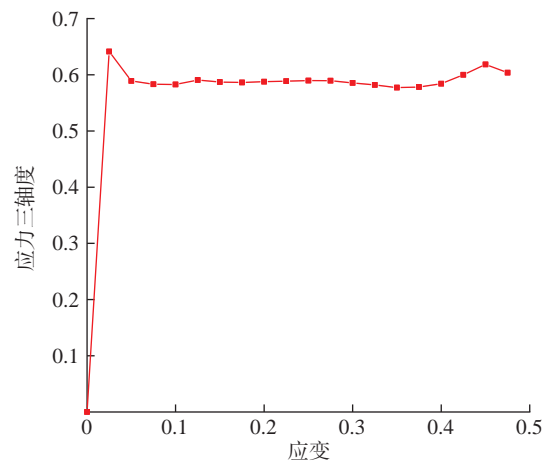


图 8 应力三轴度随应变变化

Fig.8 Stress triaxiality versus strain

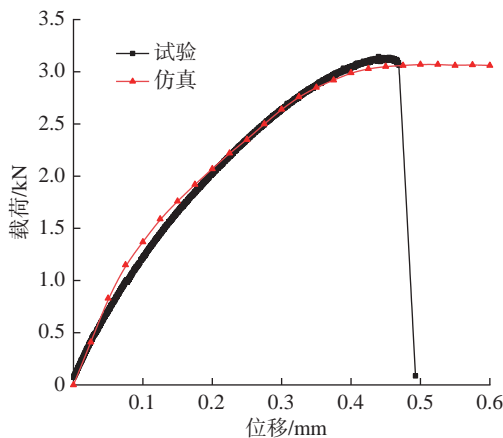


图 6 仿真与试验载荷-位移曲线对比

Fig.6 Comparison of load-displacement curve between simulation and experiment

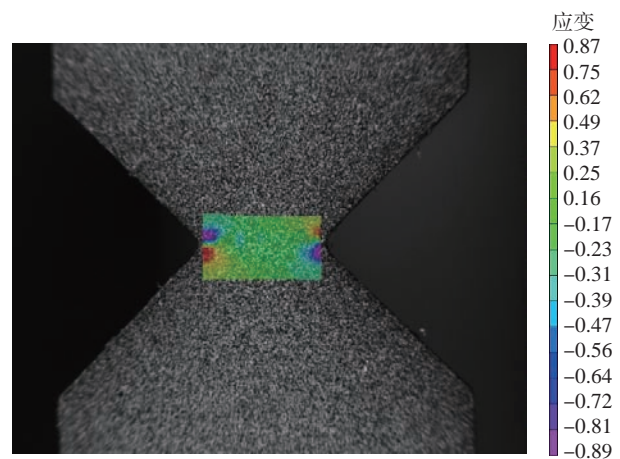


图 9 准静态拉伸下由 DIC 分析得到的失效应变

Fig.9 Failure strain obtained from DIC analysis under static stretching

从图 10 和表 2 可以看出,同一层材料的失效应变随应力三轴度的增大而减小;而沿层深方向,在同一应力三轴度水平下,失效应变随层深增大而增大。这表明对于渗碳热处理后的材料,其表层材料的韧性比较差,在应变值相对较小时即发生断裂。

2.2 不同层深处失效应变与应变率的关系

同样以 0.4~0.8mm 深度处试样为例,演示提取结果。

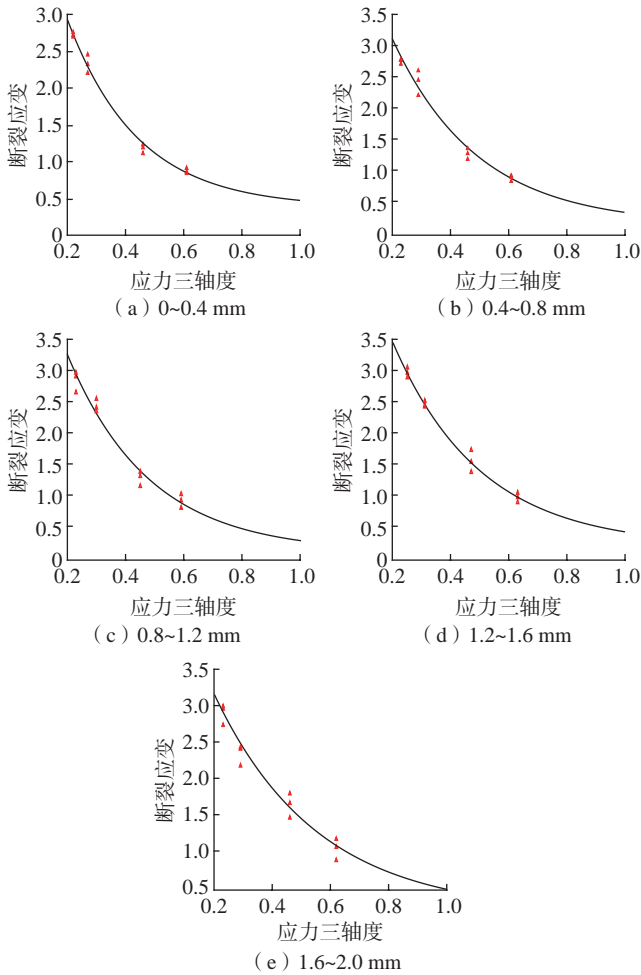


图 10 不同层深处失效应变与应力三轴度之间的关系

Fig.10 Relationship between failure strain and stress triaxiality at different depths of layers

表 2 不同层深处与应力三轴有关的失效参数

Table 2 Failure parameters related to stress triaxial at different depths

层深/mm	$D_1$	$D_2$	$D_3$
0~0.4	0.38	5.83	-4.12
0.4~0.8	0.16	5.81	-3.39
0.8~1.2	0.13	6.5	-3.57
1.2~1.6	0.21	6.2	-3.31
1.6~2.0	0.20	5.22	-2.82

在 MTS 试验机上进行应变率为 0.1 的拉伸试验,根据试样的形状,控制拉伸速度为 2 mm/s;在宽脉冲动态拉伸系统中,改变气泵的气压以改变撞击杆的撞击速度,通过 DIC 软件可以得到不同试样的应变率大小,同时观察示波器显示的试样应变信号值以保证拉伸过程的平稳性。由于只能控制气泵的气压,无法精确控制应变率的具体值,其值只能由 DIC 软件分析获得,如图 11 所示。经 DIC 处理得到每个应变率下对应的失效应变,在应变率分别为  $0.1\text{ s}^{-1}$ 、 $154\text{ s}^{-1}$ 、 $221\text{ s}^{-1}$ 、 $475\text{ s}^{-1}$ 、 $800\text{ s}^{-1}$  时,试样的失效应变分别为 0.51、0.20、0.18、0.16、0.12。

得到每一层的应变率与失效应变的关系后,根据式 (2) 拟合曲线,此时  $D_1$ 、 $D_2$ 、 $D_3$ 、 $D_5$  量的所在项均视为 1,即对应变率与失效应变的关系没有影响。最后拟合失效应变与应变率曲线如图 12 所示,拟合得到不同层深处与应变率有关的失效参数,如表 3 所示。

从图 12 和表 3 中可以看出,对于渗碳热处理后的材料,整体材料失效应变受应变率影响较大,呈现出明显的应变率弱化趋势,随着应变率的增加,其失效应变不断减小,且在同一应变率水平下,失效应变随层深增大而增大。

2.3 参数准确性的验证

在验证参数  $D_1$ 、 $D_2$ 、 $D_3$  时,将失效参数输入拉伸模型中,在 0.4~0.8 mm 层深处  $90^\circ$  试样拉伸仿真中,其断裂时刻最大应变如图 13 所示,为 0.837,与试验 DIC 所得失效应变 0.89 误差为 6.0%。同时提取其拉伸-位移曲线,如图 14 所示,试验中断裂位移为 0.473 mm,仿真中断裂位移为 0.50 mm,误差为 5.7%。

在验证参数  $D_4$  时,将失效参数输入不同应变率的拉伸模型中,在 0.4~0.8 mm 层深处薄片拉伸试样模型右夹持端施加全约束,左端施加位移载荷,通过改变位移载荷的大小,即可控制试样的拉伸速率。图 15 是在不同拉伸速率下试样断裂时刻的应变云图,可以看出,在应变率分别为  $0.2\text{ s}^{-1}$ 、 $213\text{ s}^{-1}$  时,失效应变分别为 0.527、0.214,与在应变率为  $0.1\text{ s}^{-1}$ 、 $221\text{ s}^{-1}$  时,失效应变分别为 0.51、0.18 相比,误差分别为 3%、18.9%。

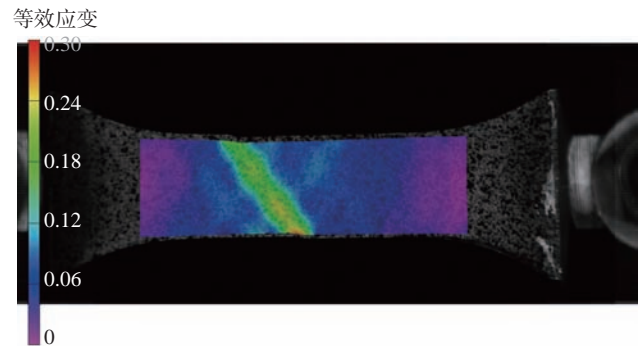


图 11 由 DIC 分析得到的失效应变

Fig.11 Failure strain obtained from DIC analysis

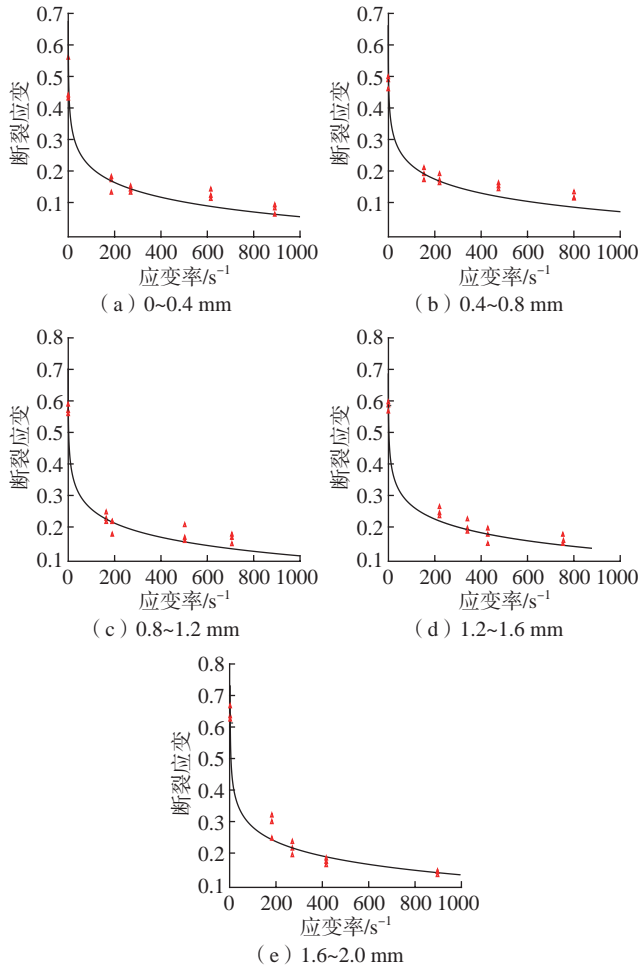


图 12 不同层深处失效应变与应变率之间的关系  
Fig.12 Relationship between failure strain and strain rate at different depths of layers

表 3 不同层深处与应变率有关的失效参数

Table 3 Failure parameters related to strain rate at different depths

层深/mm	0~0.4	0.4~0.8	0.8~1.2	1.2~1.6	1.6~2.0
$D_4$	-0.068	-0.066	-0.065	-0.064	-0.062

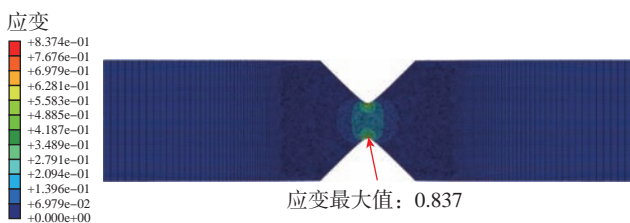


图 13 90° 试样仿真所得失效应变  
Fig.13 Failure strain obtained from 90° specimen by simulation

### 3 结论

针对渗碳热处理后材料的 J-C 损伤参数,本文基于 18CrNiMo7-6 合金钢,采用万能试验机和宽脉冲动态拉

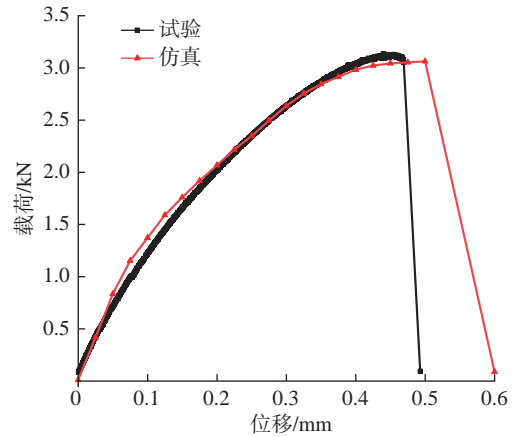


图 14 带损伤参数的仿真与试验载荷-位移曲线对比  
Fig.14 Comparison of load-displacement curves between simulation and experiment with damage parameters

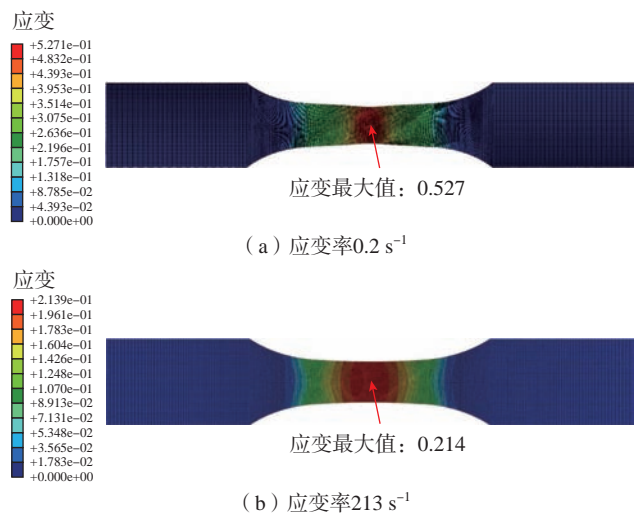


图 15 仿真中不同应变率下试样断裂应变  
Fig.15 Fracture strain of specimen under different strain rates in simulation

伸系统辅以 DIC 设备对变质层分层后各层深处的 J-C 损伤参数进行测定,得到了如下结论。

(1) 对于渗碳热处理后的 18CrNiMo7-6 材料,同一层材料的失效应变随应力三轴度的增大而减小;且沿层深方向,在同一应力三轴度水平下,失效应变随层深增大而增大。这表明渗碳热处理后材料的表层材料的韧性比较差,在应变值相对较小时即发生断裂,层深越深,材料的韧性越好,越不容易发生断裂。

(2) 对于渗碳热处理后的 18CrNiMo7-6 材料,整体材料失效应变受应变率影响较大,呈现出明显的应变率弱化趋势,随着应变率的增加,其失效应变不断减小,且在同一应变率水平下,失效应变随层深增大而增大。

(3) 为渗碳热处理后的 18CrNiMo7-6 材料提供了准确的分层 J-C 失效参数,对其动态断裂行为提供了数据支撑。同时验证了分层测定渗碳热处理后靶材各层

J-C 失效参数的可行性,对各种渗碳热处理后材料的失效行为仿真预测有着重要的意义。

### 参考文献

[1] 陈刚,陈忠富,徐伟芳,等. 45钢的J-C损伤失效参量研究[J]. 爆炸与冲击, 2007, 27(2): 131-135.

CHEN Gang, CHEN Zhongfu, XU Weifang, et al. Investigation on the J-C ductile fracture parameters of 45 steel[J]. Explosion and Shock Waves, 2007, 27(2): 131-135.

[2] 赵江波,谢延敏,刘程,等. 基于损伤耦合粘塑性模型的AZ31B镁合金温变形行为研究[J/OL]. 热加工工艺, [2024-06-07]. <https://d.wanfangdata.com.cn/periodical/rjgg202407026>.

ZHAO Jiangbo, XIE Yanmin, LIU Cheng, et al. Study on warm deformation behavior of AZ31B magnesium alloy based on damage coupled viscoplastic model[J/OL]. Hot Working Technology, [2024-06-07]. <https://d.wanfangdata.com.cn/periodical/rjgg202407026>.

[3] 伍星星,刘建湖,张伦平,等. 尖头弹侵彻金属板花瓣型破口成形过程仿真分析[J]. 中国舰船研究, 2018, 13(3): 110-117.

WU Xingxing, LIU Jianhu, ZHANG Lunping, et al. Numerical simulation analysis of petaling formation process of plate penetrated by sharp-nosed missile[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2018, 13(3): 110-117.

[4] ULLAH I, ZHANG S, WAQAR S. Numerical and experimental investigation on thermo-mechanically induced residual stress in high-speed milling of Ti-6Al-4V alloy[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2022, 76: 575-587.

[5] 吴少洋,张建伟,卢凤强,等. 18CrNiMo7-6合金钢J-C损伤模型失效参数研究[J]. 郑州大学学报(工学版), 2023, 44(1): 70-76.

WU Shaoyang, ZHANG Jianwei, LU Fengqiang, et al. Investigation on failure parameters of J-C damage model of 18CrNiMo7-6 alloy steel[J]. Journal of Zhengzhou University (Engineering Science), 2023, 44(1): 70-76.

[6] BAO Y B, WIERZBICKI T. On fracture locus in the equivalent strain and stress triaxiality space[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2004, 46(1): 81-98.

[7] 门建兵,卢易浩,蒋建伟,等. 杆式EFP用钨钼合金JC失效模型参数[J]. 高压物理学报, 2020, 34(6): 136-143.

MEN Jianbing, LU Yihao, JIANG Jianwei, et al. Johnson-Cook failure model parameters of tantalum-tungsten alloy for rod-shaped EFP[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2020, 34(6): 136-143.

[8] HU X, XIE L J, GAO F N, et al. On the development of material constitutive model for 45CrNiMoVA ultra-high-strength steel[J]. Metals, 2019, 9(3): 374.

[9] 赵振业. 高强度合金应用与抗疲劳制造[J]. 功能材料信息, 2009, 6(2): 15-16.

ZHAO Zhenye. Application of high-strength alloys and anti-fatigue manufacturing technology[J]. Functional Material Information, 2009, 6(2): 15-16.

[10] XU G T, LUO J, LU F Q, et al. Characterization of fracture toughness for surface-modified layer of 18CrNiMo7-6 alloy steel after carburizing heat treatment by indentation method[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2022, 269: 108508.

[11] JOHNSON G R, COOK W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 21(1): 31-48.

[12] 陈继恩. 基于应力三轴度的材料失效研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2012.

CHEN Jien. Research of material failure basic on stress triaxiality[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2012.

[13] BØRVIK T, HOPPERSTAD O S, BERSTAD T. On the influence of stress triaxiality and strain rate on the behaviour of a structural steel. Part II.

Numerical study[J]. European Journal of Mechanics-A, 2003, 22(1): 15-32.

[14] TENG X, WIERZBICKI T. Evaluation of six fracture models in high velocity perforation[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2006, 73(12): 1653-1678.

通讯作者: 王冰冰,副教授,研究方向为疲劳及裂纹扩展。

(责编 阳光)

(上接第 65 页)

[2] 朱行欣,胡晓培. 国内航空航天用高温合金紧固件发展现状[J]. 金属制品, 2023, 49(3): 1-3.

ZHU Hangxin, HU Xiaopei. Development status of superalloy fasteners for domestic aerospace[J]. Metal Products, 2023, 49(3): 1-3.

[3] 孙淑玲,王琦. 航空航天螺纹紧固件失效模式及预防[J]. 航空标准化与质量, 2022(1): 39-43.

SUN Shuling, WANG Qi. Aerospace threaded fastener failure modes and prevention[J]. Aeronautics Standardization & Quality, 2022(1): 39-43.

[4] 王燕礼,朱有利,杨嘉勤. 滚压强化技术及在航空领域研究应用进展[J]. 航空制造技术, 2018, 61(5): 75-83.

WANG Yanli, ZHU Youli, YANG Jiaqin. Rolling reinforcement technology and its research application progress in aviation field[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(5): 75-83.

[5] WU D B, LV H R, WANG H, et al. Surface micro-morphology and residual stress formation mechanisms of near-net-shaped blade produced by low-plasticity ultrasonic rolling strengthening process[J]. Materials & Design, 2022, 215: 110513.

[6] 刘福超,雷丽萍,曾攀. 滚压有限元模型数值模拟[J]. 塑性工程学报, 2012, 19(2): 17-21.

LIU Fuchao, LEI Liping, ZENG Pan. Surface rolling FE model for numerical simulation[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2012, 19(2): 17-21.

[7] ZHANG B H, NING S P, WEI Z, et al. Simulation and experimental study on roll-forming limit of cup[J]. Materials, 2022, 15(4): 1279.

[8] 惠旭龙,牟让科,白春玉,等. TC4钛合金动态力学性能及本构模型研究[J]. 振动与冲击, 2016, 35(22): 161-168.

HUI Xulong, MU Rangke, BAI Chunyu, et al. Dynamic mechanical property and constitutive model for TC4 titanium alloy[J]. Journal of Vibration and Shock, 2016, 35(22): 161-168.

[9] XU X, OUTEIRO J, ZHANG J, et al. Machining simulation of Ti6Al4V using coupled Eulerian-Lagrangian approach and a constitutive model considering the state of stress[J]. Simulation Modelling Practice and Theory, 2021, 110: 102312.

[10] ZOU L, WANG T T, WANG C, et al. Modelling and analysis of the effect of nonlinear time-varying contact deformation on flexible precision grinding process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 115(1): 77-89.

[11] 杨洋,吴凡,陈玮. 电子束熔丝成形TC17钛合金显微组织与拉伸性能研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(13): 24-29.

YANG Yang, WU Fan, CHEN Wei. Investigation of microstructure and tensile properties of TC17 alloy fabricated by electron beam wire deposition[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(13): 24-29.

[12] 喻秋,李顺才,邵明辉,等. 典型航空用合金准静态拉压力学性能研究[J]. 塑性工程学报, 2019, 26(6): 157-167.

YU Qiu, LI Shuncai, SHAO Minghui, et al. Study on quasi-static tensile and compressive mechanical properties of typical aerospace alloys[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2019, 26(6): 157-167.

通讯作者: 白清顺,教授,博士生导师,博士,研究方向为先进制造技术。

(责编 阳光)

引文格式: 刘仁志, 孙汝剑, 张永鑫, 等. TC21钛合金回转体部件激光冲击强化残余应力数值模拟研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 73-81.

LIU Renzhi, SUN Rujian, ZHANG Yongxin, et al. Numerical simulation of laser shock peening induced residual stress on TC21 titanium alloy manufactured cylinder component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 73-81.

# TC21钛合金回转体部件激光冲击强化残余应力数值模拟研究\*

刘仁志<sup>1</sup>, 孙汝剑<sup>2</sup>, 张永鑫<sup>3</sup>, 崔向中<sup>2</sup>, 曹子文<sup>2</sup>, 郭伟<sup>3</sup>, 陈凯<sup>3</sup>

(1. 海装沈阳局驻某地区第一军代表室, 沈阳 110034;

2. 中国航空制造技术研究院先进表面工程技术航空科技重点实验室, 北京 100024;

3. 北京航空航天大学, 北京 100191)

**[摘要]** 针对某型飞机机身用 TC21 钛合金回转体部件激光冲击强化残余应力分布问题, 采用有限元数值模拟方法系统研究了搭接率、激光能量、冲击次数对其径向、周向及轴向残余应力分布的影响。研究结果表明, 激光冲击强化对残余径向应力几乎无影响, 仅对周向和轴向残余应力影响明显。低搭接率激光冲击下回转体芯部存在明显的应力集中, 但会随着搭接率的增加而改善。激光冲击在回转体内部诱导的残余应力层深度对激光能量和搭接率不敏感, 仅在提高冲击次数时出现一定的增加。TC21 钛合金回转体部件最佳激光冲击强化工艺应选用 50% 搭接率和 2 次冲击, 但激光能量需要根据部件的实际服役应力情况而定。

**关键词:** 激光冲击强化(LSP); 残余应力; 数值模拟; TC21 钛合金; 回转体部件

## Numerical Simulation of Laser Shock Peening Induced Residual Stress on TC21 Titanium Alloy Manufactured Cylinder Component

LIU Renzhi<sup>1</sup>, SUN Rujian<sup>2</sup>, ZHANG Yongxin<sup>3</sup>, CUI Xiangzhong<sup>2</sup>, CAO Ziwen<sup>2</sup>, GUO Wei<sup>3</sup>, CHEN Kai<sup>3</sup>

(1. Shenyang Representative Bureau, Naval Armament Department, Shenyang 110034, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Surface Engineering,

AVIC Manufacturing Institute, Beijing 100024, China;

3. Beihang University, Beijing 100191, China)

**[ABSTRACT]** In this study, laser shock peening (LSP) induced residual stress distributions on the aircraft fuselage used TC21 titanium alloy cylinder components were investigated. The effects of overlapping rate, laser energy, and impact times on the radial, circumferential and axial residual stress distributions were systematically studied. Results show that LSP has negligible influence on the distribution of radial stress, but significant influence on the distribution of circumferential and axial stress. Obvious stress concentration in the core of the cylinder components is observed, which is further eased by increasing the overlapping rate. The depth of residual stress layer induced by LSP in the cylinder components is not sensitive to laser energy or overlapping rate, which only exhibits a slight increase in the case of increasing the impact times. The optimized LSP parameters for TC21 titanium alloy cylinder components are of an overlapping rate of 50% and an impact times of two. The laser energy should be determined according to the actual service stress of the components.

**Keywords:** Laser shock peening (LSP); Residual stress; Numerical simulation; TC21 titanium alloy; Cylinder components

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.073

\* 基金项目: 国家自然科学基金(52101103)。

TC21 钛合金是由我国西北有色金属研究院研制的一种新型高强、高韧、高损伤容限钛合金<sup>[1-2]</sup>,具有良好的强度、塑性、断裂韧性以及较低的裂纹扩展速率,已被成功应用于制造新一代航空装备翼身连接接头、吊挂发动机接头、起落架连接框等关键承力部件。然而,此类部件服役过程中易承受循环振动、旋转弯曲、机械过载等复杂载荷,发生屈服变形、断裂和疲劳等失效,严重影响航空装备的服役寿命与可靠性。

激光冲击强化(Laser shock peening, LSP)是一种随航空装备制造技术发展起来的先进表面抗疲劳制造方法,其基本原理如下:将短脉冲(ns量级)、高峰值功率密度(GW/cm<sup>2</sup>)的激光辐照在覆盖有吸收层(黑胶带或铝箔)和约束层(玻璃或水)的金属表面,吸收层快速吸收激光能量,产生高温、高压等离子体,诱导产生峰值压力为数GPa的冲击波,由于约束层的限制,冲击波难以向外扩散,因而其主要向材料内部传递,在冲击波与微观组织剧烈的交互作用下,材料以极高应变率(10<sup>6</sup> s<sup>-1</sup>)发生动态屈服,产生冷塑性变形,诱导表层微观组织演变,并在材料表面形成深度达数mm的残余压应力层<sup>[3-5]</sup>,其原理示意图如图1所示。

激光冲击诱导金属表层残余应力可有效抑制疲劳裂纹萌生、降低疲劳裂纹扩展速率,是激光冲击强化技术研究和应用的基础,得到了国内外研究人员的高度关注。多年来,激光冲击诱导残余应力的研究主要采用试验测量和有限元仿真两种方法开展。与试验测量相比,有限元仿真在时效性和数值一致性上具有明显优势。公开文献可见大量关于铝合金<sup>[6-7]</sup>、钛合金<sup>[8-9]</sup>、钢<sup>[10-11]</sup>、镍基高温合金<sup>[12-13]</sup>等材料的激光冲击残余应力仿真工作,其中仅钛合金相关工作就至少数百篇。Sun<sup>[14]</sup>和Luo<sup>[15]</sup>等均采用试验与有限元数值模拟相结合的方法针对Ti6Al4V钛合金开展了激光能量、冲击次数、光斑大小对表面及深度方向残余应力分布规律影响的研

究; Amarchinta等<sup>[8]</sup>则研究了Johnson-Cook、Zerilli-Armstrong以及Khan-Huang-Liang3种本构模型下的激光冲击Ti6Al4V钛合金残余应力分布; Achintha等<sup>[16]</sup>采用固有应变法探究了不同激光冲击载荷波形对方形光斑冲击Ti6Al4V钛合金的残余应力的影响; Bhamare等<sup>[17]</sup>采用不同的激光光斑布置方法研究了激光冲击Ti-6242钛合金的残余应力分布特性; Sun等<sup>[18]</sup>针对TC17钛合金平板疲劳试样探究了3种不同冲击方式下残余应力分布特性,针对TC17钛合金平板孔疲劳试样探究了先开孔后强化与先强化后开孔试样的残余应力分布<sup>[19]</sup>。综上可见,激光冲击TC4(Ti6Al4V)钛合金以及TC17钛合金残余应力的研究工作开展较多,TC21钛合金激光冲击残余应力数值模拟的报道仍为空白。此外值得注意的是,以上工作均针对平面结构开展,其残余应力分布受几何形状的影响较小,而实际服役零件通常具有较为复杂的几何形状(如旋转体、圆角过渡、孔等),公开文献中关于复杂几何形状试件的激光冲击残余应力研究仍鲜有报道。

因此,本文依据某型飞机真实零件材料和结构特征,设计具有回转体特征的典型TC21钛合金试样,根据其实际应用需求,依次探究激光光斑搭接率、激光能量以及冲击次数对残余应力分布的影响,为回转体结构激光冲击强化以及激光冲击强化在TC21钛合金的应用提供技术支撑。

## 1 试验及方法

### 1.1 试验材料

本研究所用TC21钛合金由航空工业贵州安大航空锻造有限责任公司提供,其名义化学成分为Ti-6Al-2Zr-2Sn-2Mo-1.5Cr-2Nb,相变点温度介于950~960℃之间,原始组织由等轴球状初生α相、细小针状次生α相及β基体组成。

表1和2分别为本研究中TC21钛合金的化学成分与机械性能参数。

### 1.2 激光冲击数值模拟方法

#### 1.2.1 本构模型

激光冲击过程具有高应变率特征,本研究选用材料本构为Johnson-Cook模型,它是一种可用于描述高应变率的通用本构,基本形式如式(1)所示<sup>[8]</sup>。

表1 本研究所用TC21钛合金化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical composition of TC21 titanium alloy employed in this study (mass fraction) %

Al	Sn	Zr	Mo	Cr	Nb	Ti
5.2~6.8	1.6~2.5	1.6~2.5	2.2~3.3	0.9~2.0	1.7~2.3	余量

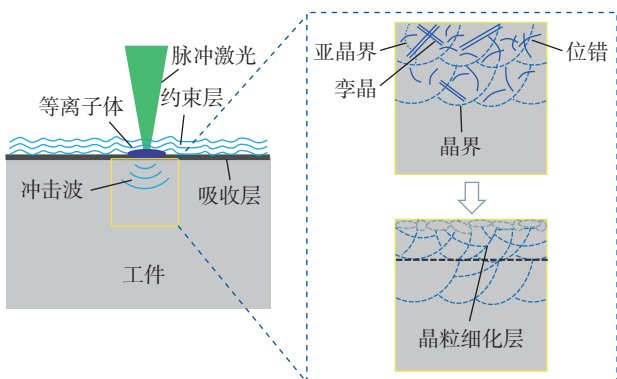


图1 激光冲击强化及冲击区域材料微观组织演变示意图

Fig.1 Schematic diagram of laser shock peening and its microstructural evolution in the peened region

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n) \left( 1 + C \ln \left( \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right) \left( 1 - \left( \frac{T - T_r}{T_m - T_r} \right)^m \right) \quad (1)$$

式中,  $\sigma$  为 Von Mises 流动应力;  $\varepsilon$  为等效塑性应变;  $\dot{\varepsilon}_0$  为参考应变率;  $n$  为应变硬化指数;  $C$  为应变率敏感系数;  $T_r$  为参考温度;  $T_m$  为熔点温度;  $m$  为温度软化指数。  $A$ 、 $B$ 、 $C$ 、 $n$ 、 $m$  为 Johnson-Cook 模型五大材料物理特性常数, 是定义 Johnson-Cook 模型的必要常数。其中,  $A$ 、 $B$ 、 $n$  反映材料应变硬化特征;  $C$  反映应变率对材料性能的影响;  $m$  反映温度软化效应。激光冲击强化过程几乎无热影响, 因此可将式 (1) 简化为

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n) \left( 1 + C \ln \left( \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right) \quad (2)$$

本研究中所用的 Johnson-Cook 模型参数, 如表 3 所示<sup>[20]</sup>。

### 1.2.2 冲击波压力模型

激光诱导冲击波载荷可等效为一个具有时间和空间分布的压力载荷。

根据 Fabbro 等<sup>[5]</sup>的研究, 激光诱导冲击波的峰值压力与约束层和靶材声阻抗、激光能量、光斑大小以及激光脉宽有关, 以圆形光斑为例, 激光诱导等离子体冲击波压力如式 (3) 所示。

$$P = 0.01 \sqrt{\frac{\alpha}{2\alpha + 3}} \sqrt{\frac{2Z_1 Z_2}{Z_1 + Z_2}} \sqrt{\frac{4E}{\pi d^2 \tau}} \quad (3)$$

式中,  $\alpha$  为等离子体热能占内能的比例系数;  $Z_1$  和  $Z_2$  分别为钛合金和水的声阻抗;  $E$  为激光能量;  $d$  为圆形光斑直径;  $\tau$  为激光脉冲宽度。

此外, 激光诱导冲击波载荷的大小同样与空间位置有关, 通常圆形光斑诱导冲击波压力在空间上呈高斯分布, 以激光光斑的中心为坐标原点, 点  $(x, y)$  处冲击波峰值压力分布如式 (4) 所示<sup>[21]</sup>。

表 2 本研究所用 TC21 钛合金机械性能参数

Table 2 Mechanical performance parameters of TC21 titanium alloy employed in this study

参数	值
屈服强度 $R_{p0.2}$ /MPa	1130
抗拉强度 $R_m$ /MPa	1171
延伸率 $A$ /%	11
断面收缩率 $Z$ /%	56

表 3 本研究所用 Johnson-Cook 模型参数<sup>[20]</sup>

Table 3 Johnson-Cook parameters employed in this study<sup>[20]</sup>

$A$ /MPa	$B$ /MPa	$C$	$n$	$m$
1030	106	0.014	0.21	0.8242

$$P(x, y, t) = P_0(t) \exp \left( -\frac{x^2 + y^2}{2R^2} \right) \quad (4)$$

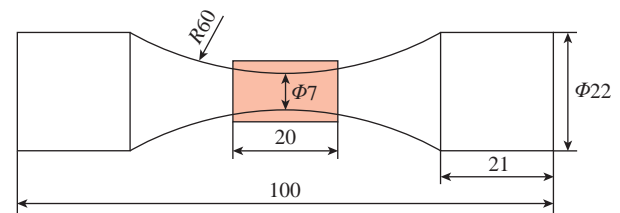
式中,  $P_0(t)$  为峰值压力;  $R$  为光斑半径。

### 1.2.3 几何模型

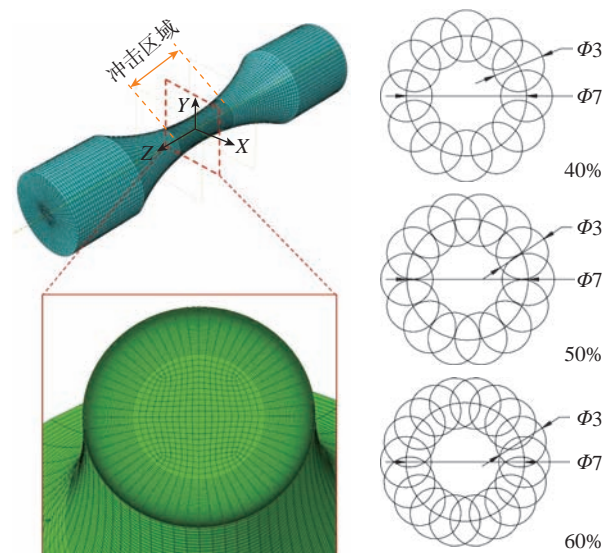
图 2 (a) 和 (b) 为本研究中 TC21 钛合金回转体部件二维尺寸、三维模型以及网格划分。从图 2 (a) 可知, 试样宏观轮廓尺寸为  $\Phi 22 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$ , 最小截面直径为 7 mm, 阴影部分为激光冲击强化区域, 关于试样中心对称长度为 20 mm。图 2 (b) 为 ABAQUS 下的三维模型以及最小截面上的网格划分情况。表面网格尺寸为  $0.3 \text{ mm} \times 0.3 \text{ mm}$ , 而表层沿深度方向为  $0.02 \sim 0.1 \text{ mm}$  的单精度网格, 芯部为  $0.2 \text{ mm} \times 0.2 \text{ mm}$  的粗糙网格, 网格类型为 C3D8R, 整个部件共有 339135 个网格。

### 1.2.4 激光冲击强化参数

激光冲击强化参数包括搭接率、激光能量、冲击次数以及光斑大小, 本研究中选用的激光光斑大小为 3 mm, 因此仅对前 3 个因素进行分析。本文首先在激光能量 8 J、冲击 1 次的条件下, 设计了 40%、50% 和 60% 3 种光斑搭接率。3 种搭接率下最小截面处对应的激光



(a) 二维试样尺寸



(b) 三维试样模型及最小截面网格

(c) 40%、50%、60% 搭接率下最小截面处的光斑布置及数量

图 2 TC21 旋转体构件

Fig.2 TC21 titanium alloy cylinder component

光斑具体分布位置和数量如图 2 (c) 和表 4 所示。需要说明的是,图 2 (c) 仅表示最小截面上的光斑数量情况,实际冲击时激光加载在回转体试样的圆周外表面。

然后在 50% 搭接率、冲击两次的条件下,探究激光能量对残余应力的影响规律。激光能量参数分别为 6 J、8 J、10 J,对应功率密度分别为 5.65 GW/cm<sup>2</sup>、7.55 GW/cm<sup>2</sup>、9.43 GW/cm<sup>2</sup>,如表 5 所示。

表 4 不同光斑搭接率设计

Table 4 Designing of different overlapping rate

光斑搭接率/%	最小截面处光斑数量/个
40	12
50	14
60	18

表 5 不同激光能量参数设计

Table 5 Designing of different laser energy parameters

光斑类型	激光能量/J	功率密度/(GW/cm <sup>2</sup> )
圆形	6	5.65
	8	7.55
	10	9.43

最后,在 50% 搭接率、10 J 激光能量下,分别进行 1 次、2 次、3 次冲击,探究激光冲击次数对 TC21 回转体试件残余应力的影响。

### 1.2.5 激光冲击载荷施加

如前文所述,激光冲击强化在有限元数值模拟中通常被等效成一个瞬间压力施加的作用过程。本研究中采用 VDLOAD 子程序来实现压力载荷的施加,载荷作用面为细密网格区的外圆周表面(位于图 2 (b) 中橙色虚线之间),激光光斑先按照设定的搭接率沿周向(在 X-Y 平面内)旋转一周,继而在轴向(Z 方向)完成偏移,随后再次沿周向旋转,周而复始,直至完成整个强化工作段的冲击。此外,不同激光能量通过在 VDLOAD 子程序设置峰值压力来实现;不同冲击次数通过预定义场和重复冲击过程实现;不同搭接率通过激光光斑移动的速度来实现。

## 2 结果与讨论

### 2.1 光斑搭接率

图 3 为不同搭接率下 TC21 钛合金回转体部件激光冲击强化后的径向残余应力  $\sigma_r$ 、周向残余应力  $\sigma_\theta$  以及轴向残余应力  $\sigma_z$  的分布云图。宏观上可见,3 种搭接率下试样表面  $\sigma_r$  的数值均接近于 0,而  $\sigma_z$  与  $\sigma_\theta$  数值较为

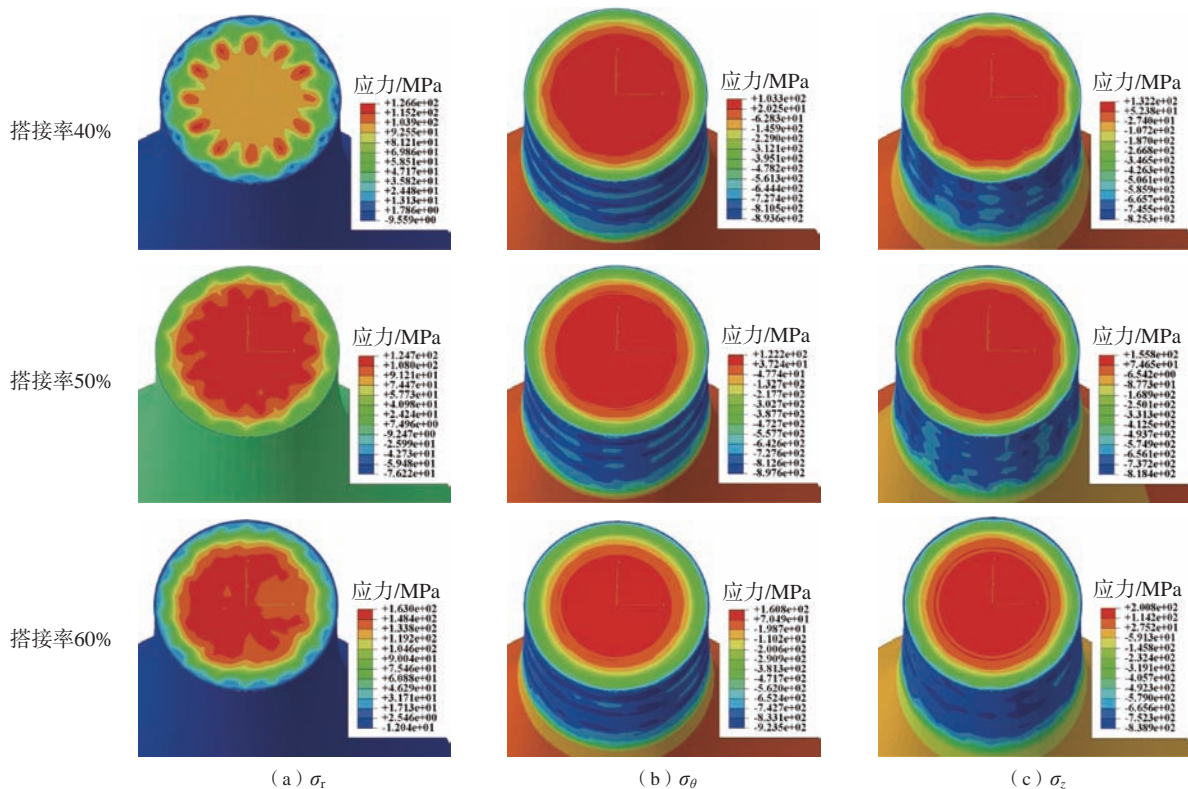


图 3 不同搭接率下径向残余应力、周向残余应力以及轴向残余应力的分布云图

Fig.3 Distribution map of radial residual stress, circumferential residual stress, axial residual stress under different overlapping rates

接近且分布特征相似。40% 搭接率冲击时,最小截面上存在 12 个规律性分布的应力集中区,其分布位置与 12 个光斑的未搭接区域对应。当搭接率增加至 50% 时,  $\sigma_r$  应力集中区域消失,转变为较为均匀的环形分布。当继续增大搭接率至 60% 时,冲击光斑的多次重叠使  $\sigma_r$  分布更加均匀,应力的环形圆整度更加明显。此外值得注意的是,尽管 3 种搭接率下激光冲击均在试样表面诱导产生了残余压应力,但激光冲击同样在试样芯部引入了残余拉应力,其作用主要体现在平衡试样表层的残余压应力,从而使试样整体处于零应力状态。

图 4 为不同搭接率下 TC21 钛合金回转体部件激光冲击强化后深度方向残余应力结果。图 4 (a) 所示为残余应力数值提取的路径。如图 4 (b) 所示,试样表面的  $\sigma_r$  为 0,随着深度的增加,其数值逐渐增大。40% 和 50% 搭接率下  $\sigma_r$  在 0.3 mm、1.0 mm 深度附近存在应力数值拐点,而后应力稳定在 90~110 MPa 左右。与前者不同的是,60% 搭接率下  $\sigma_r$  未观察到拐点,应力数值逐渐增大,并最终稳定在 150 MPa 左右。此外,从图 4 (c) 的  $\sigma_\theta$  分布情况可知,  $\sigma_\theta$  整体上随深度的增加呈现由压应力向拉应力过渡的特征,残余压应力最大值位于表面,40%、50%、60% 搭接率残余压应力分别为 662 MPa、733 MPa、824 MPa。40%、50% 搭接率所诱导的残余压应力层深度为 0.88 mm,而 60% 搭接率的残余压应力层深度为 0.98 mm,这说明应力层影响深度随搭接率

的提高而增大。而在压应力层内侧则出现了明显的拉应力区,3 种搭接率下拉应力数值均在 100 MPa 左右。图 4 (d) 为  $\sigma_z$  沿深度方向的分布结果。可知,  $\sigma_\theta$  与  $\sigma_z$  具有相似的应力分布特征,其区别仅表现在残余应力数值的差异,40%、50%、60% 搭接率冲击下,表层最大残余压应力依次为 612 MPa、652 MPa、785 MPa。

图 5 为不同搭接率下 TC21 钛合金回转体部件激光冲击强化后最小截面处表面残余应力分布结果。残余应力的提取路径如图 5 (a) 所示,以最小截面左侧角度为  $0^\circ$ ,逆时针角度逐渐增大,旋转一周角度为  $360^\circ$ 。  $\sigma_r$ 、 $\sigma_\theta$  与  $\sigma_z$  沿表面的分布结果分别如图 5 (b)~(d) 所示。可知,3 种搭接率下  $\sigma_r$  均在 0 附近波动,而  $\sigma_\theta$  与  $\sigma_z$  均随着搭接率的增加而增大。具体的,40%、50%、60% 搭接率下  $\sigma_\theta$  的平均值分别为  $(-686 \pm 19)$  MPa、 $(-734 \pm 19)$  MPa、 $(-782 \pm 23)$  MPa。  $\sigma_z$  与  $\sigma_\theta$  具有相似的应力分布特征,40%、50%、60% 搭接率下的平均值依次为  $(-667 \pm 44)$  MPa、 $(-692 \pm 30)$  MPa、 $(-738 \pm 24)$  MPa,其数值分散性相对于  $\sigma_\theta$  更大。

图 6 为不同搭接率下 TC21 钛合金回转体部件激光冲击强化后中轴线上的残余应力分布结果。图 6 (a) 所示为测量路径,图 6 (b)~(d) 分别为  $\sigma_r$ 、 $\sigma_\theta$  与  $\sigma_z$  沿中轴线的分布结果。宏观上,  $\sigma_r$ 、 $\sigma_\theta$  与  $\sigma_z$  具有相似的应力分布特征,均表现为由中心位置的最大应力向两侧快速减小至最小值,随后略微增大,最终稳定在一常值

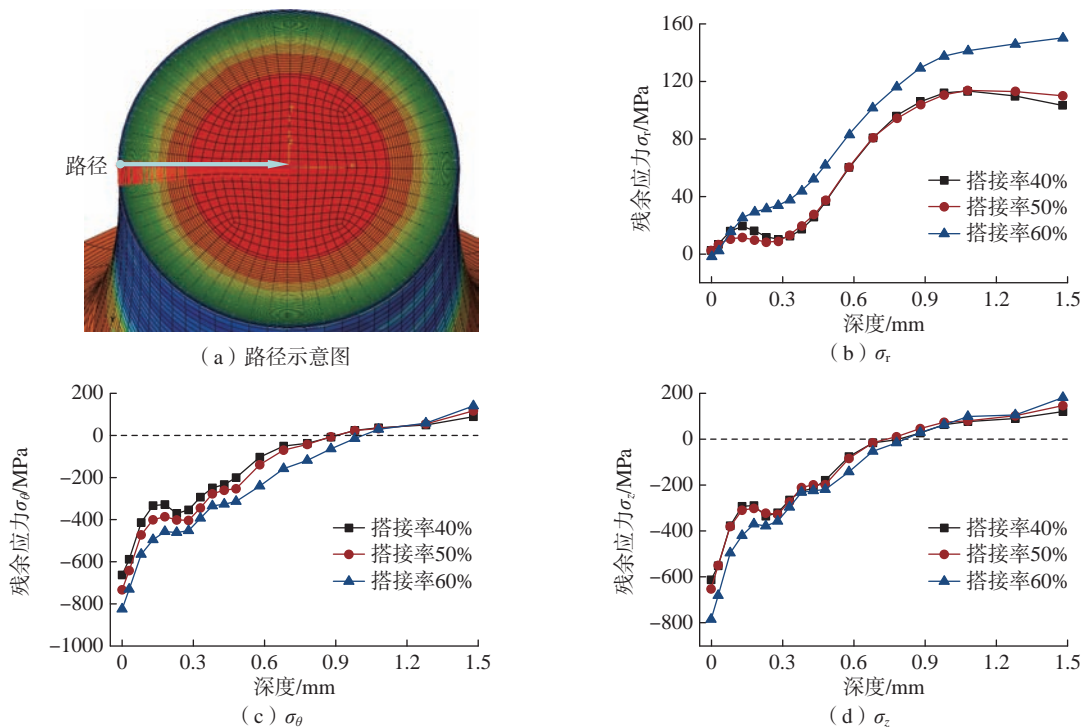


图 4 不同搭接率下残余应力沿深度方向的分布

Fig.4 Residual stress distribution along the depth direction under different overlapping rates

附近,并且中心位置的应力最大值随搭接率的增加而增大。需要注意的是,搭接率由40%增加至50%,不会引起明显的拉应力数值增加,而由50%增加到60%则

会产生明显的应力数值增加。以 $\sigma_z$ 为例,50%搭接率下的最大值与40%相差不大,分别为119 MPa和128 MPa,而由50%增加到60%,应力数值则由128 MPa增

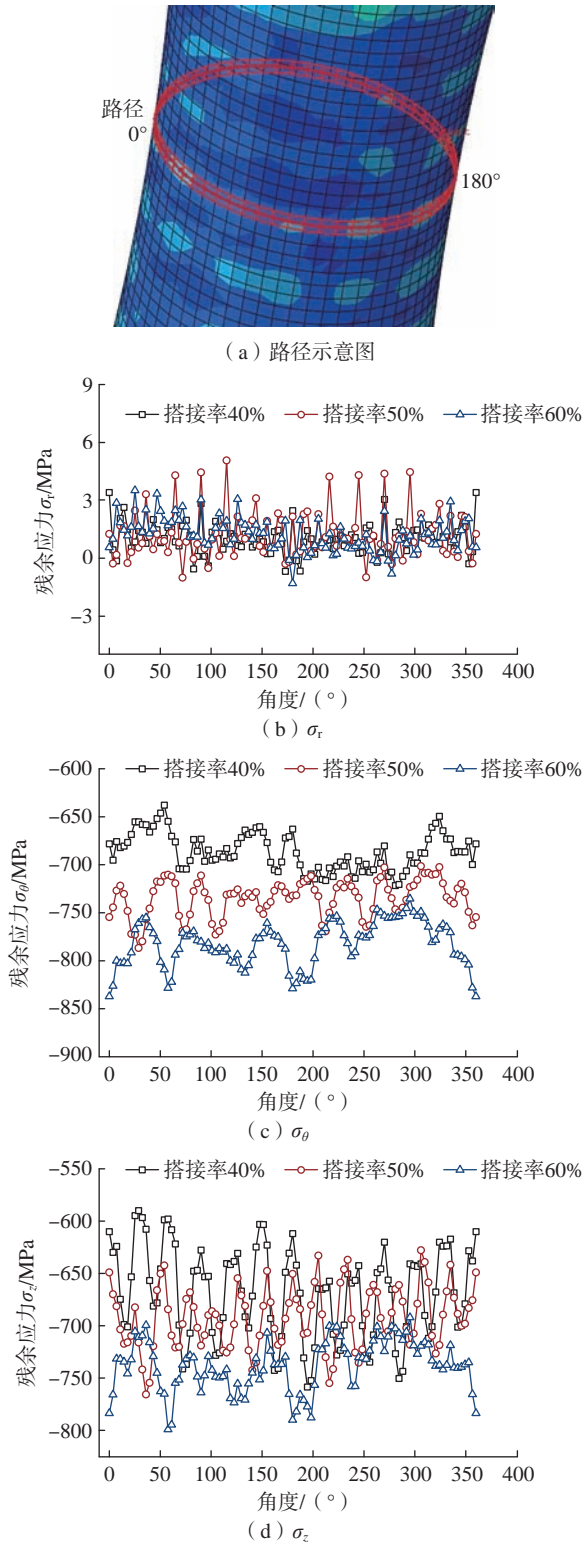


图5 不同搭接率下残余应力沿表面的分布

Fig.5 Surface residual stress distribution under different overlapping rates

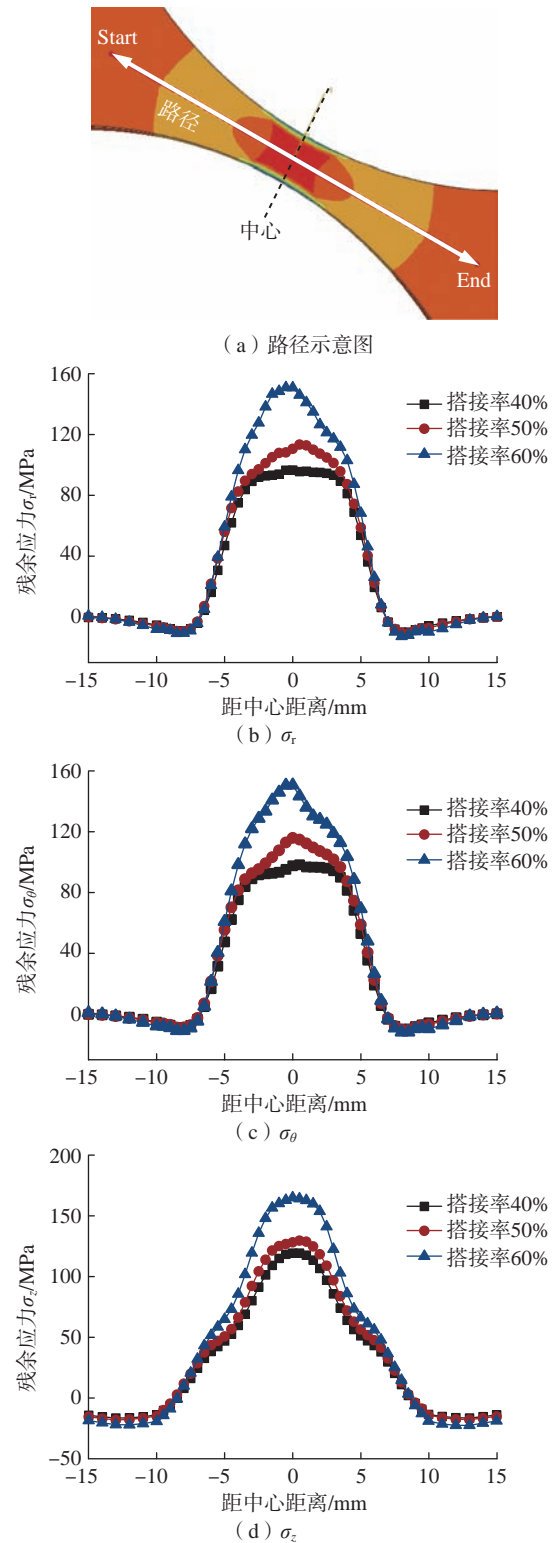


图6 不同搭接率下残余应力沿轴线方向的分布

Fig.6 Residual stress distribution along the axial direction under different overlapping rates

加到 165 MPa,这说明 50% 搭接率既能在表面引入较大的残余压应力,又可以在一定程度上保证在试样芯部不引入过大的残余拉应力。

## 2.2 激光能量

图 7 为采用不同激光能量冲击下的残余压应力分布云图。由于试样表面的  $\sigma_r$  恒在 0 附近波动,而  $\sigma_\theta$  与  $\sigma_z$  具有相近的变化趋势,因而本节只针对不同激光能量下的  $\sigma_\theta$  变化规律进行分析。图 7 中明显可见,不同激光能量下旋转体表面及内部的残余应力场的分布规律相近,均表现为表面方向的残余压应力以及沿深度方向的压应力向拉应力过渡的特征,而最显著的不同激光能量冲击的残余应力区别则表现在激光冲击诱导残余应力的数值上。

图 8 给出了不同激光能量冲击下 TC21 钛合金回转体部件的  $\sigma_\theta$  在深度方向、表面方向以及沿中轴线方向的分布结果。如图 8 (a) 所示,在深度方向上,残余压应力整体上表现为随深度的增加而减小,并最终转变为残余拉应力。采用 6 J 激光能量进行冲击,最大残余压应力为 -489 MPa,应力层深度为 0.88 mm;采用 8 J 的激光能量进行冲击,最大残余压应力增加到 -733 MPa,压应力层深仍为 0.88 mm;采用 10 J 的激光能量

进行冲击,最大残余压应力进一步增加到 -914 MPa,压应力层深度依然维持在 0.88 mm。可见不同激光能量冲击回转体诱导的残余压应力影响层特征与冲击平面结构时明显不同,这说明回转体试样激光冲击诱导的残余应力深度可能存在某一特定的饱和值,后续可针对此开展详细深入的研究。而由图 8 (b) 可见,残余压应力随激光光斑的搭接排列而发生规律性的上下波动,其绝对值随着激光能量的增加而增大。6 J、8 J、10 J 冲击诱导表面的平均残余压应力大小分别为  $(-490 \pm 20)$  MPa、 $(-733 \pm 19)$  MPa 以及  $(-914 \pm 19)$  MPa。图 8 (c) 则展示了不同能量冲击诱导的内部平衡拉应力分布情况。10 J 激光能量冲击后,中心位置的拉应力达到 157 MPa,而 8 J、6 J 激光能量冲击后残余拉应力最大值为 115 MPa、71 MPa。由此可见,增大激光能量可以有效改善表层压应力,但同样会引起内部拉应力的积累,因此需要根据不同的工况条件合理设计激光能量参数,使试样整体处于更为有利的应力状态。

## 2.3 冲击次数

图 9 展示了不同冲击次数下 TC21 钛合金回转体部件的  $\sigma_\theta$  在深度方向、表面方向以及沿中轴线方向的分布结果。如图 9 (a) 所示,在深度方向上,残余压应

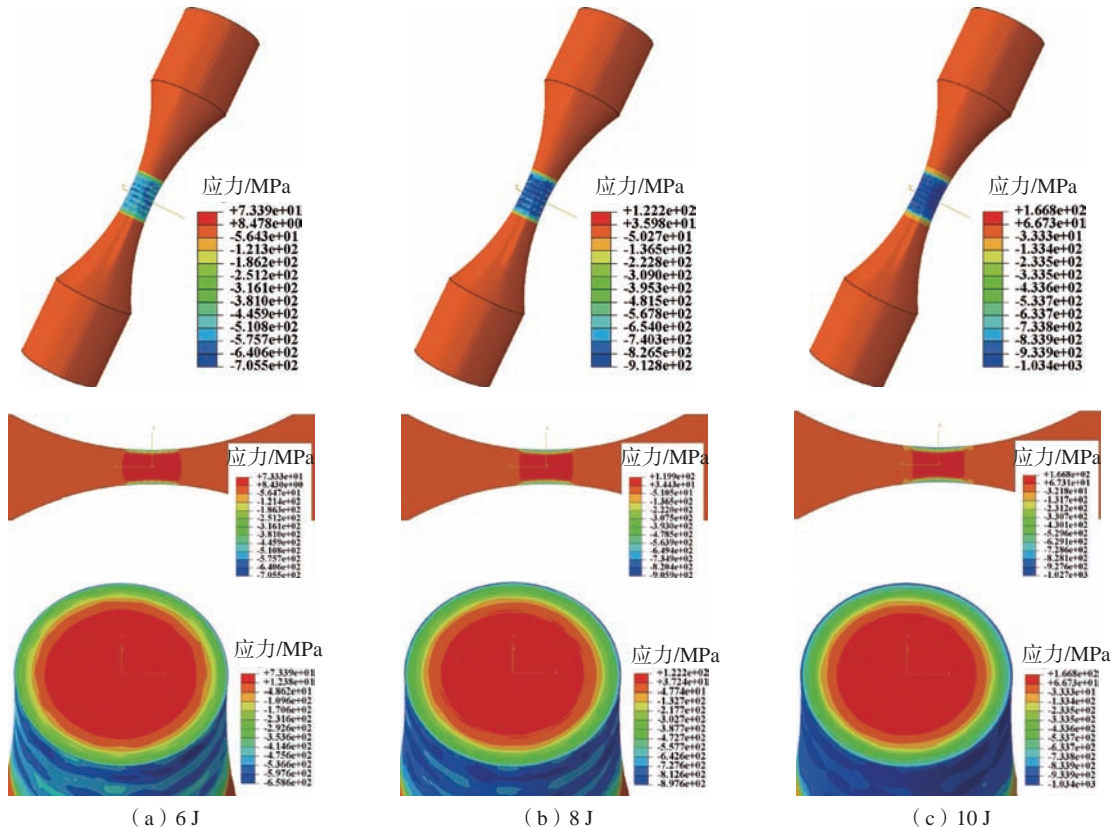


图 7 不同激光能量下残余压应力分布云图

Fig.7 Residual stress map under different laser energy

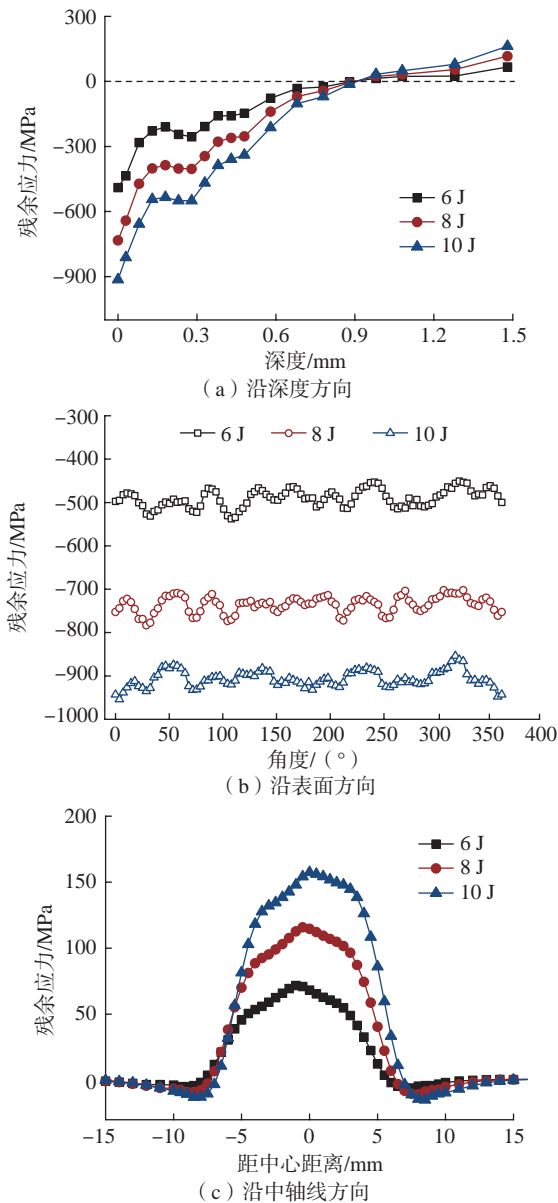


图8 不同激光能量冲击下 $\sigma_\theta$ 的分布  
Fig.8  $\sigma_\theta$  distribution under different laser energy

力的大小随冲击次数的增加而增大,并且残余压应力层深度与冲击次数具有一定的正相关性,1次冲击后残余压应力影响层深度约为0.80 mm,而2次和3次冲击后影响层深度分别增加到0.92 mm和1.00 mm。可见随着冲击次数的提升,残余压应力影响层深度增加并不明显,这一方面与多次冲击引起的残余应力饱和有关,另一方面也可能受回转试样的结构形式影响。图9(b)给出了残余应力沿表面方向的分布结果,1次冲击后,表面的平均残余应力为 $(-804 \pm 29)$  MPa,而冲击2次、3次后表面的平均残余应力分别为 $(-906 \pm 19)$  MPa、 $(-930 \pm 16)$  MPa。从残余应力不断减小的增幅可以看出,多次冲击后表面的塑性变形达到饱和,残余压应力

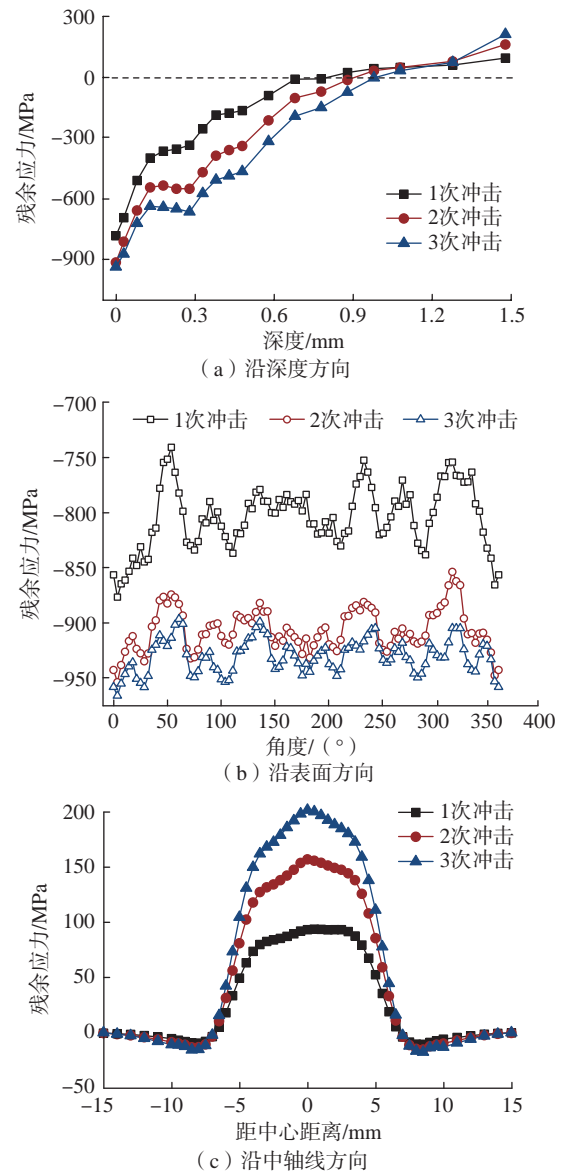


图9 不同冲击次数下 $\sigma_\theta$ 的分布  
Fig.9  $\sigma_\theta$  distribution under different impact times

会随之到达一个稳定状态。此外,由图9(c)还可发现,多次冲击更容易造成中轴线上残余拉应力的积累。

### 3 结论

本文依据某型飞机真实零件材料和结构特征,设计了具有回转体结构的TC21钛合金试样,通过有限元数值模拟方法探究了不同搭接率、不同能量、不同冲击次数下的径向残余应力、周向残余应力、轴向残余应力的分布规律,主要结论如下。

(1) 激光冲击对回转体构件径向残余应力几乎无影响,仅对周向和轴向残余应力产生明显作用。不同激光冲击参数下径向残余应力的数值始终在0附近波动,周向残余应力与轴向残余应力在深度上具有相似

分布特征,表现为表层压应力与芯部拉应力的自平衡共存。

(2)与平面结构激光冲击强化不同,低搭接率冲击下回转体芯部的未搭接间隔区域内会出现明显的应力集中,但会随着搭接率的增加而改善,呈现出均匀过渡的应力环;激光冲击在回转体内部诱导的残余应力层深度对激光能量和搭接率不敏感,6 J、8 J、10 J激光能量冲击诱导的残余压应力层影响深度均为0.88 mm,仅在提高冲击次数时出现一定的增加,由1次冲击的0.80 mm增加到2次冲击的0.92 mm以及3次冲击的1.00 mm。

(3)TC21钛合金回转体部件的优化激光冲击强化工艺为50%搭接率和2次冲击,在此条件下残余应力的数值、影响层深度以及芯部自平衡拉应力最理想,但激光能量的选用需要根据具体部件的实际服役及其所需应力大小来决定。

### 参 考 文 献

- [1] 黄伯云,李成功,石力开,等.有色金属材料工程(上)[M]//中国材料工程大典 第四卷.北京:化学工业出版社,2005.
- HUANG Boyun, LI Chenggong, SHI Likai, et al. Non ferrous materials engineering (Part I)[M]//China Materials Engineering Canon Volume IV. Beijing: Chemical Industry Press, 2005.
- [2] 朱知寿,王新南,童路,等.新型TC21钛合金热处理工艺参数与显微组织演变的关系研究[J].钛工业进展,2006,23(6):24-27.
- ZHU Zhishou, WANG Xinnan, TONG Lu, et al. Study on the relationship between heat treatment parameters and microstructures evolution of new type TC21 titanium alloy[J]. Titanium Industry Progress, 2006, 23(6): 24-27.
- [3] MONTROSS C. Laser shock processing and its effects on microstructure and properties of metal alloys: A review[J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24(10): 1021-1036.
- [4] ZHANG C Y, DONG Y L, YE C. Recent developments and novel applications of laser shock peening: A review[J]. Advanced Engineering Materials, 2021, 23(7): 2001216.
- [5] FABBRO R, FOURNIER J, BALLARD P, et al. Physical study of laser produced plasma in confined geometry[J]. Journal of Applied Physics, 1990, 68(2): 775-784.
- [6] HFAIEDH N, PEYRE P, SONG H B, et al. Finite element analysis of laser shock peening of 2050-T8 aluminum alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2015, 70: 480-489.
- [7] ADU-GYAMFI S, REN X D, LARSON E A, et al. The effects of laser shock peening scanning patterns on residual stress distribution and fatigue life of AA2024 aluminium alloy[J]. Optics & Laser Technology, 2018, 108: 177-185.
- [8] AMARCHINTA H K, GRANDHI R V, CLAUSER A H, et al. Simulation of residual stress induced by a laser peening process through inverse optimization of material models[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2010, 210(14): 1997-2006.
- [9] SUN R J, KELLER S, ZHU Y, et al. Experimental-numerical study of laser-shock-peening-induced retardation of fatigue crack propagation in Ti-17 titanium alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2021, 145: 106081.
- [10] DING K, YE L. Simulation of multiple laser shock peening of a 35CD4 steel alloy[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2006, 178(1-3): 162-169.
- [11] XU G, LUO K Y, DAI F Z, et al. Effects of scanning path and overlapping rate on residual stress of 316L stainless steel blade subjected to massive laser shock peening treatment with square spots[J]. Applied Surface Science, 2019, 481: 1053-1063.
- [12] ZHOU Z, GILL A S, QIAN D, et al. A finite element study of thermal relaxation of residual stress in laser shock peened IN718 superalloy[J]. International Journal of Impact Engineering, 2011, 38(7): 590-596.
- [13] REN X D, ZHAN Q B, YUAN S Q, et al. A finite element analysis of thermal relaxation of residual stress in laser shock processing Ni-based alloy GH4169[J]. Materials & Design (1980-2015), 2014, 54: 708-711.
- [14] SUN R J, LI L H, ZHU Y, et al. Dynamic response and residual stress fields of Ti6Al4V alloy under shock wave induced by laser shock peening[J]. Modelling and Simulation in Materials Science and Engineering, 2017, 25(6): 065016.
- [15] LUO K Y, LU J Z, WANG Q W, et al. Residual stress distribution of Ti-6Al-4V alloy under different ns-LSP processing parameters[J]. Applied Surface Science, 2013, 285: 607-615.
- [16] ACHINTHA M, NOWELL D. Eigenstrain modelling of residual stresses generated by laser shock peening[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2011, 211(6): 1091-1101.
- [17] BHAMARE S, RAMAKRISHNAN G, MANNAVA S R, et al. Simulation-based optimization of laser shock peening process for improved bending fatigue life of Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo alloy[J]. Surface and Coatings Technology, 2013, 232: 464-474.
- [18] SUN R J, CHE Z G, CAO Z W, et al. Fatigue behavior of Ti-17 titanium alloy subjected to different laser shock peened regions and its microstructural response[J]. Surface and Coatings Technology, 2020, 383: 125284.
- [19] SUN R J, LI L H, ZHU Y, et al. Fatigue of Ti-17 titanium alloy with hole drilled prior and post to laser shock peening[J]. Optics & Laser Technology, 2019, 115: 166-170.
- [20] 张长清. 高应变率下损伤容限型钛合金的动态力学性能及断裂行为研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- ZHANG Changqing. Dynamic mechanical properties and fracture behaviors of damage tolerance titanium alloys under high strain rate[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [21] 胡永祥. 激光冲击处理工艺过程数值建模与冲击效应研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2008.
- HU Yongxiang. Research on the numerical simulation and impact effects of laser shock processing[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2008.

通讯作者: 孙汝剑,高级工程师,博士,研究方向为激光加工及表面工程技术。

(责编 阳光)

引文格式: 肖晓, 蒲玉潇, 王宪丁, 等. 基于粉碎齿刀具的吸波蜂窝高速铣削加工试验研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 82-90.

XIAO Xiao, PU Yuxiao, WANG Xianding, et al. Experimental research on high-speed milling of wave-absorption honeycomb with crushed-tooth cutter[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 82-90.

## 基于粉碎齿刀具的吸波蜂窝高速铣削加工试验研究\*

肖晓<sup>1</sup>, 蒲玉潇<sup>1</sup>, 王宪丁<sup>1</sup>, 解振威<sup>2</sup>, 张瑞豪<sup>2</sup>, 王兵<sup>2</sup>

(1. 航空工业济南特种结构研究所, 济南 250023;

2. 山东大学高效洁净机械制造教育部重点实验室, 济南 250061)

[摘要] 针对某一典型吸波蜂窝材料, 采用粉碎齿刀具在不同切削参数下进行高速铣削试验, 从切削力、加工表面质量、切削功率、切削温度等角度分析铣削参数对加工过程参量的影响规律, 进而确定吸波蜂窝高速铣削的优化工艺参数。研究表明, 提高切削速度有利于降低切削力和改善表面加工质量, 当进给速度、切削深度或切削宽度增大时, 因单位时间内材料切除体积增大, 导致切削力和切削温度升高, 造成表面缺陷加剧。以抑制毛刺缺陷形成为主要目标时, 综合考虑工艺参数对切削力、切削功率和切削温度的影响, 推荐优化工艺参数为主轴转速  $16000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ 、进给速度  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$ 、切削深度  $10 \text{ mm}$  和切削宽度  $15 \text{ mm}$ 。研究结果可为粉碎齿刀具高速铣削吸波蜂窝材料的工艺优化提供数据参考。

关键词: 吸波蜂窝; 高速铣削; 粉碎齿刀具; 工艺优化; 加工表面缺陷

### Experimental Research on High-Speed Milling of Wave-Absorption Honeycomb With Crushed-Tooth Cutter

XIAO Xiao<sup>1</sup>, PU Yuxiao<sup>1</sup>, WANG Xianding<sup>1</sup>, XIE Zhenwei<sup>2</sup>, ZHANG Ruihao<sup>2</sup>, WANG Bing<sup>2</sup>

(1. AVIC Research Institute for Special Structure of Aeronautical Composites, Jinan 250023, China;

2. Key Laboratory of High Efficiency and Clean Mechanical Manufacture of MOE, Shandong University, Jinan 250061, China)

[ABSTRACT] This paper performs high-speed milling experiments on a typical wave-absorption honeycomb with crushed-tooth cutter under varied cutting parameters. The effects of cutting process on such parameters as cutting force, machined surface quality, cutting power, and cutting temperature are investigated. Then the optimized cutting parameters for high-speed milling of wave-absorption honeycomb are determined. The results indicate that the increase in cutting speed can help to decrease the cutting force and promote the machined surface quality. Meanwhile, the increase in feed speed, cutting depth, or cutting width causes the increase in specific material removal volume, which leads to higher cutting force and cutting temperature as well as severer machined surface defects. Taking the burr defects suppression as the main machining target and giving an overall consideration for the above other parameters, the optimized cutting parameters are recommended as the spindle speed of  $16000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ , feed speed of  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$ , cutting depth of  $10 \text{ mm}$ , and cutting width of  $15 \text{ mm}$ . The research can provide guidances for selection of cutting parameters during high-speed milling of wave-absorption honeycombs.

**Keywords:** Wave-absorption honeycomb; High-speed milling; Crushed-tooth cutter; Process optimization; Machined surface defect

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.082

\* 基金项目: 中国科协青年人才托举工程 (YESS20210009); 山东省优秀青年科学基金 (2022HWYQ-059); 高校基本科研业务费资助项目 (2021JCG009)。

伴随科技力量的快速发展和国家战略行业的迫切需求,吸波功能材料逐步获得广泛应用,例如隐形飞机和舰艇、通信基站的电磁防护结构均离不开吸波材料。根据成形工艺和承载能力差异,吸波材料可以分为涂覆型和结构型吸波材料。结构型吸波材料以其良好的电磁波吸收性能以及突出的承载能力,在国防、航空航天等领域具有广泛的应用前景<sup>[1-3]</sup>。吸波蜂窝是基于芳纶纸蜂窝发展而来的一种结构型吸波材料,以正六边形芳纶纸蜂窝为基体,在蜂窝壁上浸渍混合乙炔炭黑吸波物质的树脂而制成。吸波蜂窝通常用作吸波功能夹层复合材料的芯体结构,相比于波纹状或角锥夹芯,蜂窝结构具有轻质、高比强度、耐腐蚀和耐高温等优点,具有结构承载和电磁隐身的双重功能<sup>[4-5]</sup>。

吸波蜂窝复合材料作为一种典型的非均质和各向异性材料,蜂格面内和面外存在显著的力学性能差异以及弱刚度特点,在机械加工时提出了较高的设备要求和工艺需求。由于蜂窝材料的纤维韧性强,在切削过程中易导致切削阻力大和刀具磨损严重,并产生表面毛刺、分层、撕裂、孔壁屈曲等加工缺陷<sup>[6]</sup>。

目前,针对蜂窝材料的加工方式主要包括高速数控铣削<sup>[7]</sup>、超声振动辅助加工<sup>[8]</sup>、激光切割<sup>[9]</sup>和金剛砂刀具切割<sup>[10]</sup>等,其中,高速数控铣削技术以加工设备使用方便、切削效率高等优点在蜂窝材料加工中得到广泛应用。相比于传统铣削加工,高速数控铣削过程切削力相对较小,适合于蜂窝类弱刚度、非连续多孔材料加工<sup>[11-12]</sup>。然而,尽管高速数控铣削能够获得较高的切削效率,但仍存在瓶颈难题限制其技术优势的充分发挥,特别是针对蜂窝材料大尺寸飞机结构件和异形曲面结构加工时的铣削效率及质量亟待提升<sup>[13-15]</sup>。具体问题包括两个方面。

(1)加工效率低。蜂窝材料高速数控铣削加工时,在粗加工与精加工工序分别使用无圆片粉碎齿铣刀、圆片铣刀或组合铣刀;然而,在各工序中使用不同类型刀具加工时工艺参数的制定缺乏理论依据,难以充分发挥机床和刀具的性能优势,限制了加工效率的提升。

(2)表面质量差。蜂窝材料在高速铣削过程中容易因材料弱刚性特征发生让刀现象,从而引起加工变形,使蜂格表面形成毛刺、压溃和撕裂等缺陷,恶化工件表面加工质量。

以飞机结构件中的大尺寸异形曲面蜂窝芯零件为例,若加工工艺选用不当,蜂窝材料在高速铣削中产生的表面缺陷容易影响蜂窝芯与蒙皮之间的结合质量,从而弱化整体夹层结构的强度和刚度。此外,吸波蜂窝加工表面缺陷影响黏结剂的均匀分布和胶接圆角质量,导致零件局部弱化,进而影响夹层结构的力学性能<sup>[16]</sup>。因

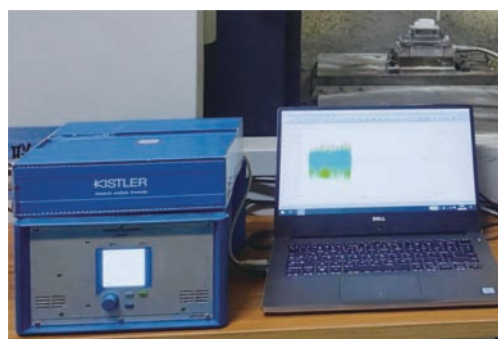
此,亟需针对吸波蜂窝高速铣削加工工艺对表面质量的影响规律和加工工艺优化开展研究。

## 1 试验材料及方法

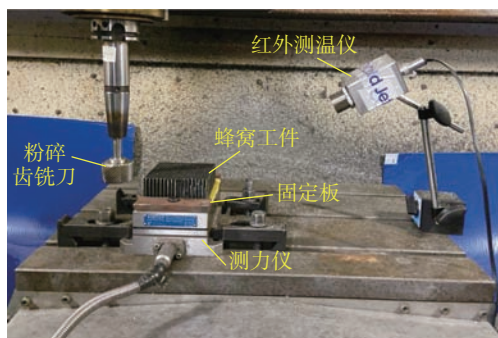
针对粉碎齿刀具高速铣削吸波蜂窝开展试验研究。如图1所示,铣削试验在VMC0540d高速立式铣床(最高主轴转速 $30000\text{ r}\cdot\text{min}^{-1}$ )上进行,使用Kistler 9257B测力仪及数据采集系统(采样频率为 $10\text{ kHz}$ )测量吸波蜂窝加工过程中的切削力数据。利用特种双面胶带将蜂窝试件固持于固定板上,以保证在切削条件下不会发生固持失效。固定板与测力仪采用螺栓连接,并利用压板将测力仪安装固定于机床工作台;铣削试验中的温度由红外测温仪测得。

如图2所示,试验采用顺铣铣削方式,刀具进给方向沿蜂窝孔壁 $W$ 向,即图2中的 $ox$ 方向,切削方式为干切削,具体试验参数如表1所示。为保证试验结果的可靠性,每组切削参数重复进行5次试验。

吸波蜂窝铣削试验过程中,在高速立式铣床电控箱内安装FLUKE 434功率仪测试加工过程中的电流和电压信号,并将数据进行储存,利用FLUKE Power Log 430-II功率分析软件对采集到的电信号数据进行整合分析,获得加工过程的功率信息,如图3所示。吸波蜂窝铣削加工试验完成后,采用VHX-600E超景深显微



(a) 切削力数据采集系统



(b) 铣削试验装置照片

图1 吸波蜂窝铣削试验装置

Fig.1 Experimental setup for milling experiments of wave-absorption honeycomb

镜(基恩士)观测评价铣削加工表面质量(图4)。

## 2 试验结果与分析

### 2.1 切削参数对吸波蜂窝加工切削力的影响

为直观分析各切削参数对切削力的影响规律,根据切削力测试结果,绘制得到粉碎齿刀具铣削吸波蜂窝时三向切削分力  $F_x$ 、 $F_y$ 、 $F_z$  平均值随主轴转速、进给速度、切削深度和切削宽度的变化趋势(图5),其中的误差棒是指5次重复试验中切削分力平均值的分散情况。

根据图5中切削力的单因素影响曲线可以看出,在沿  $ox$  进给方向进行铣削加工时,  $x$  方向的切削分力  $F_x$  在各分力中最大。在试验切削参数范围内,进给方向分力  $F_x$  随主轴转速的增大而减小,随切削宽度和切削深度的增大而呈增大趋势;进给速度对  $F_x$  的影响存在谷值,最低点出现在进给速度  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$  处,总体呈

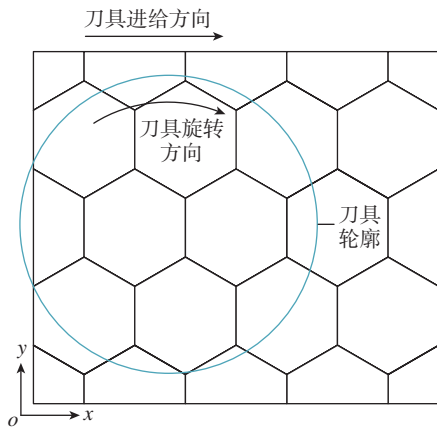


图2 吸波蜂窝铣削加工示意图

Fig.2 Schematic diagram of milling experiment for wave-absorption honeycomb

表1 吸波蜂窝铣削加工试验参数

Table 1 Experimental parameters for milling of wave-absorption honeycomb

试验序号	主轴转速 $n/(\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	进给速度 $f/(\text{mm} \cdot \text{min}^{-1})$	切削深度 $a_p/\text{mm}$	切削宽度 $a_e/\text{mm}$
1	12000	4000	10	15
2	14000	4000	10	15
3	16000	4000	10	15
4	16000	3000	10	15
5	16000	5000	10	15
6	16000	4000	15	15
7	16000	4000	10	20
8	16000	4000	18	15
9	16000	4000	10	25

现先减后增的趋势。除切削宽度曲线,切向分力  $F_y$  的单因素变化曲线与进给分力  $F_x$  单因素变化趋势则正好相反。轴向分力  $F_z$  随主轴转速的增大而减小,随进给速度、切削深度和切削宽度的增大而增大。

为研究切削参数对轴向分力  $F_z$  和径向分力  $F_r$  的影响规律,将进给分力  $F_x$  和切向分力  $F_y$  进行算术平方根求和,从而获得径向分力数值(式(1))。

$$F_r = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} \quad (1)$$

切削参数对切削分力  $F_r$ 、 $F_z$  的影响规律如图6所示,两分力随各切削参数的单因素变化呈现单调性,其中与主轴转速呈负相关关系,与进给速度、切削宽度和切削深度呈近似正相关关系。从图6可以看出,相对于主轴转速和进给速度,切削深度和切削宽度对吸波蜂窝铣削过程切削力的影响更加显著。切削深度的增大造成径向分力  $F_r$  明显增大,但增大幅度逐渐变缓;当切削深度增大至  $15 \text{ mm}$  以上时,其对轴向分力  $F_z$  的影响程度提高。径向分力  $F_r$  表现出与切削宽度较强的线性关系,在其他切削参数固定的条件下,当切削宽度由  $15 \text{ mm}$

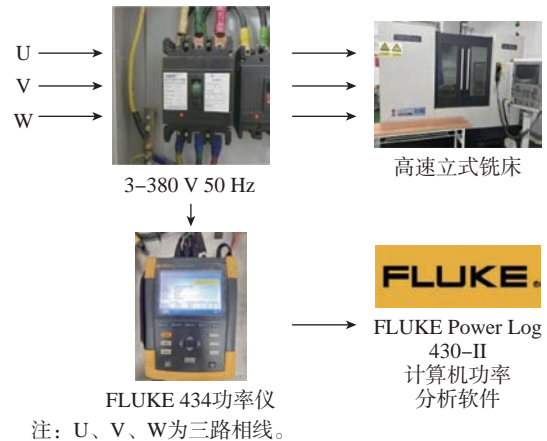


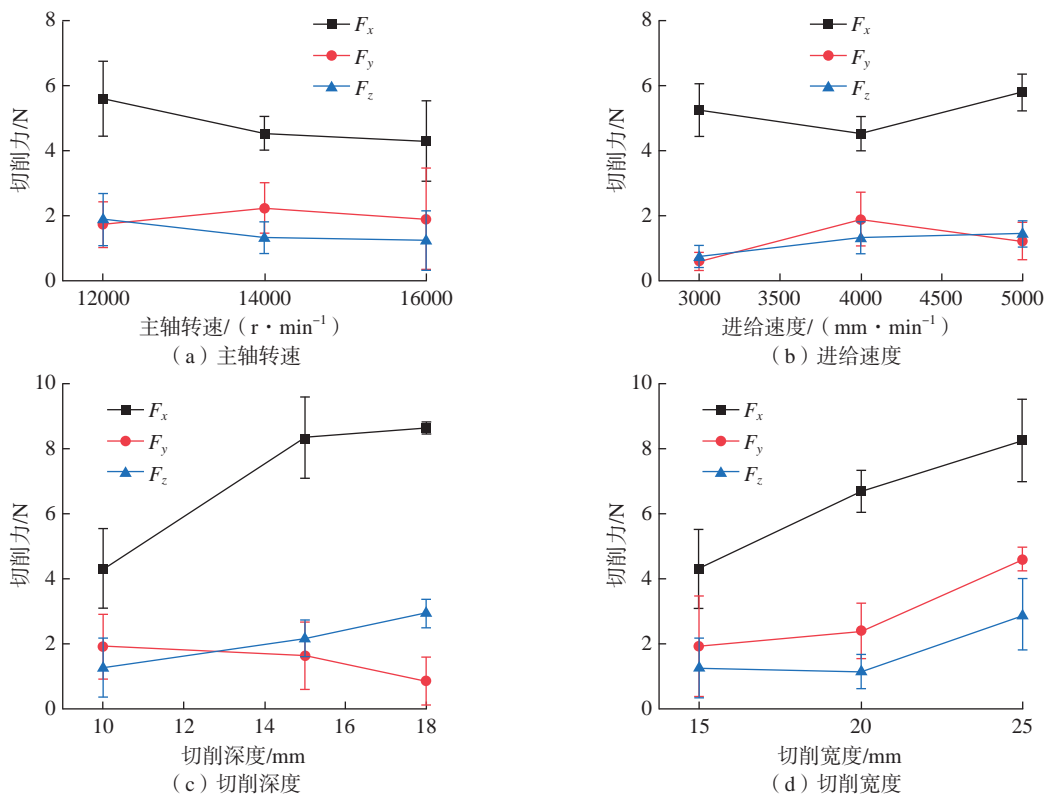
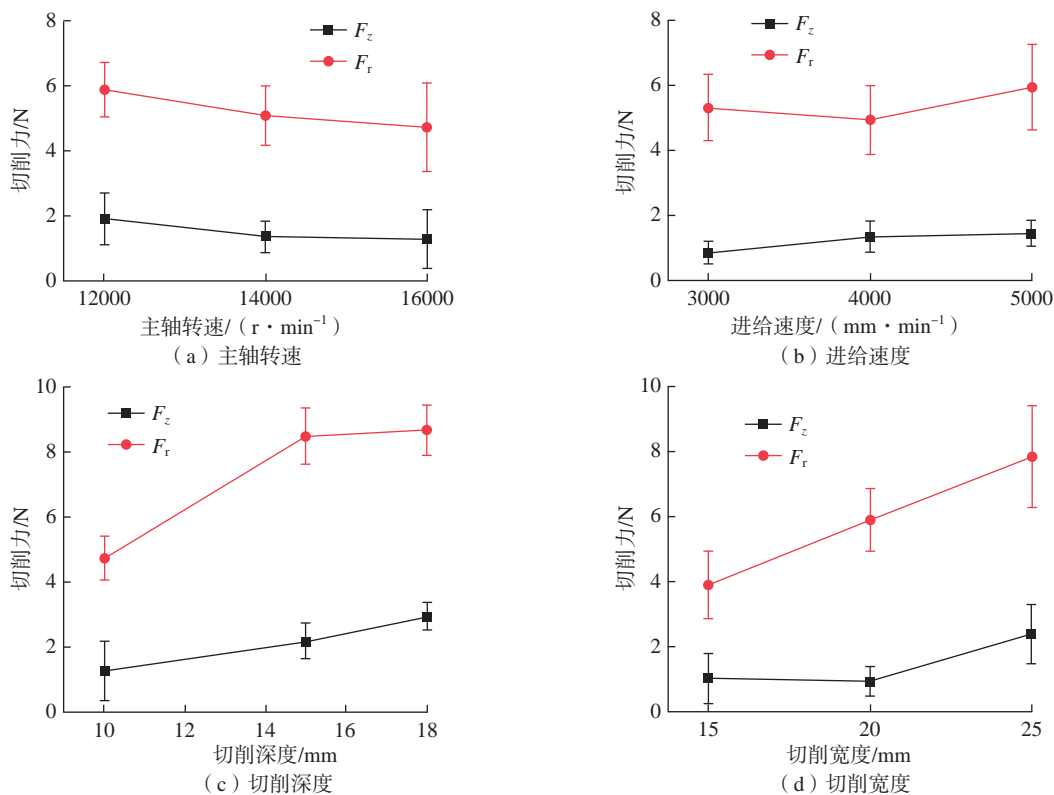
图3 功率数据采集系统

Fig.3 Power data acquisition system



图4 利用超景深显微镜观测蜂窝材料加工表面

Fig.4 Observation for machined surface of honeycomb workpiece with ultra-depth field microscope

图5 各切削参数对切削分力  $F_x$ 、 $F_y$ 、 $F_z$  平均值的影响Fig.5 Effects of cutting parameters on the average cutting force components  $F_x$ ,  $F_y$ , and  $F_z$ 图6 各切削参数对切削分力  $F_r$ 、 $F_z$  平均值的影响Fig.6 Effects of cutting parameters on the average cutting force components  $F_r$  and  $F_z$

增大至 25 mm 时,  $F_r$  的提高幅度超过 1 倍。研究表明, 随着切削深度或切削宽度增大, 单位时间内被切除的蜂窝材料体积按比例增大, 切削力显著提高, 但主轴转速与进给速度对切削力大小的影响同样不可忽视。主轴转速增大导致吸波蜂窝加工切削力降低, 说明工件材料在高应变率条件下更容易发生断裂失效, 从而有利于材料切除并降低加工过程能耗<sup>[17]</sup>。

## 2.2 切削参数对吸波蜂窝加工表面形貌特征的影响

### 2.2.1 主轴转速对吸波蜂窝加工表面形貌特征的影响

当固定进给速度  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$ 、切削深度 10 mm、切削宽度 15 mm 时, 在不同主轴转速下铣削吸波蜂窝获得的加工表面形貌特征如图 7 所示 (20 倍物镜观测)。通过观测可知, 在主轴转速为  $12000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$  时得到的加工表面存在大量纤维撕裂形成的毛刺缺陷。当主轴转速由  $12000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$  增大至  $16000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$  时, 毛刺缺陷得到显著抑制。这是由于增大主轴转速能够有效减小刀具在进给方向上对工件材料的挤压力, 且高主轴转速带来的高应变率加载有利于被切除层材料发生断裂, 从而抑制毛刺缺陷形成并提高加工表面质量。

### 2.2.2 进给速度对吸波蜂窝加工表面形貌特征的影响

当固定主轴转速  $16000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ 、切削深度 10 mm、切削宽度 15 mm 时, 在不同进给速度下铣削吸波蜂窝获得的加工表面形貌特征如图 8 所示 (20 倍物镜观测)。结果表明, 当其他切削参数固定不变时, 进给速度 3000

$\text{mm} \cdot \text{min}^{-1}$  和  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$  时形成的表面毛刺缺陷程度相近; 当进给速度增大至  $5000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$  时, 加工表面的毛刺缺陷显著增加。这是由于进给速度  $5000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$  时刀具在进给方向对工件材料的挤压力增大所致 (图 5 (b))。

### 2.2.3 切削深度对吸波蜂窝加工表面形貌特征的影响

当固定主轴转速  $16000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ 、进给速度  $4000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ 、切削宽度 15 mm 时, 在不同切削深度下铣削吸波蜂窝获得的加工表面形貌特征如图 9 所示 (20 倍物镜观测)。可以看出, 当切削深度由 10 mm 增大至 18 mm 时吸波蜂窝加工表面纤维拔出现象明显增多, 在切削深度为 18 mm 时加工表面的毛刺缺陷较为严重。这是由于切削深度增大时刀具作用于加工表面的切削力和挤压力增大所导致的。

### 2.2.4 切削宽度对吸波蜂窝加工表面形貌特征的影响

当固定主轴转速  $16000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ 、进给速度  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$ 、切削深度 10 mm 时, 在不同切削宽度下铣削吸波蜂窝获得的加工表面形貌特征如图 10 所示 (20 倍物镜观测)。可以看出, 当切削宽度由 15 mm 增大至 25 mm 时, 加工表面纤维拔出现象增多, 毛刺缺陷程度加剧; 这是由于切削宽度增大时刀具作用于加工表面的切削力和挤压力增大所导致的 (图 5 (d))。

## 2.3 切削参数对机床切削功率的影响

本研究中的机床切削功率是指铣削试验过程中机

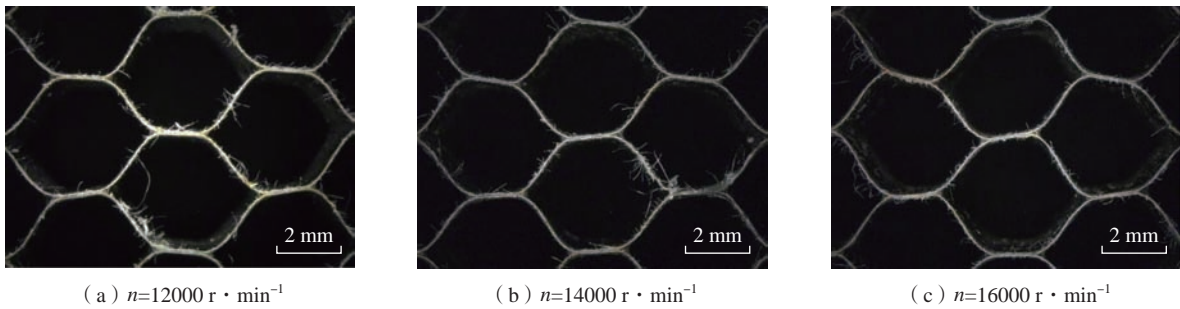


图 7 不同主轴转速下吸波蜂窝加工表面形貌

Fig.7 Machined surface morphologies of wave-absorption honeycomb workpiece at different spindle speeds

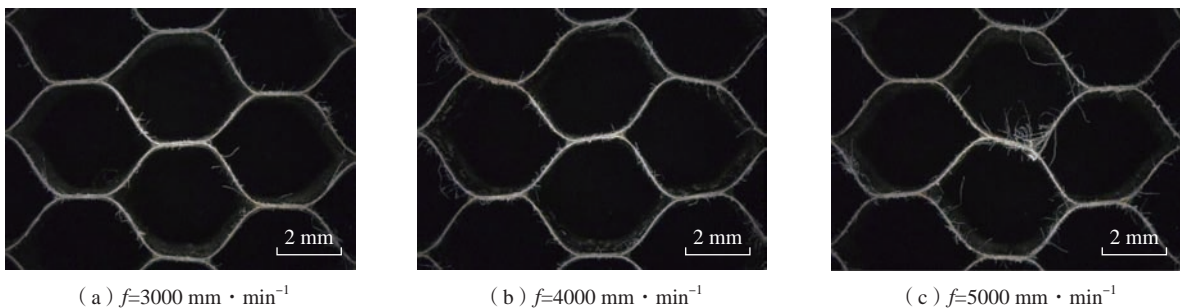


图 8 不同进给速度下吸波蜂窝加工表面形貌

Fig.8 Machined surface morphologies of wave-absorption honeycomb workpiece at different feed speeds

床整体系统的平均功率,包括机床主轴旋转和工作台移动消耗功率,以及工件材料被刀具切除时所消耗的切削功率,其数值可以通过功率仪在机床电源输入端的监测电信号进行确定。在吸波蜂窝铣削加工过程中,利用FLUKE 434 功率仪监测铣床电控箱内的电流和电压信号,将监测得到的电流、电压信号进行乘积运算并转换存储为功率信号,从而可定量评价不同切削参数下吸波

蜂窝材料加工过程所消耗的能量大小。

不同切削参数对机床切削功率的影响如图 11 所示。当某个切削参数发生变化时,如图 11 (a) 中主轴转速由  $12000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$  增大至  $16000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ ,其余切削参数固定为进给速度  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$ 、切削深度  $10 \text{ mm}$ 、切削宽度  $15 \text{ mm}$ 。由图 11 可知,机床切削功率随主轴转速、进给速度、切削宽度、切削深度的增大均呈现

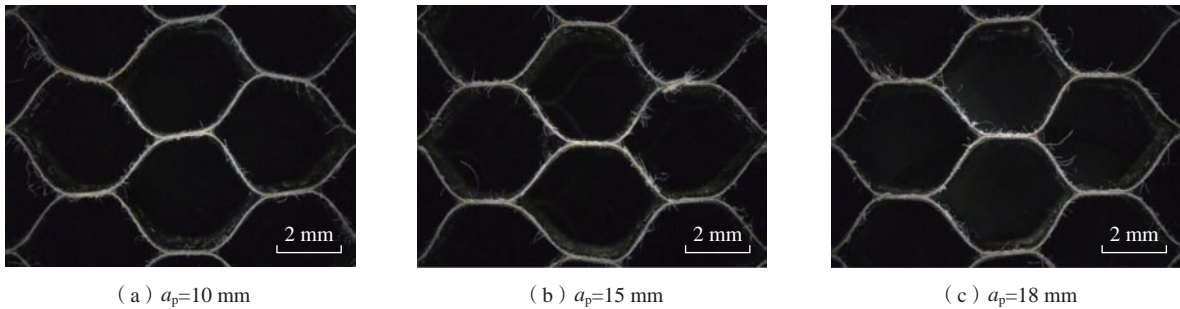


图 9 不同切削深度下吸波蜂窝加工表面形貌

Fig.9 Machined surface morphologies of wave-absorption honeycomb workpiece at different cutting depths

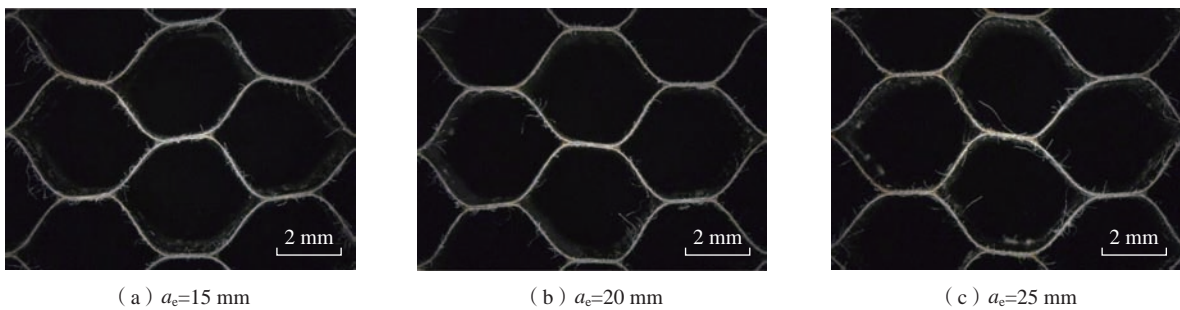


图 10 不同切削宽度下吸波蜂窝加工表面形貌

Fig.10 Machined surface morphologies of wave-absorption honeycomb workpiece at different cutting widths

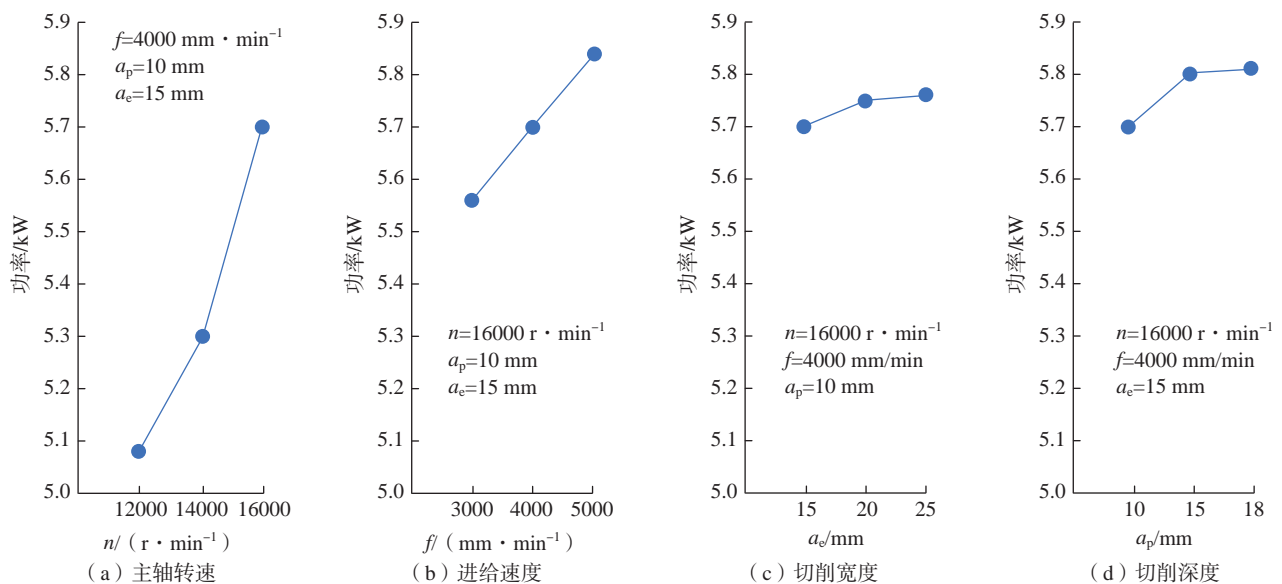


图 11 不同加工参数对机床切削功率的影响

Fig.11 Effects of different machining parameters on the cutting power of machine tool

近似线性增大的趋势,且主轴转速和进给速度对机床切削功率的影响程度显著高于切削宽度和切削深度对机床切削功率的影响程度,说明吸波蜂窝铣削加工时主轴旋转和工作台移动所消耗的能量占比更高。

### 2.4 切削参数对吸波蜂窝铣削温度的影响

#### 2.4.1 主轴转速对吸波蜂窝铣削温度的影响

采用粉碎齿铣刀对吸波蜂窝进行加工时,切削区域最高铣削温度随主轴转速的变化曲线如图 12 所示,其中误差棒是指进行 5 次重复试验时切削区域最高温度值的变化范围。最高温度值(最大值)由图 13 中方框区域标识的切削温度云图所确定。由图 12 可知,增大主轴转速导致铣削温度不断升高,而升温幅度随主轴转速增大而减小;当主轴转速分别由  $12000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$  升高至  $14000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$  和由  $14000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$  升高至  $16000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$  时,铣削温度的增大幅度分别为 17.6% 和 6.2%。这是由于提高主轴转速加剧了刀-屑与刀-工件的摩擦作用,导致摩擦热增加,进而引起铣削温度上升。同时,切屑所带走的热量随主轴转速提高而增大,使传导进入粉碎齿铣刀的热量减少。因此,铣削温度升高幅度随主轴转速增大而有所减小。

图 13 为吸波蜂窝在不同主轴转速下铣削加工时的温度云图。结果表明,吸波蜂窝铣削过程中切削热主要集中于刀-屑接触区,铣削加工时被切除的蜂窝材料切屑具有较强的红外特征,证明切屑中携带较高的热量。该结果进一步说明随主轴转速提高时,蜂窝材料切屑易发生破碎飞溅并带走大量的铣削热量,从而有助于降低加工区域温度,减小切削温度的升高幅度。

#### 2.4.2 进给速度对吸波蜂窝铣削温度的影响

图 14 为不同进给速度下铣削加工吸波蜂窝时的最高温度变化规律。在所研究的进给速度范围内,铣削过程中的最高温度随进给速度增大而逐渐升高。这是由于进给速度增大导致材料瞬时去除率增大,进而引起切削力增大,随之使切削区域产生的热量增加、切削温度

升高。

图 15 为吸波蜂窝在不同进给速度下铣削加工时的温度云图。结果表明,随着进给速度提高,具有强红外特征的切屑云图面积增大,证明进给速度增大易导致切削区域产生的热量增加和切屑红外特征增强。

#### 2.4.3 切削深度和切削宽度对吸波蜂窝铣削温度的影响

图 16 为不同切削深度和切削宽度下铣削加工吸波蜂窝的最高温度变化趋势。当切削深度或切削宽度增大时,铣削区域产生的热量虽成正比例增加,但因参加铣削的切削刃数量和切削刃长度同样成比例增大,使得切削区域散热条件得以改善。因此,粉碎齿铣刀铣削温度的增大幅度并不明显。

通过分析吸波蜂窝在不同切削深度和切削宽度下铣削加工的温度云图(图 17),发现随着切削深度或切削宽度增大时,大量切屑在加工过程中被粉碎切除,工件材料在破碎过程中剪切区域和刀-屑接触区域发生剧烈塑性变形和摩擦作用,从而产生大量切削热,使切

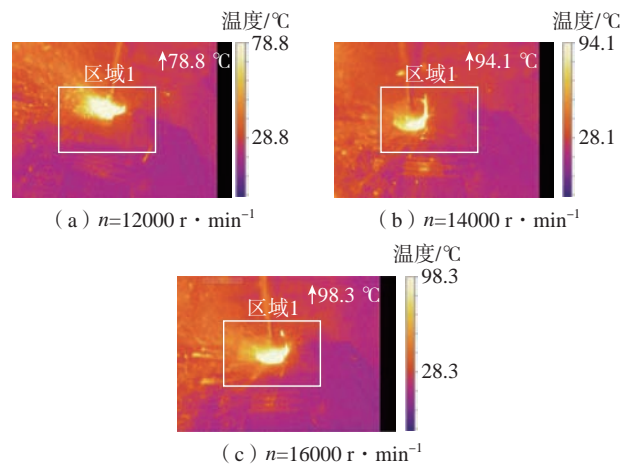


图 13 不同主轴转速铣削加工切削温度云图

Fig.13 Cloud map of cutting temperature during milling at different spindle speeds

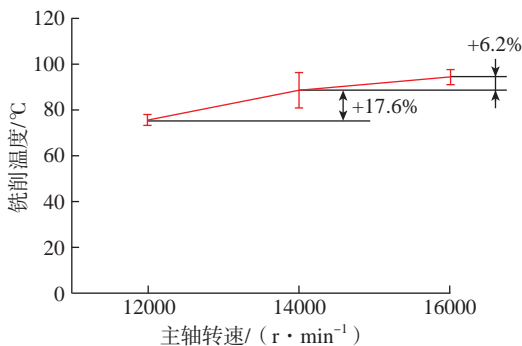


图 12 不同主轴转速下铣削区域最高温度变化规律

Fig.12 Maximum milling temperatures of milling zone at different spindle speeds

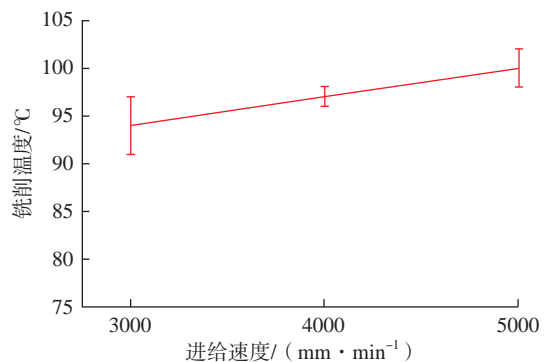


图 14 不同进给速度下铣削最高温度变化规律

Fig.14 Maximum milling temperatures during milling at different feed speeds

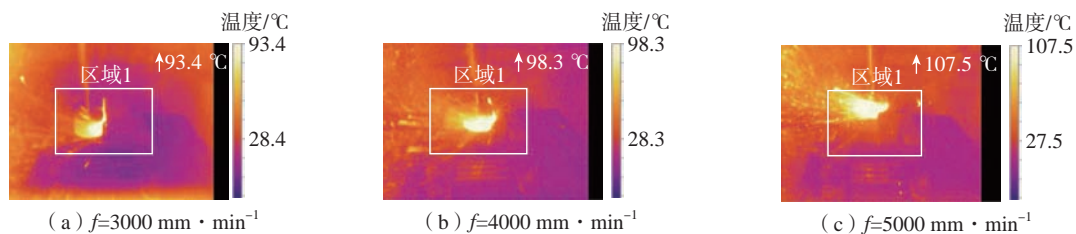


图 15 不同进给速度铣削加工切削温度云图

Fig.15 Cloud map of cutting temperature during milling at different feed speeds

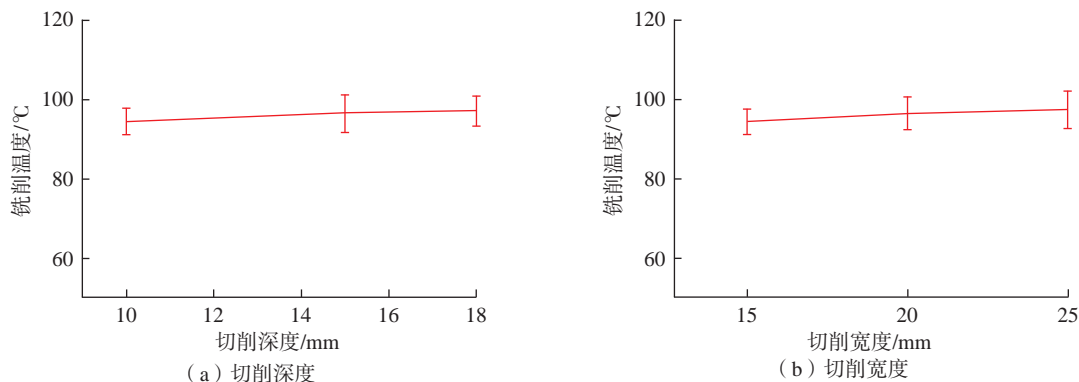


图 16 不同切削深度和不同切削宽度下铣削最高温度变化规律

Fig.16 Maximum milling temperatures during milling at different cutting depths and cutting widths

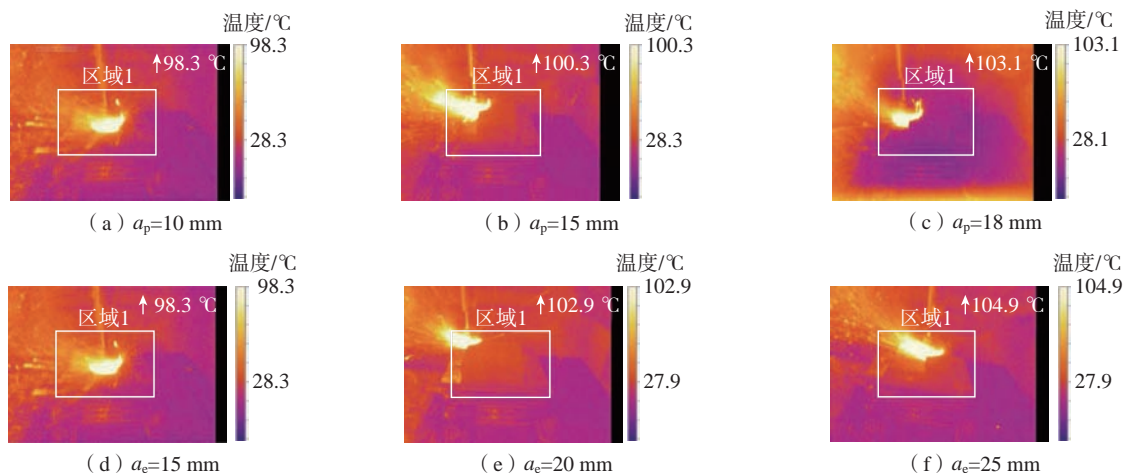


图 17 不同切削深度和切削宽度下铣削加工温度云图

Fig.17 Cloud map of cutting temperature during milling at different cutting depths and cutting widths

切削区域温度迅速升高,粉碎齿铣刀的红外特征逐渐加强。

### 3 结论

本文利用粉碎齿刀具开展了吸波蜂窝高速铣削试验研究,系统分析了主轴转速、进给速度、切削深度和切削宽度对吸波蜂窝加工表面形貌特征、切削力、切削功率和切削温度的影响规律,进而优选确定了高速铣削吸波蜂窝的工艺参数,主要研究结论如下。

(1) 随主轴转速增大时,各向切削分力均呈现减小趋势,使得吸波蜂窝加工表面毛刺缺陷得到抑制;同时,主轴转速提高有利于切屑发挥散热作用,使切削温度增长幅度随主轴转速提高时呈现减小趋势,表明高速铣削有利于改善吸波蜂窝加工表面质量和工艺性能。

(2) 吸波蜂窝加工表面毛刺缺陷程度和各向切削分力、切削功率以及切削温度均随进给速度的增大而增大。在进给速度为  $3000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$  和  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$  时加工表面毛刺缺陷程度相近,当进给速度增大至  $5000$

$\text{mm} \cdot \text{min}^{-1}$  时毛刺缺陷显著加剧。

(3) 随切削深度和切削宽度增大时, 由于单位时间内被切除材料体积成比例增大, 导致切削力和切削温度提高, 加工表面毛刺缺陷程度加剧。

(4) 以抑制毛刺缺陷为主要目标时, 综合考虑切削参数对切削力、切削功率和切削温度的影响, 优选确定吸波蜂窝高速铣削工艺参数为主轴转速  $16000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ 、进给速度  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$ 、切削深度  $10 \text{ mm}$  和切削宽度  $15 \text{ mm}$ 。因进给速度  $4000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$  时毛刺缺陷程度与  $3000 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$  时相近, 为保证加工效率, 可根据实际工况灵活选择进给速度。

### 参考文献

- [1] 程文礼, 袁超, 邱启艳, 等. 航空用蜂窝夹层结构及制造工艺[J]. 航空制造技术, 2015, 58(7): 94–98.
- CHENG Wenli, YUAN Chao, QIU Qiyang, et al. Honeycomb sandwich structure and manufacturing process in aviation industry[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(7): 94–98.
- [2] 尚文军, 冯平法, 查慧婷, 等. Nomex蜂窝材料超声辅助加工圆盘刀的设计和工艺特性研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(23/24): 68–74.
- SHANG Wenjun, FENG Pingfa, ZHA Huiting, et al. Research on design and processing characteristics of disc cutter in ultrasonic vibration cutting nomex honeycomb composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(23/24): 68–74.
- [3] 胡小赛, 沈勇, 王黎明, 等. 吸波材料结构、性能及应用研究进展[J]. 应用化工, 2015, 44(9): 1741–1746.
- HU Xiaosai, SHEN Yong, WANG Liming, et al. Study on the structure, properties and application of microwave absorbing materials[J]. Applied Chemical Industry, 2015, 44(9): 1741–1746.
- [4] 姜少玮, 王永青, 刘阔, 等. 高温合金蜂窝芯冰固持低损伤加工技术研究[J]. 中国机械工程, 2022, 33(5): 577–582.
- JIANG Shaowei, WANG Yongqing, LIU Kuo, et al. Research on ice fixation and low damage machining technology of superalloy honeycomb cores[J]. China Mechanical Engineering, 2022, 33(5): 577–582.
- [5] YU B H, YAO S F, WU X, et al. Cell wall fracture mechanism in ultrasonic-assisted cutting of honeycomb materials[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022, 121(7): 5067–5078.
- [6] 牛景露, 朱祥龙, 康仁科, 等. 圆片刀超声切削蜂窝芯材料试验研究[J]. 金刚石与磨料磨具工程, 2017, 37(3): 62–68.
- NIU Jinglu, ZHU Xianglong, KANG Renke, et al. Experimental research on ultrasonic cutting honeycomb cores by disc cutter[J]. Diamond & Abrasives Engineering, 2017, 37(3): 62–68.
- [7] WANG F B, WANG Y Q. Optimization of cryogenic milling parameters for aluminum honeycomb treated by ice fixation method[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 99(9): 2271–2281.
- [8] XIANG D H, WU B F, YAO Y L, et al. Ultrasonic longitudinal-torsional vibration-assisted cutting of Nomex® honeycomb-core composites[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 100(5): 1521–1530.
- [9] 马成, 刘方军. 蜂窝材料加工工艺研究进展[J]. 航空制造技术, 2016, 59(3): 48–54.
- MA Cheng, LIU Fangjun. Research progress in processing technology of honeycomb materials[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(3): 48–54.
- [10] 王毅丹, 康仁科, 白杜娟, 等. 高密度芳纶纸蜂窝的磨削试验[J]. 金刚石与磨料磨具工程, 2018, 38(6): 48–53.
- WANG Yidan, KANG Renke, BAI Dujuan, et al. Experiment on grinding performance of high-density aramid honeycombs[J]. Diamond & Abrasives Engineering, 2018, 38(6): 48–53.
- [11] 姜杰凤, 毕运波. 蜂窝芯工件高速铣削自动化固持系统设计[J]. 制造技术与机床, 2018(6): 70–73.
- JIANG Jiefeng, BI Yunbo. Automated fixture system for high speed milling of paper honeycomb core[J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2018(6): 70–73.
- [12] 刘望子, 管海新, 惠稳棉, 等. 复合材料双曲面NOMEX蜂窝加工技术研究及应用[J]. 航空制造技术, 2019, 62(10): 88–92, 97.
- LIU Wangzi, GUAN Haixin, HUI Wenmian, et al. Research progress and application of hyperboloid NOMEX honeycomb of composite materials[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(10): 88–92, 97.
- [13] 王路平, 段春争, 李超, 等. 高速铣削铝蜂窝芯壁变形研究[J]. 工具技术, 2021, 55(9): 42–46.
- WANG Luping, DUAN Chunzheng, LI Chao, et al. Research on deformation of honeycomb wall in high speed milling of aluminum honeycomb core[J]. Tool Engineering, 2021, 55(9): 42–46.
- [14] WANG F B, WANG Y Q. Investigate on milling force of cryogenic cooling processing aluminum honeycomb treated by ice fixation[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 98(5): 1253–1265.
- [15] AN Q L, DANG J Q, MING W W, et al. Experimental and numerical studies on defect characteristics during milling of aluminum honeycomb core[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2019, 141(3): 031006.
- [16] GUO Z F, LIU X, YAO S F, et al. Stability analysis and experimental research on ultrasonic cutting of wave-absorbing honeycomb material with disc cutter[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022, 120(1–2): 1373–1383.
- [17] WANG B, LIU Z Q, CAI Y K, et al. Advancements in material removal mechanism and surface integrity of high speed metal cutting: A review[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2021, 166: 103744.

通讯作者: 王兵, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事难加工材料高质高效切削加工和先进刀具技术等方面研究。

(责编 向阳)

引文格式: 王震, 郑侃, 董松, 等. 大型复合材料构件机器人铣边站位优化研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 91-99.

WANG Zhen, ZHENG Kan, DONG Song, et al. Optimization of robot milling station for large composite components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 91-99.

# 大型复合材料构件机器人铣边站位优化研究\*

王震, 郑侃, 董松, 孙连军, 王涛

(南京理工大学机械工程学院, 南京 210094)

[摘要] 针对大型复合材料构件机器人铣边站位选取不合理导致加工质量低下的问题, 提出基于最优刚度的单机器人多工位铣边站位优化方法。通过机器人运动学正逆解求得机器人刚度, 建立与机器人站位相关的刚度函数模型。对不同站位下的机器人铣边任务进行分配, 并通过基于刚度的站位优化算法开展机器人铣边站位优化研究, 获得机器人刚度最优的一组站位。机器人铣边试验验证了机器人铣边站位的优化效果。结果表明, 相比优化前, 基于最优刚度的站位优化可显著提升机器人铣边稳定性, 使铣边加工表面粗糙度降低 33% 以上。

关键词: 机器人加工; 站位优化; 移动机器人; 碳纤维增强基复合材料; 大型构件; 刚度性能

## Optimization of Robot Milling Station for Large Composite Components

WANG Zhen, ZHENG Kan, DONG Song, SUN Lianjun, WANG Tao

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

[ABSTRACT] Aiming at the problem of low machining quality caused by unreasonable selection of robot milling station for large composite components, a single robot multi-station milling station optimization method based on optimal stiffness is proposed. The stiffness of the robot is obtained by the forward and inverse kinematics of the robot, and the stiffness function model related to the robot position is established. The robot milling tasks at different stations are allocated, and the robot milling station optimization research is carried out through the stiffness-based station optimization algorithm to obtain a set of stations with the best robot stiffness. The optimization effect of robot milling position is verified by robot milling experiment. The results show that the station optimization based on the optimal stiffness can significantly improve the stability of the robot milling edge, and reduces the surface roughness of the milling edge by more than 33% compared with before optimization.

**Keywords:** Robot machining; Station optimization; Mobile robot; Carbon fiber reinforced matrix composite; Large component; Stiffness performance

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.091

碳纤维增强基复合材料 (CFRP, 简称复材) 因具有高比强度、高比刚度、耐疲劳、耐腐蚀等优点现已被大量应用于航空工业中<sup>[1-5]</sup>。由于复材成型精度较差, 需要后续通过铣边来达到尺寸精度、装配和表面质量要求<sup>[6]</sup>。对于大型复材构件的铣边, 其尺寸使得传统机床难以胜任, 因此通常使用机器人进行铣边加工<sup>[7-9]</sup>。但机器人

本身的弱刚性导致其加工时容易发生颤振, 铣边质量下降并影响机器人寿命和精度<sup>[10-18]</sup>。在多工位铣边大型复材构件时, 工件位置固定, 机器人站位决定了机器人加工时的位姿, 进而决定了机器人铣边时的刚度。因此, 在大型复材构件机器人铣边中, 站位优化对提升机器人刚度、加工质量、加工效率有重要意义。

\* 基金项目: 国家自然科学基金 (52075265); 复杂装备系统动力学前沿科学中心科技领军人才团队项目 (FSCCESD220401)。

对于大型构件,通常采用多工位加工和多机器人加工,这两种方式都须对机器人进行合理的任务分配和站位优化,因此许多学者对机器人任务分配做了大量研究。Zhou 等<sup>[19]</sup>研究了单机器人路径规划、多机器人任务分配、多工位分配 3 个子问题的求解,并基于此提出了利用遗传算法的嵌套迭代优化方法。于乾坤等<sup>[20]</sup>基于约束和关节可用度指标,建立了关于站位的单点和连续喷涂任务代价函数,并结合内点罚函数法构建了最优站位的求解方法。任书楠等<sup>[21]</sup>定义了基座可行位置空间,并提出了一种通过基座可行位置空间的交集确定机械臂的停站位置的站位规划方法。陶波等<sup>[22]</sup>对移动机器人加工动力学进行了理论建模和实验分析,得到了移动机器人加工的动力学特性,并设计了一种用于恒力匀速磨抛加工的 Takagi-Sugeno (T-S) 模糊控制器。

为综合考虑机器人弱刚性和大型复材构件机器人站位对铣边加工的影响,本文将结合其他学者对机器人刚度的研究成果,建立一种与机器人站位相关的刚度指标函数,再以刚度指标和空间可达性为依据进行机器人铣边任务分配,并以此为基础利用站位优化算法对机器人的站位进行优化计算。最后搭建机器人铣边平台,开展相关试验以验证站位优化对铣边质量的影响。

## 1 机器人运动学和刚度模型

### 1.1 机器人运动学模型

为计算机器人末端刚度,使用标准 Denavit-Hartenberg (D-H) 参数法建立机器人运动学模型,构建机器人运动学逆解的求解方法。KUKAKR500 机器人为六自由度关节型机器人,加工范围为 1200~2830 mm,运动关节为回转型,对此机器人进行标准 D-H 参数建模<sup>[23]</sup>。按照标准 D-H 参数法建立机器人各连杆坐标系,如图 1 所示,并确定机器人各连杆参数,如表 1 所示。

在标准 D-H 参数机器人模型中的关节坐标变换矩阵<sup>[23-24]</sup>为

$$A_i = \text{Rot}_{z,\theta_i} \text{Trans}_{z,d_i} \text{Trans}_{x,a_i} \text{Rot}_{x,\alpha_i} \quad (1)$$

式中, Rot 为坐标旋转矩阵; Trans 为坐标平移矩阵; z 和 x 为旋转轴;  $\theta$  为关节转角; a 为连杆长度;  $\alpha$  为连杆扭转角; d 为连杆偏距。

$$A_i = \begin{bmatrix} \cos \theta_i & -\sin \theta_i \cos \alpha_i & \sin \theta_i \sin \alpha_i & a_i \cos \theta_i \\ \sin \theta_i & \cos \theta_i \cos \alpha_i & -\cos \theta_i \sin \alpha_i & a_i \sin \theta_i \\ 0 & \sin \alpha_i & \cos \alpha_i & d_i \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

对每个关节坐标系进行连续变换可以得到从基坐标到末端坐标的坐标变换公式,即

$$T_6^0 = A_1 A_2 A_3 A_4 A_5 A_6 \quad (3)$$

$$T_6^0 = \begin{bmatrix} n_x & o_x & a_x & p_x \\ n_y & o_y & a_y & p_y \\ n_z & o_z & a_z & p_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中,  $T_6^0$  即为机器人的运动学正解。

由于工位优化为离线优化,无响应时间的要求,且需要考虑机器人的路径规划和任务分配以及路径中每个点位的刚度情况,同时为保证机器人关节角不发生剧烈变化,需要对每个关节角的变化幅度加以约束。根据以上考虑,选择使用数值解求运动学逆解。

设  $P_{\text{target}}$  为机器人末端的目标位姿,  $\theta_{\text{target}}$  为目标位姿下的机器人关节角且满足

$$g(\theta_{\text{target}}) = P_{\text{target}} - f(\theta_{\text{target}}) = \mathbf{0} \quad (5)$$

设  $\theta^0$  为初始估计值,  $\theta$  逐渐逼近  $\theta_{\text{target}}$ , 则对  $f(\theta)$  在  $\theta^0$  处进行泰勒展开,可得

$$x = f(\theta) = f(\theta^0) + \left. \frac{\partial f}{\partial \theta} \right|_{\theta^0} (\theta - \theta^0) + o(\theta) \quad (6)$$

式中,  $\theta^0$  处的雅可比矩阵  $\left. \frac{\partial f}{\partial \theta} \right|_{\theta^0} = J(\theta^0)$ 。令  $\Delta\theta = \theta - \theta^0$ ,

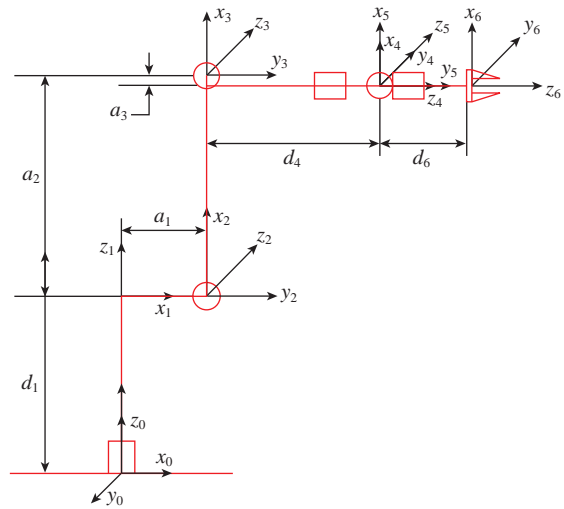


图 1 机器人 D-H 模型

Fig.1 Robot D-H model

表 1 标准 D-H 模型参数

Table 1 Parameters of standard D-H model

关节编号	$a_i/\text{mm}$	$\alpha_i/(\circ)$	$d_i/\text{mm}$	$\theta_i/(\circ)$
1	500	90	1045	0
2	1300	0	0	90
3	55	90	0	0
4	0	90	1025	0
5	0	90	0	0
6	0	0°	290	-180°

保留至第一阶,并假设  $J(\theta^0)$  可逆,可得

$$\Delta\theta = J^{-1}(\theta^0)[x_{\text{target}} - f(\theta^0)] \quad (7)$$

由 Newton-Raphson 法可得

$$\theta^{k+1} = \theta^k - \left[ \frac{\partial g}{\partial \theta}(\theta^k) \right]^{-1} g(\theta^k) \quad (8)$$

令

$$\theta^1 = \theta^0 + \Delta\theta \quad (9)$$

将  $\theta^1$  重新代入并重复上述过程,产生一系列  $\theta$  值  $\{\theta^0, \theta^1, \theta^2, \dots\}$ ,并最终收敛于  $\theta_{\text{target}}$  处,在实际使用中,迭代过程会在满足设定的阈值  $\varepsilon$ ,即  $|g(\theta^k) - g(\theta^{k+1})|/|g(\theta^k)| \leq \varepsilon$  之后停止,将此时的结果作为最终解<sup>[25]</sup>。

## 1.2 机器人刚度模型

对于串联机器人,其刚度模型为

$$\mathbf{K} = \mathbf{J}_\theta^{-T} \mathbf{K}_\theta \mathbf{J}_\theta^{-1} \quad (10)$$

式中,  $\mathbf{K}$  为机器人笛卡儿刚度矩阵;  $\mathbf{K}_\theta$  为机器人关节刚度矩阵;  $\mathbf{J}_\theta$  为机器人雅可比矩阵。

由于机器人末端所受力矩和实际的扭转变形较小,因此此处只考虑位移变形  $\mathbf{d}$  和末端受力  $\mathbf{f}$  之间的关系。

$$\mathbf{f} = \mathbf{K}_{fd} \mathbf{d} \quad (11)$$

假设末端受到大小为一个单位的力作用时,则有

$$\mathbf{d}^T \mathbf{K}_{fd}^T \mathbf{K}_{fd} \mathbf{d} = 1 \quad (12)$$

式(12)描述的是三维空间中的一个椭球面,其随机器人位姿变化而变化,称为刚度椭球。其物理意义是该椭球面上沿给定方向的轴长反映该方向上的刚度大小,如图2所示。

由于机器人铣削加工时表面质量受多个方向刚度的综合影响,需要选用能够综合反映机器人刚度性能的指标,由于刚度椭球的体积  $V$  与刚度椭球3个轴长的乘积相关,能够表征机器人的综合刚度性能。

$$V = \frac{4}{3} \pi \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 = \frac{4}{3} \pi \det(\mathbf{K}_{fd}^T \mathbf{K}_{fd}) \quad (13)$$

因此将刚度性能指标  $k_a$  确定为

$$k_a = \sqrt[3]{\det(\mathbf{K}_{fd}^T \mathbf{K}_{fd})} \quad (14)$$

## 1.3 刚度函数

由于工件的几何形状和摆放位置已经确定,机器人原点和工件加工点的相对位置只和机器人在第7轴上

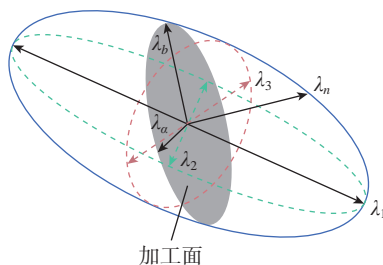


图2 刚度椭球  
Fig.2 Stiffness ellipsoid

的位置相关,因此机器人末端位姿  $\mathbf{P}$ 、机器人原点在第7轴上的距离  $L$ 、机器人关节角  $\theta$  之间的映射关系为

$$\mathbf{P} = f(\theta, L) \quad (15)$$

刚度矩阵与机器人雅可比矩阵相关,可表示为

$$\mathbf{K} = k(\mathbf{J}_\theta) \quad (16)$$

$\mathbf{J}_\theta$  为关于关节角  $\theta$  的函数,若工件上的目标点固定,则刚度指标  $k_a$  可表示为

$$k_a = h(L) \quad (17)$$

第7轴上的每个机器人站位,即机器人原点至第7轴原点的距离可定义一个集合  $\{X_1, X_2, X_3, \dots, X_n\}$ ,在  $X_n$  站位下,机器人刚度指标可表示为

$$k_n = h(X_n) \quad (18)$$

对于每个  $X_n$ ,寻找在其站位下整个工件轮廓中的刚度指标最小的值作为该站位的刚度评价。

$$k_{ni} = k_a(X_n, \mathbf{P}_i) \quad (19)$$

$$\tau_n = \min(k_{ni}) \quad (20)$$

## 2 机器人铣边站位优化

### 2.1 机器人加工任务分配

对于机器人站位构成的集合  $P\{X_1, X_2, X_3, \dots, X_n\}$  中的每个元素  $X_n$ ,需要对应的分配加工任务,设  $W_i$  为工件上的某一点,若  $W_i$  与  $X_n$  的距离  $L$  与机器人加工范围  $R$  满足

$$\begin{cases} L \leq R_{\min} \\ L \geq R_{\max} \end{cases} \quad (21)$$

则  $W_i$  被视为该位置下的可加工点。

所有待加工点  $W_i\{X, Y, Z\}$  构成一个集合  $W\{W_1, W_2, W_3, \dots, W_n\}$ ,  $W$  也可视为一个  $3 \times m$  的矩阵  $\mathbf{W}$ ,计算该矩阵中所有点到  $X_n$  站位下机器人原点  $\mathbf{O}_n$  的距离,得到一个距离矩阵  $\mathbf{D}_n$ 。

$$\mathbf{D}_n = \text{diag}\{[\mathbf{W} - \mathbf{O}_n(3 \times m)]^T \times [\mathbf{W} - \mathbf{O}_n(3 \times m)]\} \quad (22)$$

之后判断每个点位是否位于该站位下的可加工范围内。

$$\mathbf{D}_n^R = (\mathbf{D}_n - R_{\min}^2)(R_{\max}^2 - \mathbf{D}_n) \quad (23)$$

之后对  $\mathbf{D}_n^R$  进行逻辑运算,由于判断时只须考虑元素的正负,因此对其作简化,将  $\mathbf{D}_n^R$  中所有负值视为0,所有非负值视为1。矩阵  $\mathbf{D}_n^R$  中的0表示对应的点位无法被加工,1表示可以被加工。对于  $\mathbf{P}_i$  中所有站位  $X_n$ ,分别计算对应的  $\mathbf{D}_n^R$ ,并对所有  $\mathbf{D}_n^R$  进行或运算获得逻辑矩阵  $\mathbf{Q}$ 。 $\mathbf{Q}$  中若存在0值,则  $W\{W_1, W_2, W_3, \dots, W_m\}$  中存在当前  $\mathbf{P}_i$  中所有站位  $X_n$  下都无法加工的点,即该站位组合  $\mathbf{P}_i$  无法满足可达性要求;当  $\mathbf{Q}$  中不存在0值时,则  $\mathbf{P}_i$  满足可达性要求,将  $\mathbf{P}_i$  作为可选站位组合,并将每个站位  $X_n$  下的可达点位保存为  $W_n$ 。

存在某些点  $W_i$  同时处于多个站位的可达范围内时,

先将其搁置,待其他点位处理完毕后,需要对其进行如下判断以确定该点位所属的加工站位:

- (1) 选择一个距离已分配点位最近的未分配点位;
- (2) 寻找距离该未分配点位最近的已分配点位;
- (3) 将该未分配点位分配至找到的已分配点位所属的站位;

(4) 重复步骤(1)~(3),直至所有点位分配完毕或超出可达范围分配失败。

### 2.2 优化算法

工位优化的目标是获得使整体刚度最大化的机器人站位。首先,对于  $P_i$  中的每个站位  $X_n$ ,按照机器人可达性分配在该站位下的所有工件加工点位  $W_m$ ,并将其储存在机器人可加工点位中  $W_{imm} = W_m$ ,在每个站位都分配完成后检查是否已分配所有工件加工点位,若结果是否为,则对下一个  $P_i$  进行相同操作,若当前  $P_i$  都无法满足要求,则令  $n = n + 1$  并重新生成  $P_i$ ,重复上述计算直至满足要求;之后,对  $W_{imm}$  中的每个点位求逆解,获得机器人关节角,并计算机器人末端刚度指标,将所有点位  $W_{imm}$  中的最低刚度作为此站位  $X_n$  下的刚度,再将所有站位  $\{X_1, X_2, X_3, \dots, X_n\}$  中的最低刚度作为  $P_i$  的刚度;最后,以  $P_i$  的刚度最大为指标进行优化,获得使刚度最大的  $P_i$  作为最终优化结果。站位优化流程如图3所示。优化过程的伪代码如图4所示。

### 2.3 站位优化结果

为验证所提优化算法的有效性,对大型工件的轮廓简化模型进行站位优化。首先对工件站位分配进行预处理,将工件轮廓抽象为加工点位的集合,如图5所示,并根据机器人工作空间对其进行站位的可达性判断,筛选出可行的工位组合。机器人的原始站位如图6所示。

在第7轴上间隔0.1 m取一个站位,组成原始的站位空间。在站位空间中,Z轴上的一个点表示一组机器

人站位组合,而工件作为一个二维流形在Z轴方向上叠加。对每个站位上的加工点位进行可达性检验,由此获得初始站位空间和工件加工点位分布,如图7所示。

根据机器人工作空间范围和工件尺寸,筛选出初始站位组合空间中满足机器人空间可达性要求的站位组

```

input:  $W_m$ —加工点位
output:  $P_{best}(X_1, X_2, X_3, \dots, X_n)$ —机器人站位
1. 定义刚度函数 stiffness
2. for  $P_i$  do
3. for  $X_n$  do
4. for  $W_m$  do
5. 执行 2.1 节任务分配算法
6. end for
7. if  $W_{imm} \neq W_m$  do
8. 跳出所有循环并选择下一个  $P_i$  重新计算
9. end if
10. 对于每个  $W_{imm}$ , 求逆解并计算刚度 stiffness
11.  $minstf(X_n) = \min(stiffness(W_{imm}))$ 
12.  $minstf(P_i) = \min(stiffness(X_n))$ 
13. end for
14. 以  $\max(minstf(P_i))$  为目标进行优化计算
15. end for
16.  $P_{best} = \max(stiffness(P_i))$ 
17. return  $P_{best}$ 
    
```

图4 站位优化算法

Fig.4 Station optimization algorithm

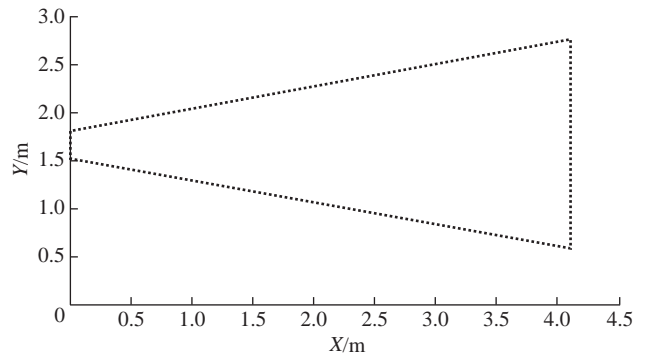


图5 工件轮廓点位

Fig.5 Workpiece contour point position

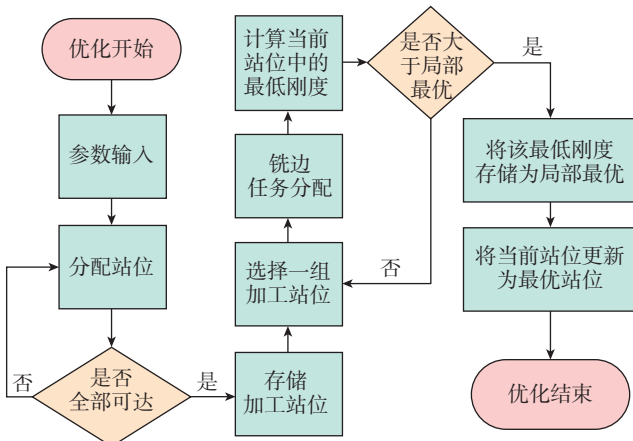


图3 站位优化流程

Fig.3 Station optimization process

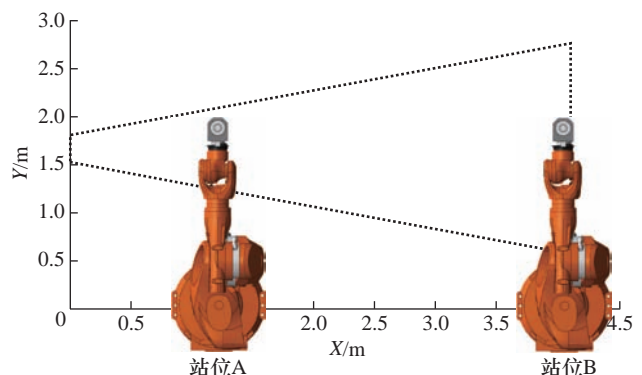


图6 机器人原始站位分配

Fig.6 Robot original station assignment

合,将其作为可达站位空间,如图8所示。

由可达性筛选出的可行站位组合,并根据由刚度函数计算所得刚度指标进行优化,获得使整体刚度最优的站位组合,如图9所示,站位优化结果为(2.1,3.9),即两个工位中,一个工位位于第7轴上距原点2.1 m处,另一个位于3.9 m处。

进行不同站位的加工任务分配,结果如图10所示。

### 3 站位优化效果试验

选择3个固定的工件位置,并分别计算优化前和优化后的站位中加工这3个位置时的位姿和刚度情况,

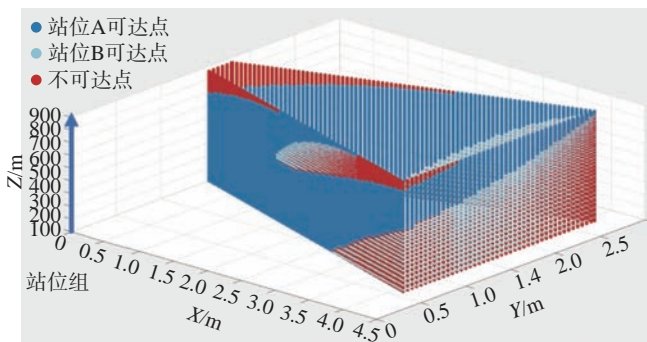
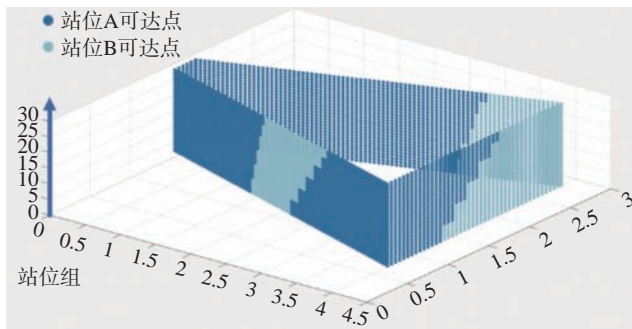
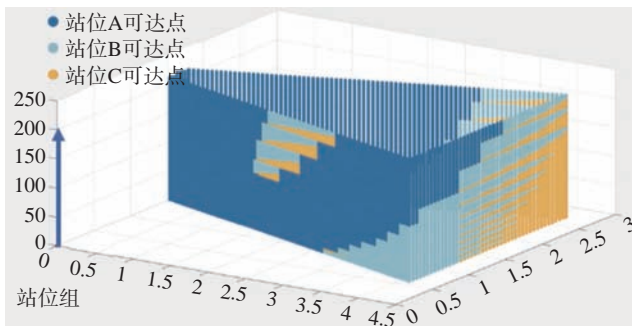


图7 原始站位空间  
Fig.7 Original station space



(a) 两工位可达站位空间



(b) 三工位可达站位空间

图8 可达站位空间  
Fig.8 Reachable station space

以验证站位优化对机器人加工刚度的改善效果。站位优化后,机器人原点位置改变而工件位置不变,因此机器人铣边时的位姿发生改变,如图11所示。铣边站位优化前后的位姿和刚度如表2所示,与优化前的刚度相比,优化后3个位置的刚度分别提升27.4%、33.0%、26.4%。

为验证实际工况下的优化效果,设计了铣边加工验证试验。加工机器人为KUKA-KR500-R2830机器人,超声加工系统由超声刀柄和超声电源组成。试验中,通过调节超声电源的输出电流来实现超声振幅的调节,铣边刀具为美福D8-PCD两刃立铣刀,工件夹持方式为螺纹装夹,通过M6螺丝将CFRP工件固定于工装台上。机器人内置的末端测力仪为9105-NET-Omega160型六轴力/扭矩传感器(ATI公司),用于测量铣边加工时的铣削力状态。在机器人末端搭载的电主轴上安装PCB-356-A15型三轴加速度传感器,用以测量加工时的机器人状态。本试验所用试件为CFRP薄板件,采用双向交织铺层,铺层角为 $90^\circ$ ,工件尺寸为 $300\text{ mm} \times 400\text{ mm} \times 4\text{ mm}$ 。试验加工现场如图12所示。

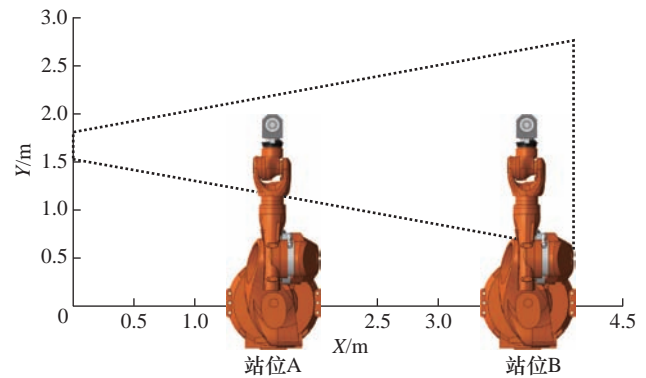


图9 刚度优化站位  
Fig.9 Stiffness optimization station

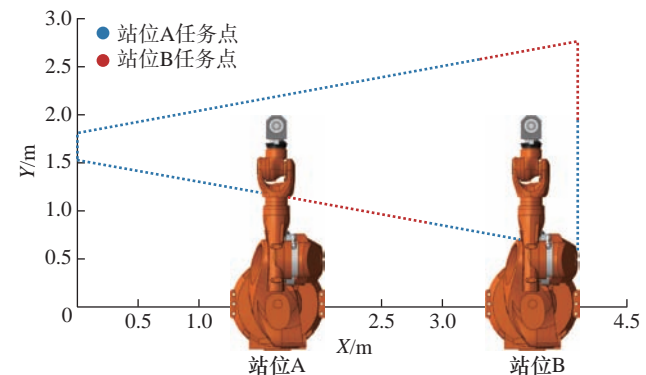


图10 多站位任务分配  
Fig.10 Multi-station task allocation

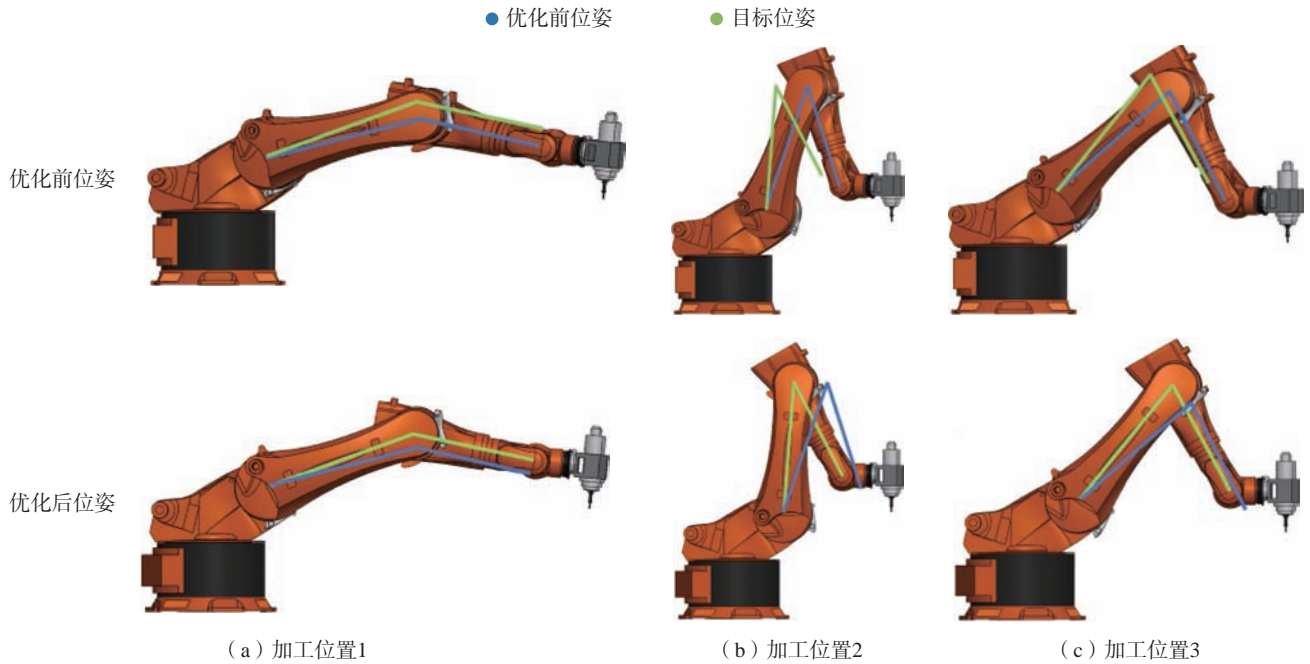


图 11 优化前后位姿

Fig.11 Posture before and after optimization

表 2 机器人的位姿和刚度

Table 2 Robot posture and stiffness

加工位置		$\theta_1/(\circ)$	$\theta_2/(\circ)$	$\theta_3/(\circ)$	$\theta_4/(\circ)$	$\theta_5/(\circ)$	$\theta_6/(\circ)$	$k_f/(10^4 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1})$
优化前	1	7.2	26.6	45.4	0	-18	0	6.267
	2	16.8	40.4	3.2	0	-46.8	0	5.002
	3	8.6	50.4	-36	0	-75.6	0	6.889
优化后	1	3.6	14.4	54	0	-18	0	7.987
	2	19.6	54	-18	0	-54	0	6.653
	3	9.4	60	-49.2	0	-79.2	0	8.705

对优化前后的机器人加工情况进行试验对比。选取一组普通站位与最优站位进行对比,如图 13 和图 14 所示,在其他加工条件一致的情况下对两种站位下铣边的铣削力和铣边质量进行对比。

机器人铣边加工试验中的位姿信息如表 3 所示。

图 15 和图 16 分别为站位优化前后的铣削力。通过对比可以发现,站位优化前后铣削力由 700 N 降至 500 N 以下,下降约 28.6%,证明站位优化能够减小铣边加工时的铣削力。

利用激光显微镜对 6 个位姿下机器人 CFRP 铣边加工获得的样件进行表面粗糙度的观测,如图 17 所示,获得的结果如图 18 和图 19 所示。试验结果表明,加工站位优化可使加工质量提升 33% 以上,证明所提基于刚度的站位优化能够使机器人加工效果明显提升。

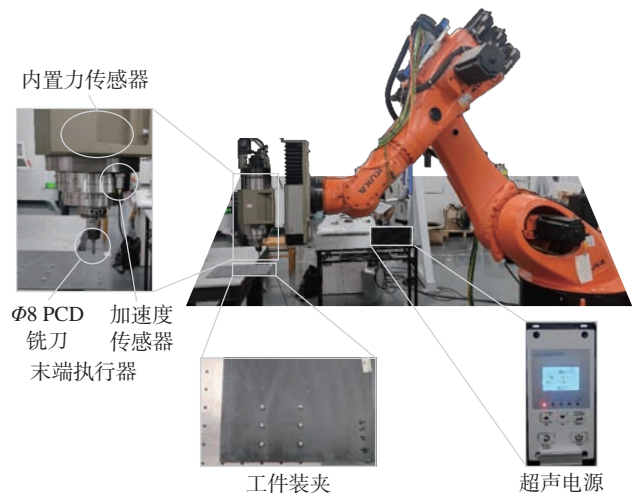


图 12 铣边加工试验设备

Fig.12 Milling edge processing experimental equipment



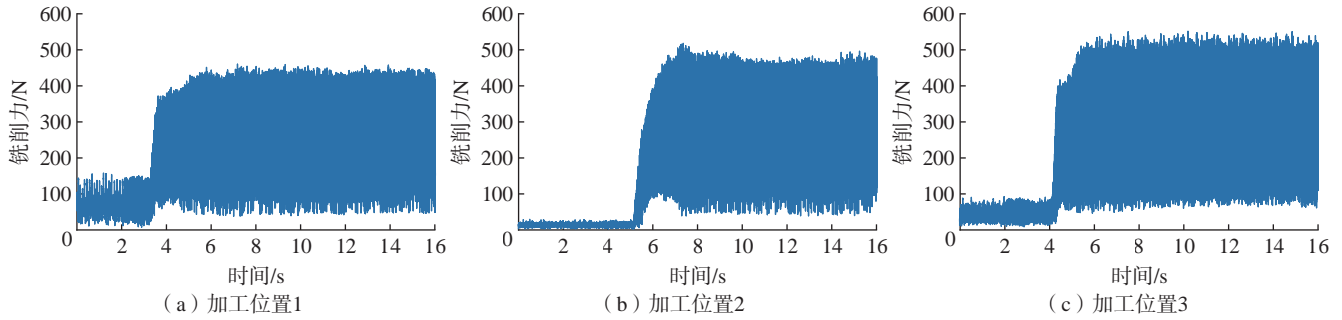


图 16 站位优化后铣削力  
Fig.16 Milling force after station optimization

#### 4 结论

提出了一种基于刚度的机器人铣边站位优化方法,该方法可用于机器人铣边加工大型 CFRP 构件。提供了一种基于空间可达性的站位规划方法和一种基于刚度的站位优化方法和任务分配方法,并通过试验验证了方法的有效性,得出结论如下。

(1) 基于机器人静刚度模型建立了一种与机器人站位相关的刚度函数,并基于此函数和空间可达性进行了机器人铣边任务分配。

(2) 通过站位优化改变了机器人铣边时的位姿,使机器铣边时的刚度提升 20% 以上,并通过铣边任务分配算法保证了铣边任务的连续性。

(3) 刚度的改善使铣边加工时的铣削力降低了 28% 以上。刚度的提高和铣削力的降低改善了最终的铣边质量,试验证明,相比优化前,基于刚度的机器人铣边站位优化能够使铣边质量提升 33% 以上。

#### 参考文献

[1] 廖文和, 郑侃, 孙连军, 等. 大型复杂构件机器人加工稳定性研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 156-175.

LIAO Wenhe, ZHENG Kan, SUN Lianjun, et al. Review on chatter stability in robotic machining for large complex components[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 156-175.

[2] 董松, 郑侃, 孟丹, 等. 大型复杂构件机器人制孔技术研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 23-40.

DONG Song, ZHENG Kan, MENG Dan, et al. Robotic drilling of large complex components: A review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 23-40.

[3] 王乾杰. 面向大型航空构件装配的异形垫片机器人加工系统设计及实现[D]. 武汉: 华中科技大学, 2020.

WANG Qianjie. Design and implementation of robot machining system for special-shaped gasket for assembly of large aviation components[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2020.

[4] 郝大贤, 王伟, 王琦珑, 等. 复合材料加工领域机器人的应用与发展趋势[J]. 机械工程学报, 2019, 55(3): 1-17.



图 17 样件观测设备  
Fig.17 Sample observation equipment

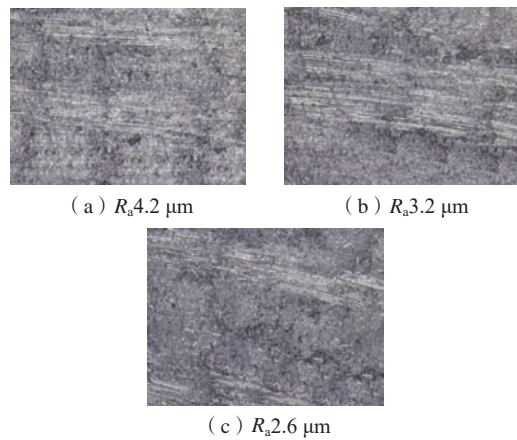


图 18 站位优化前铣边质量  
Fig.18 Edge-milling quality before position optimization

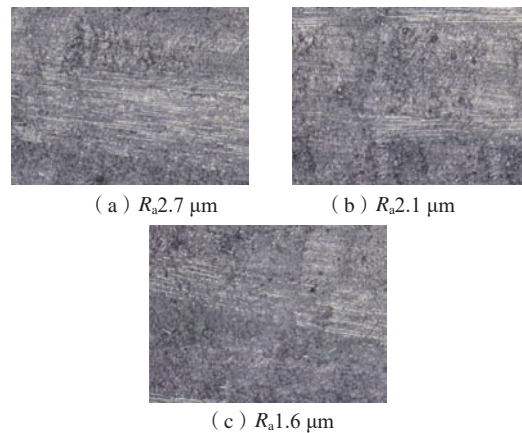


图 19 站位优化后铣边质量  
Fig.19 Edge-milling quality after position optimization

HAO Daxian, WANG Wei, WANG Qilong, et al. Applications and development trend of robotics in composite material process[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(3): 1-17.

[5] 顾帆. 基于工业机器人的陶瓷基复合材料旋转超声制孔关键技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2020.

GU Fan. Research on key technology of rotary ultrasonic drilling of ceramic matrix composites based on industrial robot[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2020.

[6] 于建华, 丁志纯, 雷力明. 复合材料磨削切边关键技术及装置研究[J]. 制造技术与机床, 2017(10): 70-74.

YU Jianhua, DING Zhichun, LEI Liming. Study on key technology and device of CFRP boundary machining[J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2017(10): 70-74.

[7] 王毅. 大型构件机器人铣孔加工控制系统开发及加工误差分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.

WANG Yi. Development of control system for large-scale component robot hole milling and analysis of machining error[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021.

[8] 王立凡. 大型薄壁构件镜像加工装备运动控制技术研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2019.

WANG Lifan. Study on motion control of mirror milling equipment for large thin-walled parts[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019.

[9] 郭毅伟. 机器人加工装备研发及在压铸件铣边中的应用[D]. 厦门: 厦门大学, 2018.

GUO Yiwei. Development of robot processing equipment and its application in milling of die castings[D]. Xiamen: Xiamen University, 2018.

[10] WANG G F, DONG H Y, GUO Y J, et al. Chatter mechanism and stability analysis of robotic boring[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 91(1): 411-421.

[11] 倪鹤鹏. 机器人铣削加工轨迹规划与颤振稳定性研究[D]. 济南: 山东大学, 2019.

NI Hepeng. Research on trajectory planning and flutter stability of robot milling[D]. Jinan: Shandong University, 2019.

[12] SUN L J, ZHENG K, LIAO W H, et al. Investigation on chatter stability of robotic rotary ultrasonic milling[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2020, 63: 101911.

[13] 董辉跃, 吴杨宝, 郭英杰, 等. 机器人精镗飞机交点孔的颤振分析与识别[J]. 浙江大学学报(工学版), 2018, 52(8): 1517-1525.

DONG Huiyue, WU Yangbao, GUO Yingjie, et al. Chatter analysis and identification in robotic fine boring of aircraft intersection holes[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2018, 52(8): 1517-1525.

[14] 王战玺, 张晓宇, 李飞飞, 等. 机器人加工系统及其切削颤振问题研究进展[J]. 振动与冲击, 2017, 36(14): 147-155, 188.

WANG Zhanxi, ZHANG Xiaoyu, LI Feifei, et al. Review on the research developments of robot machining systems and cutting chatter behaviors[J]. Journal of Vibration and Shock, 2017, 36(14): 147-155, 188.

[15] 伍健. 工业机器人不同姿态下的刚度与铣削颤振研究[D]. 长春: 吉林大学, 2020.

WU Jian. Research on stiffness and milling chatter of industrial robots in different postures[D]. Changchun: Jilin University, 2020.

[16] NGUYEN V, JOHNSON J, MELKOTE S. Active vibration suppression in robotic milling using optimal control[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2020, 152: 103541.

[17] PAN Z X, ZHANG H, ZHU Z Q, et al. Chatter analysis of robotic machining process[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2006, 173(3): 301-309.

[18] GIENKE O, PAN Z X, YUAN L, et al. Mode coupling chatter prediction and avoidance in robotic machining process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 104(5): 2103-2116.

[19] ZHOU B, ZHOU R, GAN Y H, et al. Multi-robot multi-station cooperative spot welding task allocation based on stepwise optimization: An industrial case study[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2022, 73: 102197.

[20] 于乾坤, 王国磊, 任田雨, 等. 一种移动喷涂机器人的高效站位优化方法[J]. 机器人, 2017, 39(2): 249-256.

YU Qiankun, WANG Guolei, REN Tianyu, et al. An efficient base position optimization method for mobile painting robot[J]. Robot, 2017, 39(2): 249-256.

[21] 任书楠, 杨向东, 王国磊, 等. 大部件喷涂中的移动机械臂站位规划[J]. 吉林大学学报(工学版), 2016, 46(6): 1995-2002.

REN Shunan, YANG Xiangdong, WANG Guolei, et al. Base position planning of mobile manipulator for large parts painting[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2016, 46(6): 1995-2002.

[22] 陶波, 赵兴炜, 丁汉. 大型复杂构件机器人移动加工技术研究[J]. 中国科学(技术科学), 2018, 48(12): 1302-1312.

TAO Bo, ZHAO Xingwei, DING Han. Study on robotic mobile machining techniques for large complex components[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2018, 48(12): 1302-1312.

[23] 马克 W. 斯庞, 赛斯·哈钦森, M. 维德雅萨加. 机器人建模和控制[M]. 贾振中, 译. 北京: 机械工业出版社, 2016: 40-47.

SPONG M W, HUTCHINSON S, VODYASAGAR M. Robot modeling and control[M]. JIA Zhenzhong, Trans. Beijing: China Machine Press, 2016: 40-47.

[24] 约翰 J. 克雷格. 机器人学导论[M]. 贡超, 译. 4 版. 北京: 机械工业出版社, 2006: 53.

CRAIG J J. Introduction to robotics: Mechanics and control[M]. YUAN Chao, Trans. 4th ed. Beijing: China Machine Press, 2006: 53.

[25] 凯文 M. 林奇, 朴钟宇. 现代机器人学: 机构、规划与控制[M]. 于靖军, 贾振中, 译. 北京: 机械工业出版社, 2019: 138-140.

LYNCH K M, PARK F C. Modern robotics: Mechanics, planning and control[M]. YU Jingjun, JIA Zhenzhong, Trans. Beijing: China Machine Press, 2019: 138-140.

通讯作者: 郑侃, 教授, 博士, 研究方向为先进制造。

(责编 青燕)

引文格式: 蔡鸣, 朱光, 李论, 等. 复杂曲面机器人砂带磨抛材料去除深度预测模型及试验研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(18): 100-107.

CAI Ming, ZHU Guang, LI Lun, et al. Prediction model and experimental study on material removal depth of robotic abrasive belt polishing complex curved surfaces[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(18): 100-107.

## 复杂曲面机器人砂带磨抛材料去除深度预测模型及 试验研究\*

蔡鸣<sup>1,2,3</sup>, 朱光<sup>2,3</sup>, 李论<sup>2,3</sup>, 赵吉宾<sup>2,3</sup>, 王奔<sup>1</sup>, 王正佳<sup>2,3</sup>

(1. 沈阳航空航天大学, 沈阳 110136;

2. 中国科学院沈阳自动化研究所, 沈阳 110016;

3. 中国科学院机器人与智能制造创新研究院, 沈阳 110169)

**[摘要]** 针对复杂曲面零件的磨抛过程中曲率半径对机器人砂带磨抛加工中型面精度的影响, 开展基于多曲率半径镍基高温合金的机器人磨抛加工试验研究。主要探究不同曲率半径的试验件的磨抛加工性, 对不同曲率半径的镍基高温合金试验件进行砂带磨抛加工设置相应的砂带粒度和磨抛工艺参数, 采集试验件的材料去除深度, 并对试验结果进行研究分析。试验结果表明, 曲率半径的变化对材料去除深度存在着一定的影响, 在曲率半径由大到小的变化中, 材料去除深度也随之增加, 即材料去除深度与曲率半径呈负相关关系。基于多元非线性回归模型提出关于砂带粒度、进给速度、接触力、工件曲率半径等影响因素的机器人砂带磨抛材料去除深度预测模型, 模型的平均预测误差为 1.45  $\mu\text{m}$ , 准确率达到 91.04%, 预测误差区间为 -5.34~4.57  $\mu\text{m}$ , 并对预测模型进行显著性检验, 表明该预测模型可为实际机器人砂带磨抛加工前期工艺参数设计提供重要的理论支持。

**关键词:** 复杂曲面; 砂带磨抛; 曲率半径; 磨抛接触力; 材料去除深度

### Prediction Model and Experimental Study on Material Removal Depth of Robotic Abrasive Belt Polishing Complex Curved Surfaces

CAI Ming<sup>1,2,3</sup>, ZHU Guang<sup>2,3</sup>, LI Lun<sup>2,3</sup>, ZHAO Jibin<sup>2,3</sup>, WANG Ben<sup>1</sup>, WANG Zhengjia<sup>2,3</sup>

(1. Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110016, China;

3. Institutes for Robotics and Intelligent Manufacturing, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110169, China)

**[ABSTRACT]** In response to the impact of curvature radius on the precision of robot abrasive belt polishing in the polishing process of complex curved parts, an experimental study on robot abrasive belt polishing based on multi curvature radius nickel based high-temperature alloy was carried out. The main focus was on exploring the machining performance of test pieces with different curvature radii, setting corresponding sand belt particle size and polishing process parameters for abrasive belt polishing of nickel based high-temperature alloy test pieces with different curvature radii, collecting the material removal depth of the test piece and analyzing the experimental results. The experimental results show that the variation of curvature radius has a certain impact on the depth of material removal. As the curvature radius changes from large to small, the depth of material removal also increases, indicating a negative correlation between the depth of material removal and the curvature radius. Based on a multiple nonlinear regression model, prediction model for the depth of material removal in robot abrasive grinding and polishing is proposed on the abrasive belt particle size, feed rate, contact force and workpiece curvature radius. The average prediction error of the prediction model is 1.45  $\mu\text{m}$ , an accuracy rate

\* 基金项目: 国家自然科学基金 - 辽宁省联合基金 (U1908230)。

is 91.04%, and a prediction error range is  $-5.34-4.57 \mu\text{m}$ . The significance test of the prediction model indicates that the prediction model can provide important theoretical support for the early process parameter design of actual robot abrasive belt grinding and polishing processing.

**Keywords:** Complex surfaces; Abrasive belt polishing; Radius of curvature; Grinding and polishing contact force; Material removal depth

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2024.18.100

近年来航空、汽车等领域对复杂曲面类型的零件加工制造需求愈发旺盛<sup>[1]</sup>,带动了机械制造技术的革新。复杂曲面的加工方式主要有专用数控机床加工、人工磨抛、机器人磨抛。虽然专用数控机床加工技术成熟,但在加工复杂曲面时存在加工痕迹明显和表面硬化的问题,采用人工磨抛加工时,加工效率和表面一致性难以保证<sup>[2]</sup>。砂带磨抛加工技术可以大大提高表面一致性,获得更可靠的加工质量,因此被越来越多地应用到复杂曲面制造中<sup>[3]</sup>。将工业机器人与砂带磨抛加工相结合,不仅可以减轻工人劳力,还大大提高了加工效率。现阶段的机器人砂带磨抛技术还存在诸多问题有待完善,本研究就机器人砂带磨抛的加工精度进行研究,主要探究砂带磨抛工艺参数对复杂曲面表面材料去除深度的影响。

砂带作为一种柔性磨抛加工工具,其特性决定了在使用砂带进行加工时不能固定获得材料去除深度,需要建立机器人砂带磨抛加工的材料去除深度预测模型,即建立材料去除深度与各工艺参数及工件接触表面曲率半径的数学表达式。目前,对于不同磨抛加工系统中材料去除深度模型的研究已有了一定的成果。早在1972年Preston<sup>[4]</sup>就提出假设,将速度和压强除外的一切因素(如工件表面粗糙度、工件材料、砂带材料等)的作用全部归为一个比例常数 $K$ ,可建立材料去除率与压强、瞬时速度的线性关系。Preston方程作为一个经验性假设,在磨抛去除领域被广泛利用。韩国科学技术院Yang等<sup>[5]</sup>就根据Preston假设提出了材料去除率模型,并通过试验确定了系数 $K$ 的值,应用该模型指导加工。张军峰等<sup>[6]</sup>基于Preston方程建立百叶轮柔性磨抛材料去除深度预测模型,确定材料去除深度的主要影响因素,并通过模拟仿真和试验验证了模型准确性。朱天宝等<sup>[7]</sup>

基于Preston方程和Herts理论,提出了一种复杂曲面磨抛的材料去除模型,分析了材料去除量的影响因素及规律。Wang等<sup>[8]</sup>通过分析磨料颗粒和工件表面相互作用,计算参与切削的所有磨粒的去除体积,建立了一种线性工件表面材料去除深度预测模型,并设计试验验证该模型。Zhang等<sup>[9]</sup>分析工具与工件表面的几何和机械特性及抛光条件,引入抛光磨损指数,提出基于赫兹分布的材料去除率计算方法。上述方法中均对砂带磨抛加工系统中材料去除深度的预测进行了研究,但对于机器人砂带磨抛系统中材料去除深度预测缺少精确的理论依据,仍需要进一步试验探究。

为了实现机器人砂带磨抛加工过程中材料去除深度的预测,本文以不同曲率半径的试验件作为研究对象,通过研究砂带磨抛加工不同曲率半径的试验件分析各工艺参数对工件表面材料去除深度的影响规律,并基于多元非线性回归方程建立材料去除深度预测模型。建立的材料去除深度预测模型对机器人砂带磨抛加工系统的磨抛质量尤为重要,通过机器人砂带磨抛加工试验来确定各影响因素与材料去除深度之间的关系,再结合多元非线性回归方程,计算得到机器人砂带磨抛加工材料去除深度预测模型。

## 1 试验设备与方法

试验材料选用被广泛应用于航空发动机中的镍基高温合金<sup>[10]</sup>,其化学成分见表1<sup>[11]</sup>。试验选用金字塔Trizact-407EA砂带(3M公司),砂带粒度型号包括A20、A60、A110。本研究采用三维扫描仪GOM ATOS Q(8MZEISS公司)对加工前后的试验件进行扫描,再通过扫描模型对比检测材料的磨抛去除深度,三维扫描仪详细技术参数如表2所示。通过多次扫描获得的试验件点

表1 试验材料的化学成分(质量分数)<sup>[11]</sup>

Table 1 Chemical composition of the test material (mass fraction)<sup>[11]</sup>

C	Cr	Ni+Co	Al	Ti	Fe	Nb+Ta	Co	Mn	Si
≤0.08	14~17	≥70.0	0.40~1.00	2.25~2.75	5.00~9.00	0.70~1.20	≤1.00	≤0.35	≤0.35

云数据规模可达千万量级,结合 GOM Inspect 软件的点云数据处理能力,在计算截面间距时精确到 0.001 mm。

本试验设计搭建了机器人复杂曲面砂带磨抛加工试验平台,如图 1 所示。该平台主要由 KUKA 机器人、六维力传感器、工控机、三维扫描仪、气动砂带机及试验件组成。平台内可分为力控、打磨、检测 3 部分。图 2 为系统磨抛力控制流程图,利用安装在砂带机和机器人法兰盘之间的六维力传感器对磨抛过程的接触力进行实时采集,结合团队提出的基于位置的阻抗控制策略<sup>[12]</sup>,通过对

接触力和机器人位姿的修正,实现对磨抛过程中砂带与工件表面接触力的控制。打磨过程为工具型,即打磨工具—气动砂带机固定安装在 KUKA 机器人末端,通过工具接近被加工零件,并在其表面按照所规划的路径走刀,结合力控系统实现零件表面的磨抛加工过程。

图 3 为材料去除深度检测流程图,先利用扫描仪分别建立磨抛前后的三维模型,然后将其输入 GOM Inspect 软件进行预对齐及局部最佳拟合对齐,由对齐效果可见,在未磨抛区域的各法向间距测量均为 0 附近,接着在磨抛区域创建多个截面进行检测,可输出基于截面曲线的法向间距。为了消除切入切出时接触状态转换带来的影响,数据处理时忽略切入切出段的间距再计算平均数,即可得到材料去除深度。

表 2 GOM 扫描仪技术参数  
Table 2 Technical parameters of GOM scanner

技术参数	值
光源	LED
单次扫描点数	800 万
测量范围/mm <sup>2</sup>	100 × 70 ~ 500 × 370
单次扫描点间距/mm	0.04 ~ 0.15
工作距离/mm	490

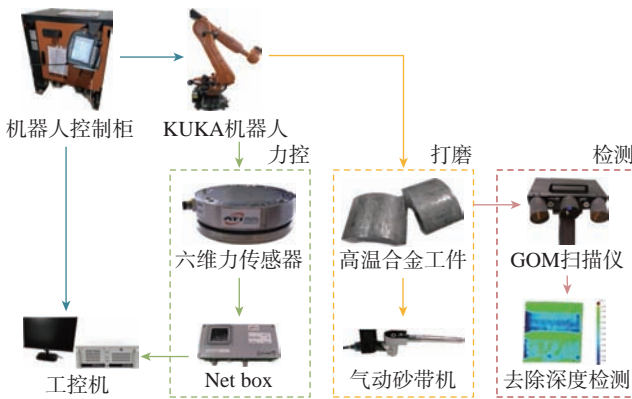


图 1 机器人复杂曲面砂带磨抛加工系统

Fig.1 Robot abrasive belt grinding and polishing system for complex curved surfaces

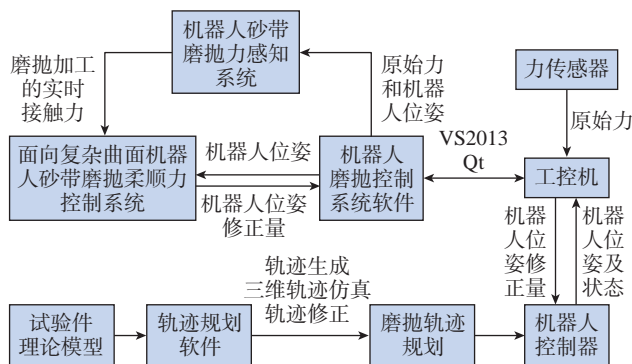
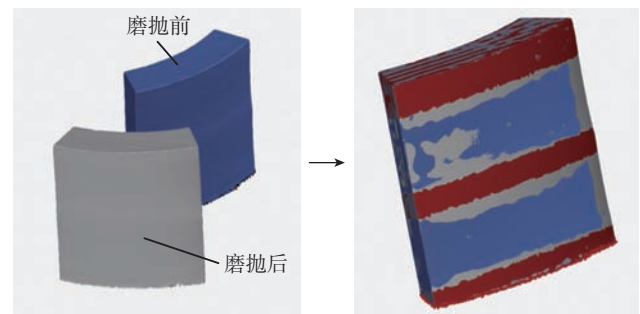


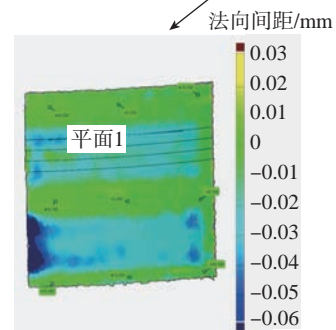
图 2 机器人砂带磨抛接触力控制策略

Fig.2 Control strategy for contact force of robot abrasive belt grinding and polishing



扫描模型

对齐



创建截面

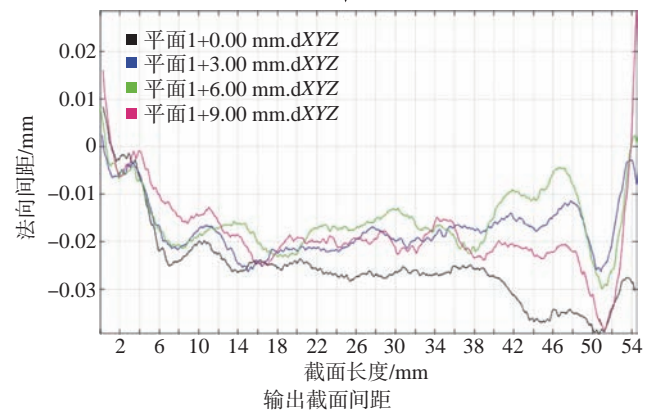


图 3 材料去除深度检测流程图

Fig.3 Flow chart of material removal depth detection

## 2 多工艺参数试验

### 2.1 磨抛接触区域

对磨抛接触区域砂带与工件的接触力进行分析,如图4所示。磨抛加工时,需要先标定工具坐标系,设置工具TCP(Tool central point),再对工件表面进行轨迹规划,轨迹点均匀分布在轨迹点上,工具TCP将会依据轨迹点进行移动。本试验利用气动砂带机打磨杆侧面贴附的橡胶片作为基底与工件接触,由于橡胶片具有良好的弹性,对磨抛加工过程中存在的振动具有一定的抗干扰作用,易于实现高效稳定的磨抛加工,且可以获得较好的表面一致性。在工件与橡胶片接触时,仅对工具TCP磨抛力分析,磨抛力可以分为垂直于砂带表面的接触力 $F_n$ 、沿砂带机进给方向的磨抛切削力 $F_a$ 、沿轨迹切线方向的滑动摩擦力 $F_t$ ,橡胶片在接触力 $F_n$ 作用下发生弹性形变,而工件在砂带磨粒的磨抛作用下发生塑性形变,实现工件表面的材料去除。

对砂带机接触不同曲率半径的试验件时砂带与试验件表面的接触情况进行分析,砂带机与试验件接触示意图如图5所示。

在砂带磨抛过程中,曲率半径和接触力的改变主要影响砂带与工件有效的接触长度。将弧长 $\widehat{AB}$ 所需的长度定义为砂带与工件有效的接触长度 $L$ 。

从运动学角度可得

$$L = (V_c + V_a)t \quad (1)$$

式中, $t$ 为单个磨粒单转有效接触时间; $V_a$ 、 $V_c$ 为砂带进

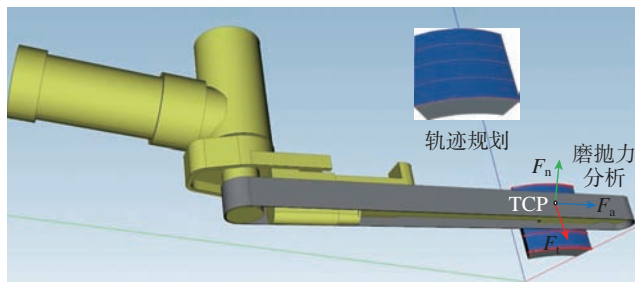


图4 磨抛接触力示意图

Fig.4 Schematic diagram of grinding and polishing contact forces

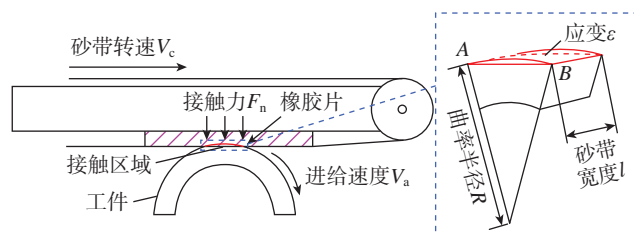


图5 砂带机与试验件接触示意图

Fig.5 Schematic diagram of the contact between the sanding machine and the test piece

给速度和砂带转速。

从力学角度计算可得

$$L = \frac{F_n}{Pl} \quad (2)$$

式中, $F_n$ 为法向接触力; $P$ 为平均压强; $l$ 为砂带宽度。

由式(3)杨氏模量 $E$ 计算公式,根据几何关系可计算橡胶片发生的应变,可得式(4)。

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad (3)$$

$$\varepsilon = \frac{1}{2} \left[ LR - R^2 \sin \left( \frac{180L}{\pi R} \right) \right] \cdot l \quad (4)$$

式中, $\sigma$ 为应力; $\varepsilon$ 为应变。

磨抛过程中,由上位机的力控程序对接触力 $F_n$ 进行控制并保持基本恒定,即由橡胶片产生的应力 $\sigma$ 保持不变,同时砂带宽度 $l$ 也一定,在此基础上综合考虑式(3)和(4)可以发现,工件曲率半径 $R$ 的不同会直接影响到有效接触长度 $L$ ,再结合式(1)和(2)不难看出,曲率半径的变化也会影响砂带机对工件表面的平均压强,从而影响磨粒对表面材料磨削去除作用。综合以上分析,工件曲率半径对磨抛加工存在着一定的影响,需要对其进行进一步的试验研究。

### 2.2 试验方案设计

在本试验搭建的机器人砂带磨抛加工试验平台中,存在诸多因素影响材料去除深度,其中主要有磨粒特性(磨粒材料及大小)、工件材料及几何特性、磨抛接触力以及砂带机转速和进给速度等。机器人的刚度、重复定位精度及设备固有振动频率等为试验平台的不可控因素,砂带机的供给气压不变,确定转速为9500 r/min,所以暂不考虑砂带机转速对材料去除深度的影响。在保持其他因素不变的前提下,以进给速度、接触力和工件曲率半径为磨抛工艺参数,以材料去除深度作为试验结果进行试验,图6为试验设备及磨抛后试验件。

表3为同一进给速度 $V_a=3$  mm/s、砂带粒度A60时,不同曲率半径、接触力得到的材料去除深度试验数据集。表4为同一接触力 $F_n=8$  N、工件曲率半径 $R=51.6$  mm时,进给速度-材料去除深度试验数据集。

### 2.3 试验数据分析

通过表3和4试验数据获得材料去除深度曲线,如图7和8所示。

图7为接触力和曲率半径对材料去除深度的影响。在同一进给速度 $V_a=3$  mm/s,砂带粒度为A60的条件下,进行不同接触力和曲率半径参数的试验,得到图7中4条不同接触力曲线依次由小到大从下往上分布,说明材料去除深度与磨抛接触力呈正相关,即材料去除深度随着磨抛接触力的增大而增大。每条曲线都表示在同一接触力下,去除深度与工件曲率半径的关系,可以

看到曲线一致呈下降趋势,则说明了去除深度在一定范围内会随着工件曲率半径的变大而减小。

在磨抛过程中,进给速度也会对材料去除深度产生一定影响,图 8 所示为在相同的接触力  $F_n=8\text{ N}$  和工件



图 6 试验设备及磨抛后试验件

Fig.6 Experimental equipment and test pieces after grinding and polishing

表 3 不同曲率半径、接触力得到材料去除深度

Table 3 Material removal depth obtained by different curvature radii and contact forces  $\mu\text{m}$

曲率半径/ mm	接触力 $F_n$			
	4 N	8 N	12 N	16 N
73.01	12	18	24	29
66.38	13	20	28	31
57.44	15	21	30	36
41.76	20	29	36	46
37.6	22	35	42	51

表 4 不同进给速度得到材料去除深度

Table 4 Obtaining material removal depth at different feed rates

进给速度 $v_f$ / (mm/s)	材料去除深度/ $\mu\text{m}$			均值/ $\mu\text{m}$	误差棒/ $\mu\text{m}$
1.0	60	62	59	60.3	1.814754
1.5	45	45	47	45.7	1.289703
2.5	31	29	32	30.7	1.457166
3.5	23	22	26	23.7	1.625833
5.0	18	17	19	18	1.053565

曲率半径  $R=51.6\text{ mm}$  下,不同进给速度对材料去除深度的影响。试验结果显示,砂带机的进给速度与材料去除深度呈负相关,即进给速度越大,材料去除深度随之减小,且在进给速度逐渐增大的过程中,材料去除深度趋于平缓。

另外,利用扫描电镜观察磨抛后的砂带状况,可以发现在不同接触力下砂带的磨损情况,如图 9 所示。不难发现,随着接触力的增大,砂带的金字塔磨粒磨损情况愈发严重,甚至发生了挤压破碎的现象,因此在设计建立材料去除深度预测模型所需的试验方案中,将只考虑可以有效磨抛产生材料去除的接触力  $F_n=4\text{ N}$ 、 $8\text{ N}$ 、 $12\text{ N}$ ,避免接触力  $F_n=16\text{ N}$  造成砂带失效。

在实际加工中需要依据工件的加工余量进行工艺参数设计,根据上文所述多工艺参数试验数据所得,磨抛加工余量一般在  $0.05\sim 0.13\text{ mm}$ 。并结合以上磨抛

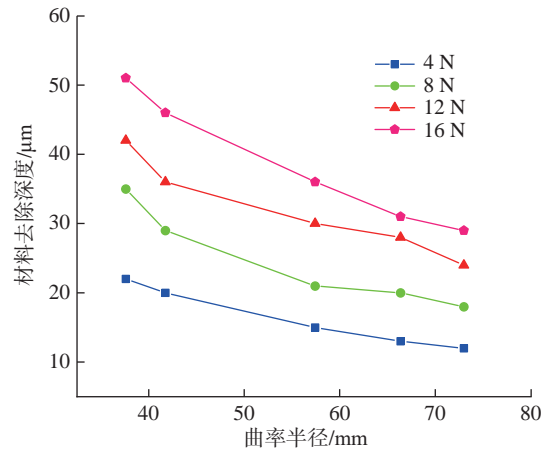


图 7 接触力和曲率半径对材料去除深度的影响

Fig.7 Effect of contact force and curvature radius on material removal depth

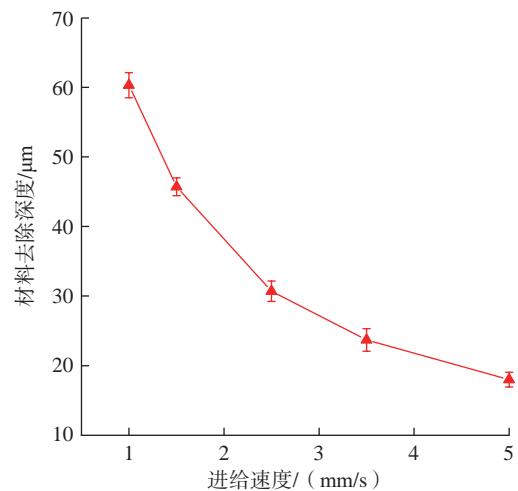


图 8 进给速度对材料去除深度的影响

Fig.8 Effect of feed speed on material removal depth

去除规律,在建立材料去除深度预测模型时,设定各影响因素区间与水平数,如表5所示,其中砂带粒度设为类别预测变量,进给速度、接触力、曲率半径设为连续预测变量,试验方案利用SPSS软件建立混合正交表,并在机器人砂带磨抛试验平台进行磨抛加工试验。表6为根据混合正交表进行试验得到的混合正交试验数据集。

### 3 基于多元非线性回归方程的材料去除深度预测模型

在机器人砂带磨抛试验平台中,影响材料去除深度的工艺参数主要有砂带粒度、进给速度和Z向接触力。砂带粒度反映了黏附在砂带基材上的磨粒大小,其大小主要影响切削刃的大小。因为在实际生产加工中,砂带粒度是砂带固有的物理特性,具有确切的规格大小,不能作为回归预测模型中的连续变量,因此需要将不同粒度的砂带进行一般分类,即将不同粒度规格的砂带作为类别变量。本研究主要使用A20、A60、A110 3种粒度,可得到对应3种砂带粒度下的多元非线性回归模型,满足日后在机器人砂带磨抛加工中对材料去除深度的预测及工艺参数的选择,有效提升机器人砂带磨抛加工精度。

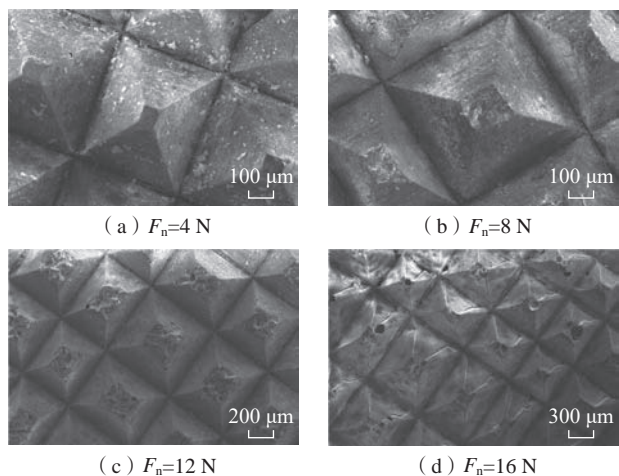


图9 不同接触力的砂带磨损情况

Fig.9 Abrasion of abrasive belt with different contact forces

表5 影响因素区间与水平数

Table 5 Influencing factor interval and level number

区间与水平	粒度 $M$	进给速度 $V_a/(mm/s)$	接触力 $F_n/N$	曲率半径 $R/mm$
参数区间	A20、A60、A110	1.5~5.5	4~12	37.6~73.0
水平数	3	9	3	6

根据Cabardic等<sup>[13]</sup>所提出材料去除深度与工艺参数呈指数关系,确定设砂带粒度为类别预测变量,进给速度、接触力、曲率半径为连续预测变量,材料去除深度为响应,分别建立3种不同砂带粒度的材料去除深度预测模型,即

$$H = KV_c^{\beta_1} F^{\beta_2} R^{\beta_3} \quad (5)$$

式中, $H$ 为材料去除深度; $K$ 为材料去除深度影响系数; $\beta_1$ 、 $\beta_2$ 、 $\beta_3$ 为回归参数。

对式(5)两边取对数,转化成多元线性方程。

$$\ln H = \ln K + \beta_1 \ln V_c + \beta_2 \ln F + \beta_3 \ln R \quad (6)$$

设 $y = \ln H$ ,  $\beta_0 = \ln K$ ,  $x_1 = \ln V_c$ ,  $x_2 = \ln F$ ,  $x_3 = \ln R$

可得

$$y = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3 \quad (7)$$

式中, $\beta_0, \dots, \beta_3$ 为回归参数; $x_1, \dots, x_3$ 为回归变量。

设 $(x_{i1}, x_{i2}, x_{i3}, y_i)^T$  (其中 $i=1, 2, 3, \dots, 81$ )是 $(x_{i1}, x_{i2}, x_{i3}, y_i)$ 的81组观测值,则 $Y = (y_1, y_2, \dots, y_{81})^T$ ,  $\beta = (\beta_0,$

$$\beta_1, \beta_2, \beta_3)^T, \varepsilon = (\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, \varepsilon_{81})^T, X = \begin{Bmatrix} 1 & x_{1,1} & \dots & x_{1,3} \\ 1 & x_{2,1} & \dots & x_{2,3} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & x_{81,1} & \dots & x_{81,3} \end{Bmatrix},$$

则该矩阵表达式为

$$Y = X\beta + \varepsilon \quad (8)$$

利用最小二乘法寻求 $\beta$ 估计值,根据式(8)得

$$\hat{\beta} = (X^T X)^{-1} X^T Y \quad (9)$$

将81组试验数据分为3种粒度分别进行取对数处理。再将 $X$ 和 $Y$ 代入式(9)中,可以求得

表6 混合正交试验数据集

Table 6 Mixed orthogonal experimental data set

试验序号	粒度 $M$	进给速度 $V_a/(mm/s)$	接触力 $F_n/N$	曲率半径 $R/mm$	材料去除深度 $H/\mu m$
1	A20	1.5	12	66.38	23
2	A20	2.5	4	66.38	11
3	A110	3.5	12	51.61	22
4	A60	2.5	4	41.76	24
5	A20	5.5	12	57.44	11
6	A20	4.0	4	66.38	8
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
77	A20	4.5	12	66.38	9
78	A20	2.0	12	73.01	14
79	A60	1.5	12	66.38	44
80	A110	2.5	8	73.01	18
81	A60	2.0	8	66.38	25

$$\begin{cases} \hat{\beta} = (2.162 & -0.8205 & 0.4090 & -0.8247)^T \\ \hat{\beta} = (2.696 & -0.8205 & 0.4090 & -0.8247)^T \\ \hat{\beta} = (2.511 & -0.8205 & 0.4090 & -0.8247)^T \end{cases} \quad (10)$$

因此,机器人砂带磨抛多元非线性材料去除深度预测模型可以表示为

$$\begin{cases} H = 8.69V_c^{-0.8205} F^{0.409} R^{-0.8247} \\ H = 14.82V_c^{-0.8205} F^{0.409} R^{-0.8247} \\ H = 12.32V_c^{-0.8205} F^{0.409} R^{-0.8247} \end{cases} \quad (11)$$

至此,得到了一个有关于砂带粒度、进给速度、接触力、曲率半径的机器人砂带磨抛曲面材料去除深度预测模型。将预测值与实际测量值进行对比分析,可得图10所示的去除深度预测值与实际测量值对比。可以看到,利用材料去除深度预测模型得到的预测值和实际测量的去除深度之间的误差在合理范围内。

对试验数据的误差值和准确率进行分析,如图11所示,误差均值为1.45 μm,误差区间为-5.34~4.57 μm,计算可得所建立的材料去除深度预测模型的准确率为91.04%,为机器人砂带磨抛材料去除深度控制和预测提供可靠的理论依据。

#### 4 材料去除深度预测模型回归分析

对于利用混合正交试验数据集建立的机器人砂带磨抛多元非线性材料去除深度预测模型是否能够准确预测材料去除深度与各影响因素之间的关系,不仅仅需要考虑模型的准确率,还需要进行模型的回归分析。本文回归分析采用F检验法确定预测数据和测量数据是否存在显著性差异,以检验整个方程,即所有影响因

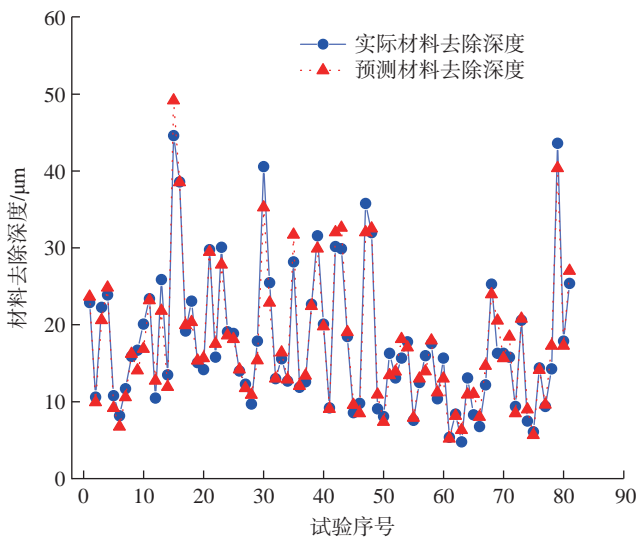


图10 去除深度预测值与实际测量值对比

Fig.10 Comparison between predicted removal depth and actual measured value

素(解释变量)对材料去除深度(被解释变量)的影响,但F检验未说明各个影响因素对材料去除深度的影响,所以还需要进行t检验判断模型是否存在系统误差,即检验单个影响因素对材料去除深度的影响,过程如下。

(1) F检验。

样本标准偏差S的平方公式为

$$S^2 = \frac{1}{n-1} \sum (H' - \bar{H})^2 \quad (12)$$

式中,n为样本数;H'为预测值; $\bar{H}$ 为样本均值。

计算F统计量,即

$$F = \frac{MSA}{MSE} \quad (13)$$

式中,MSA为组间方差;MSE为组内方差。

计算得F=271.13,查F表知 $F_{0.05}(4, \infty)=2.37$ , $F=271.13 > F_{0.05}(4, \infty)$ ,所以式(11)的机器人砂带磨抛多元非线性材料去除深度预测模型没有显著差异,即说明各影响因素材料(解释变量)适合用于估计去除深度(被解释变量)。

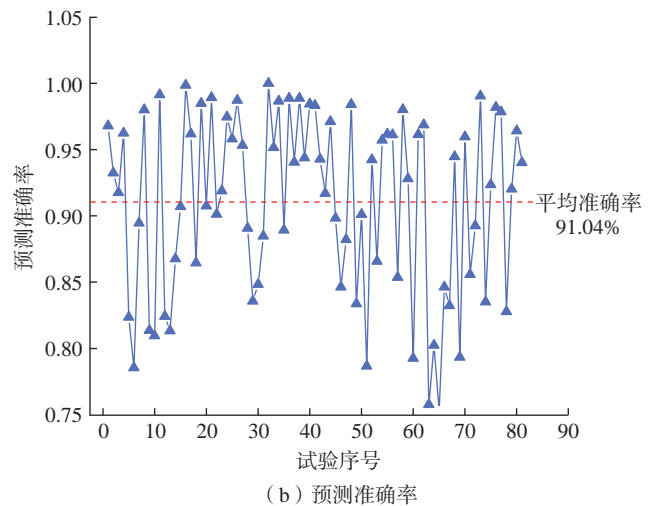
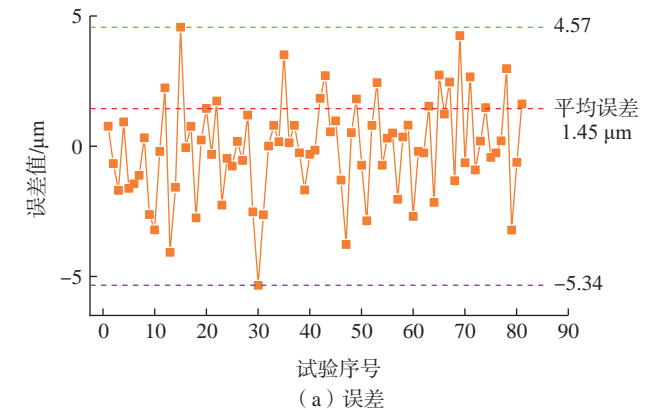


图11 试验数据的误差和预测准确率分析

Fig.11 Error and prediction accuracy analysis of experimental data

(2)  $t$  检验。

$t$  统计量计算公式为

$$t = \frac{\bar{H} - u_0}{S/\sqrt{n}} \quad (14)$$

该统计量  $t$  在零假设  $u = u_0$  为真的条件下服从自由度为  $n$  的  $t$  分布。

$t$  检验中,  $t$  值的正负说明该解释变量对被解释变量的影响规律,  $t$  值的绝对值大小反映各解释变量对被解释变量的影响程度。对各工艺参数具体分析可知, 进给速度的  $t$  检验为  $t = -25.85$ , 意味着进给速度会对去除深度产生显著的负向影响关系; 接触力的  $t$  检验为  $t = 14.19$ , 意味着接触力会对去除深度产生显著的正向影响关系; 曲率半径的  $t$  检验为  $t = -14.09$ , 意味着曲率半径会对去除深度产生显著的负向影响关系。再比较各工艺参数  $t$  值绝对值大小, 说明进给速度对材料去除深度的影响最大, 接触力和曲率半径对材料去除深度的影响近似一样。

综上所述的  $F$  检验和  $t$  检验结果均符合多工艺参数试验的结论, 表明模型不存在自相关性, 可用于机器人磨抛加工的工件表面材料去除深度预测。

## 5 结论

(1) 以不同曲率半径的高温合金试验件为研究对象, 设计并进行多工艺参数试验, 探究机器人砂带磨抛加工的工件表面去除深度的重要影响因素。试验数据表明, 进给速度、接触力、工件曲率半径对去除深度影响显著。

(2) 根据多工艺参数试验结果分析, 结合实际加工情况, 优化了工艺参数的设定, 从而更加合理地设计混合正交试验, 有利于提高材料去除深度预测模型实用性和准确性。

(3) 本研究提出了一种包含曲率半径的机器人砂带磨抛加工材料去除深度的预测和控制模型, 模型平均预测准确率为 91.04%, 平均预测误差为 1.45  $\mu\text{m}$ , 误差区间为  $-5.34 \sim 4.57 \mu\text{m}$ , 并对模型进行回归分析, 结果表明, 该预测模型能够很好地预测工件表面材料去除深度。

## 参考文献

- [1] 于富明. 基于工件曲率的变压力砂带磨削技术研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2017.  
YU Fuming. Research on variable pressure abrasive belt grinding technology based on workpiece curvature[D]. Shenyang: Northeast University, 2017.
- [2] 黄云, 肖贵坚, 邹莱. 整体叶盘抛光技术的研究现状及发展趋势[J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2045–2064.  
HUANG Yun, XIAO Guijian, ZOU Lai. Current situation and development trend of polishing technology for blisk[J]. Acta Aeronautica

et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2045–2064.

[3] 黄云, 侯明明, 刘阳, 等. 航空发动机钛合金叶片机器人浮动砂带磨削技术及其试验研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(5): 14–19.

HUANG Yun, HOU Mingming, LIU Yang, et al. Robotic floating belt grinding technology and experimental study on aero-engine titanium alloy blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(5): 14–19.

[4] PRESTON F W. The theory and design of plate glass polishing machines[J]. Journal of the Society of Glass Technology, 1927, 11: 214–256.

[5] YANG M Y, LEE H C. Local material removal mechanism considering curvature effect in the polishing process of the small aspherical lens die[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2001, 116(2–3): 298–304.

[6] 张军锋, 史耀耀, 蔺小军, 等. 基于修正Preston方程的百页轮抛光材料去除深度建模[J]. 中国机械工程, 2022, 33(22): 2711–2716.

ZHANG Junfeng, SHI Yaoyao, LIN Xiaojun, et al. Modeling of material removal depth in ABFW polishing based on modified Preston equation[J]. China Mechanical Engineering, 2022, 33(22): 2711–2716.

[7] 朱天宝, 金晓怡, 陈志鹏, 等. 复杂曲面柔性抛光材料去除模型研究[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2020(9): 76–79, 83.

ZHU Tianbao, JIN Xiaoyi, CHEN Zhipeng, et al. Research on material removal model for flexible surface polishing of complex surfaces[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2020(9): 76–79, 83.

[8] WANG G L, WANG Y Q, XU Z X. Modeling and analysis of the material removal depth for stone polishing[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2009, 209(5): 2453–2463.

[9] ZHANG L, TAM H Y, YUAN C M, et al. An investigation of material removal in polishing with fixed abrasives[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2002, 216(1): 103–112.

[10] 丁文锋, 苗情, 李本凯, 等. 面向航空发动机的镍基合金磨削技术研究进展[J]. 机械工程学报, 2019, 55(1): 189–215.

DING Wenfeng, MIAO Qing, LI Benkai, et al. Review on grinding technology of nickel-based superalloys used for aero-engine[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(1): 189–215.

[11] 刘猛, 李爱民, 张欢欢, 等. 冶炼工艺对GH4145合金显微组织和力学性能的影响[J]. 中国冶金, 2020, 30(10): 17–21.

LIU Meng, LI Aimin, ZHANG Huanhuan, et al. Effect of melting technologies on microstructure and mechanical properties of GH4145 superalloy[J]. China Metallurgy, 2020, 30(10): 17–21.

[12] 李论, 王正佳, 赵吉宾, 等. 整体叶盘研磨抛光机器人接触力阻抗控制方法研究[J]. 航空制造技术, 2022, 65(9): 60–68.

LI Lun, WANG Zhengjia, ZHAO Jibin, et al. Research on contact force impedance control method of blisk grinding and polishing robot[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(9): 60–68.

[13] CABARAVDIC M, KUHNLENTTER B. Optimizing belt grinding processes: Modeling of the belt grinding process with elastic contact trolley or roller[J]. MO Metalloberfläche Beschichten von Metall und Kunststoff, 2005, 59(4): 44–47.

通讯作者: 朱光, 副研究员, 博士, 研究方向为机器人制造与工艺数字化。

(责编 阳光)

# 第二届 广州国际航空维修工程及地面服务展



# MRO

GUANGZHOU

2025年3月18-20日

中国·广州空港博览中心



**展览展示 - B2B 洽谈 - 高峰论坛 - 维修技能竞赛**

**[www.mrosummit.cn](http://www.mrosummit.cn)**

联系方式：022-8672 7860 邮箱：info@advbe.com.cn

广告索引号24-1003



## 创造价值 贡献航空

## “大飞机专刊”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保持强劲增长态势。专家预测，未来10年全球航空运力短缺，新飞机交付量将超2万架。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。2025年，本刊将策划和推出“大飞机专刊”，从大型飞机构型、结构设计、制造工艺、新材料、新动力形式、新能源化等方面探寻大飞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

大型整体结构件成形制造、高性能薄壁结构控形控性制造、大型飞机新构型设计、轻质材料与轻量化结构、结构件拓扑优化设计与增材制造、智能化装配、飞机结构疲劳寿命与健康监测、新能源技术与绿色航空、高效航空发动机、高超声速飞行器、翼身融合布局、仿生减阻技术、智能制造与数字工厂等。

## 投稿要求

- 综述/原创性论文均可，体现创新性，论点明确、论证充分、结构可靠。
- 保证投稿论文的原创性，无抄袭、剽窃和侵权等行为，不一稿多投。
- 投稿本专题，请提前与学术编辑联系，稿件投递到收稿邮箱（[cuij068@avic.com](mailto:cuij068@avic.com)）。

## 截稿日期

本征稿于2024年12月31日截止。

## 联系方式

责任编辑：崔逸飞

联系电话：15901138813

公司名称	位置	索引号
魏因加特纳机械制造有限公司	封二	24-1032
郑州辰维科技股份有限公司	封三	24-1037
瀚柏格夹具系统技术(上海)有限公司	封底	24-1033
北京易加三维科技有限公司	1	24-1001
埃马克(中国)机械有限公司	3	24-1022
易格斯(上海)拖链系统有限公司	5	24-1051
温泽测量仪器(上海)有限公司	7	24-1015
北京东兴润滑剂有限公司	9	24-1004
北京迪蒙数控技术有限责任公司	11	24-1011
Tebis中国总部	13	24-1017
第二届广州国际航空维修工程及地面服务展	108	24-1003
第十五届中国国际航空航天博览会	110	24-1090



15<sup>th</sup>中国航展  
AIRSHOW CHINA  
2024.11.12-17  
ZHUHAI·CHINA

第十五届

# 中國國際航空航天博覽會

The 15<sup>th</sup> China International Aviation  
& Aerospace Exhibition

[www.airshow.com.cn](http://www.airshow.com.cn)

 展览

联系人：吴小姐  
电话：0756-3376868  
邮箱：wuc@airshow.com.cn

 专业观众

联系人：杨先生  
电话：0756-3376111  
邮箱：peter@airshow.com.cn

 商务合作

联系人：谢小姐  
电话：0756-3375228  
邮箱：xieya@airshow.com.cn

广告索引号24-1090

# 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

# 德国夹具王——瀚柏格夹具 车铣磨夹持解决方案专家



瀚柏格夹具系统技术(上海)有限公司  
上海市闵行区中春路775号宝虹中心611-612  
邮编:201101  
电话:021-20916384  
传真:021-20916383  
email: sales@hainbuch.cn  
www.hainbuch-china.cn