

航空制造技术

2023年 第5期

Vol.66 No.5



封面文章

面向分层透明管控的 飞机总装线数字孪生系统

专稿

大型航空关键构件整体 精密模锻成形技术研究进展

论坛

切削模拟仿真

www.amte.net.cn

ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V



工业级3D打印装备制造商

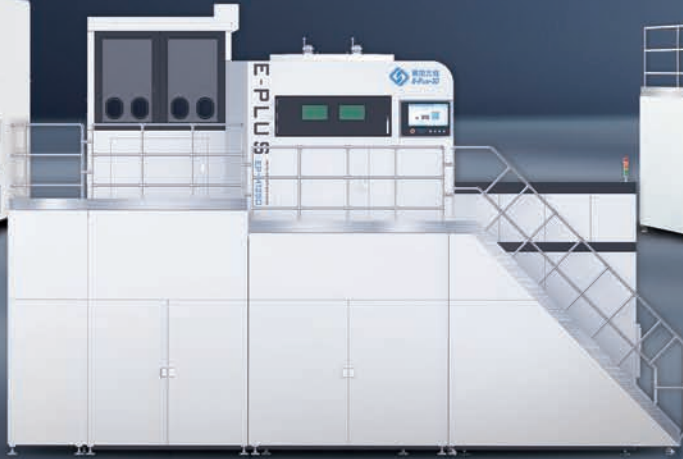
易加三维是国家和中关村高新技术企业，致力于研发和推广工业级 / 生产级 3D 打印(增材制造)系统与应用技术，以 SLM 金属 3D 打印技术为核心，为航空航天提供专业的增材制造应用解决方案。

公司金属 3D 打印设备成型室尺寸最大可达 $1258 \times 1258 \times 2000 \text{mm}^3$ ，可满足航空航天领域大尺寸高精度复杂金属结构件的直接制造。



EP-M650H

成型室: $657 \times 657 \times 1080 \text{mm}^3$
(Z向高度可至2000mm)



EP-M1250

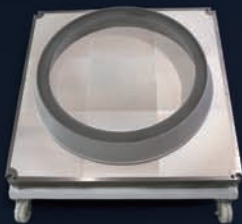
成型室: $1258 \times 1258 \times 1350 \text{mm}^3$
(Z向高度可至2000mm)



EP-M450H

成型室: $456 \times 456 \times 1080 \text{mm}^3$
(Z向高度可至2000mm)

打印案例



不锈钢火箭发动机喷管扩张段
 $\phi 1050 \times 160 \text{mm}^3$



IN718航空发动机
 $860 \times 420 \times 480 \text{mm}^3$



钛合金尾喷
 $\phi 394 \times 341 \text{mm}^3$



德国

高端机床

GROB

源自格劳博中国



格劳博机床 (中国) 有限公司
中国, 大连
电话: +86 411 3926-6488
电邮: marketing@grob.com.cn

GROB-WERKE GmbH & Co. KG
Mindelheim, GERMANY
Phone: +49 8261 996-0
E-Mail: info@de.grobgroup.com



CIMT 2023, 北京
2023年4月10日 - 15日
W1馆 | A304展位

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

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

国际编委

International Members

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

主管单位
Competent Authority
中国航空工业集团有限公司
Aviation Industry Corporation of China, Ltd.
主办单位
Sponsor
中国航空制造技术研究院
AVIC Manufacturing Technology Institute

出版人 李志强
Publisher Li Zhiqiang

总编辑 罗京华
Chief Editor Andy Luo
执行主编 孙秀云
Executive Editor-in-Chief Sharon Sun
学术编辑 崔 静/王雪坤/王燕萍
Academic Editor Jaime Cui/Shirley Wang/Emma Wang
文字编辑 张晓眉/程学平/郝 爽/李 明
Text Editor May Zhang/Linda Cheng/Seven Hao/Winne Li
市场总监 何 欣
Marketing Director Xin He
设计/排版 王 艳
Art Supervisor/Art Editors Yan Wang
编辑出版 《航空制造技术》编辑部
Edition Aeronautical Manufacturing Technology Magazine
广告总代理 北京贝特里技术发展有限公司
Advertising Agent Beijing BAMTRI Technology and Development Co., Ltd.
通信地址 北京市340信箱(100024)
Address P.O.Box 863, Beijing 100024 China
邮发代号 82-26
Subscription Code 82-26
国外发行 中国国际图书贸易集团有限公司
Distributor Abroad China International Book Trading Corporation
国外代号 BM6680
Code Abroad BM6680
印刷 北京荣华世纪印刷有限公司
Printing Beijing Ronghuashiji Printing Co., Ltd.
刊号 ISSN 1671-833X CODEN HGJIEO
CN 11-4387/V
电话 (010)85700465
传真 (010)85700466
在线投稿 <http://www.amte.net.cn>
电子信箱 zscbyyjb@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。

G 375 H

卧式成形磨床



Samputensili G 375 H

确保使用效率，高质量制造。

通用机床最适合用成形砂轮和单分度法

成形磨削外直齿和螺旋齿，内齿轮，蜗杆，空气压缩机转子和液压泵丝杠。

机床可以选择磨削内直齿和螺旋齿。



广告索引号23-1022



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@emag-china.com



新浪微博

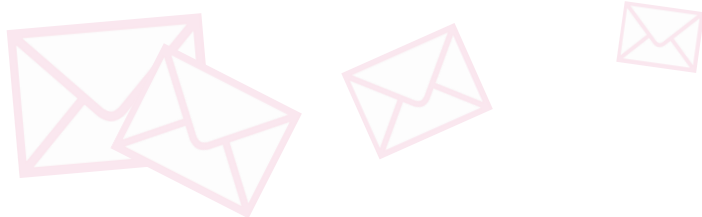


官方微信



编-读-往-来

READERS & EDITORS



仿真分析是智能切削加工的一项基础技术,对其进行深入研究具有重要的现实意义。通过数字仿真手段对切削过程进行分析,可以获得切削试验难以直接测量或无法测量的状态变量,能够较好地理解切削加工机理和过程,对加工过程进行预测与判断,发现可能存在的问题并进行优化。

本期论坛以“切削模拟仿真”为主题,邀请到华南理工大学、西南交通大学、南京航空航天大学、上海交通大学等单位的研究团队参与,介绍其在切削仿真及工艺优化等方面的最新研究进展。在此,对各位专家学者的支持表示由衷的感谢。

学术编辑 崔 静

《航空制造技术》自上世纪创刊以来,因其多元化的学术内容、严谨的专业知识以及前沿的研究方向而深受读者喜爱。在特种加工技术、复合材料构件制造技术、表面工程技术、数字化制造技术等高新技术领域的优秀论文给广大研究人员提供了宝贵的经验,有效推动了相关行业技术的更新与进步,为我国航空事业的“井喷式”发展做出了卓越贡献。进入新世纪以来,期刊紧跟时代潮流,多平台发展,为广大科研人员的工作提供了极大的便利。

正所谓“百尺竿头,更进一步”,在此衷心希望期刊能箕裘不坠,丹心相承,为我国的航空事业发展继续做出更大的贡献。

中国科学院金属研究所沈阳材料科学国家研究中心 张 洁



《航空制造技术》多年来深度发掘航空制造领域的最新进展,为广大读者提供了一个交流分享的优质平台,读者可以从中增长行业知识,结交志同道合的朋友,有力促进了先进制造技术的研发应用和成果拓展。

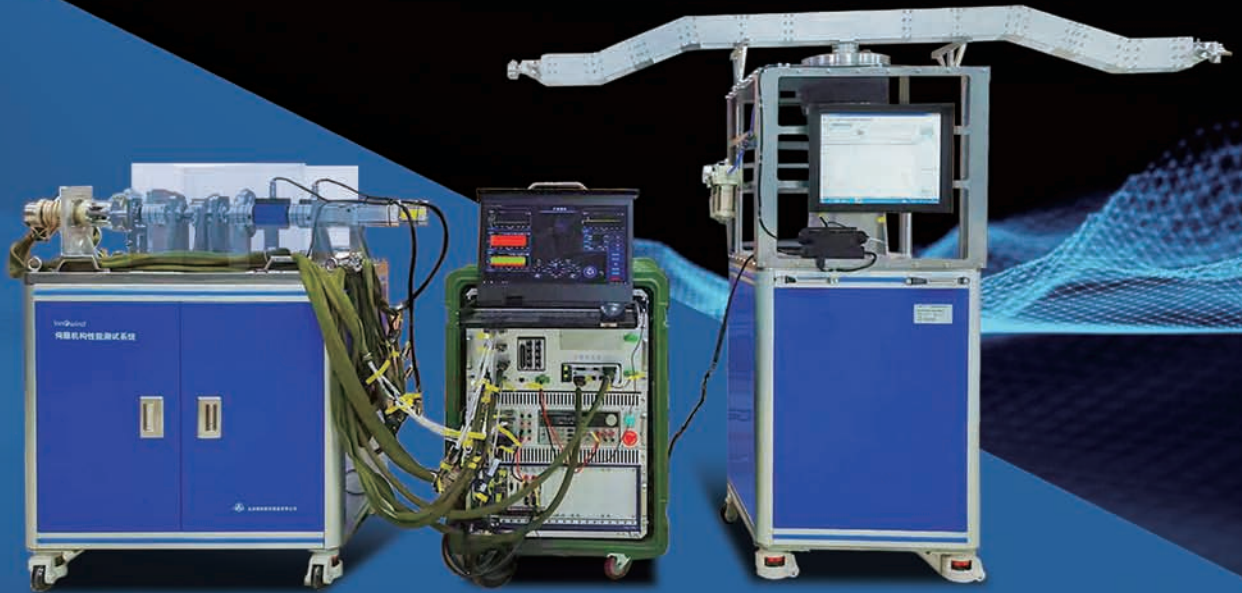
功能涂层技术是航空发动机的关键技术之一,主要包括隐身涂层、高温防护涂层、封严涂层和耐磨涂层等。近年来,期刊发表的几十篇高水平航空发动机功能涂层技术论文,对涂层技术的发展起到重要推动作用,成为了学术交流和工程实践之间的一座坚实桥梁。

北京航空航天大学 王 博



伺服机构性能综合测试设备：

快速 高效 高精度检测 为伺服机构保驾护航



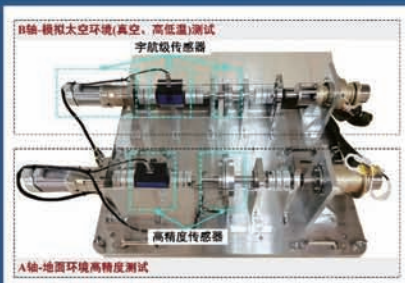
新风航天自主研制的伺服机构性能综合测试设备，用于伺服机构及电机产品的综合性能测试，包括机械性能测试、电性能测试、模拟微重力下太阳翼转动惯量测试，可用于伺服机构及电机产品的设计指标性能标校以及出厂性能检测，满足科研和生产任务对产品的测试需求。

应用领域：

卫星、空天飞机等航空航天装备以及雷达等伺服系统性能测试

测试对象：

旋转运动类伺服机构、直线运动类伺服机构、卫星太阳翼驱动伺服机构以及天线指向伺服机构等



B轴-模拟太空环境(真空、高低温)测试
宇航级传感器

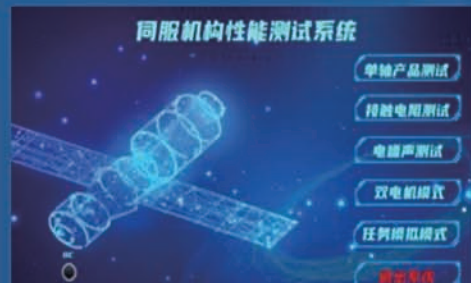
高精度传感器

A轴-地面环境高精度测试

A、B双轴系设计，兼容地面及模拟太空环境测试，全面覆盖伺服机构实际工况



支持模拟微重力环境下转动惯量测试，保证测试精度



伺服机构性能测试系统

- 单轴产品测试
- 接触电阻测试
- 电磁声测试
- 双电机模式
- 任何模拟模式
- 精密测试

软件界面友好，具有数据自动存储、复现及自动分析处理能力

广告索引号23-1030



扫码关注新风航天

CASIC 北京新风航天装备有限公司

地址：北京市海淀区永定路52号

电话：010-68194757

邮箱：Innowind@casic.com.cn

专稿 Feature

14 大型航空关键构件整体精密模锻成形技术研究进展

——周杰 刘左发 屈志远 王航 张鹏 王周田
Research Progress of Integral Precision Die Forging Technology for Large Aviation Key Components
ZHOU Jie LIU Zuofa QU Zhiyuan WANG Hang ZHANG Peng WANG Zhoutian

封面文章 Cover Story

26 面向分层透明管控的飞机总装线数字孪生系统

——黎小华 江海凡 许艾明 周敬尧 孙云 黄伟
Aircraft Assembly Line Digital Twin System for Layered and Transparent Management
LI Xiaohua JIANG Haifan XU Aiming ZHOU Jingyao SUN Yun HUANG Wei

论坛 Forum

切削模拟仿真 Cutting Simulation

36 限制接触切削过程力热特性仿真及试验研究

——李梓钊 邓文君 庞学勤
Simulation and Experiment Research of Force and Thermal Characteristics on Restricted Contact Cutting
LI Zizhao DENG Wenjun PANG Xueqin

47 面向五轴数控加工仿真的机床运动位姿算法研究

——江磊 张越新凯 梁彬 丁国富
Research on Motion Position and Attitude Algorithm of Machine Tool for Five-Axis CNC Machining Simulation
JIANG Lei ZHANG Yuexinkai LIANG Bin DING Guofu

56 基于视觉与边界元法的复杂曲面砂带磨削接触状态快速获取

——任绪凯 余焕伟 陈仙凤 杜锡勇 王国彪 陈小奇
A Fast Method to Obtain Local Contact Status in Belt Grinding of Complex Surface Based on Vision and BEM
REN Xukai YU Huanwei CHEN Xianfeng DU Xiyong WANG Guobiao CHEN Xiaoqi

63 颗粒增强钛基复合材料磨削试验与仿真研究

——李征 刘斌 丁文锋 田帅 王正鹤
Experimental and Simulation Study of Grinding Particle-Reinforced Titanium Matrix Composites
LI Zheng LIU Bin DING Wenfeng TIAN Shuai WANG Zhenghe

先进表面处理技术的代表， 世界喷丸设备制造的引领者！

为满足市场大环境变化需求，维尔贝莱特集团调整战略，实现欧洲设计中国制造，更好地服务于客户并最大程度地满足用户需求。实现技术战略转移设备的设计与控制精度保持与欧洲一致的高标准，以满足航空，航天领域在世界范围内严格的行业规范及安全标准。维尔贝莱特集团将持续致力于为中国的航空航天行业提供解决方案，为国产大飞机和发动机事业助一臂之力！



MPR1500 型数控喷丸机

MPR1500型数控喷丸机是航空发动机制造及维修领域喷丸强化的最佳解决方案。适合各种航空发动机零部件。

- 柔性的机器人控制
- 强大且精确的喷丸控制能力
- 灵活多变的配置，满足不同类型零件的需求

Ventus 200PR 经济型机器人数控喷丸机

Ventus 200 PR型设备可实现手动喷丸(砂)和半自动喷丸(砂)的加工组合,适用于各种类型和规格的介质喷丸(砂)需求,是一款经济实用的解决方案。

- Ventus 200PR灵活的配置满足各种应用需求
- 最大处理零件直径可达 $\varnothing 1500\text{mm}$

该系统可以满足绝大部分的零件表面喷丸处理或表面清理加工需求。



研究论文 Research

- 68 Ti_2AlNb 切削切屑形成过程近场动力学仿真及试验研究
刘浩 王兵 刘战强 李亮亮 蔡玉奎 宋清华
Peridynamics Simulation and Experimental Investigation of Chip Formation Process During Machining of Ti_2AlNb
LIU Hao WANG Bing LIU Zhanqiang LI Liangliang CAI Yukui SONG Qinghua
- 76 基于改进A*算法的多AGV路径规划研究
官祥锦 陈娟 张为民
Research on Multi-AGV Path Planning Based on Improved A* Algorithm
GUAN Xiangjin CHEN Juan ZHANG Weimin
- 86 TA32 高温钛合金超塑性性能研究
周丽娜 付明杰 李晓华 韩秀全
Superplastic Behavior of TA32 High Temperature Titanium Alloy
ZHOU Lina FU Mingjie LI Xiaohua HAN Xiuquan
- 91 航空齿轮激光冲击强化残余应力场仿真计算研究
韩正旭 唐进元 邵文 何玉辉
A Numerical Simulation Study on Residual Stress Distribution in Laser Shock Peening of Aviation Gear
HAN Zhengxu TANG Jinyuan SHAO Wen HE Yuhui
- 103 热氧化对TA18 钛合金耐腐蚀磨损性能的影响
王大月 顾静怡 徐雁斌 胡静
Effect of Thermal Oxidation on Corrosion and Wear Resistance for TA18 Alloy
WANG Dayue GU Jingyi XU Yanbin HU Jing
- 107 机载激光武器自卫防御应用研究与前景分析
严毅 穆学桢 张宁华 彭志永 谢光辉
Application Research and Prospect Analysis of Airborne Self-Defense Laser Weapon
YAN Yi MU Xuezhen ZHANG Ninghua PENG Zhiyong XIE Guanghui

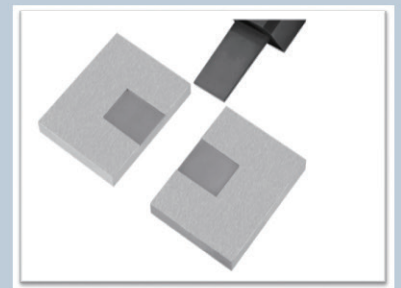
DMNC-EDM

ADV 600

精密数控电火花成形机床

PRECISION CNC SPARK MACHINE

配置 windows 系统,自动升降油槽、丰富的数据接口可兼容机械手、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



www.dmnc-edm.com 北京迪蒙数控技术有限责任公司 010-60775392

广告索引号23-1011



西工大翼身融合民机技术研究取得重大突破

近日,西北工业大学研制的翼身融合大型客机的缩比试验机试飞成功。作为系列关键设计技术飞行验证的摸底试飞试验,此次试验进行了试验机的起降、通场、规划航线自主飞行等科目测试,完成了预期的飞行计划。

据介绍,飞行试验由西工大牵头的国内翼身融合民机技术研究团队组织实施,是翼身融合民机技术研究从概念研究到技术

验证的关键一步。

西北工业大学牵头的国内翼身融合民机研究团队汇集了国内航空院所、相关高校的优势力量,是国内最早、国际上深入该领域研究的团队之一,经过多年的技术攻关,团队取得了一系列国际领先的科研成果。

经过系列大型风洞试验、数值仿真与缩比飞行等关键技术验证,该团队攻克并掌握了总体、气动、

飞机-发动机匹配、飞行控制等一批系列关键设计技术,并在飞机系列化发展、中央机体特殊结构、噪声抑制等技术方面取得了重要进展。

在双碳目标背景下,节能减排成为中国航空运输业发展的重中之重。目前,该团队已经在新能源翼身融合民机技术方面展开研究,已完成了氢能翼身融合民机概念方案初步设计。

下一步,该团队将进一步验证完善翼身融合民机总体综合设计技术,攻克结构、降噪等关键技术,并聚焦新能源飞机技术发展方向,攻克背撑式/背负式/分布式发动机布局设计技术,为电能/氢能动力翼身融合民机发展提供技术储备。(本刊记者 逸飞)

SerialRED新方法实现多晶材料快速、高通量物相分析

近日,瑞典斯德哥尔摩大学邹晓冬院士(瑞典皇家科学院、工程院双院院士)与中国石化上海石油化工研究院杨为民院士团队合作在 *Nature Chemistry* 上发表了题为 *High-throughput phase elucidation of polycrystalline materials using serial rotation electron diffraction* 的研究成果。

该成果报道了自动化、高通量 SerialRED 新方法在复杂微晶/纳米晶材料快速、高通量物相分析和结构解析方面的巨大优势。SerialRED 的使用将有可能改变矿物、金属/金属氧化物、陶瓷、半导体、骨架类型材料、有机小分子以及药物等重要多晶材料的研究和开发方式。

基于透射电镜开发的 SerialRED 方法可以自动、快速识别多晶样品中成百上千个亚微米或纳米晶体并采集每个晶体的三维电

子衍射(3D ED)数据。这使得 SerialRED 能够对复杂多相纳米/亚微米晶样品的快速、高通量物相分析和结构解析。在这项工作中,邹晓冬院士/杨为民院士合作团队以典型的多晶材料分子筛的合成作为实例,来展现 SerialRED 方法在辅助探索复杂体系合成新型材料、快速获取物相组成和结构信息及加速材料开发等方面的优势。

因不需要纯相样品即可进行物相分析和结构解析,SerialRED 能够在合成开发的早期阶段检测有价值的晶相并确定其结构,这为新型多晶材料的设计合成和快速开发提供了新的机会。同时,当检测晶体数量足够多时,SerialRED 可以定量分析物相组成。此外,SerialRED 试验只需微量样品,就可与纳摩尔级高通量合成筛选技术结合加速材料开发。

(本刊记者 逸飞)

中国科大提出热固性材料的新型 3D 打印方法

近日,中国科学技术大学工程科学学院机器人与智能装备所张世武教授研究团队李木军副教授、近代力学系王柳特任教授与南加州大学 Yong Chen 教授合作,提出了一种原位双重加热(In situ dual heating, ISDH)策略,成功实现了对具有多种流变性质和功能特性的热固性材料的墨水直写(Direct ink writing, DIW)打印。研究成果以 *3D printing of thermosets with perse rheological and functional applicabilities* 为题发表在 *Nature Communications* 上。

该研究提出通过邻接层快速加热和焦耳加热器加热的双重加热方式,使得代表性的热固性材料 Sylgard 184 最快可以在 2 s 内固化,从而成功实

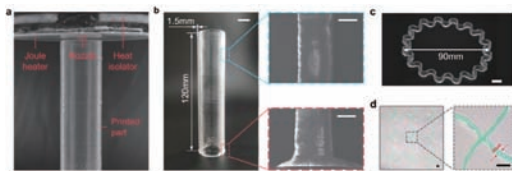
现了未经改性的低黏度 Sylgard 184 的直接 3D 打印,打印结构与模具铸造结构的力学性能类似。通过采用不同直径的喷头(0.025~1 mm),该方法的尺寸可扩展性得到了验证,实现了 120 mm 的最大打印高度和 50 μm 的分辨率。

该研究还展示了 ISDH 打印丰富的功能性,包括打印多材料异质结构,以及不同 NdFeB 含量的磁响应柔性结构等。通过与“Pick-and-Place”工艺结合,ISDH 打印还可以制造柔性电子设备。

以上工作得到了国家自然科学基金、科技部国家重点研发计划、安徽省自然科学基金支持。

下图为 ISDH 打印低黏度 Sylgard 184。

(本刊记者 逸飞)



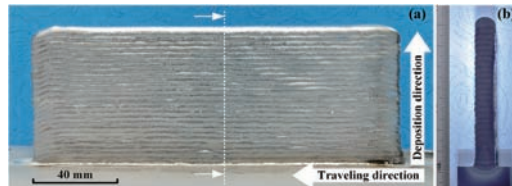
西安交大在新型熔滴+电弧增材制造铝合金研究方面取得新进展

近日,西安交大魏正英教授金属增材制造科研团队研究比较了电弧增材 GMA-AM(气体金属电弧增材制造)、激光-GMA 混合制造、旁路耦合 WAAM、气体钨丝电弧(GTA)增材等技术,提出了一种新型熔滴+电弧增材制造方法(DAAM),实现了铝合金部件的高质量和高效率制造。在 DAAM 系统中,该团队设计了一种特殊的熔滴发生系统(DGS)来取代传统的送丝系统,使材料添加过程和弧热输入过程成为两个独立的部分。采用变

极性气体钨弧(VP-GTA)作为热源,选用 2219 铝合金作为沉积材料,分析了熔滴生成过程和熔滴+电弧沉积特性,提出一种热输入策略,实现具有良好形貌的薄壁构件的制备。在此基础上,研究了微观结构分布和晶粒形貌,以及不同工艺条件下的拉伸性能和断裂特性。

相关研究成果以

A novel droplet + arc additive manufacturing for aluminum alloy: Method, microstructure and mechanical properties 为题发表在 *Additive Manufacturing* 上。该工作得到了国家自然科学基金、国家重点研发计划等项目资助。下图为电弧增材制造 2219 铝合金薄壁件。(本刊记者 逸飞)



努曼/伊顿 – 航空航天导管弯曲成型专家

弯管机、切管机、成型机、自动化生产线



中国国际机床展CIMT展位号：
E2-B076



广告索引号23-1017



清华大学深圳国际研究生院弥胜利课题组在力学超材料领域取得新进展

力学超材料通过对其内部几何结构进行精心设计来获得增强的或自然材料无法拥有的功能,这使其受到科学及工程领域的广泛研究。磁驱动材料能够实现远程、快速和可逆的形状变形而常被用作赋予超材料可编程性和可重构性的策略。传统的磁驱动材料并没有充分利用超材料的设计机制,同时具有磁编程角度单一,制造完成后整体形状无法改变等问题。

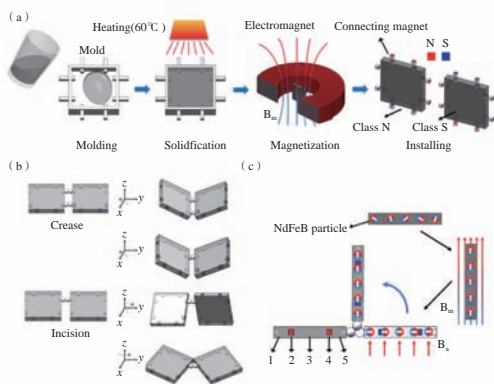
清华大学深圳国际

研究生院弥胜利课题组创新性地提出一种基于磁驱动的可编程、可重构的模块化力学超材料,融入超材料的折纸与剪纸设计机制,使其具有多种预定义变形形状,从而能更好地适应外界环境的变化与要求。研究将运动和变形设计到预定义的可互相转化的折痕和剪痕中,允许更多的离散运动和力传递,可融合折纸的折叠、剪纸的旋转以及剪痕为导向的折叠等变形方式,为形成复杂三维结构奠定了基

础。该研究从新角度建立基本运动变形模型,进行相关试验和有限元分析,以定量了解所提出的模块化力学超材料运动变形特性。与磁弹性体材料相比,所提出的模块化力学超材料在变形过程中的能量损失大大减少。该研究也展示了所提出模块化超材料在信息存储及显现、机械逻辑计算、可重构机器人、可部署机构等领域的应用。结果表明,高度可编程性和可重构性扩大了其应用潜力,进而能满足更多的需求。

近日,上述研究成果以 *Magnetic-driven modular mechanical metamaterials with high programmability, reconfigurability, and multiple applications* 为题发表在 *ACS Applied Materials & Interfaces* 上。左图为模块化超材料的制造过程和设计机制。

(本刊记者 逸飞)



宁波材料所在树脂基三维碳材料制备方向取得新进展

中国科学院宁波材料技术与工程研究所新型热固性树脂团队刘小青研究员基于多年的生物基热固性树脂研究经验,提出开发生物基材料的本质是为了实现对生物碳的高效利用。基于此,该团队利用激光烧蚀的方法,将生物基热固性树脂转化为功能性碳材料,拟完成从“生物碳”到“生物基树脂”再到“功能碳”的闭环转化。

最近,基于在这两个交叉领域丰富的研究基础,该团队通过对碳前体的分子结构设计,并且利用激光刻蚀成功实现了从液态前驱体直接转化为三维石墨烯材料。这条全新制备路线集成了激光制造与液态前驱体两者的优势。

此外,制备得到的三维石墨烯材料的功能组分也具有高度的可控性。得益于液体良好的兼容性,功能性的有机或无机填料

可以直接混入液态前驱体中,并在激光的辐照下原位形成石墨烯基复合材料,实现包括杂原子掺杂、金属纳米粒子掺杂、金属氧化物纳米粒子掺杂以及其他功能性组分的掺杂等。比如,将多种金属有机化合物与液体共混之后进行激光辐照可以得到高熵合金掺杂石墨烯材料。其中,高熵合金以纳米粒子的形式均匀分布在三维石墨烯的多孔骨架表面,其粒径和含量则可以通过前驱体的掺杂比例灵活调节。

相关研究成果以 *Direct conversion of liquid organic precursor into 3D laser-induced graphene materials* 为题发表在 *Advanced Materials* 上。

本工作得到了国家自然科学基金、浙江省杰出青年基金和浙江省领军型创新团队项目的支持。

(本刊记者 逸飞)

中国科学院大连化物所研发出自愈合可见光/红外隐身相变材料膜

近日,中国科学院大连化学物理研究所热化学研究组(DNL1903组)史全研究员团队通过简单易行的合成策略,研发出一种柔性自愈合相变材料膜,并实现了其在可见光/红外波段同步隐身方面的应用。

相变材料因其优异的热量管理和温度控制功能在红外隐身研究方面备受关注。然而,传统相变材料存在固相刚性大、液相易流动、形状及颜色可设计差等问题,限制了其在多波段与多场景隐身中的应用。

针对上述问题,史全团队设计并构建了一种可用于同步可见光/红外隐

身的柔性自愈合相变材料膜。

该相变材料膜不仅具有稳定可调的相变温度和相变焓,还展现出优异的柔性、自愈合特性、粘附性、热塑性和形状记忆性,能够根据需求设计成不同的形状和颜色,在多场景下表现出显著的视觉与红外隐身功能,为开发多波段及多场景隐身技术提供了新思路。

相关研究成果以 *Synchronous visual/infrared stealth using an intrinsically flexible self-healing phase change film* 为题,发表在 *Advanced Functional Materials* 上。

(本刊记者 逸飞)

西工大以粉料级配设计提升光固化3D打印陶瓷型芯综合性能

近日,西北工业大学苏海军团队提出一种基于粉料级配设计方法的光固化3D打印陶瓷型芯新方法,结合合理的烧结温度选择,制备了具有高孔隙率、适当抗弯强度以及优异抗高温蠕变性能的氧化铝陶瓷型芯。研究了粉料级配设计,特别是粗粉料在光固化3D打印陶瓷型芯显微结构和性能调控中的作用。

基于不同颗粒尺寸的烧结动力学,确定了陶瓷

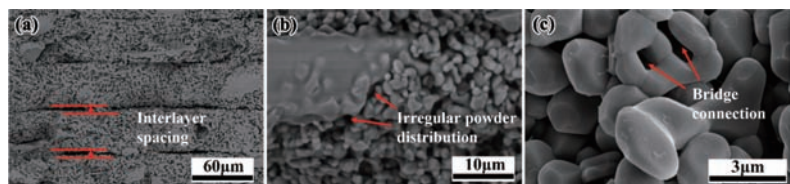
型芯合适的烧结温度,建立了光固化3D打印氧化铝陶瓷型芯的“非骨架”微观结构模型。在孔隙率、抗弯强度和抗高温蠕变性达到平衡的情况下,大幅提高了复合材料的综合性能,获得了高孔隙率、适当强度和低高温蠕变的氧化铝陶瓷型芯,为提高光固化3D打印陶瓷型芯的综合性能提供了重要参考。

相关研究成果以 *Enhanced comprehensive*

properties of stereolithography 3D printed alumina ceramic cores with high porosities by a powder gradation design 为题发表在 *Journal of Materials Science & Technology* 上。

下图为光固化3D打印氧化铝陶瓷型芯孔隙率的3种来源,分别为:(a)层间空隙;(b)不均匀的粉料分布;(c)细粉料之间的“桥接”。

(本刊记者 逸飞)





北京博鲁斯潘精密机床有限公司



五轴联动



高精度



高刚性



高速度



高效率



BM40-5i五轴联动叶片铣削中心，是专为航空发动机叶片精密、高效加工研制的高刚度、高精度高档数控机床。主要用于范围在400mm以内的航空发动机中、小叶片的高速精密铣削加工。

五轴联动叶片铣削中心
BM40-5i

广告索引号23-1044



引文格式: 周杰, 刘左发, 屈志远, 等. 大型航空关键构件整体精密模锻成形技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 14-25.
ZHOU Jie, LIU Zuofa, QU Zhiyuan, et al. Research progress of integral precision die forging technology for large aviation key components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 14-25.

大型航空关键构件整体精密模锻成形技术 研究进展*

周杰^{1,2}, 刘左发^{1,2}, 屈志远¹, 王航¹, 张鹏³, 王周田³

(1. 重庆大学先进模具智能制造重庆市重点实验室, 重庆 400044;

2. 重庆大学材料科学与工程学院, 重庆 400044;

3. 中国第二重型机械集团德阳万航模锻有限责任公司, 德阳 618013)

[摘要] 随着航空产业的快速发展, 大型、整体、精密和高性能的模锻件在航空关键构件中的占比不断提高。航空关键构件尺寸的增大、复杂程度的增加以及材料强度的提高, 给大型航空关键构件的整体模锻成形带来了巨大挑战。首先介绍了实现大型航空关键构件整体模锻成形面临的关键挑战以及解决途径, 然后综述了整体精密模锻成形技术在典型大型航空关键构件如飞机承力框、起落架和发动机涡轮盘中的研究进展, 最后对大型航空关键构件整体模锻成形技术的未来发展前景进行了展望。

关键词: 大型航空关键构件; 整体精密模锻成形; 承力框; 起落架; 涡轮盘

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.014



周杰

教授, 博士生导师, 研究方向为精密成形工艺及模具关键技术。

*基金项目: 国家重点研发计划项目(2022YFB3705102); 重庆市自然科学基金面上项目(CSTB2022NSCQ-MSX0443)。

在航空工业的发展进程中, 减轻航空关键构件的重量, 增强构件结构的可靠性、耐久性, 缩短构件的研发制造周期和减少生产成本, 提高生产效率, 始终是航空关键构件设计与生产的重要发展方向, 这使得大型、精密、整体、高性能化的航空关键构件的发展趋势日渐凸显^[1-3]。模锻成形技术可以实现批量生产、改善零件组织性能及提高材料利用率, 是大型航空关键构件如飞机承重梁框、起落架、航空发动机风扇轴、涡轮盘、叶片等(图1^[4])的主要制造途径^[5-7]。随着航空工业的迅速发展, 航空关键构件的尺寸不断增大、强度指标不断增加、结构越来越复杂, 给大型航空关键构件的整体模锻成形带来了巨大挑战。

近年来, 世界各国模锻行业都在积极开展大型航空关键构件整体精

密模锻成形技术的研究, 并取得了一定的进展。本文首先介绍实现大型航空关键构件整体模锻成形面临的关键挑战以及解决途径, 然后综述整体精密模锻成形技术在典型的大型航空关键构件如飞机承力框、起落架和发动机涡轮盘中的研究进展, 最后对大型航空关键构件整体模锻成形技术的未来发展前景进行了展望。

1 整体精密模锻成形技术

1.1 整体精密模锻成形的主要难题

随着航空产业的快速发展, 大型、整体、精密和高性能的模锻件在航空关键构件中的市场份额不断扩大。航空关键构件尺寸的增大、复杂程度的增加以及材料强度的提高, 给大型航空关键构件的整体模锻成形

带来了巨大挑战。

制造难度大。大型航空关键构件外形结构复杂、截面变化剧烈、热变形温度窄,在模锻成形过程中,锻件容易出现涡流折叠、飞边分布不均、薄壁高筋充填不满等缺陷。而且由于航空关键构件的形状尺寸庞大,很难控制整体模锻件应力应变场和温度场的均匀性,使得锻件产品的整体性能较差。

成形载荷大。大型航空关键构件往往外形尺寸庞大、材料变形强度高,使得其模锻成形时所需的变形压制力十分巨大,必须使用大型、巨型压力机设备进行压制成形。目前,只有美、法、俄等少数制造强国研制出了400~750 MN的巨型压力机设备,我国的第二重型机械集团于2013年成功研制出了世界上吨位最大的800 MN巨型液压机,使我国大型航空关键构件的制造能力有了突破性的进展^[8]。但是,大型模锻设备的研制,前期不仅需要投入巨额资金和人力,后期还需要大量的费用来保障设备运行和维护。而且随着大型航空关键构件结构复杂性、外形尺寸和材料强度的不断提高,模锻成形所需的变形压制力不断增大,大型模锻设备的成形能力也面临着巨大挑战。

技术要求严格。大型航空关键构件是飞机的主要承载构件,对飞行的安全性、可靠性以及飞行寿命十分重要。因此,大型模锻件产品不但需要进行表面成形质量、截面金属流线



图1 大型航空整体精密模锻件^[4]

Fig.1 Large aviation integral precision die forgings^[4]

方向以及常规的力学性能,如抗拉强度、屈服强度、断面收缩率和伸长率等检验,还需要对整体模锻件的晶粒尺寸、高低倍显微组织、高温持久性能等进行分析测试,以满足新一代大型航空关键构件表面质量好、综合性能高的严格要求。

1.2 实现整体精密模锻成形的关键技术

为了实现大型航空关键构件的整体精密模锻成形、降低锻件模锻成形过程中的成形载荷、提高大型航空锻件的组织力学性能,国内外研究者主要采用了以下4种方法。

(1) 局部加载技术。

局部加载技术的基本原理是模锻上模每一次下行只对局部坯料进行压制,使部分金属产生塑性变形,然后通过精确控制在坯料上施加载荷的位置,实现整个航空构件的模锻成形。图2^[9]为两次局部加载模锻成形的示意图。将整个模锻上模分为两部分,控制第一分块模具对局部工件进行一定压下量的压制,然后控制第二分块模具对余下工件进行相同压下量的加载变形。局部加载法不仅可以使较低吨位的压力机设备的成形能力发挥出更大成效,还可以大幅拓宽航空构件的成形尺寸范围,为实现大型航空关键构件整体精密模锻成形提供了重要启示。

Sturm等^[10]在20世纪80年代就开展了对大型锻件局部加载技术的研究,并采用该技术试制出了复杂

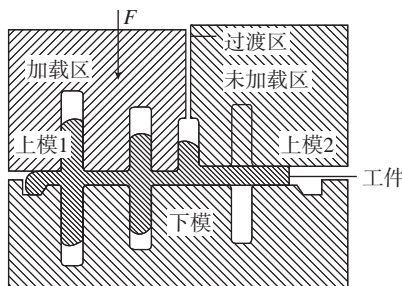


图2 局部加载示意图^[9]

Fig.2 Schematic diagram of local loading^[9]

多筋的铝合金锻件;与整体加载成形相比,局部加载成形的原材料减少了约30%,最大成形力减小了约10%。孙念光等^[11]通过局部加载模锻成形技术,在成形载荷不超过30 MN的前提下,成功制造出了成形质量良好的钛合金飞机承力框锻件,显著促进了我国大型航空关键构件整体精密模锻件制造水平的提升。

虽然局部加载技术可以显著减小大型航空模锻件的成形载荷,解决锻压设备成形能力不足的问题,但是由于局部加载成形的锻件容易在工件分区加载的间隙部位产生筋错移、折叠紊流、变形不均等问题,从而影响锻件的成形质量和整体性能。针对此类技术难点,孙志超等^[12-14]研究了局部加载分区、加载次数和摩擦条件等工艺参数对复杂多筋锻件的变形均匀性和筋条填充能力的影响;结果表明,合理的分区加载不仅能够显著提高筋板处的填充效果,还可以有效避免锻件的毛刺、折叠、错移等缺陷。Gao等^[15-17]首先采用增加摩擦、减小分块模具厚度等方法显著减少了TA15框锻件成形过程中转移金属量,从而有效避免了充填不满、折叠等缺陷的产生;然后提出了一种基于折叠指数的大型筋板锻件局部加载成形的折叠缺陷判断方法,验证结果表明,预测结果与数值模拟和工艺试验结果基本一致。

(2) 等温模锻技术。

等温模锻技术是把坯料与模具加热到相同温度,使坯料在长时间高温高压的变形条件下产生低速率变形甚至超塑性变形的一种先进整体模锻成形技术。与传统模锻成形技术相比,等温模锻技术具备以下优势^[18]:模具与工件温差小、坯料降温速率慢、金属的塑性变形能力提高,使模锻成形的压制力显著减小;可以有效调控整个坯料的温度分布,使工件产生较均匀的塑性变形,从而得到综合性能相对优良、显微组织相

对一致的锻件产品；可以控制整个锻件的飞边分布情况，减小锻件机械加工余量，实现近净塑性成形，提高产品成形质量。

等温模锻是提高大型航空关键构件成形质量的首选成形技术，尤其在高筋薄壁等结构复杂的构件生产中得到了广泛应用。刘飞等^[19]采用等温模锻技术成功制造出了尺寸精度高、整体性能良好的高筋薄壁钛合金航空构件。Sun等^[20]采用正方形、圆柱形和隔板形的3种坯料，对比研究了TA15钛合金飞机承力框等温模锻过程中的组织演变和力学性能，并确定了微观组织和机械性能差异的原因。杨川等^[21]提出了一种复杂多筋的TC4钛合金框类构件近等温模锻整体成形工艺方案，并利用DEFORM有限元软件对预制坯形状和终锻模具结构进行了优化。

(3) 多火次模锻技术。

多火次模锻技术也是一种在大型航空关键构件整体精密模锻成形过程中广泛应用的方法，其基本原理是将原本难以一次模锻成形的工序分解为多个成形工序，逐步使坯料产生塑性变形，从而得到整体模锻产品。多火次模锻技术的主要实现途径是对预制荒坯或预锻件的尺寸进行优化设计，从而实现终锻成形过程中金属体积的合理分配。传统模锻成形主要依靠工人的自身经验以及工艺试验进行验证，如果首批试制件出现填充不满、力学性能不佳等问题，则对模具结构进行优化后再进行试制，直至制造出合格的锻件产品。随着有限元模拟预测技术和设备自动化控制技术的飞速发展，技术人员可以利用仿真软件与自动化液压机对模锻件的成形过程、表面质量、显微组织和力学性能等进行可视化显示、预测、追溯以及优化操作，形成全流程宏微协同模锻成形技术，可大幅度缩短研发周期，降低生产成本。

Zhao等^[22]提出了一种基于模具接触的逆向跟踪方法，对航空发动机涡轮盘整体模锻成形工艺的预成形模具进行设计，并通过有限元模拟手段验证了涡轮盘预锻和终锻的成形结果，结果表明，采用该方法设计的预成形模具可以制造出尺寸形状合格的涡轮盘锻件。陈荣创^[23]构建了飞机起落架锻件锻饼制坯、2火次模锻的宏微观耦合的全流程模拟系统，模拟与试制结果表明，模拟预测的起落架锻件形状尺寸合格、金属流动合理、整体变形均匀，模拟的锻件晶粒尺寸与试验结果基本一致(图3)。李蓬川等^[24]基于DEFORM模拟平台，设计出了3火次成形预制坯、2火次模锻(预锻和终锻)的起落架外筒整体模锻成形的全流程方案，并对预制坯的形状进行不断优化，从而生产出了表面质量良好、整体性能优良的飞机起落架锻件。

(4) 精密模锻技术。

随着精密模锻技术的发展，大量高效、省力、节能的精锻技术在航空工业中得到广泛应用。与传统模锻技术相比，精密模锻主要有以下优势^[25]：精锻件的形状尺寸与零件十分接近，机械加工余量较少，可以实现近净塑性成形，显著提高生产效率；精锻件的尺寸精度和表面成形质量要求很高，一般精度要求为 $\pm(0.10\sim 0.25)$ mm，锻件产品的市场占有率能力较强；精锻件的金属流线连续且分布均匀合理，能够显著提高构件的组织力学性能。精密模锻技术的诸多优点使其逐渐成为制造大型航空关键构件的主流趋势。

Park等^[26]基于刚塑性有限元分析对非对称的航空筋板构件整体精密模锻成形过程中的预锻件形状尺寸进行了优化设计，成功试制出了填充饱满、尺寸合格的筋板类锻件。周杰^[27]、董旭刚^[28]等以深筒薄壁的飞机轮毂为研究对象，通过设计出锻粗成形荒坯法兰圈、新型的坯料定位方

法和终锻模具添加内飞边结构等优化结构，实现了深筒薄壁飞机轮毂的整体精密模锻成形(图4^[27])。Zhang等^[29]采用数值模拟与工艺试制相结合的方法，全面研究了不同形状的预锻件对航空铝合金环座等温精密模锻件金属流线、成形缺陷、微观组织和力学性能的影响规律。

2 整体精密模锻成形技术在大型航空关键构件中的研究进展

整体精密模锻成形技术具有机械加工余量少、锻件表面成形质量高以及金属流线连续等显著优势，在飞机承重梁框、起落架，航空发动机风扇轴、涡轮盘及叶片等大型航空关键构件的制造过程中广泛应用。因此，世界各国模锻行业对大型航空关键



图3 飞机起落架外筒2火次模锻成形方案^[23]
Fig.3 Two-stage die forging forming scheme of outer barrel of aircraft landing gear^[23]

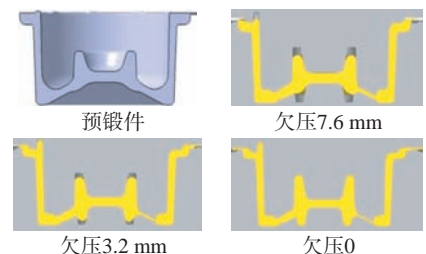


图4 飞机轮毂整体精密模锻成形^[27]
Fig.4 Integral precision die forging of aircraft hub^[27]

构件整体精密模锻成形技术开展了大量研究。本文以飞机承力框、起落架和航空发动机涡轮盘为例,从模锻成形工艺、锻件变形均匀性、锻件组织性能、模具再制造等方面对整体精密模锻成形技术在大型航空关键构件中的研究与应用进展进行讨论。

2.1 飞机承力框

承力框作为飞机的关键承载构件,对飞行的安全性、可靠性以及飞行寿命十分重要。而且飞机承力框构件外形结构复杂、截面变化剧烈、热变形温度窄,在模锻成形过程中,锻件容易出现涡流折叠、飞边分布不均、薄壁高筋充填不满等缺陷,使锻件产品的成形质量和综合性能较差。近年来,国内外学者对飞机承力框构件的整体精密模锻成形工艺进行了大量研究。薛松等^[30-31]通过有限元仿真平台对大型航空 TA15 钛合金承力框构件整体精密模锻成形进行了模拟预测,并对关键工艺参数如压制速度、坯料温度、压制力对锻件成形质量的影响规律进行了系统研究。Cai 等^[32]提出了一种基于刚塑性模拟的大型航空钛合金框类构件预锻件优化的新方法,通过 DEFORM 有限元仿真软件对优化后的预锻件等温模锻成形过程进行了模拟预测,最后通过正交试验设计得到了最优的预锻件尺寸。龚小涛等^[33]以 L 形航空铝合金承力框为研究对象,设计了该构件的整体模锻成形工艺方案,并对终锻模具进行了优化,得到了填充饱满、尺寸合格、变形均匀的铝合金整框锻件。赵天生^[34]全面研究了某飞机窗框构件整体精密模锻成形工艺参数如模具温度、坯料尺寸、摩擦条件和压制速度对模锻压制力和锻件充填能力的影响,从而确定了最优的工艺生产条件;为了改善窗框锻件的组织力学性能,对比研究了多种热处理方法对航空铝合金材料的晶粒尺寸、力学性能和抗腐蚀性能的影响。Zhang 等^[35-36]针对大型航

空 TA15 钛合金承力框的几何尺寸大、形状复杂、成形困难等特点,提出了一种基于理论解析分析和数值模拟预测的预制坯设计方法(图 5^[35])。根据数值模拟结果并考虑局部加载成形特性对预制坯料进行优化,可以压制出填充饱满、无折叠的大型承力框锻件。

飞机承力框构件几何尺寸大、结构复杂,在整体精密模锻成形过程中很难控制整体模锻件应力应变场和温度场的均匀性,这使得锻件产品的整体性能较差。针对上述技术难题,Wang 等^[37]提出了一种新的热处理制度来消除 7050 航空铝合金框类锻件中的残余应力和加工变形,验证结果表明,这种新型热处理制度可以消除飞机承力框构件锻后 71% 的残余应力,效果明显优于普通的沸水淬火热处理制度。张晓露^[38]利用有限元仿真软件 MSC.SuperForge 构建了

TC4 航空钛合金动态再结晶模型,并对大型航空整框锻件的模锻成形工艺、变形组织性能、微观组织分布等进行了系统研究。李光辉^[39]通过单因素控制方法对 TC21 航空钛合金整框类构件模锻成形工艺参数进行了优化,从而确定了压制速度 5 mm/s、荒坯加热温度 990 °C、模具温度 300 °C、Ti-7 与水基石墨混合润滑的最佳模锻成形条件;优化后的整框锻件几何尺寸合格、变形组织均匀、充填饱满无缺陷,为类似航空钛合金承力框锻件整体模锻成形提供了可行的参考。吴道祥^[40]对比研究了多种冷压方法对 7050 铝合金 H 形承力框构件锻后残余应力的影响规律,从而确定了先压高筋再压腹板的最优冷压方法;试制结果表明,采用优化后的冷压工艺可以显著消除 H 形整框锻件热处理后的残余应力,锻件的综合性能得到明显改善(图 6)。

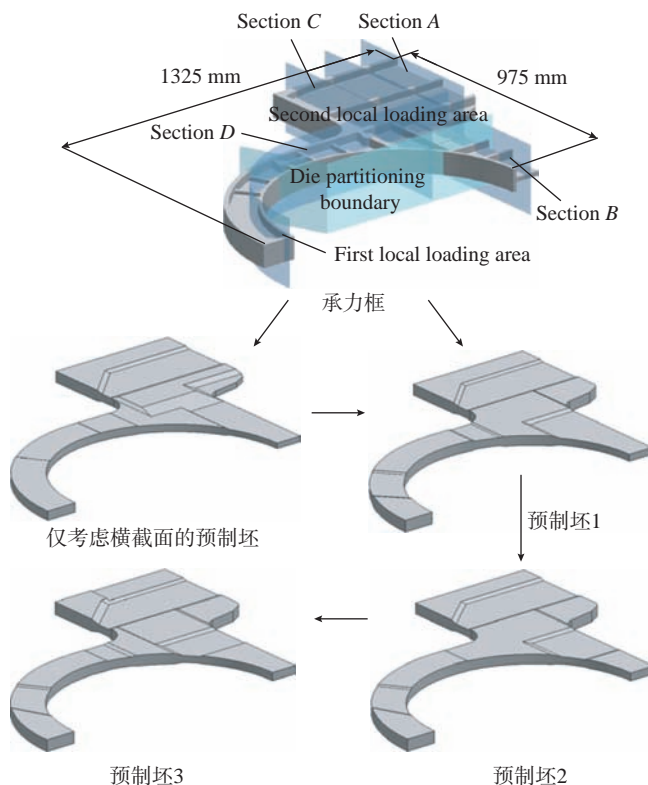


图 5 承力框和预制坯的形状^[35]
Fig.5 Shapes of bulkhead and billets^[35]

2.2 飞机起落架

起落架是飞机着陆和滑行的重要控制系统,也是飞机的主要承重构件。但起落架锻件本身的外形结构复杂、结构不对称、截面变化剧烈,模锻生产过程中,锻件容易出现表面质量差、氧化皮厚、“肥头大耳”、材料利用率低等现象,是模锻领域最难锻造成形的产品之一。如何设计合理的成形工艺及模具是生产合格飞机起落架锻件的关键。

近年来,国内外专家学者在飞机起落架整体精密模锻成形工艺上取得了显著的进展。宋春艳^[41]基于300M超高强度钢飞机起落架外筒构件的结构特征,设计了等高和非等高2种荒坯形状,并对比研究了2种荒坯在整体模锻成形过程中金属流线分布、成形吨位、等效应变场以及飞边分布,从而确定了最优的等高形状荒坯。Zhang等^[42]提出了一种基于飞边尺寸和型腔填充的大型飞机起落架钛合金支柱构件预锻件的优化

方法,并引入了设计变量 x 和填充性指标 η_1 、 η_2 对预锻件的初始位置进行定量描述;采用优化后的预锻件,成功压制出了表面质量良好、充填饱满的钛合金起落架支柱锻件。高林^[43]通过热压缩试验获得了300M合金钢在高温变形条件下的真实应力应变曲线,然后构建了该合金钢的动态再结晶模型,并将该模型应用于某飞机超高强度钢起落架整体精密模锻成形过程中,对起落架锻件的显微组织演变规律和宏观力学性能进行了准确预测。姜静等^[4,44]针对某飞机起落架锻件充填不满、飞边分布不均的成形难点,设计了一种新的飞边桥部尺寸结构,并利用仿真平台对该起落架外筒构件的整个模锻成形过程进行了全流程的数值模拟(图7^[4]),基于新的飞边结构成功锻造出了充填饱满、飞边均匀的起落架锻件。

在飞机服役过程中,起落架需要经受和吸收飞机在起降、滑行过程中地面带来的冲击力。因此,起落架构件不仅要求锻件流线随形、尺寸精密、表面质量良好,还需要满足可靠性高、服役时间长和综合性能好的要

求。在飞机起落架锻件组织性能方面,黄始全^[45]利用热压缩模拟和工艺试制等试验方法研究了超高强度钢起落架构件在模锻成形、热处理全流程过程中的宏观综合性能与微观组织结构的演变规律,从而确定了最优的模锻成形参数,并实现了超高强度钢起落架锻件组织性能的预测调控。Prabhu^[46]通过有限元模拟和工艺试制验证了典型起落架筒体的整体精密模锻成形方案,并对锻件的力学性能、缺陷等级和晶粒尺寸进行了评估,结果表明,该起落架锻件的拉伸性能远高于规范极限($>10\%$),与取向相关的性能变化小于2.5%,表面缺陷等级为Mil Std 1907 C级,内部缺陷等级为AMS 2630 A类(2 mm FBH),微观结构显示纵向上的平均晶粒长度和宽度分别为167 μm 和66 μm 。Skubisz等^[47-48]通过引入金属流动不稳定指数和能量耗散系数对大飞机起落架锻件的材料温度变化和应变速率范围进行了评估,并研究了AISI 300M合金钢的加工条件,如材料的模锻温度和热处理条件对起落架锻件的成形性和组织性能的影响,为确定最优的大飞机起落架构

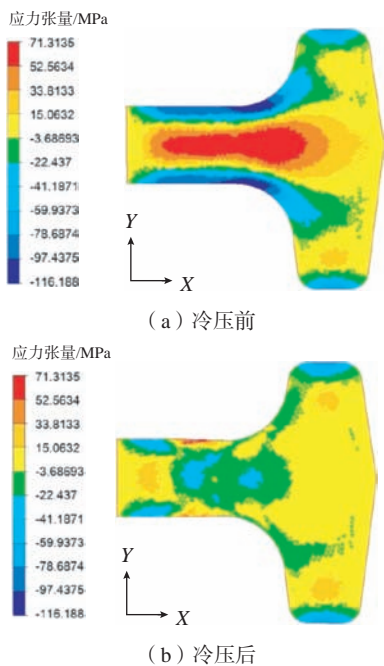


图6 H形框锻件冷压前后X方向残余应力分布^[40]
Fig.6 Residual stress distribution in X direction before and after cold pressing of H-frame forgings^[40]

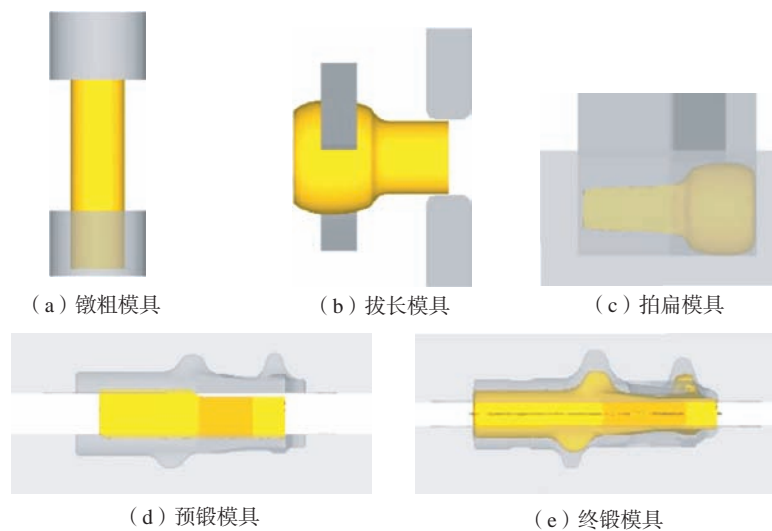


图7 起落架外筒构件整体精密模锻成形全流程^[4]
Fig.7 Whole process of integral precision die forging of landing gear outer barrel components^[4]

件整体精密模锻成形工艺条件提供了可行参考。Sen 等^[49]设计了3种不同的近 β 钛合金微结构,并对比研究了其对大飞机起落架锻件组织性能的影响,研究表明,单相 β 和两相层状 $\alpha+\beta$ 结构的屈服强度均很高,且未观察到加工硬化现象;与较大的 α 长径比相比,较小的 α 长径比显示出更高的屈服强度,但塑性较低(图8)。

在飞机起落架构件整体精密模锻成形过程中,成形温度高、变形抗力大,而且由于保压要求,锻件与模具接触时间长,导致模具承受压力显著增高。采用传统5CrNiMo或H13钢材料制造的起落架锻模在高温高压长时间的工作状态下,容易出现变形加剧、磨损严重、寿命极低等问题,导致生产成本急剧上升。针对此技术难题,重庆大学周杰教授团队在飞机起落架模锻模具再制造上进行了大量研究并取得了一系列突破性进

展,该团队发明了一种由强化层、过渡层和基体层构成的大型热锻模具^[50],生产验证表明,该新型热锻模具可以大幅度提升热锻模具的抗变形、抗开裂、耐磨损能力,从而使其服役寿命显著提高;在多层次新型热锻模锻的制造方法上,提出了一种模具型腔随形网状结构法^[51],将前面所述的过渡层与强化层均以网状沟槽的形式分割开来,然后在过渡层中填充较软的金属,强化层中填充耐高温金属,通过这种软硬结合制成的大型热锻模具可以显著减小模具在堆焊和服役过程中的拉应力,从而有效避免热裂纹的产生。张建新等^[52-54]通过有限元仿真平台对某飞机起落架构件的整体精密模锻成形过程进行了模拟预测,研究分析了锻模在成形过程中的应力场、温度场和磨损情况,在此基础上提出了一种夹心层堆焊再制造的锻模增材新方法(图9^[52]),经生产试制,该起落架锻模的使用寿

命显著提升,证明了采用夹心层堆焊再制造模具的有效性和可行性。李蓬川^[55]针对某飞机起落架锻模寿命低的问题,采用数值模拟预测锻模在成形过程中的变形特性,系统研究了该模具各部分型腔夹心层堆焊的金属材料和厚度对模具寿命的影响规律,从而获得了最佳的锻模再制造参数。

2.3 航空发动机涡轮盘

涡轮盘是航空发动机中最关键的零件之一,随着航空发动机向高参数化方向快速发展,对涡轮盘构件的综合性能提出了更高的要求。航空用高温合金具有模锻温度范围窄、组织结构复杂、强度高等特点,使得航空发动机涡轮盘的整体精密模锻成形难度极大。近年来,国内外学者对航空发动机涡轮盘整体精密模锻成形工艺进行了大量研究。Cha 等^[56]开发了一种满足Waspaloy热变形特性的航空发动机涡轮盘非等温模锻工艺,为了确定最佳模锻条件,采用商用有限元分析软件对涡轮盘的模锻成形过程进行了模拟,研究表明,高温合金涡轮盘可采用半封闭模锻工艺制造。Guo 等^[57]通过热压缩模拟试验对涡轮盘用FGH95高温合金的再结晶模型进行了修正,并运用修正后的模型对大型发动机涡轮盘等温模锻成形过程中的成形载荷、应力应变分布、温度场分布和金属流动规律进行了模拟预测。陈林俊等^[58]以GH4698高温合金微型涡

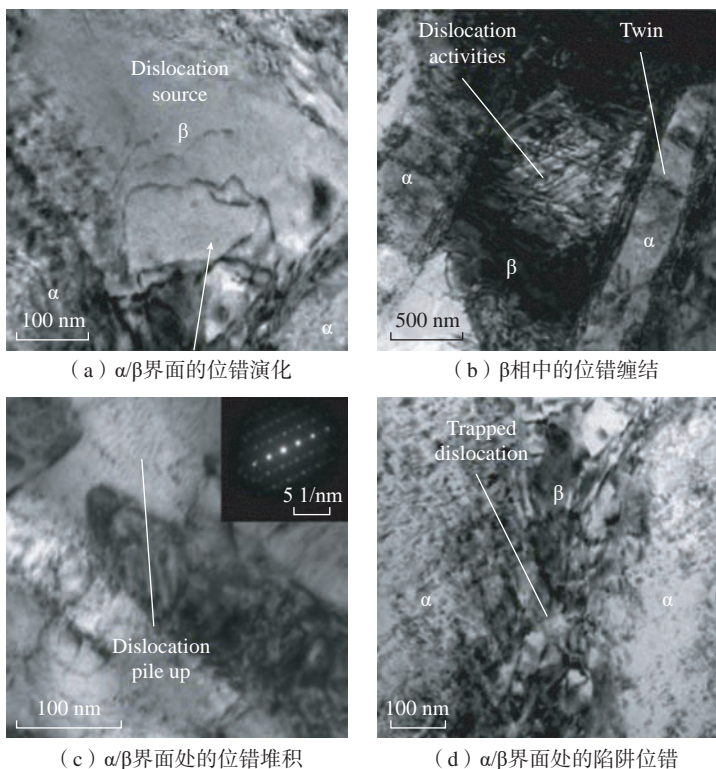


图8 $\alpha+\beta$ 微观结构中的拉伸变形微观机制^[49]

Fig.8 Tensile deformation micro-mechanisms in $\alpha+\beta$ microstructure showing^[49]

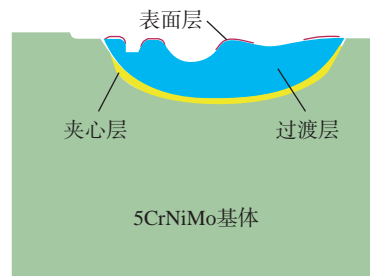


图9 起落架锻模梯度堆焊结构模型^[52]

Fig.9 Gradient surfacing structural model of landing gear forging die^[52]

轮盘构件为研究对象,对比研究了不同的坯料温度和高径比尺寸对涡轮盘整体模锻成形过程中的压制力、应力应变场和金属流动速度的影响,结果表明,坯料高径比尺寸和模锻温度对涡轮盘模锻成形有较显著的影响,在最佳的变形条件下,可以压制出整体性能好、尺寸精度高的发动机涡轮盘锻件。丁蓉蓉^[59]针对航空发动机盘类构件模锻成形中出现整体变形分布不均匀的技术难题,从终锻保温方法、终锻件结构和预锻件形状等方面对该盘类锻件的全流程成形过程进行了模拟优化,优化后的锻件整体变形均匀,大变形区域面积减小了28.4%,有效变形区域面积扩大到了79.5% (图10)。

由于航空发动机逐渐趋于大型化,所配备的涡轮盘构件尺寸规格也逐渐增大,导致其在整体精密模锻成形过程中容易出现混晶、晶粒粗大等显微组织缺陷,从而给涡轮盘锻件的综合性能带来了不利影响^[60-62]。针

对此类技术难题, Wu等^[63]对高温合金FGH98 I航空发动机涡轮盘进行了热模锻试制和亚、超固溶热处理,并对热处理后锻件的晶粒尺寸进行测量分析,得到锻造态试样的平均晶粒尺寸为6.0~8.0 μm,亚固溶热处理后的平均晶粒尺寸为8.6~24 μm,超固溶热处理后的平均晶粒尺寸为10~46 μm。Theska等^[64]报道了718合金发动机涡轮盘锻件直接时效热处理后的低屈服强度区域和高屈服强度区域的显微组织演变规律(图11),可以看出,低硬度区域的晶粒较大,δ相含量较低,位错密度也较低;纳米级γ'和γ''沉淀的晶粒尺寸更粗大,数量密度更低,共沉淀形态更复杂。高占平^[65]利用热压缩模拟试验构建了航空发动机涡轮盘用GH4169合金的再结晶晶粒模型,并在此基础上获得了该合金在模锻成形、热处理过程中的晶粒尺寸变化规律。周晓虎^[66]针对高温合金发动机涡轮盘锻件轮毂、芯部和轮缘位置出

现晶粒粗大的组织缺陷问题,提出了改进荒坯包套方法、控制压制速度、改善润滑条件以及优化锻模结构等方式,实现了涡轮盘锻件上述位置的晶粒细化 and 变形均匀。

此外,国内外学者对航空发动机涡轮盘锻件的组织性能也进行了大量研究。王凯等^[67]通过数值模拟和工艺试制相结合的方法,研究了多种形状的预锻件对航空发动机涡轮盘锻件整体变形均匀和显微组织演变的影响规律,结果表明,采用从芯部到边缘逐渐降低的陀螺形预锻件,压制出的涡轮盘锻件整体晶粒度等级为6~8级,抗拉强度也提升了37%。Jia等^[68]采用拉伸试验和显微组织表征的方法来评估多重热处理对FGH100合金发动机涡轮盘锻件的力学性能的影响,研究结果表明,涡轮盘锻件的综合性能和显微组织结构经过多重热处理后得到了显著的改善。Wang等^[69]研究了某飞机发动机涡轮盘整体模锻成形过程中压

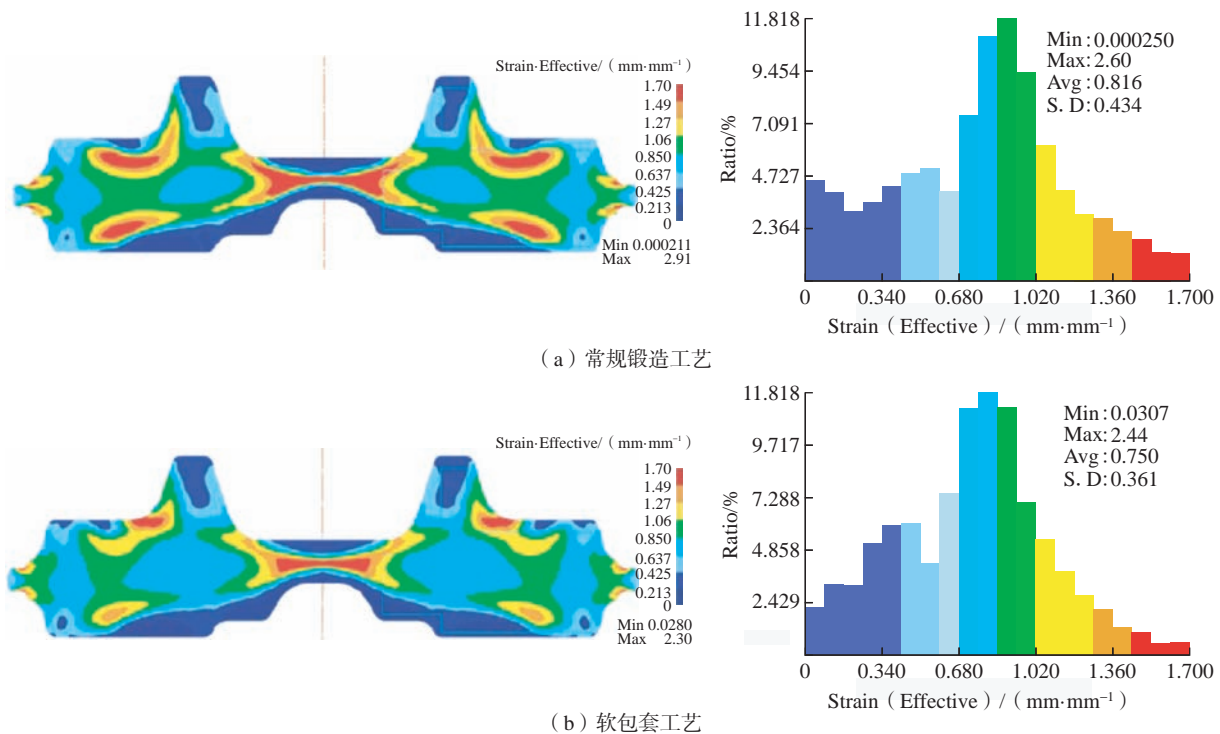
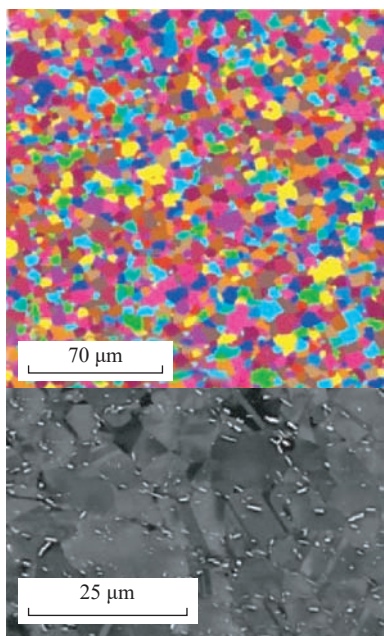


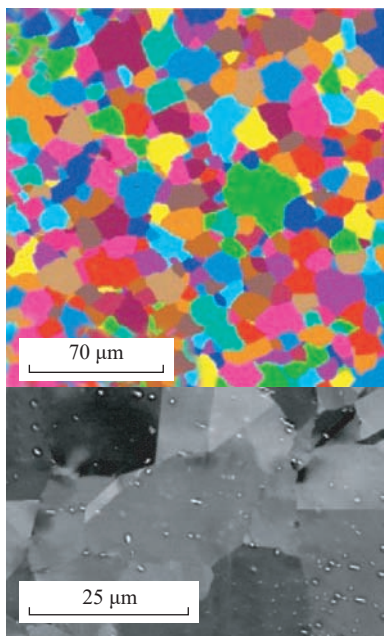
图10 不同保温工艺下涡轮盘锻件的应变分布^[59]

Fig.10 Strain distribution of turbine disk forgings under different heat preservation methods^[59]

制速度与锻件残余应力的对应关系,并提出了一种减小涡轮盘锻件残余应力的梯度减速控制方法,结果表明,采用优化的梯度速度控制方法可以显著减小涡轮盘锻件整体残余应力,大幅改善涡轮盘构件的综合使用性能。Tanaka 等^[70]系统研究了热模



(a) 高硬度区域 (High-HV10 region)



(b) 低硬度区域 (Low-HV10 region)

图 11 涡轮盘锻件晶粒图^[64]

Fig.11 Grain diagram of turbine disk forging^[64]

锻、低温和高温固溶热处理以及时效热处理制备的 Ti-17 钛合金发动机盘类锻件的显微组织结构与力学性能之间的定量关系,结果表明,热锻态 Ti-17 试样的显微组织结构均是等轴状和针状的 α 相,而且针状 α 相的占比随固溶处理温度的升高而减小,试样的抗拉强度和硬度随着固溶处理温度的升高而增大(图 12)。

航空发动机涡轮盘整体精密模锻成形技术涉及材料基础与工程应用相结合的复杂问题,必须从基础材料、成形工艺、热处理制度及组织性能等方面实现全流程制造技术的控制。

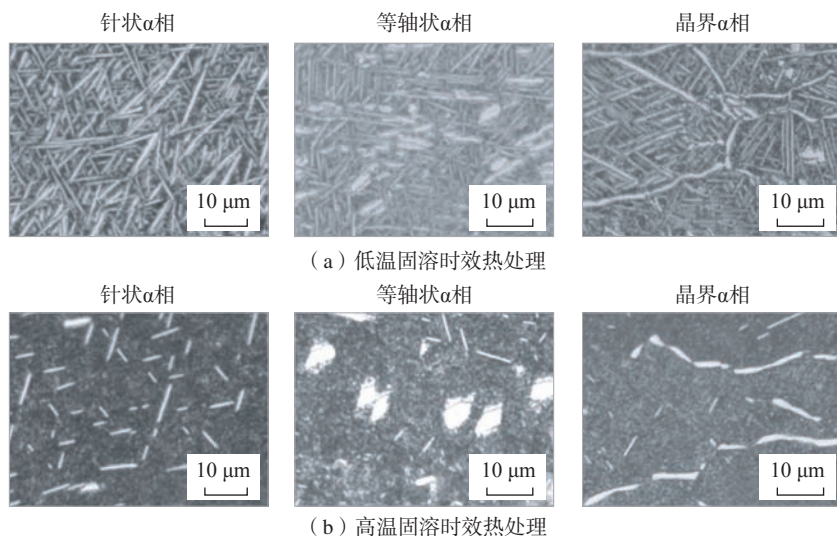
除了上述所关注的航空发动机涡轮盘锻件的模锻成形工艺、混晶组织缺陷产生机理以及锻件组织性能调控等,在航空发动机涡轮盘用高温合金基础材料方面,张瑞等^[71]介绍了目前常用的航空发动机涡轮盘用高温合金材料的种类,并总结概述了不同合金元素对材料的强化机制;在微观组织全流程模拟预测技术方面,王彦菊等^[72]利用热物理模拟试验方法获得了航空发动机涡轮盘用 GH4066 材料的流动应力应变特征,并将建立的材料本构、动态再结晶与

晶粒长大模型成功用于航空发动机涡轮盘模锻成形的数值模拟;在涡轮盘用高温合金铸锭开坯工艺方面,江河等^[73]对比分析了锻造开坯、挤压开坯、墩拔开坯等常用开坯方法在实际生产应用中的优缺点,并针对有明显优势的挤压开坯技术提出了挤压坯料表面成形质量控制、挤压工艺参数与组织结构相对应的发展展望。

3 结论

世界各国模锻行业对大型航空关键构件(如飞机承力框、起落架和航空发动机涡轮盘)整体精密模锻成形技术开展了大量研究,并在模锻成形工艺、锻件变形均匀性、锻件组织性能、模具再制造等方面取得了一定的进展,为大型航空关键构件的整体精密模锻成形提供了可行性参考,但是大型航空关键构件整体精密模锻成形技术在以下 4 个方面还需继续研究。

(1) 在大型航空关键构件的整体精密模锻成形全流程中,锻件需经过多道次的热处理和多工序的变形,使得材料的显微组织结构演变难以控制。因此,需要开发宏观模锻成形



(a) 低温固溶时效热处理

(b) 高温固溶时效热处理

图 12 低、高温固溶处理试样显微组织^[70]

Fig.12 Microstructure of low and high temperature solution treated samples^[70]

金属流动规律、锻件力学性能指征以及微观组织结构演变机理三者相关联的全流程宏微耦合精准模拟平台,为大型航空关键构件的控形控性生产提供技术指导。

(2) 大型航空关键构件从原材料到锻件再到零件的全流程制造过程的稳定性对飞机的可靠性和服役寿命有着显著影响,因此需要开展大型模锻设备的自动化、程序化改造,从而实现模锻过程控制自动化和生产批量化,提高大型航空关键构件产品质量的稳定性。

(3) 采用模具增材再制造技术可以有效提升大型航空关键构件整体精密模锻模具的使用寿命,但是在超大型热锻模具延寿和大批量稳定生产方面仍受到诸多限制,因此需要发展精准模具修复与再制造技术,创新模具材料与结构,使模具获得更长寿命,进而实现更低生产成本与更稳定的产品质量。

(4) 针对各种航空用难变形材料、不同坯料模锻温度的复杂模锻生产过程,采用最佳的润滑与保温措施是确保大型航空关键构件顺利整体精密模锻成形的重要条件。因此,需研发效果更佳的模锻保温与润滑技术,改善模锻成形条件,降低模锻过程中成形载荷,提高模锻件的整体使用性能。

参考文献

[1] 李蓬川. 大型航空模锻件的生产现状及发展趋势[J]. 大型铸锻件, 2011(2): 39-45.

LI Pengchuan. Production status and development trend of heavy aviation die forging[J]. Heavy Casting and Forging, 2011(2): 39-45.

[2] 宗影影, 王琪伟, 袁林, 等. 航空航天复杂构件的精密塑性体积成形技术[J]. 锻压技术, 2021, 46(9): 1-15.

ZONG Yingying, WANG Qiwei, YUAN Lin, et al. Precision plastic volume forming technology for aerospace complex components[J]. Forging & Stamping

Technology, 2021, 46(9): 1-15.

[3] 魏科, 马庆, 徐勇, 等. 大型/复杂模锻件省力成形工艺研究进展[J]. 塑性工程学报, 2021, 28(5): 166-182.

WEI Ke, MA Qing, XU Yong, et al. Research progress of less-loading forming technology for large-sized/complex die forgings[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2021, 28(5): 166-182.

[4] 姜静. 面向大型航空构件形/性控制的局部控流和模具控温模锻工艺研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.

JIANG Jing. Study on local flow-controlled and mold temperature-controlled die forging technology for shape/property controlled of large aerospace components[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019.

[5] 张方, 王林岐, 赵松. 航空钛合金锻造技术的研究进展[J]. 锻压技术, 2017, 42(6): 1-7.

ZHANG Fang, WANG Linqi, ZHAO Song. Research development on forging technology for aviation titanium alloys[J]. Forging & Stamping Technology, 2017, 42(6): 1-7.

[6] 刘松良. 大型航空锻件材料及成形技术应用现状[J]. 大型铸锻件, 2021(6): 16-18.

LIU Songliang. Application status of materials and forming technology for large aviation forgings[J]. Heavy Casting and Forging, 2021(6): 16-18.

[7] 蒋鹏, 贺小毛, 杨勇, 等. 国内精密塑性成形技术的发展及其在工业生产中的应用[J]. 模具工业, 2020, 46(12): 11-16.

JIANG Peng, HE Xiaomao, YANG Yong, et al. Development of domestic precision plastic forming technology and its application in industrial production[J]. Die & Mould Industry, 2020, 46(12): 11-16.

[8] 秦佰韬, 喻建樑, 曹云星, 等. 浅析中国液压式锻造装备技术发展现状与趋势[J]. 中国设备工程, 2021(24): 235-237.

QIN Baitao, YU Jianliang, CAO Yunxing, et al. Analysis on the development status and trend of hydraulic forging equipment technology in China[J]. China Plant Engineering, 2021(24): 235-237.

[9] 邓文卫. 大型铝合金梁框模锻件成形工艺仿真与实验研究[D]. 长沙: 中南大学, 2011.

DENG Wenwei. Simulation and experimental study on forming process of

large aluminum alloy beam frame forging[D]. Changsha: Central South University, 2011.

[10] STURM J C, WELSCHOF K, JANSSEN W, et al. Methods of saving energy and materials in the manufacture of integrated aircraft structure components[J]. Aluminium, 1987, 63(11): 1157-1162.

[11] 孙念光, 杨合, 孙志超. 大型钛合金隔框等温闭式模锻成形工艺优化[J]. 稀有金属材料与工程, 2009, 38(7): 1296-1300.

SUN Nianguang, YANG He, SUN Zhichao. Optimization on the process of large titanium bulkhead isothermal closed-die forging[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2009, 38(7): 1296-1300.

[12] 孙志超, 杨合, 孙念光. 钛合金整体隔框等温成形局部加载分区研究[J]. 塑性工程学报, 2009, 16(1): 138-143.

SUN Zhichao, YANG He, SUN Nianguang. Simulation on local loading partition during titanium bulkhead isothermal forming process[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2009, 16(1): 138-143.

[13] SUN Z C, LI H W. Analysis on process and forming defects of large-scale complex integral component isothermal local loading[J]. Materials Science Forum, 2009, 614: 117-122.

[14] SUN Z C, YANG H. Forming quality of titanium alloy large-scale integral components isothermal local loading[J]. Arabian Journal for Science and Engineering, 2009, 34(1): 35-45.

[15] GAO P F, YANG H, FAN X G, et al. Quick prediction of the folding defect in transitional region during isothermal local loading forming of titanium alloy large-scale rib-web component based on folding index[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2015, 219: 101-111.

[16] GAO P F, YANG H, FAN X G. Quantitative analysis of the material flow in transitional region during isothermal local loading forming of Ti-alloy rib-web component[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 75(9): 1339-1347.

[17] GAO P F, YANG H, FAN X G, et al. Forming defects control in transitional region during isothermal local loading of Ti-alloy rib-web component[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 76(5): 857-868.

- [18] 高鹏飞, 于超, 雷珍妮, 等. 钛合金复杂构件等温锻宏微观成形规律与调控研究进展[J]. 塑性工程学报, 2020, 27(7): 21–32.
- GAO Pengfei, YU Chao, LEI Zhenni, et al. Research progress in macro and micro forming rules and control of titanium alloy complex components by isothermal forging[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2020, 27(7): 21–32.
- [19] 刘飞, 贾晓飞, 王文宁, 等. TC4薄腹高筋构件等温塑性成形研究[J]. 航天制造技术, 2018(3): 31–34.
- LIU Fei, JIA Xiaofei, WANG Wenning, et al. Isothermal forging process research of TC4 alloy component with thin web and high rib[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2018(3): 31–34.
- [20] SUN Z C, ZHANG J, YANG H, et al. Effect of workpiece size on microstructure evolution of different regions for TA15 Ti–alloy isothermal near- β forging by local loading[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2015, 222: 234–243.
- [21] 杨川, 徐文臣, 万星杰, 等. TC4钛合金薄壁高筋构件近等温锻造技术研究[J]. 塑性工程学报, 2019, 26(2): 69–78.
- YANG Chuan, XU Wenchen, WAN Xingjie, et al. Research on near isothermal forging process of TC4 titanium alloy forgings with thin wall and high rib[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2019, 26(2): 69–78.
- [22] ZHAO G Q, ZHAO Z D, WANG T H, et al. Preform design of a generic turbine disk forging process[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1998, 84(1–3): 193–201.
- [23] 陈荣创. 300M钢大型锻件模锻全流程宏微耦合建模与模拟[D]. 武汉: 华中科技大学, 2018.
- CHEN Rongchuang. Macro-micro coupled modelling and simulation of the 300M steel big part in the whole die forging process[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2018.
- [24] 李蓬川, 张睿. 基于数值模拟的飞机超高强度钢前起外筒模锻件制造[J]. 锻压技术, 2021, 46(9): 277–283.
- LI Pengchuan, ZHANG Rui. Manufacture of die forgings for aircraft ultra-high strength steel front-lifting outer cylinder based on numerical simulation[J]. Forging & Stamping Technology, 2021, 46(9): 277–283.
- [25] LI J W, LIU L, ZOU Z S, et al. Casting design optimization using numerical simulation of precision forging die for large titanium alloy integral bulkhead[J]. International Journal of Metalcasting, 2019, 13(4): 830–844.
- [26] PARK J J, HWANG H S. Preform design for precision forging of an asymmetric rib-web type component[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2007, 187–188: 595–599.
- [27] 周杰, 李世山, 张谦, 等. 复杂深筒铝合金轮毂锻件精密成形工艺及模具技术[J]. 锻压技术, 2021, 46(9): 270–277.
- ZHOU Jie, LI Shishan, ZHANG Qian, et al. Precision forming process and die technology on complex deep cylindrical aluminum alloy wheel hub forgings[J]. Forging & Stamping Technology, 2021, 46(9): 270–277.
- [28] 董旭刚. 大飞机铝合金轮毂模锻成形关键技术研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2020.
- DONG Xugang. Research on the key technology of die forging for large aircraft hub[D]. Chongqing: Chongqing University, 2020.
- [29] ZHANG Y Q, JIANG S Y, ZHAO Y N, et al. Isothermal precision forging of aluminum alloy ring seats with different preforms using FEM and experimental investigation[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 72(9): 1693–1703.
- [30] 薛松, 周杰, 熊运森, 等. TA15钛合金大型整框锻造成形数值模拟与实验研究[J]. 热加工工艺, 2011, 40(11): 73–75.
- XUE Song, ZHOU Jie, XIONG Yunsen, et al. Numerical simulation and experimental study on large whole frame forging of TA15 alloy[J]. Hot Working Technology, 2011, 40(11): 73–75.
- [31] 薛松. TA15钛合金大型航空结构件成形特性与工艺研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2011.
- XUE Song. Study on the forming features and process of large scale TA15 titanium alloy aviation structural parts[D]. Chongqing: Chongqing University, 2011.
- [32] CAI J, LI F G, LIU T Y. Preform design for large-sized frame forging of Ti–alloy based on 3–D electrostatic field simulation and geometric transformation[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2011, 20(9): 1491–1496.
- [33] 龚小涛, 王波, 李艳, 等. 铝合金梁框模锻成形工艺设计及数值模拟[J]. 热加工工艺, 2013, 42(5): 101–103.
- GONG Xiaotao, WANG Bo, LI Yan, et al. Die forging process design and numerical simulation of aluminum alloy box beam[J]. Hot Working Technology, 2013, 42(5): 101–103.
- [34] 赵天生. 7050铝合金T形截面高筋薄壁锻件成形工艺优化及多级时效研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2017.
- ZHAO Tiansheng. Study on optimization of forming process and multi stage aging for 7050 alloy T shape section with high reinforcement and thin wall forgings[D]. Chongqing: Chongqing University, 2017.
- [35] ZHANG D W, YANG H. Preform design for large-scale bulkhead of TA15 titanium alloy based on local loading features[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 67(9): 2551–2562.
- [36] ZHANG D W, YANG H, SUN Z C, et al. A new FE modeling method for isothermal local loading process of large-scale complex titanium alloy components based on DEFORM–3D[C]//AIP Conference Proceedings of NUMIFORM 2010. New York: American Institute of Physics Melville, 2010.
- [37] WANG Q, WANG L, PENG W. Thermal stress relief in 7050 aluminum forgings by uphill quenching[J]. Materials Science Forum, 2005, 490–491: 97–101.
- [38] 张晓露. TC4合金大型框锻件成形工艺设计与过程模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- ZHANG Xiaolu. Forming technological design and process simulation of large-sized drop-forging of Ti–6Al–4V alloy[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [39] 李光辉. 大型TC21钛合金模锻件成形研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- LI Guanghui. Research on forming of large TC21 titanium alloy die forgings[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [40] 吴道祥. 7050铝合金H型截面长轴锻件成形工艺优化及淬火残余应力消除研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2016.
- WU Daoxiang. Study on processing optimization and quenching residual stresses elimination of long axis 7050 aluminum alloy forgings with H–shape section[D]. Chongqing: Chongqing University, 2016.
- [41] 宋春艳. 300M飞机起落架外筒锻件生产过程中关键技术研究[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2014.

- SONG Chunyan. Research on key technologies in the production process of 300M aircraft landing gear outer cylinder forgings[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2014.
- [42] ZHANG D W, LI S P, JING F, et al. Initial position optimization of preform for large-scale strut forging[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 94(5): 2803–2810.
- [43] 高林. 大型航空模锻件整体精密成形工艺技术与试制[D]. 重庆: 重庆大学, 2019.
- GAO Lin. Investigations on precision forming technology and manufacture of aviation large die forgings[D]. Chongqing: Chongqing University, 2019.
- [44] 姜静, 王新云, 邓磊, 等. 起落架外筒锻件局部控流模锻工艺研究[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(2): 239–243, 260.
- JIANG Jing, WANG Xinyun, DENG Lei, et al. Study on local flow-controlled die forging technology for landing gear outer tube forging[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(2): 239–243, 260.
- [45] 黄始全. 超高强度钢整体模锻全过程微观组织演化及数字化表征[D]. 长沙: 中南大学, 2013.
- HUANG Shiquan. Microstructure evolution of ultra-high strength steel during the overall die forging process and its digital representation[D]. Changsha: Central South University, 2013.
- [46] PRABHU T R. Simulations and experiments of hot forging design and evaluation of the aircraft landing gear barrel Al alloy structure[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2016, 25(4): 1257–1268.
- [47] SKUBISZ P, ŁUKASZEK-SOLEK A. Effect of processing conditions on forgeability and properties of hot and warm-forged steel 300M[J]. Archives of Metallurgy and Materials, 2017, 62(4): 2247–2254.
- [48] SKUBISZ P, SINCZAK J. Properties of direct-quenched aircraft forged component made of ultrahigh-strength steel 300M[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2018, 90(5): 713–719.
- [49] SEN M, SUMAN S, BANERJEE T, et al. Tensile deformation mechanism and failure mode of different microstructures in Ti–5Al–5Mo–5V–3Cr alloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 2019, 753: 156–167.
- [50] 周杰, 张建生, 甘玉平, 等. 一种大型热锻模具及其制造方法: ZL 201910551469.7[P]. 2019–08–23.
- ZHOU Jie, ZHANG Jiansheng, GAN Yuping, et al. A large hot forging die and its manufacturing method: ZL 201910551469.7[P]. 2019–08–23.
- [51] 周杰, 张建生, 甘玉平, 等. 一种型腔表层随形网状结构热锻模具及其制备方法: ZL 201910434664.1[P]. 2019–08–30.
- ZHOU Jie, ZHANG Jiansheng, GAN Yuping, et al. A kind of hot forging die with conformal mesh structure of cavity surface layer and its preparation method: ZL 201910434664.1[P]. 2019–08–30.
- [52] 张建生. 大型超高强度钢模锻用锻模夹心层再制造方法基础及应用研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2016.
- ZHANG Jiansheng. Basis and application of multiple-layer sandwiched surfacing of large-scale forging die remanufacturing for ultra-high strength steel[D]. Chongqing: Chongqing University, 2016.
- [53] ZHANG J S, ZHOU J, GAN Y P, et al. Hot-forging die with conformal meshy structured cavity surface layer and preparation method thereof: PCT 201910434664.1[P]. 2020–12–10.
- [54] ZHANG J S, ZHOU J, TAO Y P, et al. The microstructure and properties change of dies manufactured by bimetal-gradient-layer surfacing technology[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 80(9): 1807–1814.
- [55] 李蓬川. 800 MN 液压机飞机起落架锻模再制造[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(3): 151–156.
- LI Pengchuan. Research of remanufacturing of aircraft landing gear die with 800 MN hydraulic press[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(3): 151–156.
- [56] CHA D J, KIM D K, CHO J R, et al. Hot shape forging of gas turbine disk using microstructure prediction and finite element analysis[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2011, 12(2): 331–336.
- [57] GUO B, SUN C S, ZHANG S C, et al. Isothermal forging process design for spray-formed FGH95 superalloy turbine disk based on numerical simulation[J]. Rare Metals, 2013, 32(4): 347–353.
- [58] 陈林俊, 陈刚, 朱强, 等. 镍基高温合金微型涡轮盘热塑性成形工艺[J]. 精密成形工程, 2018, 10(2): 25–30.
- CHEN Linjun, CHEN Gang, ZHU Qiang, et al. Thermoplastic forming process of nickel-based superalloy micro turbine disk[J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2018, 10(2): 25–30.
- [59] 丁蓉蓉. 航空发动机 Ti6242s 合金压气机盘锻件的成形均匀性研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2019.
- DING Rongrong. Research on forming uniformity of Ti6242s alloy compressor disk of aeroengine[D]. Chongqing: Chongqing University, 2019.
- [60] 张海燕, 程明, 赵忠, 等. GH4169 合金涡轮盘热模锻中晶粒尺寸演变的数值模拟与分析[J]. 锻压技术, 2017, 42(11): 1–5, 17.
- ZHANG Haiyan, CHENG Ming, ZHAO Zhong, et al. Numerical simulation and analysis on grain size evolution during the hot die forging for alloy GH4169 turbine disk[J]. Forging & Stamping Technology, 2017, 42(11): 1–5, 17.
- [61] 李林翰, 董建新, 张麦仓, 等. GH4738 合金涡轮盘锻造过程的集成式模拟及应用[J]. 金属学报, 2014, 50(7): 821–831.
- LI Linhan, DONG Jianxin, ZHANG Maicang, et al. Integrated simulation of the forging process for GH4738 alloy turbine disk and its application[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2014, 50(7): 821–831.
- [62] 何雄. 某航空用大型盘类构件锻造成形工艺设计及优化[D]. 重庆: 重庆大学, 2018.
- HE Xiong. Design and optimization of forming process of a large-scale disk component for aviation[D]. Chongqing: Chongqing University, 2018.
- [63] WU K, LIUA G Q, HU B F, et al. Forging process of a new type high-performance P/M turbine disk superalloy[J]. Procedia Engineering, 2012, 27: 954–968.
- [64] THESKA F, STANOJEVIC A, OBERWINKLER B, et al. Microstructure-property relationships in directly aged alloy 718 turbine disks[J]. Materials Science and Engineering: A, 2020, 776: 138967.
- [65] 高占平. 面向锻造过程 GH4169 涡轮盘晶粒组织均匀性研究[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2015.
- GAO Zhanping. The study of grain uniformity during forging process of GH4169 alloy turbine disc[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2015.

- [66] 周晓虎. GH4169 合金涡轮盘锻件粗晶质量分析和控制[J]. 锻压技术, 2004, 29(5): 9–11.
- ZHOU Xiaohu. Analysis and control of coarse grain formation of GH4169 alloy turbine wheel[J]. Forging & Stamping Technology, 2004, 29(5): 9–11.
- [67] 王凯, 张静, 刘进涛, 等. GH4586 合金涡轮盘预制坯优化与组织均匀性控制[J]. 火箭推进, 2021, 47(1): 83–89.
- WANG Kai, ZHANG Jing, LIU Jintao, et al. Preformed blank optimization and microstructure uniformity control of GH4586 alloy turbine disk[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(1): 83–89.
- [68] JIA C L, GE C C, YAN Q Z. Microstructure evolution and mechanical properties of disk superalloy under multiplex heat treatment[J]. Materials Science and Engineering: A, 2016, 659: 287–294.
- [69] WANG Y J, JIANG J Y, ZHANG Y, et al. Gradient speed control method to reduce the residual stress on a turbine disk in forging process[C]//CMC 2017: Advances in Materials Processing. Berlin: Springer, 2017.
- [70] TANAKA S, AKAHORI T, NIINOMI M, et al. Relationship between microstructure and fatigue properties of forged Ti–5Al–2Sn–2Zr–4Mo–4Cr for aircraft applications[J]. Materials Transactions, 2020, 61(10): 2017–2024.
- [71] 张瑞, 刘鹏, 崔传勇, 等. 国内航空发动机涡轮盘用铸锻难变形高温合金热加工研究现状与展望[J]. 金属学报, 2021, 57(10): 1215–1228.
- ZHANG Rui, LIU Peng, CUI Chuanyong, et al. Present research situation and prospect of hot working of cast & wrought superalloys for aero-engine turbine disk in China[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2021, 57(10): 1215–1228.
- [72] 王彦菊, 姜嘉赢, 沙爱学, 等. 新型高温合金材料建模及涡轮盘成形工艺模拟[J]. 材料工程, 2020, 48(7): 127–132.
- WANG Yanju, JIANG Jiaying, SHA Aixue, et al. Modeling of newest superalloy and simulation of forming process for turbine disk[J]. Journal of Materials Engineering, 2020, 48(7): 127–132.
- [73] 江河, 董建新, 张麦仓, 等. 800 ℃ 以上服役涡轮盘用难变形镍基高温合金研究进展[J]. 航空制造技术, 2021, 64(1/2): 62–73.
- JIANG He, DONG Jianxin, ZHANG Maicang, et al. Development of typical hard-to-deform nickel-base superalloy for turbine disk served above 800 ℃ [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(1/2): 62–73.

Research Progress of Integral Precision Die Forging Technology for Large Aviation Key Components

ZHOU Jie^{1,2}, LIU Zuofa^{1,2}, QU Zhiyuan¹, WANG Hang¹, ZHANG Peng³, WANG Zhoutian³

(1. Chongqing Key Laboratory of Advanced Mold Intelligent Manufacturing, Chongqing University,

Chongqing 400044, China;

2. College of Material Science and Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, China;

3. China National Erzhong Group Deyang Wanhang Die Forging Co., Ltd., Deyang 618013, China)

[ABSTRACT] With the rapid development of aviation industry, the market share of large-scale, integral, precision and high-performance die forgings in aviation key components is expanding. The increasing size, complexity and material strength of aviation key components have brought great challenges to the overall die forging of large aviation key components. Firstly, the critical challenges and solutions of realizing the integral die forging of large aviation key components were introduced in this paper. Then, the research progress of integral precision die forging technology in typical large aviation key components such as aircraft bulkhead, landing gear and engine turbine disk was discussed. Finally, the future development of integral die forging technology of large aviation key components was prospected.

Keywords: Large aviation key components; Integral precision die forging; Bulkhead; Landing gear; Turbine disk

(责编 逸飞)

引文格式:黎小华,江海凡,许艾明,等.面向分层透明管控的飞机总装线数字孪生系统[J].航空制造技术,2023,66(5):26-33.

LI Xiaohua, JIANG Haifan, XU Aiming, et al. Aircraft assembly line digital twin system for layered and transparent management[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 26-33.

面向分层透明管控的飞机总装线数字孪生系统*

黎小华^{1,2},江海凡¹,许艾明¹,周敬尧¹,孙云¹,黄伟¹

(1. 航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610092;

2. 华中科技大学,武汉 430074)

[摘要] 为解决飞机总装生产线业务系统集成度差、装配过程不透明、异常处理不及时等问题,提出一种面向分层透明管控的飞机总装线数字孪生系统。基于系统需求分析,提出物理层、孪生数据层、孪生模型层、应用层4层系统架构,设计并实现面向多维数据集成的孪生数据库构建、面向透明可视的总装线数字孪生建模、面向现场异常处理的融合式分层管控三大核心功能模块。实际应用表明,该系统满足总装生产线多层次、多维度、多角色分布远程可视监控与综合分析的管控需求,可有效提升飞机总装的数字化、透明化水平。

关键词:智能制造;数字孪生;飞机总装线;生产管控系统;数字化;透明化

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.026



黎小华

研究员级高级工程师,博士研究生。

装配决定了产品的最终精度与性能,是生产制造的重要环节。近年来,随着航空产品需求的激增,飞机装配系统长期承担着繁重的生产任

务。为实现飞机装配产线提质增效,脉动化、准时化等精益生产模式逐渐从简单工业产品推广到飞机制造业,如波音737客机的移动装配线以及波音787、F-35的脉动生产线。飞机装配系统的生产组织模式发生大幅变化,对飞机装配过程管控提出了更高的要求^[1-2]。

现阶段我国航空制造企业飞机装配过程的管控方法仍然相对粗放、滞后,管控的有效性和时效性依赖于管理人员的经验水平与统计分析能力。飞机装配系统运行过程受到生产订单、现场资源及物料齐套性以及组织管理方法等诸多因素的影响与制约,随着系统规模的增加,严重依赖人工经验为传统的飞机装配过程管控模式,越来越难以满足脉动式批量制造模式下透明化、精准化、敏捷化的管控需求。

针对复杂产品装配过程动态实时可视监控需求,庄存波等^[3]引入了 workflow 管理和电子看板技术,研发

了相应的航天产品装配监控系统。陈伟兴等^[4]建立了制造物联车间的生产过程关键事件主动感知模型和数据结构化模型。刘明周等^[5]提出了一种支持生产系统实时监控的对象模型,并搭建了某发动机装配车间可视化监控平台。Li等^[6]则设计了一个两步框架,通过建立系统架构和组件选择标准将无线传感器网络和物联网集成起来,以更好地实现对制造环境的管控。上述研究主要集中在数据采集与组织、监控数据建模和监控体系构建等,解决了数据管理、数据建模、数据监控等问题,但在分布式可视监控、虚实融合交互及异常事件处理等方面还有所欠缺。

相较于传统监控技术,数字孪生(Digital twin, DT)更加强调构建与物理实体高度一致、三维可视化效果好、人机交互便捷的虚拟模型,以及物理实体与虚拟模型的交互与融合^[7]。张新生^[8]针对传统管控系

*基金项目:科技部重点研发计划(2020YFB1712500)。

统的不足,将数字孪生引入到车间管控中,提出面向微服务的车间管控系统架构,并对管控系统进行了设计和实现。Zhuang等^[9]探讨了基于数字孪生的复杂产品装配车间智能管控系统架构、关键技术及实施案例。赵浩然等^[10]则基于数字孪生理念,从虚拟车间几何建模、实时数据管理、多层次三维可视化监控、状态看板构建4个方面较为系统地论述了基于实时信息的车间三维可视化监控方法。上述研究表明,将数字孪生与传统监控技术相结合,可以更好地实现分布式、透明化、精准化、敏捷化管控效果。

飞机总装以手工装配为主,长期存在业务系统集成度差、装配过程不透明、异常处理不及时等突出问题,给装配过程管控带来巨大挑战。基于上述现状与文献分析,本文通过集成现场设备状态、产品质量、制造执行、生产经营等多维数据,构建装配过程孪生数据库,建立飞机总装线数字孪生模型,基于模型与数据融合,实现面向精益生产的多维数据综合分析、现场异常事件预警与问题追踪处理,以满足装配过程透明、精准、敏捷管控需求,保障飞机高效批产与快速交付。

1 飞机总装线分层透明管控需求分析

针对飞机总装过程中存在的业务系统集成度差、装配过程不透明、异常事件处理不及时等问题,基于数字孪生“以虚映实、虚实融合、以虚控实”理念,从面向多维数据集成的孪生数据库构建、面向透明可视的总装线数字孪生建模、面向现场异常处理的融合式分层管控3方面入手,剖析飞机总装线过程管控需求。

1.1 面向多维数据集成的孪生数据库构建

当前,飞机装配过程物料信息、产品工艺数据、生产进度数据、装配过

程技术状态和集成测试数据等,分散在企业资源计划(Enterprise resource planning, ERP)、产品数据管理系统(Product data management, PDM)、计算机辅助工艺规划(Computer aided process planning, CAPP)、制造执行系统(Manufacturing execution system, MES)及集成测试系统等异构业务系统。各业务系统开发平台与数据库各异,制约了不同阶段、不同维度数据的融合分析与应用。例如,工艺设计数据、装配过程技术状态与集成测试数据缺乏有效集成,测试数据不能有效反馈到装配过程对装配技术状态进行优化;装配过程实时数据也难以敏捷反馈到生产调度与工艺设计部门对装配任务调度与装配指令(Assembly order, AO)编制进行辅助。

因此,需要打通园区网环境下的ERP、PDM、CAPP、MES以及工控网环境下的数控设备、集成测试系统等异构系统的数据获取和传输通道,构建面向多维数据集成的孪生数据库,支撑后续生产运营管理、产品质量、装配过程、设备状态与异常等多维数据的综合分析与应用。

1.2 面向透明可视的总装线数字孪生建模

传统的管控系统多基于二维图表的电子看板形式为现场装配人员提供物料、AO、班组等信息,信息密度低,数据时效性差,且缺乏现场装配人员与系统间的有效交互手段;另一方面,传统管控系统多为集中式架构,缺乏面向不同系统层级、不同用户角色、不同数据维度的系统操作与综合分析的考虑与设计,在分布性、实时性和互动性上较弱,导致装配过程不够清晰透明,同时也缺乏必要的数据分析手段辅助装配过程调控与生产决策。

因此,需要在数据集成的基础上,融合产品、装配设备、装配环境的三维数字模型,依次构建站位、生

产线孪生应用场景,实现装配场景复现;通过生产设备、人员作业、物料流转、在制品状态等实时数据与其对应三维数模的动态关联,实现数据驱动的装配过程三维可视监控;通过构建装配进度、产品质量、工艺数据、人员班组、产能等指标体系,形成面向调度人员、操作人员和管理人员等不同角色的分层精益看板。

1.3 面向现场异常处理的融合式分层管控

由于缺乏标准的、固化的异常上报与处理流程以及相应的用户操作系统支撑,当前现场异常上报与处理需要在多个业务系统中频繁切换,导致车间现场信息传递不及时、信息流不畅通。而在发生异常问题时,各工段之间、工序之间的相互协调和平衡,依靠车间现场调度人员依据生产现场的进度和经验来临时决定并口头转达,具有较大的临时性和随意性。

因此,需要基于站位级、产线级不同层级的孪生平台,建立现场异常事件预警与问题追踪机制。在整合安灯系统、异常事件预警系统、ERP、MES等相关业务系统功能基础上,封装后台业务流程与数据处理逻辑,并通过飞机总装数字孪生环境为用户提供统一入口与便捷操作界面,借助平板电脑、触摸屏、智能语音输入等人机交互方式,实现现场物料齐套异常、生产进度异常、产品质量异常、设备状态异常等异常事件的汇总、预警、上报、处置、跟踪等一体化操作。

2 飞机总装线数字孪生系统架构

基于系统需求分析,提出飞机总装线数字孪生系统4层架构,包括物理层、孪生数据层、孪生模型层和应用层,如图1所示。

物理层包括装配站位、集成测试岛等硬件资源以及ERP、PDM、CAPP、MES等业务系统。其中,硬

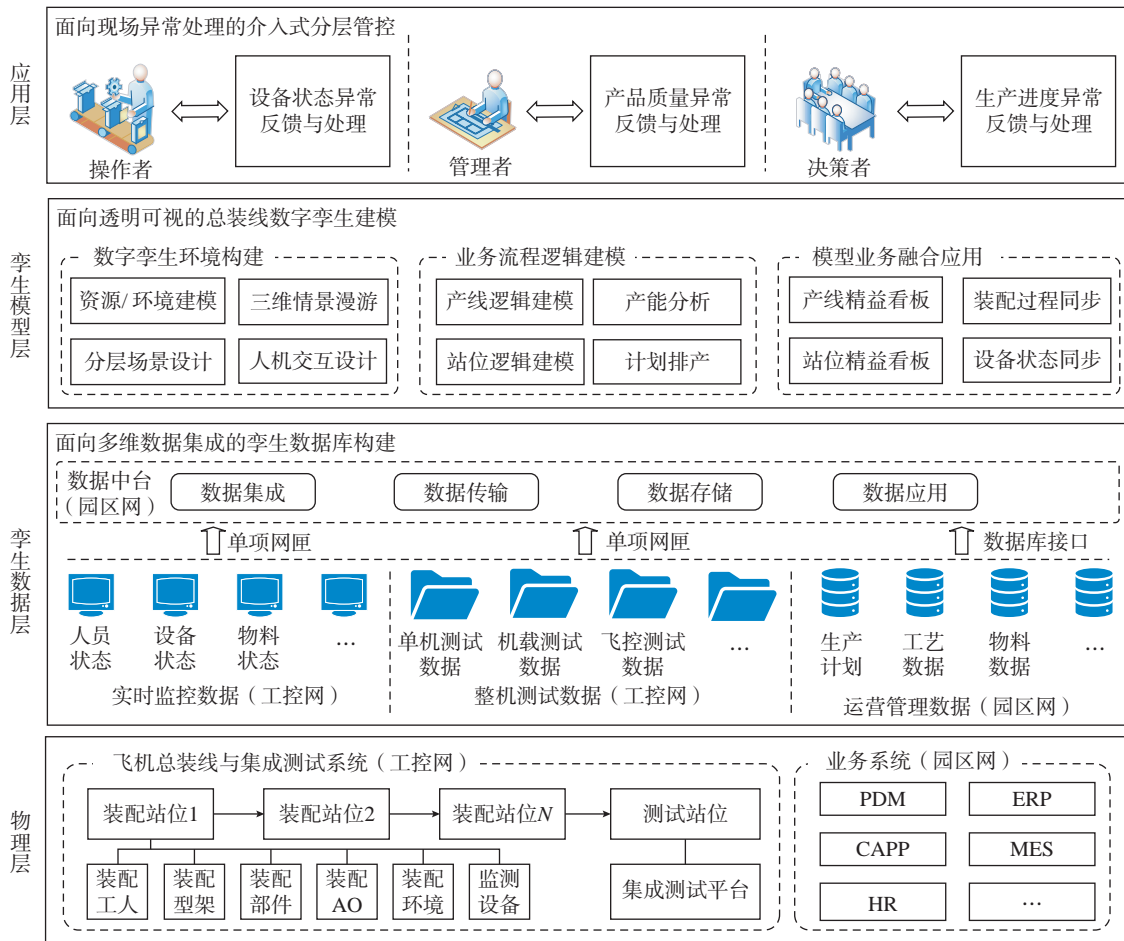


图1 飞机总装线数字孪生系统架构

Fig.1 Digital twin system framework of aircraft assembly line

件资源部署在车间工控网环境下,业务系统部署在车间园区网环境下,两者通过单向网闸进行数据交互。

孪生数据层对物理层的硬件资源、业务系统数据进行采集、传输、处理、存储和应用,建立起物理层与孪生模型层的双向数据通信频道。孪生数据包括位于工控网的装配站位实时监控数据、测试站位的整机测试数据和位于园区网的运营管理数据,上述数据通过数据中台实现数据集成与融合应用。(1)实时监控数据包括人员实时位置信息、装配站位实时状态信息、物料实时位置信息及环境温湿度信息等,通过工业摄像头、机床数控系统、可编程逻辑控制器(PLC)、安灯系统和温湿度传感器等获取。除实时监控视频与环境数

据仅用于实时显示外,其他数据生成时序数据存储。此外,可以通过抓取实时监控画面,基于图像识别算法开展操作人员行为识别、物料实时位置跟踪等应用。(2)整机测试数据包括单台设备/部件测试数据、机载设备测试数据、飞控系统测试数据等,通过集成测试平台获取。测试数据多为文本数据,通过文件系统进行统一检索与管理。(3)运营管理数据包括订单、生产计划、装配工艺、执行进度、产品质量和班组等信息,通过ERP、PDM、CAPP、MES等业务系统数据库接口获取。运营管理数据多为结构化数据,按照不同主题进行分类存储。

孪生模型层包括数字孪生环境构建、业务流程逻辑建模、模型业务

融合应用3个模块。(1)数字孪生环境构建模块包括资源/环境建模、分层场景设计、三维情景漫游与人机交互设计等功能,通过产品、设备、环境的三维重建、模型轻量化处理、模型组装与动画编排,构建起站位、装配线分层三维可视化人机交互环境。(2)业务流程逻辑建模模块基于离散事件系统建模仿真方法构建装配线和站位的逻辑模型,融合孪生场景,在生产订单和AO序列驱动下,模拟物料流动、AO执行、资源占用过程,得到不同配置参数下的仿真结果,进而实现车间产能分析和站位AO计划排产。(3)模型业务融合模块则融合孪生环境、孪生数据、业务逻辑模型等,构建多级精益看板,包括产线精益看板、站位精益看板、装

配过程同步和设备状态同步。

应用层则在孪生数据与孪生模型基础上,构建面向操作者、管理者和决策者的分层管控应用,实现对设备状态、产品质量、生产进度等异常进行反馈与处理,最终以设备操作指令、AO变更、计划调节等形式作用于物理产线,形成控制闭环。

3 主要功能模块设计与实现

基于系统4层架构,对系统核心功能模块进行业务流程设计与功能实现,主要包括面向多维数据集成的孪生数据库构建、面向透明可视的总装线数字孪生建模、面向现场异常处理的融合式分层管控3个子系统。

3.1 面向多维数据集成的孪生数据库构建

如图2所示,面向多维数据集成的孪生数据库构建子系统包括实时监控数据集成、整机测试数据集成、运营管理数据集成3个主要子模块。其中,实时监控数据和整机测试数据均为站位级数据且位于工控网,在装配/测试站位看板实时刷新并按照一定频次通过单向网闸将数据批量写入园区网的数据中台;而运营管理数据为生产线级数据且位于园区网,通过数据库接口按数据主题提取到数据中台。另一方面,通过打通

工控网和园区网以及各业务系统的数据接口,实现上述3类数据向数据中台的汇聚,形成以飞机批架次为索引的飞机装配过程监控数据、测试数据、运营管理数据的数字档案,进而实现数据的统一管理、过程复现、数据追溯/主题分析/关联性分析等数据集成应用。

实时监控数据集成。实时监控数据主要集中在工控网,涉及装配设备的运行状态、当前AO执行进度、环境数据和能耗数据等。此类数据具有时序性强、频率高、数据规模增长快等特点。一方面,在站位上,即边缘侧,部署站位级精益看板,动态显示实时数据,便于现场操作人员及时观测设备状态;另一方面,按照时间序列将实时数据以分钟级的频次批量写入园区网数据中台,形成历史数据,便于后续的数据规律分析与潜在价值挖掘。

整机测试数据集成。整机测试站位有独立的测试平台,即测试岛,对装配好的飞机进行单台设备、机载设备、飞控设备的功能和性能测试。测试数据多为Excel表格这类半结构化数据,存在单元格合并、拆分等情况,既不便于统一管理文件,也无法对特定字段进行高效检索。此类数据呈现出刷新频率低、数据量大等

特点。针对此类数据,首先,建立机型/批次/架次/正常(异常)/科目的分层文件存储路径,并支持路径的配置,以便于文件的统一管理、快速检索与批量下载;然后,对数据表格中的单元格合并、拆分等进行算法批量处理,为每条数据创建唯一标识,生成符合数据库第一范式和第二范式的结构化数据,以便于字段级数据的高效检索;最后,将结构化后的数据表文件存储到测试岛本地,对质量异常做上报处理,并按照小时级的频次将测试文件批量写入园区网数据中台。

运营管理数据集成。运营管理数据主要分散在各业务系统,且均位于园区网环境下,具有结构化、数据规模适中、时序性弱,关联性强等特点。通过建立数据库视图,从各数据库中抽取装配工艺、装配计划、产品质量、物料库存与人力资源等不同主题数据,便于开展数据可视化分析、主题分析及关联性分析等数据应用。

3.2 面向透明可视的总装线数字孪生建模

如图3所示,面向透明可视的总装线数字孪生建模子系统包括数字孪生环境构建、业务流程逻辑建模、模型业务融合应用3个主要子模块,分别实现为装配过程管控提供所见即所得的孪生操作环境、基于离散事

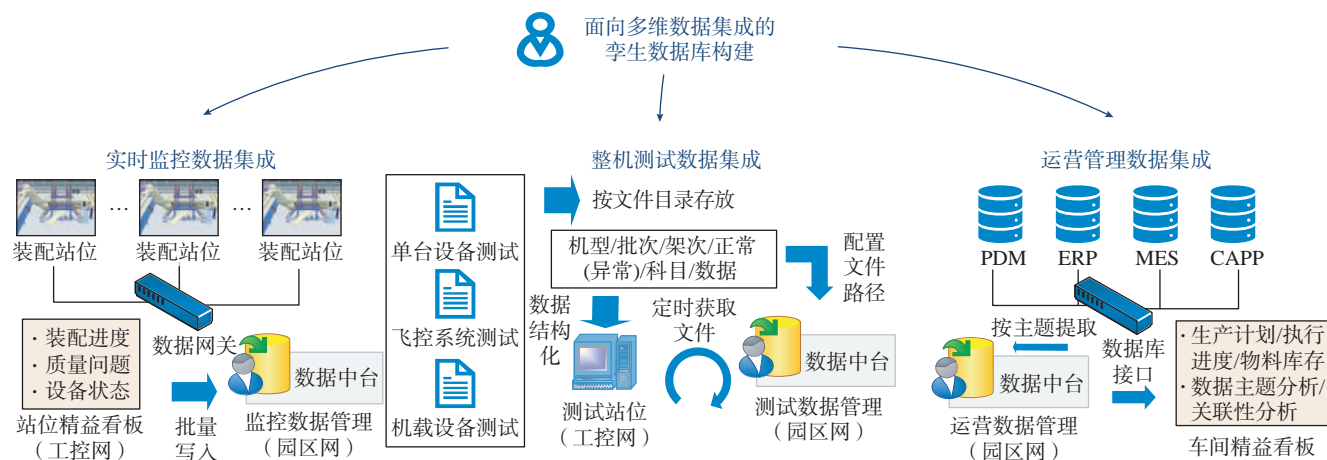


图2 面向多维数据集成的孪生数据库构建主要功能和业务流程图

Fig.2 Key functions and business flow of twin database construction for multi-dimensional data integration

件系统建模仿真理论的装配过程模拟与分析手段优化、辅助决策人员和管理人员远程监控与研判车间实时运行情况的精益看板构建。

数字孪生环境构建。首先,对三维数模进行轻量化处理,包括外形抽壳、不可见部分删除、三角面片合并、纹理贴图、动作封装等,建立人员、设备、产品及其主要部件、厂房、设施、工装工具等轻量化模型,并编辑模型名称、编号、功能描述、所属站位、监控数据项等属性参数,建立三维模型与物理实体一一对应关系和数据连接关系。然后,构建模型树状层次组织结构 and 三维图形渲染场景,提供灯光/纹理设置、模型拾取/平移/旋转/缩放、视角切换、三维情景漫游、数据驱动模型同步、抬头显示等功能,使管理人员可对厂房内的任意地方进行虚拟巡检,及时发现厂房内的异常问题并进行干预处理。此外,以站位为单位统一管理模型,配置站位各对象交互动画,并预留可扩展接口,便于模型调整和新模型扩充。

业务流程逻辑建模。基于所构建的虚拟车间场景,构建产线/车间、站位两级仿真模型。产线/车间级仿真模型以站位为基本仿真单元,将装配线分解为由多个串/并联站位组成的离散系统,从ERP获取各站位装配耗时的历史统计数据,开展车间布局优化、产能分析、物流瓶颈分析等应用。站位级仿真模型以AO为基本仿真单元,将某站位的装配任务分解为由多个串/并联AO组成的离散系统,利用预先定义的AO紧前紧后关系,动态、参数化生成仿真逻辑模型,从ERP获取各AO执行耗时的历史统计数据,开展装配序列优化、AO计划排产等应用。

模型业务融合应用。基于所构建的孪生数据库、三维虚拟场景和过程逻辑模型,从数据、模型以及两者的融合应用3个维度构建产线/车间、站位两级应用平台。(1)产线/

车间级:在数据维,从生产、质量、成本、人员等不同维度选取关键指标,构建面向生产决策与管理者的产线/车间级精益看板;在模型维,通过调用建立好的产线/车间级仿真模型,开展瓶颈分析、产能评估与节拍优化;在融合应用维,在孪生数据、三维数模与逻辑模型共同驱动下,实现物流过程虚实同步,完整再现飞机各大部件在不同站位间的流转、对合、检测过程。(2)站位级:在数据维,从设备状态、AO执行情况、物料齐套情况、异常情况构建面向现场操作者的站位级精益看板;在模型维,通过调用建立好的站位级仿真模型,开展站位级AO计划排产与装配序列优化;在融合应用维,将设备运行参数、技术状态与异常事件同步至对

应三维模型,实现站位设备状态虚实同步;同时,将实际AO执行顺序与工时信息反馈回仿真模型,修正与优化仿真模型以提高仿真精度。

3.3 面向现场异常处理的融合式分层管控

如图4所示,面向现场异常处理的融合式分层管控子系统包括异常事件处理流程配置、异常事件反馈、异常事件处理与跟踪3个主要子模块;基于3.2节所构建的多级数字孪生管控平台为现场操作人员提供统一操作入口,避免在不同业务系统间反复跳转,实现物料齐套异常、生产进度异常、设备状态异常、人员安全异常等异常事件的预警、汇总、分发推送、处置及跟踪等操作。

异常事件处理流程配置。异常



图3 面向透明可视的总装线数字孪生建模主要功能和业务流图

Fig.3 Key functions and business flow of final assembly lines digital twin modeling for transparency and visualization

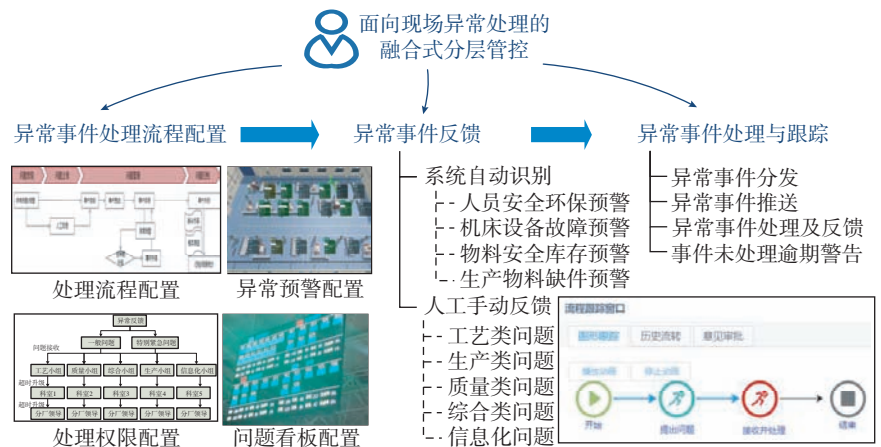


图4 面向现场异常处理的融合式分层管控主要功能和业务流图

Fig.4 Key functions and business flow of integrated hierarchical supervisory control for on-site exception handling

事件处理流程包括处理流程配置、处理权限配置、异常预警配置、问题看板配置 4 个主要步骤。首先,配置处理流程,将事件分为工艺类、生产类、质量类、信息化类、综合类 5 种基本事件类型,并指定不同事件类型的流程节点及流转方向;然后,配置处理权限,定义不同的角色,并根据事件类型建立事件与角色的关联关系,将不同类型事件推送到对应角色;再次,配置异常预警,建立异常事件与三维数模的关联关系,通过三维场景软安灯、模型高亮等形式快速发起和反馈异常,便于处理人员快速定位;最后,配置问题看板,将异常事件信息、当前处理流程等动态显示到站位和产线看板。

异常事件反馈。在完成基本控制流程配置后,异常事件反馈模块实现系统自动识别异常事件反馈和人工异常事件反馈。(1)系统自动识别异常包括人员安全环保预警、机床设备故障预警、物料安全库存预警和生产物料缺件预警,并与定义的 5 类基本问题自动匹配,自动将异常事件推送到处理小组,触发异常问题处理流程进行控制。人员安全环保预警,基于现场视频流图像识别技术自动识别人员未佩戴安全帽、未在指定区域等情况,推送预警信息;机床设备故障预警,通过接口获取设备编号、设备名称、当前状态、站位、机型、批次和架次信息,对设备整个运行状态进行监控,针对异常状态进行报警,并将异常信息分发至工艺和生产小组;物料安全库存预警,依据 ERP 的物料管理系统将低于安全库存的信息推送给生产小组;生产物料缺件预警,通过接口获取 AO 编号、物料图号、机型、批次、架次、站位和需求时间等信息,针对未接收或未配送物料信息,系统自动推送生产小组。(2)人工手动反馈则通过孪生平台的软安灯实现异常事件手动反馈,软安灯与设备安灯系统建立互操作通

道,现场操作人员通过站位端孪生系统软安灯快速发起异常上报流程,通过配置三维模型与物理安灯的 I/O 接口,自动匹配机型、批次、架次及站位信息,实现基于三维虚拟场景的现场异常事件问题的一键推送。

异常事件处理与跟踪。在发起异常事件反馈流程后,异常事件处理与跟踪模块实现自动与手动反馈问题的分发、推送至相应处理小组,并跟踪异常问题处理流程节点。为加快异常事件处理效率,系统对现场上报的异常事件以及已接收的异常处理的时间进行流程监控,对于超时的异常事件依据等级自动提报科室主任或升级给分厂领导,并且在对应管理大屏上进行显性提示。模块通过实时同步业务数据管理平台中的异常事件数据,实现库存安全预警、AO 缺料和危险作业等生产异常事件的自动感知。同时,车间管理人可通过装配车间孪生同步及可视化看板展示的预警提示,发现工艺文件执行异常、机上故障事件、信息安全事件及安全环保事件等生产异常事件。生产异常事件依据预先配置的信息推送到各科室负责人,若处理时间超时,事件将自动升级并推送到分厂领导处。事件处理人在处理反馈意见后,系统自动将处理信息同步到 MES、数据采集与监视控制系统(SCADA)等生产系统中,对生产异常事件进行处理。

4 应用实例

某型号飞机总装装配车间探索脉动式装配模式,建设有串行和并行站位,负责线、管、计算机成品、起落架、鸭翼、垂尾、机翼等装配以及整机测试。基于业务和功能需求分析,为集成业务系统、装配过程和整机测试过程数据,提高现场透明管理水平和异常响应速度,在现场部署并应用了面向分层透明管控的飞机总装线数字孪生系统。

基于本文所提出的系统架构,系统以及各业务系统均部署在厂内私有云上,系统间通过园区网进行数据交互,接口按照 Restful 风格进行管理,定义 WebAPI 接收来自数据层的 HTTP 请求,打通了装配站位、集成测试岛及业务系统的数据接口。系统后端按照功能域拆分为数据管理、孪生建模、分层管控 3 个服务,并基于容器技术 Docker 部署在私有云服务器中。采用分布式 B/S 架构,在车间、各站位分别建设管控中心和工控机,支持分层级多角色管控。系统开发与运行环境如表 1 所示。

基于第 3 节所述的功能模块,系统功能和应用界面分为 7 部分:标题框、虚拟装配产线三维场景、生产看板、人员/安全/保密/6S 看板、经营看板、质量看板和虚拟站位三维场景,如图 5 所示。其中,车间管控中心支持从产线三维全貌和各业务系统集成数据看板快速了解生产运行状态,并通过模型拾取快速跳转到对应站位或设备,查看其实时状态和进展;站位工控机则支持对应站位的设备状态、执行进度、AO 等的实时

表 1 系统开发与运行参数

Table 1 System development and operating parameters

| 开发项 / 运行环境 | 开发工具 / 配置参数 |
|------------|--|
| 三维建模与模型处理 | 3D MAX |
| 三维可视化引擎 | Three.js |
| Web 应用服务器 | 操作系统: Windows Server 2012 r2 处理器: Intel (R) Xeon (R) CPU E5-2640 v4 @ 2.40GHz |
| 数据库服务器 | 数据库: Oracle 11gR2 64 位 处理器: Intel (R) Xeon (R) CPU E5-2697 v2 @ 2.70GHz |
| 客户端 | 操作系统: Windows 7 浏览器: IE 内存: 4G |



注：①标题框（环境信息、日历时钟等）；②虚拟装配产线三维场景（物流过程同步、装配过程同步、情景漫游等）；③生产看板（在制品信息、生产计划执行进度、物料齐套、工装等资源保障等）；④人员、安全、保密、6S看板；⑤经营看板（综合计划完成情况、在制品成本、任务完工率、工人在岗率等）；⑥质量看板（不合格数统计、不合格情况分布等）；⑦虚拟站位三维场景（FO执行进度、设备状态等）。

图5 系统应用界面设计图

Fig.5 System application interface design diagram

浏览,并可以通过语音、触摸屏等融合式地发起进度反馈、异常反馈、信息查询等功能。

系统上线以来,在功能、性能和生产效益上均取得了较好的应用效果。在功能上,集成了装配过程数据、测试数据、工艺数据与实时事件信息等异构数据;建立了厂房、产品、装配/测试站位、工装等生产要素的虚拟模型,通过系统集成的实时运行数据驱动模型动态变化达到虚实映射;构建了生产、质量、技术和运营等业务域管理指标体系,表征了生产线的真实运行状态;形成了危险操作、AO缺料、设备故障等异常事件的自动感知及处理追踪机制,为装配过程敏捷管控提供了有效途径。在性能上,满足现场人机交互体验、数据交互、问题响应需求,主要性能指标如表2所示。在生产效益上,通过构建孪生数据库实现了装配过程监控数据/测试数据/运营数据的统一存储与有效集成,为后续的数据挖掘分析积累了宝贵数据资产;通过虚实融合的站位/产线级看板有效提升了装配过程透明化程度和现场管控效率,可减少现场管控人员1~2人;通过现场异常反馈业务集成与流程

优化,异常处理更为敏捷高效,装配质量趋于稳定,装配周期较系统上线前有所缩短。

5 结论

本文提出了面向分层透明管控的飞机总装线数字孪生系统,以解决飞机总装过程中存在的业务系统集成度差、装配过程不透明、异常处理不及时等问题。针对业务系统集成度差,通过与总装测试中心进行集成,打通数字化集成测试数据的获取和传递通道,集成生产运营、工艺设计、制造执行和质量检测数据,构建了孪生数据库;针对装配过程不透明,形成一套数字化装配与集成测试生产线的数字孪生模型,实现装配过程场景复现、仿真分析与虚实同步监控;针对异常处理不及时,融合三维场景、业务系统与物理设备,构建现场异常事件预警与追踪系统,实现现场异常事件快速反馈、预警与追踪。通过在某重点型号飞机总装车间实际应用,有效提升了飞机装配过程的数字化、透明化、敏捷化水平,有力保障了飞机的高效批产与快速交付。

系统的持续上线运行积累了大量的装配过程数据资产。下一步将

表2 系统主要性能指标

Table 2 Main performance indicators of the system

| 指标项 | 系统性能值 |
|---------|----------------------------------|
| 建模精度 | 厂房 L2 级,设备 L3 级,产品 L2 级 |
| 模拟动画颗粒度 | 装配过程 FO 级,物流过程大部段件级 |
| 刷新帧率 | 车间级 28 帧/s, 站位级 60 帧/s |
| 设备预警延迟 | ≤ 1 s |
| 运行参数延迟 | ≤ 1 s |
| 指标数据延迟 | 车间级 ≤ 1 s, 站位级 ≤ 0.5 s |
| 人机交互延迟 | ≤ 0.035 s |

基于人工智能技术、仿真技术和大数据分析技术,充分利用上述数据资产深化数字孪生应用,实现提质增效的目标。一方面,构建装配完工时间预测、装配设备故障预警与性能预测、物料齐套性预测等模型与算法,实现孪生驱动的装配过程动态调度;另一方面,构建飞机装配过程数据履历,建立产品质量与装配工艺、装配过程技术状态等的关联关系模型,实现孪生驱动的产品质量问题溯源与工艺参数优化。

参考文献

- [1] 李金龙,杜宝瑞,王碧玲,等.脉动装配生产线的应用与发展[J].航空制造技术,2013,56(17):58-60.
LI Jinlong, DU Baorui, WANG Biling, et al. Application and development of pulse assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(17): 58-60.
- [2] 魏小红,颜建兴,金梅,等.基于航空发动机脉动装配的智能管控技术研究[J].航空制造技术,2020,63(6):43-50.
WEI Xiaohong, YAN Jianxing, JIN Mei, et al. Investigation on intelligent controlling-management system of aero-engines pulsation assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(6): 43-50.
- [3] 庄存波,刘检华,熊辉,等.复杂产

品装配现场动态实时可视化监控系统[J]. 计算机集成制造系统, 2017, 23(6): 1264-1276.

ZHUANG Cunbo, LIU Jianhua, XIONG Hui, et al. Assembly shop floor dynamic and real-time visual monitoring system for complex product[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2017, 23(6): 1264-1276.

[4] 陈伟兴, 李少波, 黄海松. 离散型制造物联过程数据主动感知及管理模型[J]. 计算机集成制造系统, 2016, 22(1): 166-176.

CHEN Weixing, LI Shaobo, HUANG Haisong. Active perception and management model for manufacturing data in discrete IoMT-based process[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2016, 22(1): 166-176.

[5] 刘明周, 王强, 马靖. 基于实时信息驱动的制造过程可视化监控平台[J]. 中国机械工程, 2015, 26(18): 2466-2472.

LIU Mingzhou, WANG Qiang, MA Jing. Visual monitoring platform of manufacturing

process based on real-time information driven[J]. China Mechanical Engineering, 2015, 26(18): 2466-2472.

[6] LI W, KARA S. Methodology for monitoring manufacturing environment by using wireless sensor networks (WSN) and the Internet of Things (IoT)[J]. Procedia CIRP, 2017, 61: 323-328.

[7] 江海凡, 丁国富, 张剑. 数字孪生车间演化机理及运行机制[J]. 中国机械工程, 2020, 31(7): 824-832, 841.

JIANG Haifan, DING Guofu, ZHANG Jian. Evolution and operation mechanism of digital twin shopfloors[J]. China Mechanical Engineering, 2020, 31(7): 824-832, 841.

[8] 张新生. 基于数字孪生的车间管控系统的设计与实现[D]. 郑州: 郑州大学, 2018.

ZHANG Xinsheng. Design and implementation of workshop management

and control system based on digital twins[D]. Zhengzhou: Zhengzhou University, 2018.

[9] ZHUANG C B, LIU J H, XIONG H. Digital twin-based smart production management and control framework for the complex product assembly shop-floor[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 96(1): 1149-1163.

[10] 赵浩然, 刘检华, 熊辉, 等. 面向数字孪生车间的三维可视化实时监控方法[J]. 计算机集成制造系统, 2019, 25(6): 1432-1443.

ZHAO Haoran, LIU Jianhua, XIONG Hui, et al. 3D visualization real-time monitoring method for digital twin workshop[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(6): 1432-1443.

通讯作者: 许艾明, 高级工程师, 博士。

Aircraft Assembly Line Digital Twin System for Layered and Transparent Management

LI Xiaohua^{1,2}, JIANG Haifan¹, XU Aiming¹, ZHOU Jingyao¹, SUN Yun¹, HUANG Wei¹

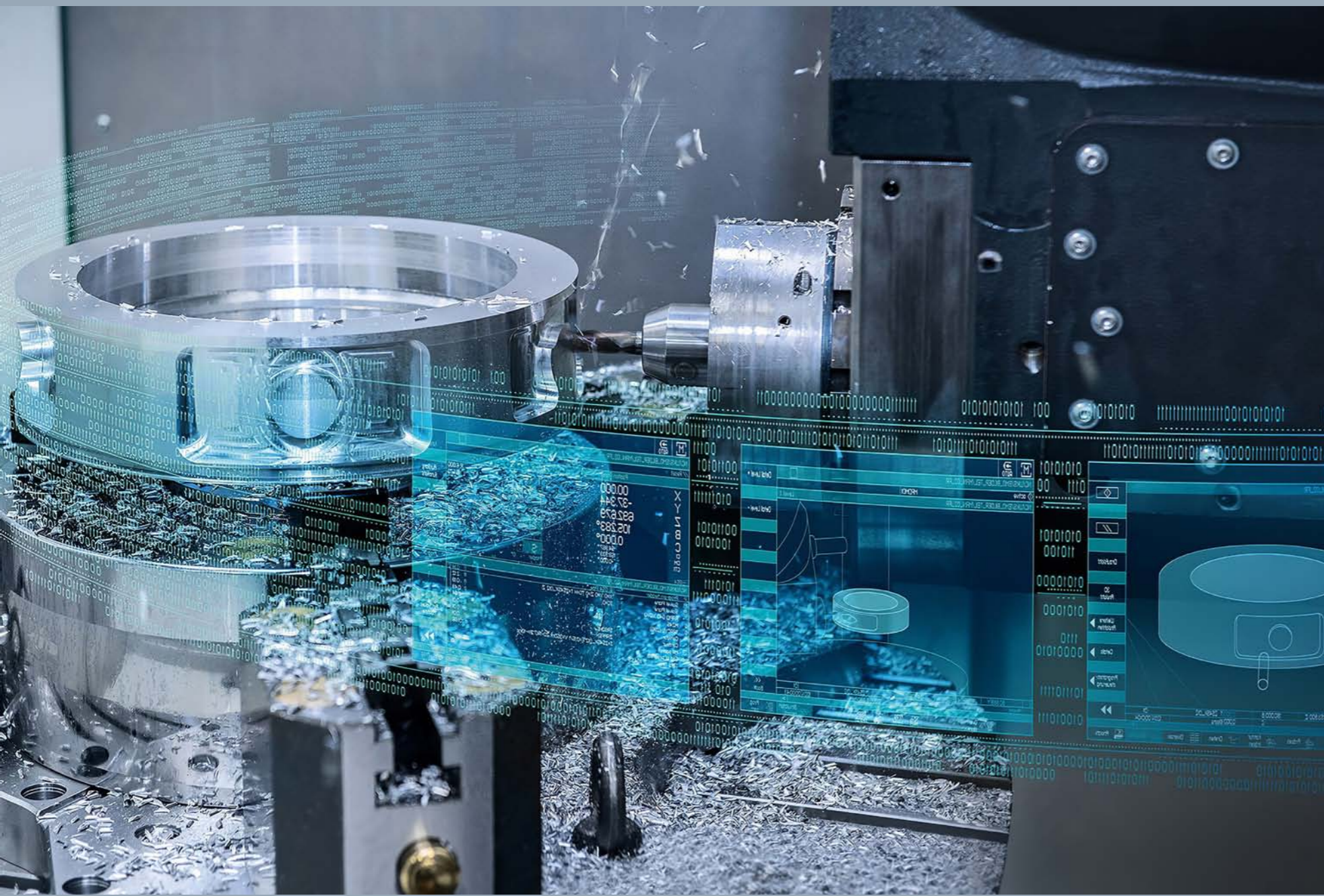
(1. AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China;

2. Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)

[ABSTRACT] To solve the problems of poor integration of business systems, opaque assembly process, and untimely exceptions handling, an aircraft assembly line digital twin system for layered and transparent supervisory control is proposed. After the requirements analysis, a four-tier architecture is proposed, namely physical layer, twin data layer, twin model layer and application layer. And three core functional modules are designed and implemented, including twin database construction for multi-dimensional data integration, final assembly lines digital twin modeling for transparency and visualization, integrated hierarchical supervisory control for on-site exception handling. The practical application shows that proposed system meets the requirements of multi-level, multi-dimensional, multi-role distribution remote supervisory control and comprehensive analysis, and effectively improves the digital and transparent level of aircraft final assembly.

Keywords: Intelligent manufacturing; Digital twin; Aircraft final assembly line; Production management and control system; Digitization; Transparency

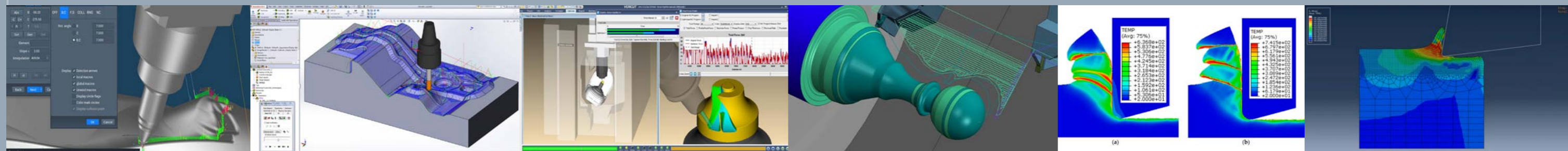
(责编 逸飞)



切削模拟仿真

Cutting Simulation

计算机模拟仿真技术不仅可以研究不同材料的加工机理,还可以优化工艺参数,并对加工工况进行预测。深入研究高精度、高保真和高准确性的数值建模方法,利用数字仿真来模拟切削加工过程,搭建以数字孪生为基础的加工预测及控制平台,从而保证工件加工质量。



引文格式: 李梓钊, 邓文君, 庞学勤. 限制接触切削过程力热特性仿真及试验研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 36-46.

LI Zizhao, DENG Wenjun, PANG Xueqin. Simulation and experiment research of force and thermal characteristics on restricted contact cutting[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 36-46.

限制接触切削过程力热特性仿真及试验研究

李梓钊, 邓文君, 庞学勤

(华南理工大学, 广州 510641)

[摘要] 316L 奥氏体不锈钢因其优良的力学性能和耐腐蚀性在航空航天领域被广泛应用,但其加工硬化现象严重,刀-屑接触环境恶劣,导致刀具寿命严重缩短,影响加工效率。本文将通过有限元仿真与试验相结合的方法研究限制接触刀具对切削过程中力与热特性的影响。通过建立限制接触切削的有限元仿真模型,探究加工参数和限制接触参数对切削性能的影响,并阐明了变限制接触结构在切削过程中的作用机理。结果表明,变限制接触结构能有效减小切削力与切削温度,并改善奥氏体钢的切削性能。其中梯形限制接触结构改善切削性能效果最好。该结果在切削试验中得到验证,并证明了有限元仿真的可靠性,为新型限制接触刀具结构的优化提供理论基础。

关键词: 限制接触切削; 变限制接触长度刀具; 有限元仿真; 316L 奥氏体不锈钢; 力热特性

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.036



李梓钊

博士研究生,主要研究方向为大应变挤出切削工艺和切削过程的有限元仿真模拟。

随着航空航天、核工业、食品工业等的迅速发展,不锈钢材料需求量在快速增加^[1]。而316L奥氏体不锈钢因其良好的机械性能、高温抗腐蚀

性以及无磁性(弱磁性),已在不锈钢材料中广泛应用^[2]。然而316L奥氏体不锈钢作为难加工材料在切削加工时会产生较大的切削力和切削热,加工硬化现象严重^[3],加速刀具磨损。为了改善难加工材料的切削性能,研究者从绿色制造技术出发,提出在刀具表面设计微结构,通过微结构改善刀-屑接触环境来改善切削性能,降低刀具磨损^[4]。然而刀具微结构在切削中存在一定的局限性,如产生衍生切削的不利影响^[5],微结构的结构强度也较低^[6],在某些切削条件下会造成表面纹理失效或者织构堵塞等^[7]。

为了避免微结构的不利因素,Klopstock^[8]首先提出限制接触的概念,把限制接触面(Restricted contact surface, RCS)解释为受人工设计的可控前刀面,其核心在于加工区域必须小于切削过程中自然接触条件下的刀-屑接触区域。Sadik等^[9]研

究了在切削中碳钢时限制接触刀具对切削性能的影响,发现限制接触长度对后刀面磨损和刀具温度存在重要影响,随着接触长度减小,最高温度点向切削刃靠近。Zou等^[10]在前刀面设计了毫米尺度的限制接触微槽,以改变刀-屑的接触形式,结果表明所设计的刀具能够减少刀具磨损。近年来,有限元仿真模拟技术发展迅速,该技术不仅能有效减少试验次数,降低试验成本,而且仿真模拟与实际试验结合已经成为重要的研究手段之一,因此利用有限元模拟限制接触切削的过程对理解限制接触作用具有一定的指导意义。Deng等^[11]使用DEFORM有限元软件分析了切削形状对切削性能的影响,发现非对称限制接触形状比对称限制接触形状的切削力小。Ma等^[12]通过AdvantEdge-2D有限元软件探究了缩短前刀面长度对切削性能的影响,发现前刀面长度影响切削过程的切

削力和切屑厚度,随着前刀面长度增加,切削力和切屑厚度均减小。

目前,虽然已经存在许多关于限制接触切削的研究,但是对变限制接触长度刀具在切削时的热力特性影响和变限制接触结构作用机理缺少研究。因此,运用有限元仿真模拟不同切削参数和各类型限制接触刀具对切削性能的影响至关重要,这将对限制接触切削理论的发展提供重要依据。本文将建立 316L 奥氏体不锈钢的普通切削、传统限制接触切削和变限制接触切削有限元模型,分析不同切削参数和不同限制接触结构对切削过程的力热特性影响,揭示限制接触结构对热-力载荷减小的作用机理,并设计相应的切削试验进行验证,为变限制接触刀具结构优化以及切削参数的选择提供理论指导。

1 有限元切削仿真

1.1 有限元建模

为了简化实际加工过程中的坐标系转换以及建模过程,现将车床的回转运动简化为刀具相对于工件的直线运动,根据简化后的切削过程,利用 DEFORM-3D 软件分别建立传统切削、传统限制接触切削和变限制接触长度切削的有限元仿真模型,如图 1 所示。刀具材料设定为碳化钨,其中前角为 0° ,后角为 6° ,主偏角为 90° ,副偏角为 2.5° ,刃倾角为 0° ,主切削刃长度为 2 mm ,刀尖钝圆半径为 $70\ \mu\text{m}$,工件尺寸为 $8\text{ mm} \times 2.5\text{ mm} \times 1.6\text{ mm}$ 。

除普通平面刀具外(Conventional tool),本文在传统限制接触刀具的基础上,分别设计了 3 种新结构的变限制接触长度刀具。如图 2 所示,从左至右依次为传统限制接触刀具,也称为矩形限制接触刀具(Rectangular pattern restricted contact tool, RRCT),以及变限制接触长度的矩形-梯形限制接触刀具(Rectangular-trapezoidal pattern

restricted contact tool, R-TRCT)、双梯形限制接触刀具(Double trapezoidal pattern restricted contact tool, DTRCT)、梯形限制接触刀具(Trapezoidal pattern restricted contact tool, TRCT)。不同限制接触刀具的几何参数如表 1 所示。

1.2 本构模型

关于 AISI 316L 奥氏体钢采用

Umbrello 等^[13]提出的 J-C 本构模型,其中 J-C 本构模型表达如式(1)所示。

$$\bar{\sigma} = [A + B \cdot \varepsilon^n] \cdot \left[1 + C \cdot \ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0}\right) \right] \cdot \left[1 - \left(\frac{T_n - T_r}{T_m - T_r}\right)^m \right] \quad (1)$$

式中, A 为屈服应力; B 为硬化模量;

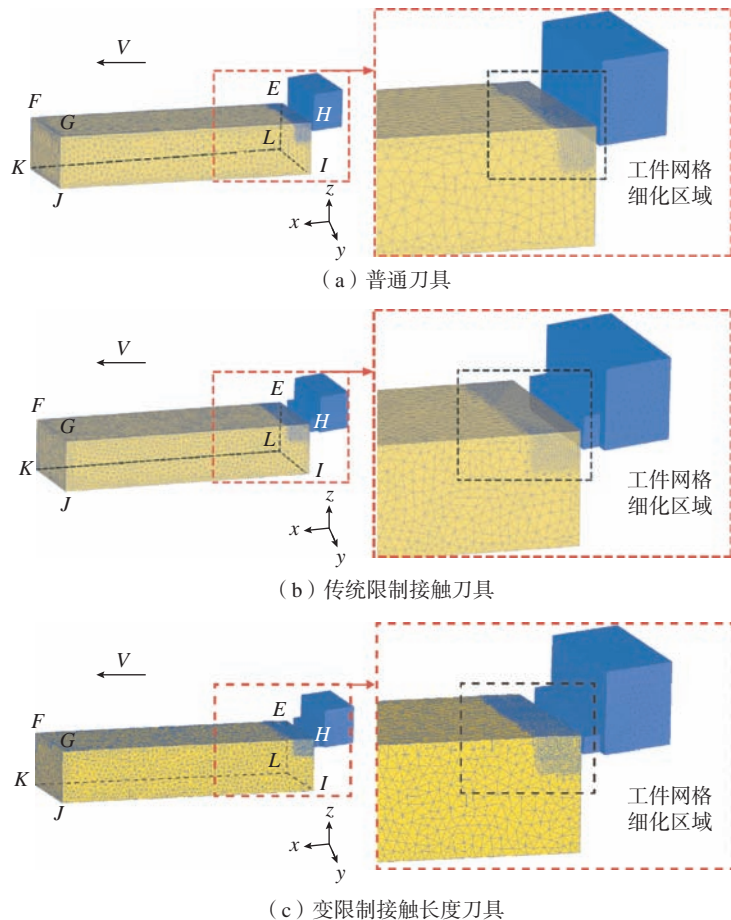


图 1 工件与刀具的有限元网格划分示意图

Fig.1 Schematic diagram of finite element meshing of workpiece and tool

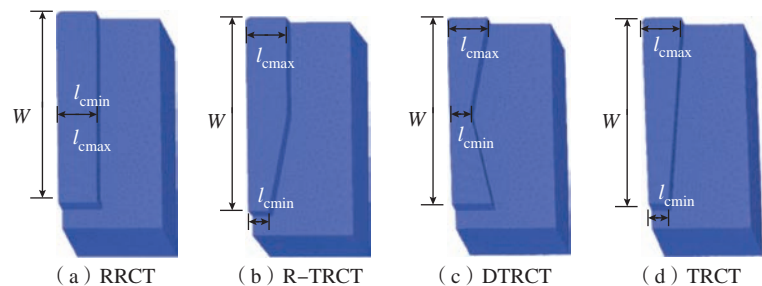


图 2 有限元仿真中不同类型的限制接触刀具

Fig.2 Different types of restricted contact tools in finite element simulation

C 为应变速率系数; n 为硬化指数; ϵ 为塑性应变; $\dot{\epsilon}$ 为等效应变速率, s^{-1} ; $\dot{\epsilon}_0$ 为参考应变速率, s^{-1} ; m 为热敏感系数; T_n 为工件初始温度; T_r 为环境温度; T_m 为工件材料熔点温度。其中所有的温度单位均为 $^{\circ}C$, 在本研究中 T_r 取 $20^{\circ}C$ 。材料本构模型参数如表 2 所示^[13], 材料参数如表 3 所示。

1.3 网格划分、摩擦模型、边界条件以及仿真试验设计

有限元仿真中网格划分对计算结果有着极重要影响。在保证结果准确性的同时提升求解效率, 通过多次建模尝试与对比后将工件模型划分为 105000 个网格单元, 网格单元类型为四面体网格, 并对主要变形区即靠近刀尖部分区域的网格进行细化处理, 最小网格尺寸设置为 0.02 mm 。由于刀具材料的硬度远高于切削材料, 因此刀具被设定为刚体。

在切削过程中常用的摩擦模型为剪切摩擦和库仑摩擦模型, 由于切削过程中作用在前刀面上的正向载荷分布不均匀, 因此前刀面与切屑接触区域的摩擦情况需要用剪切-库仑复合摩擦模型表示, 即

$$f = \begin{cases} \mu_c \sigma_n & \mu \sigma_n \geq \tau_s \\ \tau_s & \mu \sigma_n < \tau_s \end{cases} \quad (2)$$

式中, f 为刀-屑接触界面间的摩擦力; τ_s 为工件材料的剪切屈服强度; σ_n 为刀-屑接触过程中前刀面上的正应力; μ_c 为库仑摩擦系数。然而实际切削过程中, 剪切和库仑摩擦边界难以确定, 因此参考之前的工作将刀具与工件摩擦设为库仑摩擦, 摩擦系数为 0.45 ^[14]。

边界条件主要分为速度边界条件和传热条件。在本文的速度边界条件中, 工件表面 $IJKL$ 、 $JKFG$ 和 $KLEF$ 固定, 即在笛卡尔坐标系下表面网格节点的位移速度为 0, 刀具沿着切削速度方向即正 X 轴方向运动, 如图 1 所示; 在传热条件中, 工件表面 $EFGH$ 、 $IJGH$ 、 $ILEH$ 和刀具表面

设为传热面, 可以与环境对流传热, 设置初始温度为 $20^{\circ}C$, 传热系数为 $0.02\text{ N}\cdot\text{s}^{-1}\cdot\text{mm}^{-1}\cdot^{\circ}C^{-1}$ 。

为了探究限制接触刀具对切削过程的影响及其结构的作用机理, 本文设计了关于切削参数和限制接触参数的控制变量试验, 具体仿真方案

如表 4 所示。

2 切削试验

为了对仿真结果进行验证, 普通刀具、传统限制接触刀具以及变限制接触长度刀具的切削试验被执行, 具体的加工参数如表 5 所示。图

表 1 传统矩形限制接触刀具及变限制接触长度刀具几何参数

Table 1 Geometrical parameters of traditional restricted contact tool and variable-length restricted contact tools

| 刀具类型 | 最大限制接触长度 l_{\max}/mm | 最小限制接触长度 l_{\min}/mm | 限制接触宽度 W/mm | 理论限制接触面积 S/mm^2 |
|--------|-------------------------------|-------------------------------|----------------------|--------------------------|
| RRCT | 0.4 | 0.2 | 2 | 0.8 |
| R-TRCT | | | | 0.7 |
| DTRCT | | | | 0.6 |
| TRCT | | | | 0.6 |

表 2 316L 奥氏体不锈钢 J-C 本构模型参数^[13]

Table 2 J-C constitutive model parameters of AISI 316L austenitic stainless steel^[13]

| A/MPa | B/MPa | C | n | $\dot{\epsilon}_0/s^{-1}$ | $T_m/^{\circ}C$ | m |
|----------------|----------------|-------|-------|---------------------------|-----------------|-------|
| 514 | 514 | 0.042 | 0.508 | 0.001 | 1399 | 0.533 |

表 3 316L 奥氏体不锈钢材料参数

Table 3 Material parameters of AISI 316L austenitic stainless steel

| 杨氏模量/ GPa | 泊松比 | 密度/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$ | 比热容 $\text{J}/(\text{kg}\cdot^{\circ}\text{K}^{-1})$ | 导热系数/ $(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$ |
|--------------------|-----|-------------------------------------|--|--|
| 210.3 | 0.3 | 7500 | 500 | 14.6 |

表 4 有限元仿真试验方案

Table 4 Test scheme of finite element simulation

| 试验变量 | 切削速度 $v/(\text{m}\cdot\text{min}^{-1})$ | 切削厚度 h_p/mm | 背吃刀量 a_p/mm | 限制接触长度 RCL/ mm | 刀具类型 |
|-----------------|---|----------------------|----------------------|-------------------------|----------------------------|
| 切削速度 (切削参数) | 57.2, 79.2, 123.2, 176 | 0.2 | 2 | 0.4 | CT 和 RRCT |
| 切削厚度 (切削参数) | 79.2 | 0.12, 0.2, 0.3, 0.4 | 2 | 0.4 | CT 和 RRCT |
| 限制接触长度 (限制接触参数) | 79.2 | 0.2 | 2 | 0.1, 0.2, 0.4, 0.8 | RRCT |
| 接触形状 (限制接触参数) | 79.2 | 0.2 | 2 | 0.2~0.4 | RRCT, R-TRCT, DTRCT 和 TRCT |

表 5 切削试验方案

Table 5 Test scheme of cutting experiment

| 切削速度 $v/(\text{m}\cdot\text{min}^{-1})$ | 进给量 $v_f/(\text{mm}\cdot\text{r}^{-1})$ | 背吃刀量 a_p/mm | 刀具类型 |
|---|---|----------------------|--------------------------------|
| 79.2 | 0.2 | 2 | CT, RRCT, R-TRCT, DTRCT 和 TRCT |

3展示了试验装置,其中车床型号为C6140A,切削力由Kistler 9441压电测力计测量,加工区域的温度由Fluke Ti-200远红外成像仪测量。试验使用的不同限制接触刀具如图4所示,刀具材料为硬质合金(YG6),所有刀具的几何参数均与第1节中的模型参数对应。

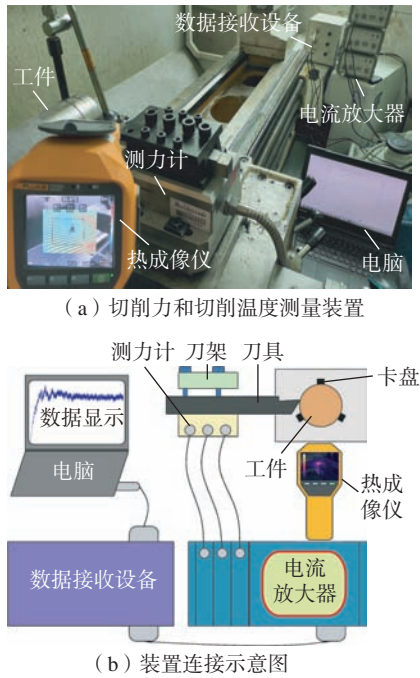


图3 车削试验装置

Fig.3 Experimental setup of turning

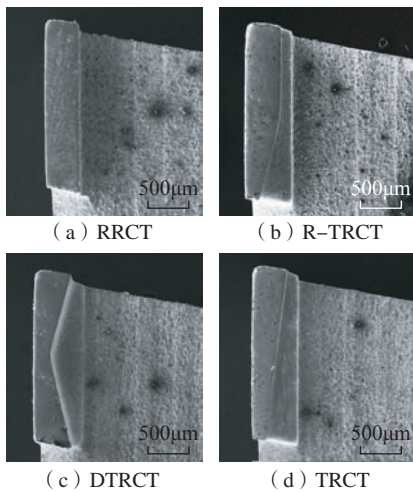


图4 切削试验中不同类型的限制接触刀具
Fig.4 Different types of restricted contact cutting tool in cutting experiments

3 仿真结果与分析

为了研究不同刀具对加工过程的热力特性影响,将3个变量跟踪点 p_1 、 p_2 和 p_3 设置在1/2切削深度处,并距离刀具进入工件后1 mm,且略低于切削厚度 $20\ \mu\text{m}$,其位置如图5所示,在仿真完成后计算跟踪点温度时取3点温度的算术平均值作为统

计结果温度。

3.1 切削参数对限制接触切削的影响

3.1.1 刀-屑接触情况

图6展示了在不同切削参数下普通刀具和限制接触刀具的刀-屑接触情况。对于普通刀具,随着切削速度增加以及切削厚度减小,刀-屑接触长度逐渐减小;对于限制接触

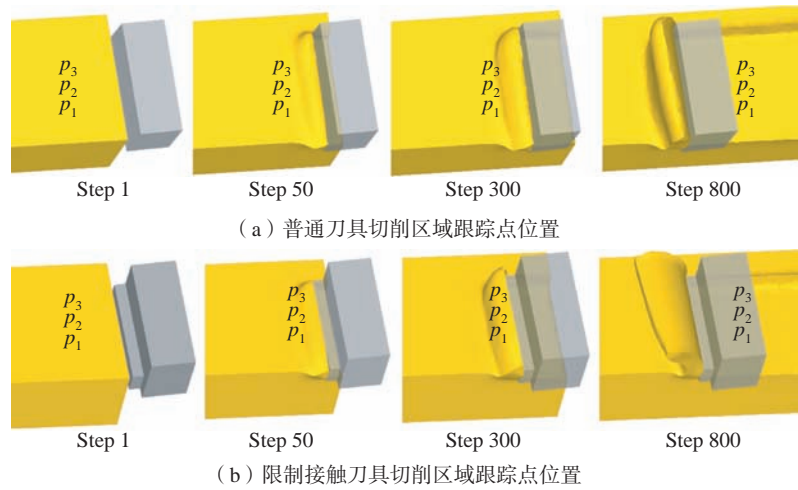


图5 传统切削和限制接触切削模型中跟踪点在不同步数下的位置关系

Fig.5 Location of tracking points in conventional cutting and restricted contact cutting models at different step counts

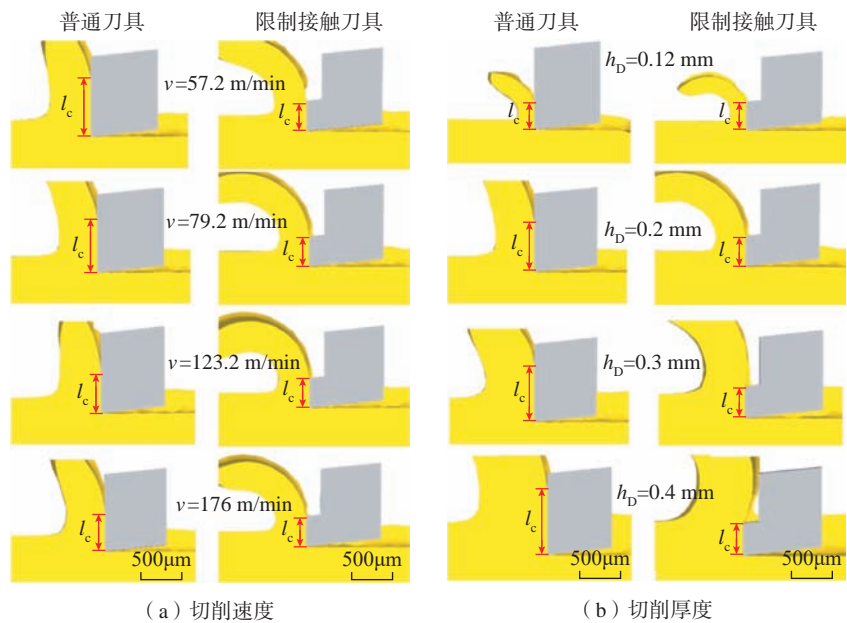


图6 不同切削速度和切削厚度下普通刀具与限制接触刀具的刀-屑接触情况
Fig.6 Tool-chip contact of conventional tool and restricted contact tool under different cutting speeds and uncut chip thicknesses

刀具,因其限制接触结构的存在,限制接触长度即为刀-屑接触长度。在对加工参数进一步分析后,切削速度为 57.2 m/min,切削厚度为 0.4 mm 时限制接触刀具能最大程度地减小刀-屑接触长度,如图 7 所示,相比于普通刀具,刀-屑接触长度分别减小了 47.58% 和 59.31%。

3.1.2 切削力

图 8 展示了普通刀具和限制接触刀具在不同切削速度和切削厚度下产生的主切削力和进给力的对比情况。无论是普通刀具还是限制接触刀具,切削力分量均会随着切削速度增加而减小,而随着切削厚度的增大而增加,这与 Sadik 等^[15]描述的结果一致。而在小切削速度和大切削厚度下,限制接触刀具的使用将更大程度地减少切削力分量,这主要是

因为在这种情况下限制接触结构能够更大比例地抑制刀-屑接触行为,从而降低切削力。

3.1.3 切削温度

图 9 展示了不同切削速度和切削厚度下普通刀具和限制接触刀具

对工件上切削温度分布的影响。切削温度的增加与材料移除率成正相关,这一点从跟踪点上的温度变化也可以求证。图 10 展示了不同切削参数下工件上跟踪点的温度变化曲线。可知,全部跟踪点处的温度均经历了

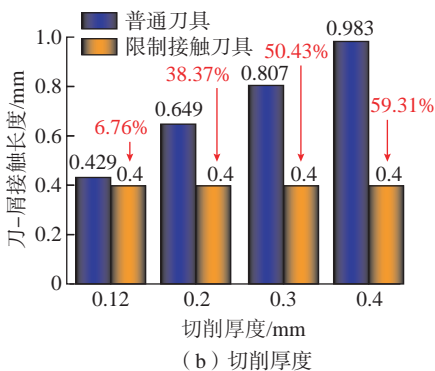
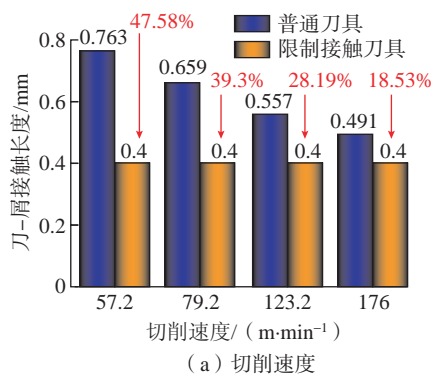


图 7 普通刀具与限制接触刀具在不同切削速度和切削厚度下的刀-屑接触长度对比
Fig.7 Comparison of tool-chip contact length between conventional tool and restricted contact tool under different cutting speeds and uncut chip thickness

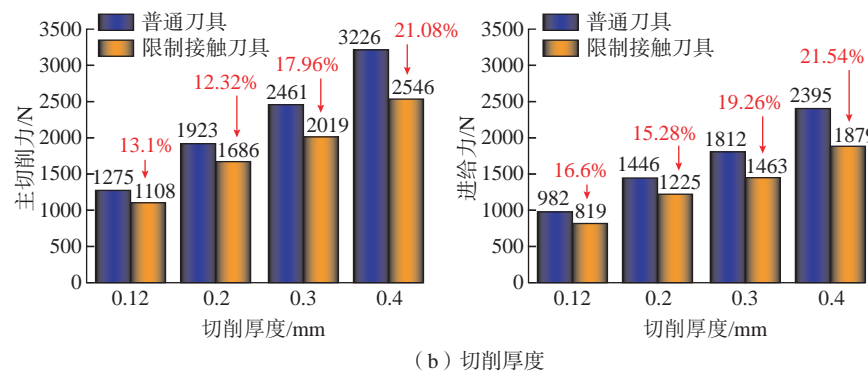
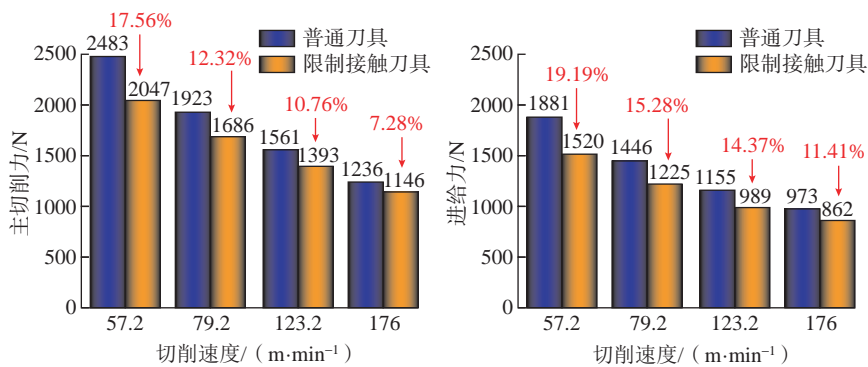


图 8 不同切削速度和切削厚度下普通刀具与限制接触刀具主切削力和进给力的对比
Fig.8 Comparison of the main cutting force and feed force generated by conventional tool and restricted contact tool at different cutting speeds and uncut chip thicknesses

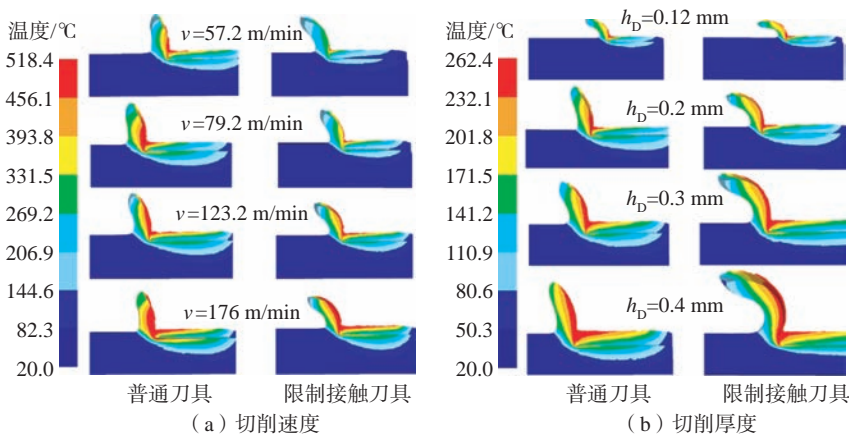


图 9 不同切削速度和切削厚度下普通刀具和限制接触刀具加工区域切削温度的分布情况
Fig.9 Cutting temperature distribution in machining zone of conventional cutting tool and restricted contact cutting tool under different cutting speeds and uncut chip thicknesses

快速上升和平稳下降两个变化阶段。随着切削速度和切削厚度增加,跟踪点处的温度提高,在温升速率增大的同时,也说明了高温区域的快速扩大。在相同切削速度和切削厚度下,限制接触刀具产生的最高温度以及加工区的高温范围均小于普通刀具,表明限制接触刀具能有效减少切削热产生,降低切削温度。另外,限制接触刀具切削时跟踪点温度达到最大值的距离小于普通刀具,此现象则是由于限制接触刀具前刀面上温度最高点的位置比普通刀具更靠近切削刃,跟踪点与温度最高点距离越小,跟踪点处温度达到最大值越快,这一现象也表明了限制接触结构对于改变前刀面上的高温区域有重要的意义。

3.2 限制接触长度对限制接触切削的影响

3.2.1 刀-屑接触情况

图 11 展示了不同限制接触长度

度对刀-屑接触情况的影响。当 $RCL \leq 0.4 \text{ mm}$ 时,刀-屑接触长度即为限制接触长度,表明了限制接触结构直接起到抑制刀-屑接触并改善切削性能的目的。进一步分析不同限制接触长度下的刀-屑接触长度,当 $RCL=0.8 \text{ mm}$ 时,刀-屑接触长度值为 0.61 mm ,意味着刀具并没有完成控制刀-屑接触的作用,此时限制接触刀具对加工过程的影响与普通刀具无异,虽然刀具为限制接触结构,但是仍为传统切削方式,并没有起到相应的功能与作用。

3.2.2 切削力

图 12 展示了不同限制接触长度下刀具产生的切削力分量对比。随着限制接触长度减小,主切削力和进给力持续减小。当 $RCL=0.1 \text{ mm}$ 时切削力减小最为明显,主切削力相比传统切削减小了 32.69% ,进给力

减小了 37.24% ,而切削力分量的大幅减小则归因于加工过程中刀-屑接触区域的缩小,以及切削性能的改善。

3.2.3 切削温度

图 13 展示了在切削过程中不同限制接触长度对切削温度分布的影响。可知,随着限制接触长度减小,工件上的高温区域越小,表明了越小的限制接触长度情况下则越有助于减小切削热的产生。图 14 显示了在不同限制接触长度下已加工表面上跟踪点温度的变化情况。跟踪点温度的变化也证明了上述结果,表明限制接触长度的减少也有助于已加

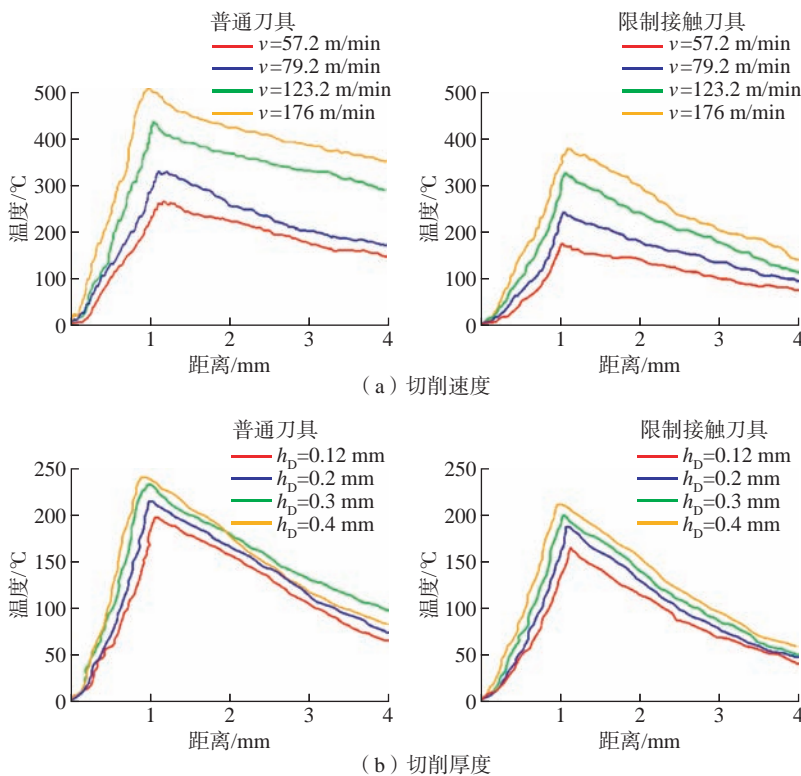


图 10 不同切削速度和切削厚度下普通刀具和限制接触刀具跟踪点温度的变化情况
Fig.10 Temperature variation of tracked points in conventional tool and restricted contact tool under different cutting speeds and uncut chip thicknesses

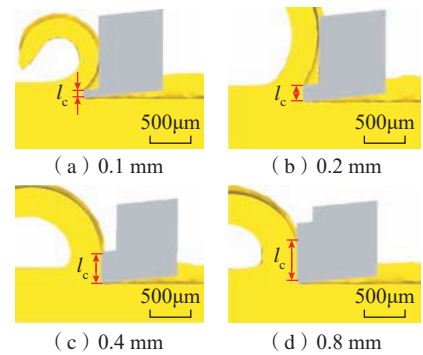


图 11 不同限制接触长度下切削过程中的刀-屑接触情况
Fig.11 Tool-chip contact condition of restricted contact cutting tools under different restricted contact lengths

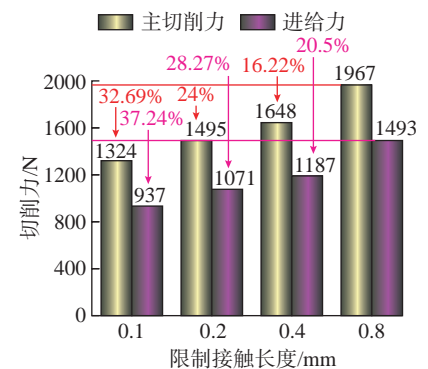


图 12 不同限制接触长度下主切削力和进给力的对比结果
Fig.12 Comparison of main cutting force and feed force generated by restricted contact tools with different restricted contact lengths

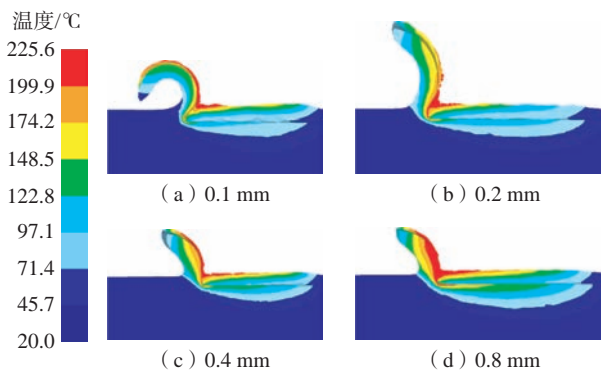


图 13 不同限制接触长度产生的切削温度分布情况

Fig.13 Temperature distribution in restricted contact zone under different restricted contact lengths

工表面温度的降低。

3.2.4 剪切角

为了进一步探究普通切削和限制接触切削作用机理,基于 Merchant 剪切滑移理论^[16],在有限元仿真结果的基础上建立了滑移线模型。图 15 展示了不同限制接触长度下切削过程的剪切角,其中 h_D 为切削厚度, t_{ch} 为切屑厚度, ϕ 为剪切角。可得,当 RCL=0.8 mm 时剪切角最小,剪切角越小,材料变形程度越大。考虑到 3.2.1 节 RCL=0.8 mm 时刀具没有起到限制接触作用,与普通刀具切削时刀-屑接触情况相同,可视为普通刀具,因此通过比较图 15 中普通刀具与其余 3 种限制接触刀具的剪切角,表明普通刀具比限制接触刀具的切削性能更差,而图 12 传统切削的切削力均大于限制接触切削的结果也佐证了这一点。切削时剪切角与刀具前角的关系可由式(3)表示^[16]

$$\phi = \frac{\pi}{4} - \frac{\beta}{2} + \frac{\gamma_0}{2} \quad (3)$$

式中, β 为摩擦角; γ_0 为刀具前角。根据式(3),前角不变时,摩擦角与剪切角成反比。结合图 15 可以推断限制接触切削相较于普通切削,改善了刀-屑间摩擦环境,有助于减小切削热产生的同时,使得摩擦角减小,剪切角增大。图 13 中切屑上红色高温区域随着限制接触长度减小而缩小的规律也证明了这一点。同理,在

限制接触切削中,随着限制接触长度减小,剪切角增大,表明在适当范围内减小限制接触长度能有效改善切削性能,而且其效果受限制接触长度的影响较为明显。

3.3 不同限制接触形状对限制接触切削的影响

3.3.1 刀-屑接触情况

图 16 展示了不同限制接触刀具在切削过程中的刀-屑接触情况。根据变限制接触长度结构在切屑根部的接触效果,不同形状的限制接触结构均能实现刀具与切屑的可控接触,而变限制接触会发挥比传统限制接触更进一步缩小刀-屑接触区域的优势。

3.3.2 切削力

图 17 展示了不同限制接触刀具在切削过程中产生的切削力分量对比结果。可知,变限制接触长度刀具相比于传统限制接触刀具能进一步降低切削力分量,这可以归结于变限制接触刀具具有更小的理论限制接触面积。在变限制接触刀具中 R-TRCT、DTRCT、TRCT 的主切削力和进给力依次减小,说明变限制接触形状对限制接触作用也有一定的影响,且在本文设计的限制接触形状中,TRCT 的梯形限制接触形状减小切削力的效果最好。

3.3.3 切削温度

图 18 展示了不同限制接触形状

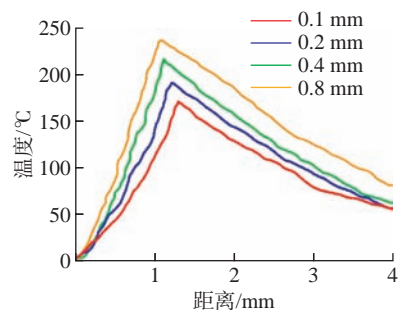
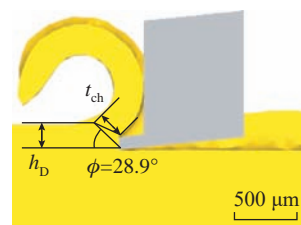
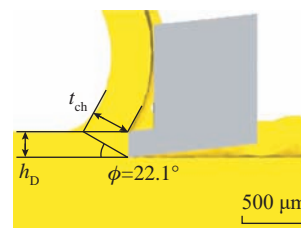


图 14 在不同限制接触长度下跟踪点温度的变化情况

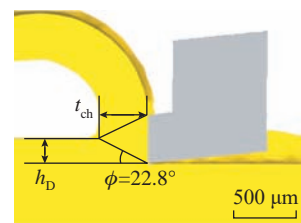
Fig.14 Temperature variation of tracking points at different restricted contact lengths



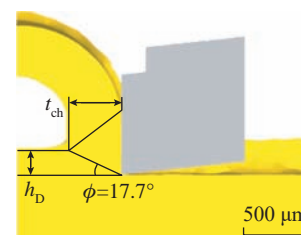
(a) 0.1 mm



(b) 0.2 mm



(c) 0.4 mm



(d) 0.8 mm

图 15 不同限制接触长度下切削过程的剪切角
Fig.15 Shear angle of cutting process at different restricted contact lengths

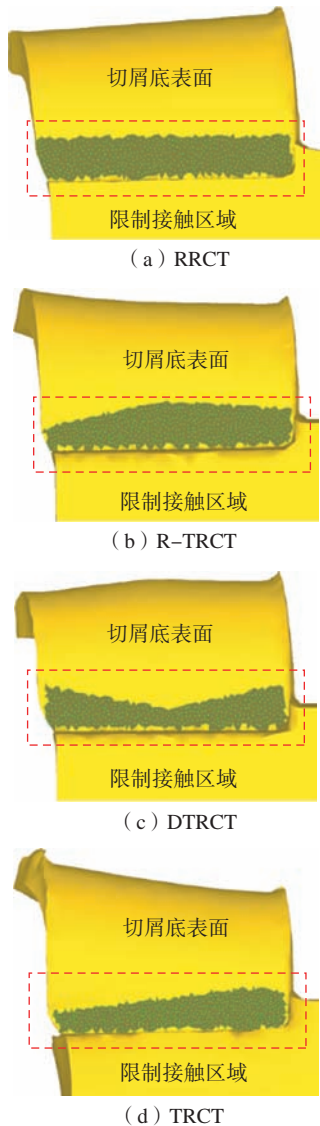


图 16 在切削过程中不同限制接触刀具在切屑根部所产生的刀-屑接触区域
Fig.16 Tool-chip contact area at chip root produced by different restricted contact tools

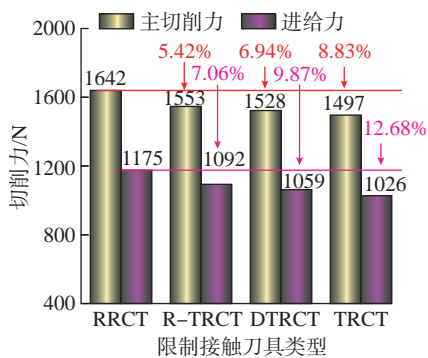


图 17 不同限制接触刀具切削过程中产生主切削力和进给力的对比结果
Fig.17 Results comparison of main cutting forces and feed forces generated by different restricted contact cutting tools

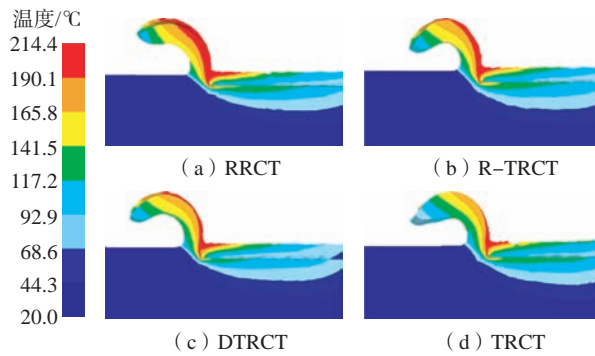


图 18 不同限制接触长度刀具产生的切削温度分布情况
Fig.18 Temperature distribution in restricted contact machining under different restricted contact cutting tools

对切削温度分布的影响,通过对比发现,相较于 RRCT,变限制接触长度刀具可明显减小工件上的高温区域,表明变限制接触长度刀具具有比传统限制接触刀具进一步降低切削热产生的优势。同时跟踪点处温度变化也证明了变限制接触长度刀具能减少已加工表面的温度,由图 19 可知,TRCT 在已加工表面上有最低的切削温度。而在相同理论限制接触面积下,由 TRCT 切削时跟踪点处温度值会比 DTRCT 的低,表明 TRCT 对已加工表面的热影响更小。这也表明了即使在理论接触面积相等的情况下,不同限制接触形状仍会对切削温度有较大影响。

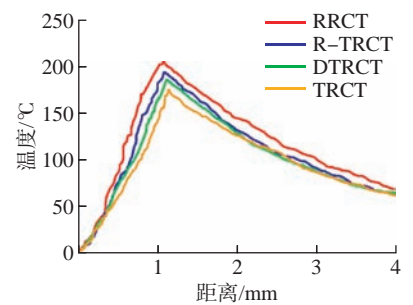


图 19 不同限制接触刀具对跟踪点的温度变化影响
Fig.19 Temperature variation of tracking points under different restricted contact cutting tools

此外,从刀具表面的温度分布也证明了限制接触形状对切削温度有重要影响。图 20 显示了不同限制接触刀具前刀面上的温度分布情况,可见,随着限制接触面积减小,前刀面上红色高温区域缩小,而限制接触形状的改变,也会让前刀面上的高温区域产生变化,证实了限制接触形状不光对加工区域的温度产生影响,而且对前刀面上温度的分布也有着重要意义。

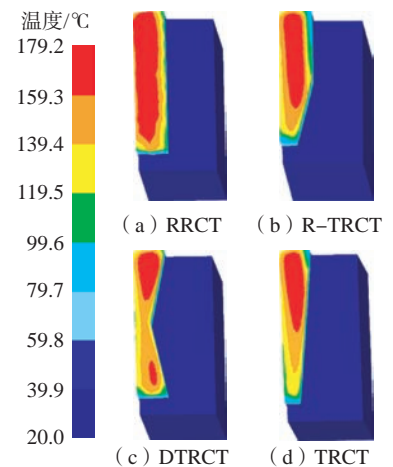


图 20 不同限制接触刀具前刀面上的温度分布情况
Fig.20 Temperature variation on tool rake face for different restricted contact cutting tools

3.3.4 剪切角

图 21 展示了不同限制接触刀具在切削过程中的剪切角。可知,变限制接触刀具的剪切角大于 RRCT,表

明变限制接触结构相比传统限制接触结构能增大剪切角,减小材料变形程度,有助于切削力减小,这能够通

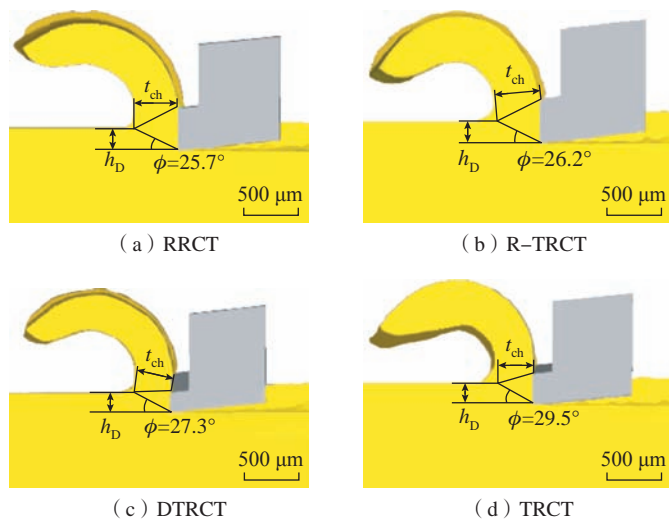


图 21 不同限制接触刀具切削过程的剪切角

Fig.21 Shear angle of cutting process employing different restricted contact cutting tools

过图 17 中变限制接触刀具与传统限制接触刀具切削力的对比得到验证,揭示了变限制接触刀具减小切削力作用的内在机理。

利用式(3)对剪切角进一步分析,当前角相同时,剪切角的变化与摩擦角有关。由此可以推断变限制接触结构通过减小摩擦角,使得剪切角增大,切削性能得到改善。摩擦角的减小说明变限制接触切削的刀-屑间摩擦情况优于传统限制接触切削,可由图 20 中的结果证实。图 20 中变限制接触刀具的红色高温区域要明显小于传统限制接触刀具,表明变限制接触结构能减小刀具表面的温度,优化刀-屑间摩擦接触环境,减小切削热。

另一方面,在变限制接触刀具中,TRCT 的剪切角最大,其对应的摩擦角最小,表明 TRCT 的变限制结构更有利于改善切削性能和刀-屑间摩擦情况,以及 TRCT 限制接触形状的设计更合理。

4 切削试验验证

4.1 切削力

在前文通过有限元模型分析了变限制接触长度刀具对切削性能的

改善作用,本节将通过试验继续对不同刀具的切削性能进行分析。图 22 展示了在切削速度 79.2 m/min、进给量 0.2 mm/r、切削深度 2 mm 时不同刀具产生的主切削力和进给力。

对比分析后可以发现,在相同切削参数下,限制接触刀具产生的主切削力和进给力均明显小于普通刀具,表明限制接触结构能有效减小切削力。相较于普通刀具,限制接触刀具的主切削力能减小 14.37%~27.01%,进给力能减小 22.3%~36.69%,这主要归结于限制接触结构对切削性能和刀-屑间摩擦特性的改善。结合实际切削试验和上述仿真结果,不同限制接触刀具切削力分量的仿真和试验结果呈现出一致的变化趋势,表明有限元仿真结果与实际切削试验结果比较接近,有限元仿真能有效反映实际切削中的现象规律,使得有限元分析结论具备指导实际切削的价值。另一方面,相比于传统限制接触刀具,变限制接触长度刀具产生的主切削力和进给力更小,且刀具的理论接触面积越小,切削力分量减小幅度越大,表明理论接触面积是影响限制接触作用的重要因素。而在相同理论接触面积下,

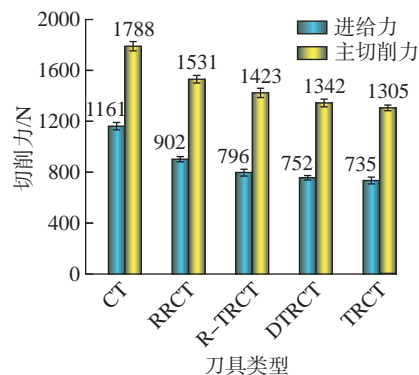


图 22 不同刀具产生的切削力分量

Fig.22 Cutting force components for different cutting tools

TRCT 比 DTRCT 能更有效地减小主切削力和进给力,表明限制接触形状也会对限制接触作用产生影响。相比于切削试验中的其他刀具,TRCT 的切削力分量最小,说明梯形限制接触形状减小切削力的效果最好,为后续限制接触形状设计提供参考依据。

4.2 切削温度

不同限制接触形状除了对切削力分量和摩擦性能有重要影响外,对切削温度的降低也有重要意义。图 23 显示了不同刀具在切削过程中的红外热成像图,可以发现普通刀具在加工过程中产生的温度明显高于限制接触刀具产生的温度。普通刀具、传统限制接触刀具、变限制接触刀具的最高切削温度依次降低,且高温区域的面积也依次减小,这与图 18 切削仿真的工件温度分布和图 19 的跟踪点的最高温度变化规律一致,由此证明了限制接触切削模型仿真结果的准确性。

5 结论

本文建立了普通刀具、传统限制接触刀具、变限制接触长度刀具的切削仿真模型,通过切削力和切削温度分析了限制接触刀具在切削过程中的作用,并辅以切削试验进行验证,获得了切削参数(切削速度和切削厚

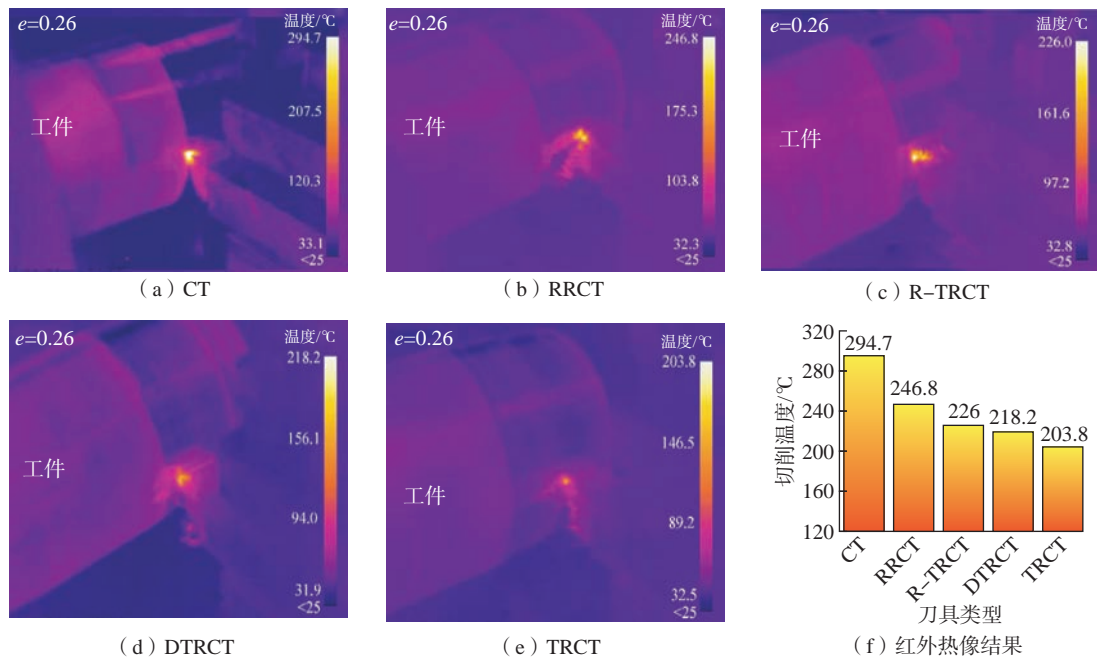


图 23 普通刀具与限制接触刀具切削过程中红外热成像及红外热像结果 ($v=79.2 \text{ m/min}$, $v_f=0.2 \text{ mm/r}$, $a_p=2 \text{ mm}$)
 Fig.23 Infrared thermography of conventional tool and restricted contact tools and infrared thermal imager results
 ($v=79.2 \text{ m/min}$, $v_f=0.2 \text{ mm/r}$, $a_p=2 \text{ mm}$)

度)、限制接触长度、限制接触形状与切削热力特性之间的关系,得出的结论如下。

(1)通过对不同切削参数的有限元仿真结果分析,发现在一定切削参数下普通切削的刀-屑接触长度越长,限制接触切削减小接触长度的作用越明显,切削力和切削温度减小幅度越大。对于不同限制接触刀具,随着限制接触长度和理论限制接触面积减小,切削力减小,切削温度降低。

(2)限制接触刀具能通过改善刀-屑接触的摩擦条件来影响加工过程中刀具的切削力和刀-屑接触面的切削热,从而达到改善切削性能的目的。

(3)基于仿真结果和切削试验,研究了限制接触形状对切削热力特性影响,在4种限制接触形状中,理论限制接触面积越小,切削力越小,切削温度越低;具有相同理论限制接触面积时,TRCT的切削力最小,

切削温度最低。考虑到更小的切削力和切削温度有利于提高切削性能、改善刀-屑间接摩擦,减少刀具磨损和延长刀具寿命,TRCT的限制接触形状更合理。

(4)本文通过建立有限元切削仿真模型,获得了与切削试验结果规律较吻合的模拟结果,探明了限制接触刀具改善切削性能的作用机理,为变限制接触长度刀具结构设计优化以及刀具匹配切削参数的选择提供了重要参考依据。

参考文献

- [1] SAHLAOUI H, SIDHOM H. Experimental investigation and analytical prediction of σ -phase precipitation in AISI 316L austenitic stainless steel[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2013, 44(7): 3077-3083.
- [2] CHUI P F, SUN K N, SUN C, et al. Effect of surface nanocrystallization induced by fast multiple rotation rolling on hardness and corrosion behavior of 316L stainless steel[J]. Applied Surface Science, 2011, 257(15): 6787-

6791.

- [3] 肖纪美. 不锈钢的金属学问题[M]. 2版. 北京: 冶金工业出版社, 2006.

XIAO Jimei. Metallographic problems of stainless steel[M]. 2nd ed. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2006.

[4] HAKAMI F, PRAMANIK A, BASAK A K. Tool wear and surface quality of metal matrix composites due to machining: A review[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2017, 231(5): 739-752.

[5] DUAN R, DENG J X, LEI S T, et al. Effect of derivative cutting on machining performance of micro textured tools[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2019, 45: 544-556.

[6] LIU Y Y, DENG J X, WU F F, et al. Wear resistance of carbide tools with textured flank-face in dry cutting of green alumina ceramics[J]. Wear, 2017, 372-373: 91-103.

[7] GUO X H, HUANG Q, WANG C D, et al. Effect of magnetic field on cutting performance of micro-textured tools under Fe_3O_4 nanofluid lubrication condition[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2022, 299:

117382.

[8] KLOPSTOCK H. Recent investigations in turning and planing and a new form of cutting tool[J]. Transactions of the ASME, 1925, 47: 345–377.

[9] SADIK M I, LINDSTRÖM B. The effect of restricted contact length on tool performance[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1995, 48(1–4): 275–282.

[10] ZOU Z F, HE L, JIANG H W, et al. Development and analysis of a low-wear micro-groove tool for turning Inconel 718[J]. Wear, 2019, 420–421: 163–175.

[11] DENG W J, LI Q, LI B L, et al. Study on the cutting force of cylindrical turning with novel restricted contact tools[J]. International

Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 69(5–8): 1625–1638.

[12] MA J, GE X, DUONG N H, et al. Numerical investigation of restricted contact cutting tool in machining of AISI 1045 steel[J]. International Journal of Manufacturing Research, 2015, 10(2): 147–161.

[13] UMBRELLO D, M' SAOUBI R, OUTEIRO J C. The influence of Johnson-Cook material constants on finite element simulation of machining of AISI 316L steel[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2007, 47(3–4): 462–470.

[14] 张嘉阳. 挤出切削法制备金属翅片的工艺及机理[D]. 广州: 华南理工大学, 2019.

ZHANG Jiayang. Process and mechanism of extrusion cutting for the preparation of metal fins[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2019.

[15] SADIK M I, LINDSTRÖM B. The role of tool-chip contact length in metal cutting[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1993, 37(1–4): 613–627.

[16] MERCHANT M E. Mechanics of the metal cutting process. I. orthogonal cutting and a type 2 chip[J]. Journal of Applied Physics, 1945, 16(5): 267–275.

通讯作者: 庞学勤, 博士, 主要研究方向为精密加工及制造、现代加工技术及质量控制。

Simulation and Experiment Research of Force and Thermal Characteristics on Restricted Contact Cutting

LI Zizhao, DENG Wenjun, PANG Xueqin

(South China University of Technology, Guangzhou 510641, China)

[ABSTRACT] 316L austenitic stainless steel is widely used in aerospace because of its excellent mechanical properties and corrosion resistance. However, work hardening and harsh tool-chip contact environments lead to decreased tool life and machining efficiency. In this paper, finite element simulation and cutting experiments of restricted contact cutting were constructed to explore the effect of restricted contact tools on the force and thermal characteristics of the machining process. The effect of cutting and restricted contact parameters was investigated through the establishment of the finite element simulation model of restricted contact cutting, and the action mechanism of variable restricted contact structure was clarified. It indicated that the variable-length restricted contact structure can effectively reduce the cutting force and temperature and improve the cutting performance, among which the trapezoidal restricted contact structure has the best effect on improving cutting performance. The result, which was validated by cutting experiments and proved the reliability of the finite element simulation, offers the basis for optimizing the structure of the restricted contact tool.

Keywords: Restricted contact cutting; Variable-length restricted contact tool; Finite element simulation; 316L austenitic stainless steel; Force and thermal characteristics

(责编 古系)

引文格式: 江磊, 张越新凯, 梁彬, 等. 面向五轴数控加工仿真的机床运动位姿算法研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 47-55.

JIANG Lei, ZHANG Yuexinkai, LIANG Bin, et al. Research on motion position and attitude algorithm of machine tool for five-axis CNC machining simulation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 47-55.

面向五轴数控加工仿真的机床运动位姿算法研究*

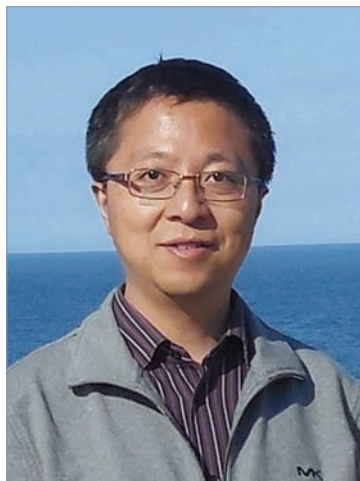
江磊, 张越新凯, 梁彬, 丁国富

(西南交通大学, 成都 610031)

[摘要] 数控加工仿真是制造业发展过程中数字化与智能化的集中体现, 然而现有研究在机床运动位姿计算精度上还存在不足, 如未考虑数控系统指令模式、加减速控制以及机床几何误差等约束条件。针对上述问题, 本文对五轴机床仿真运动算法进行研究, 首先对五轴数控机床拓扑结构、模型和坐标系进行了完整定义, 在此基础上探索了基于数控系统指令模式的刀具轨迹仿真密化以及相应的时间标记计算方法, 并结合五轴数控机床几何误差模型, 得到了更符合实际几何状态的机床模型运动位姿。通过对仿真机床实例的拓扑结构建模、刀位轨迹仿真密化以及机床模型位姿计算, 对所提出的机床运动位姿算法进行了验证, 证明该算法的可行性和有效性。

关键词: 五轴数控机床; 加工仿真; 刀位轨迹; 运动位姿; 运动算法

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.047



江磊

副教授, 博士, 主要研究方向为数控机床精度控制、轨迹计算和加工仿真。

数控加工仿真技术依赖于多种先进技术的交叉集成, 通过计算机技术与虚拟现实技术建立加工仿真环境, 结合数控技术与运动算法实现仿

真机床的运动控制。由于数控加工仿真技术可实现机床加工状态的预先分析与工艺优化, 并且五轴数控加工由于刀具位姿和机床运动的动态可变, 因此五轴数控机床加工仿真技术的应用需求愈加迫切。

数控加工仿真技术包括三维仿真引擎、模型切削算法以及机床运动位姿计算等。针对三维仿真引擎, 现有的研究主要围绕于 Dixel 表达法^[1-2]、离散矢量求交法^[3]、三角面片离散法^[4]等仿真引擎算法展开, 并成功搭建了图形学仿真环境。围绕模型切削算法, 目前的研究主要针对布尔运算^[5]、四叉树表达法^[6]、八叉树表达法^[7]等, 实现了对模型体的高精度切削仿真。而在机床运动位姿计算方面, Bohez^[8]、彭健钧^[9]、肖通^[10]等对五轴数控机床刀具运动仿真算法进行了研究, 采用刀具扫描体的方式表达刀具运动轨迹, 但未能对

综上所述, 数控加工仿真技术在三维仿真引擎与模型切削算法方面已形成较为完整的技术体系, 但在机床运动位姿计算上还存在精度不足, 如未考虑数控系统指令模式、加减速控制以及机床几何误差等约束条件。针对上述问题, 本文基于五轴机床拓扑结构, 重点考虑仿真空间中对于刀具运动轨迹密化计算与时间标记计算, 并引入五轴数控机床运动轴几何误差参数, 研究机床仿真模型实际位姿变换矩阵, 保证机床仿真运动过程的准确性。

1 五轴数控机床仿真运动位姿计算流程

五轴数控机床仿真运动位姿计算方法主要用于对机床仿真运动过程的精确控制, 其实现需要借助于对机床仿真拓扑结构定义、刀具位姿仿真密化计算与机床部件运动位姿计算。计算流程如图 1 所示。

* 基金项目: 四川省重点研发计划(23ZDYF0244)。刀具仿真运动轨迹进行精确表达。

(1) 五轴数控机床仿真拓扑结构定义。

五轴数控机床运动结构可视为3个平动进给轴与2个转动进给轴的串联运动形式,共同实现刀具相对工件的位姿变化。为了实现仿真机床建模,将机床运动轴定义为运动节点和与之固联的几何模型,以及依附于其节点坐标系、模型坐标系、编程坐标系等。

(2) 基于数控系统的刀具位姿仿真密化。

为了实现基于NC程序驱动的加工仿真过程,需要按照机床数控系统规则,从NC程序中提取机床运动数据。但是,目前NC程序段中的运动数据均为低密度的离散数据,若直接使用不仅将导致无法形成连续的仿真运动过程,而且运动轨迹与真实机床运动过程存在较大的偏差。因此,需要将机床运动数据转换为刀具位姿数据,并进行仿真密化计算、时间标记计算与转动轴转角计算,从而获得较为平滑的机床模型运动数据。

(3) 基于仿真坐标系的机床模型运动位姿计算。

以平滑后的机床模型运动数据与机床拓扑结构为基础,推导机床仿真运动传递关系,获得机床模型理论位姿计算方法,结合机床实际运动轴几何误差项,获得机床模型实际位姿计算方法。

2 五轴数控机床仿真拓扑结构定义

2.1 拓扑结构定义

数控机床运动系统是由夹具、工作台、床身、各进给轴、刀具等组成的具有精密运动控制的复杂机械系统^[11]。由刚体的多体运动学理论可知,五轴数控机床的每个运动部件均可简化为对应的拓扑节点^[12]。拓扑节点分为运动型与功能型(即主轴、刀具、夹具、毛坯、工件、床身等)两种,其中运动型拓扑节点可进一

步分为平动型(即机床X、Y、Z平动轴)与转动型(即机床A、B、C转动轴)。在进行机床仿真运动位姿计算时,为了描述机床运动的层级传递关系,定义机床床身节点层次为0级,其余节点按联接关系依次进行层次编号,直到刀具和毛坯节点结束,形成机床床身到工件和机床床身到刀具的两条单向运动链。以拓扑结构为WYXZCAT的五轴数控机床为例,其拓扑结构如图2所示。

2.2 机床模型定义

机床模型为数控机床部件在仿真空间中的几何映射^[13],仿真机床

通常使用三维模型导入(如stl、igs等格式的三维模型文件)或者参数化建模的方式构建。虽然实际上机床结构复杂,但是很多机床部件(如液压部件、机床外壳等)并没有直接参与加工仿真中的工件切除,可在不丢失仿真功能精度的条件下对机床模型进行简化。因此,可将数控机床仿真模型简化为运动轴模型、主轴模型、刀具模型、毛坯模型以及工作台模型等,模型实例如图3(a)所示。模型的位姿依附于对应的拓扑节点,并随节点位姿变化而变化。可以通过机床模型外表面的几何特征参数

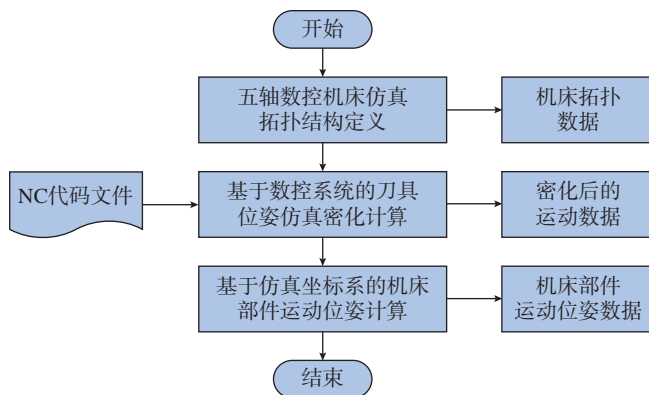


图1 五轴数控机床仿真运动位姿计算流程

Fig.1 Calculation flow of simulation movement position and attitude of five-axis CNC machine tool

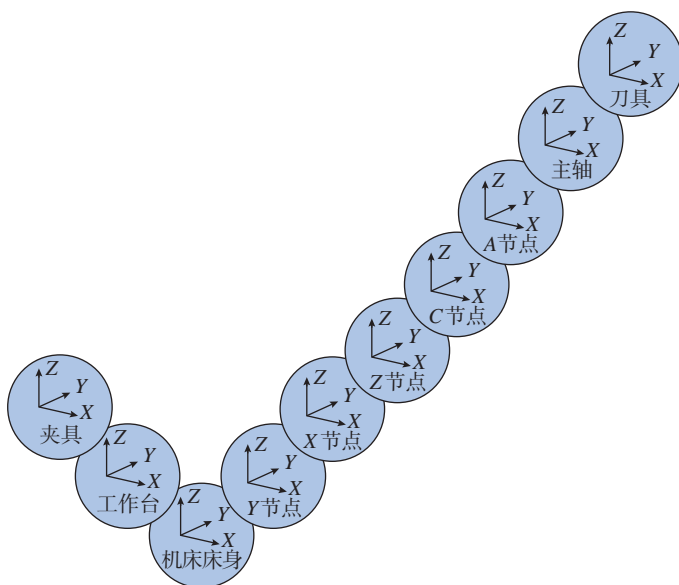


图2 五轴数控机床拓扑结构(以WYXZCAT为例)

Fig.2 Topology structure of five-axis CNC machine tool (take WYXZCAT as an example)

对加工过程进行碰撞干涉检测,模型表面特征如图3(b)所示。

2.3 机床仿真坐标系定义

按照右手直角笛卡尔坐标系的定义规则,定义下列坐标系,并通过坐标系的原点和坐标轴矢量表达其空间位姿关系。

(1) 仿真坐标系定义。

为了在仿真实空中准确统一地描述机床运动,定义固定在仿真实空内的仿真坐标系SCS,定义点 O_{SCS} 为其坐标系原点,矢量 $V_{X,SCS}$ 、 $V_{Y,SCS}$ 、 $V_{Z,SCS}$ 表达其坐标轴方向。仿真坐标系位姿参数数据如表1所示。

(2) 编程坐标系定义。

为了实现在NC驱动下的机床仿真运动与实际运动的一致性,满足机床加工工艺要求,定义编程坐标系PCS,其也为刀具位姿仿真化计算的坐标基准。定义点 O_{PCS} 为其坐标系原点,矢量 $V_{X,PCS}$ 、 $V_{Y,PCS}$ 、 $V_{Z,PCS}$ 表达其坐标轴方向。编程坐标系位姿参数数据如表2所示。

(3) 节点坐标系定义。

为了准确描述拓扑节点的坐标和方向,在节点上固联对应的节点坐标系NCS。以平动轴节点X为例,定义点 $O_{X,NCS}$ 为其坐标系原点,矢量 $V_{X,X,NCS}$ 、 $V_{X,Y,NCS}$ 、 $V_{X,Z,NCS}$ 表达其坐标轴方向。平动轴节点X坐标系位姿参数数据如表3所示。其他节点坐标系定义与之类似,不再赘述。

(4) 模型坐标系定义。

为了准确描述机床各模型的坐标和方向,在模型上固联对应的模型坐标系UCS。在同一节点下可包含多个模型,需对其进行编号。以平动轴节点X下的第 n 个模型为例,定义点 $O_{X,n,UCS}$ 为其坐标系原点,矢量 $V_{X,X,n,UCS}$ 、 $V_{Y,X,n,UCS}$ 、 $V_{Z,X,n,UCS}$ 表达其坐标轴方向。平动轴节点第 n 个模型的模型坐标系位姿参数数据如表4所示。其他模型坐标系定义与之类似,不再赘述。

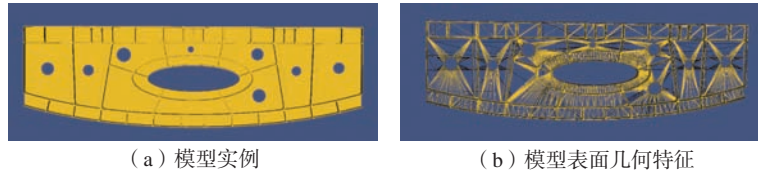


图3 机床模型实例

Fig.3 Example of machine tool model

表1 仿真坐标系位姿数据

Table 1 Simulated coordinate system position and attitude data

| 位姿名称 | 位姿参数 | 位姿数据 |
|-------|-------------|---------|
| 坐标系原点 | O_{SCS} | (0,0,0) |
| X轴矢量 | $V_{X,SCS}$ | (1,0,0) |
| Y轴矢量 | $V_{Y,SCS}$ | (0,1,0) |
| Z轴矢量 | $V_{Z,SCS}$ | (0,0,1) |

表2 编程坐标系位姿数据(基于仿真坐标系)

Table 2 Programmatic coordinate system position and attitude data (based on a simulated coordinate system)

| 位姿名称 | 位姿参数 | 初始位姿数据 |
|-------|-------------|---------|
| 坐标系原点 | P_{PCS} | (0,0,0) |
| X轴矢量 | $V_{X,PCS}$ | (1,0,0) |
| Y轴矢量 | $V_{Y,PCS}$ | (0,1,0) |
| Z轴矢量 | $V_{Z,PCS}$ | (0,0,1) |

表3 平动轴X节点坐标系位姿数据(基于仿真坐标系)

Table 3 Position and attitude data of translation axis X node coordinate system (based on a simulated coordinate system)

| 位姿名称 | 位姿参数 | 初始位姿数据 |
|-------|---------------|---------|
| 坐标系原点 | $O_{X,NCS}$ | (0,0,0) |
| X轴矢量 | $V_{X,X,NCS}$ | (1,0,0) |
| Y轴矢量 | $V_{X,Y,NCS}$ | (0,1,0) |
| Z轴矢量 | $V_{X,Z,NCS}$ | (0,0,1) |

表4 平动轴X节点模型坐标系位姿数据(基于仿真坐标系)

Table 4 Position and attitude data of translation axis X node model coordinate system (based on a simulated coordinate system)

| 位姿名称 | 位姿参数 | 初始位姿数据 |
|-------|-----------------|---------|
| 坐标系原点 | $P_{X,n,UCS}$ | (0,0,0) |
| X轴矢量 | $V_{X,X,n,UCS}$ | (1,0,0) |
| Y轴矢量 | $V_{Y,X,n,UCS}$ | (0,1,0) |
| Z轴矢量 | $V_{Z,X,n,UCS}$ | (0,0,1) |

3 基于数控系统的刀具轨迹仿真密化计算

不同数控系统的刀位轨迹插补算法存在差异,并且同一数控系统也存在不同插补模式。以西门子 840D 五轴数控系统为例,其 G01 指令存在线性插补 ORIAxes、大圆插补 ORIVECT、锥面插补 ORICONCW 3 种模式。为了确保机床仿真运动的准确性,需在 NC 程序离散的位姿数据基础上,对不同数控运动指令的刀具位姿进行密化。本文以 G01 指令的大圆插补模式为例,说明刀具轨迹仿真密化的计算流程。

3.1 刀具轨迹仿真密化计算流程

刀具位姿仿真密化计算分为 NC 程序解析、密化次数计算、刀具轨迹仿真密化位姿计算增减内容、刀具轨迹仿真密化时间标记计算与机床转动轴转角计算 5 个步骤,其流程如图 4 所示。

(1) NC 程序解析。

根据西门子 840D 数控系统定义,NC 程序的指令包括各种功能字符与运动数据。由于仿真密化计算仅对 NC 程序中的运动数据进行处理,故需对运动数据进行提取,称该

过程为 NC 程序解析。

(2) 密化次数计算。

定义刀位点间的密化间距 λ 和刀轴间的密化转角 φ 。将密化位姿计算精度值作为输入项,对密化间距 λ 和密化转角 φ 进行等分,将两者等分次数进行比较,更大值即为密化次数 q 。

(3) 刀具轨迹仿真密化位姿计算。

通过机床多体运动学计算方式,将 NC 运动数据转变为刀轴矢量数据,并在此基础上进行刀位坐标和刀轴矢量的密化计算,得到密化后的刀具位姿数据。

(4) 刀具轨迹仿真密化时间标记计算。

通过 S 型加减速控制对密化后的刀具位姿数据进行运动规划,建立密化后运动数据与运动时间的关系,获得刀具轨迹仿真密化时间标记。

(5) 机床转动轴转角计算。

将密化后的刀轴矢量通过机床多体运动学逆运算,得到密化后的刀轴矢量对应的机床转动轴转角。

3.2 刀具轨迹仿真密化位姿计算

在完成 NC 程序解析和密化次数计算的基础上,结合大圆插补

ORIVECT 所具备的扇形刀具轨迹特征,完成对刀轴矢量与刀尖点坐标的密化计算。

(1) 刀轴矢量转换。

设 NC 程序解析得到的第 m 行程序的转角数据为 C_m 、 A_m ,则该程序转角数据的目标刀轴矢量为

$$V_{PCS_m} = \begin{bmatrix} i_m \\ j_m \\ k_m \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos C_m & -\sin C_m & 0 & 0 \\ \sin C_m & \cos C_m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

(2) 刀轴矢量与坐标密化计算。

根据第 m 行与第 $m-1$ 行刀轴矢量 V_{PCS_m} 、 $V_{PCS_{m-1}}$ 及密化次数 q ,可得到刀具位姿仿真密化过程中的刀轴矢量递增角度为

$$\theta = \arccos \left(\frac{V_{PCS_{m-1}} \cdot V_{PCS_m}}{|V_{PCS_{m-1}}| |V_{PCS_m}|} \right) / q \quad (2)$$

根据递增角度 θ 进行刀轴矢量密化计算,可得第 m 行 NC 程序运动数据的第 t 段刀轴矢量密化结果为

$$V_{PCS_{m,t}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cos \theta + (1 - \cos \theta) \begin{bmatrix} i_m \\ j_m \\ k_m \end{bmatrix} [i_r \ j_r \ k_r] + \sin \theta \begin{bmatrix} 0 & -k_r & j_r \\ k_r & 0 & -i_r \\ -j_r & i_r & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_m \\ j_m \\ k_m \end{bmatrix} \quad (3)$$

设 NC 程序解析得到的第 m 行与第 $m-1$ 行程序的刀尖点数据为 (X_m, Y_m, Z_m) 与 $(X_{m-1}, Y_{m-1}, Z_{m-1})$,得到密化后的第 t 段刀尖点坐标为

$$P_{PCS_{m,t}} = (P_{PCS_m} - P_{PCS_{m-1}}) / q \quad (4)$$

3.3 刀具轨迹仿真密化时间标记计算

不同的数控系统对于刀具轨迹

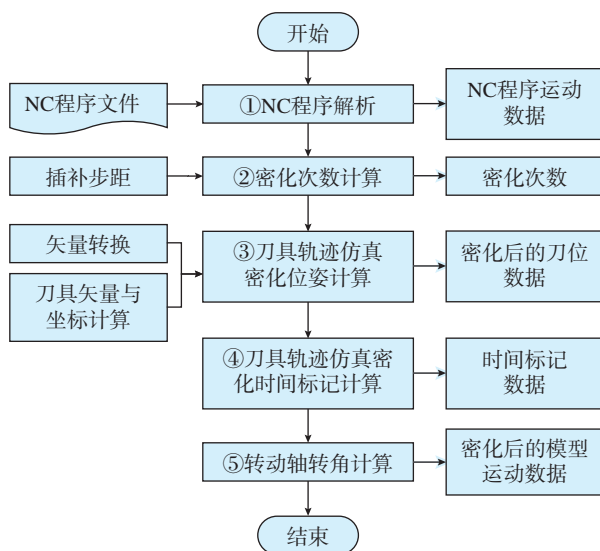


图 4 刀具位姿仿真密化计算流程

Fig.4 Tool position and attitude simulation densification calculation process

控制,不仅包括刀具位姿控制,而且还包括刀具进给加减速控制。为了准确对刀具轨迹运动过程进行仿真,将根据数控系统的加减速控制策略,在刀具密化位姿计算的结果上完成对应的时间标记计算。S型加减速控制是一种数控系统比较常见的控制策略^[14],本文以常用的S型加减速为例说明具体的计算过程。

将S型加减速简化为变加速段、匀速段、变减速段3个阶段。根据第 m 行NC程序起止刀具位姿数据,其在3个阶段的位移量与运动速度关系可表达为

$$S_{PCS_m} = \begin{cases} S_{PCS_{m-1}} = \frac{F + v_{PCS_s}}{2} T_{PCS_{m-1}} \\ S_{PCS_{m-3}} = \frac{F + v_{PCS_e}}{2} T_{PCS_{m-3}} \\ S_{PCS_{m-2}} = F \cdot T_{PCS_{m-2}} - \\ \quad (S_{PCS_{m-1}} + S_{PCS_{m-3}}) \end{cases} \quad (5)$$

式中, S_{PCS_m} 为第 m 行起止点的距离; $S_{PCS_{m-1}}$ 、 $S_{PCS_{m-2}}$ 、 $S_{PCS_{m-3}}$ 为第 m 行密化后的变加速段、匀速段、变减速段的位移量; F 为指令进给速度; v_{PCS_s} 为程序起始速度; v_{PCS_e} 为程序终止速度; $T_{PCS_{m-1}}$ 、 $T_{PCS_{m-2}}$ 、 $T_{PCS_{m-3}}$ 为第 m 行密化后的变加速段、匀速段、变减速段的运动时间。

进一步可得第 m 行密化后的刀具位姿在3个阶段所对应的整体运动时间为

$$T_{PCS_m} = \begin{cases} T_{PCS_{m-1}} = \frac{F - v_{PCS_s}}{a_{PCS}} \\ T_{PCS_{m-2}} = \frac{S_{PCS_{m-2}}}{F} \\ T_{PCS_{m-3}} = \frac{F - v_{PCS_e}}{a_{PCS}} \end{cases} \quad (6)$$

式中, a_{PCS} 为仿真运动加速度。

定义刀具每段密化位姿在第 m 行的时间标记 $t_{PCS_{m,t}}$,根据刀具密化位姿在不同的加减速阶段,可得

$$t_{PCS_{m,t}} = \begin{cases} (2T_{PCS_{m-1}} - 2) \times \\ \quad \arcsin\left(\frac{S_{PCS_{m,t}} - S_{PCS_{m-1}}}{S_{PCS_{m-1}}}\right) + \pi T_{PCS_{m-1}} \\ T_{PCS_{m-1}} + \frac{(S_{PCS_{m,t}} - S_{PCS_{m-1}})}{F} \\ T_{PCS_{m-1}} + T_{PCS_{m-2}} + \left(\frac{2T_{PCS_{m-3}}}{\pi}\right) \times \\ \quad \arcsin\left(\frac{S_{PCS_{m,t}} - S_{PCS_{m-3}}}{S_{PCS_{m-3}}}\right) \end{cases} \quad (7)$$

4 基于仿真坐标系的机床模型位姿计算

4.1 机床模型理论位姿计算

为准确描述机床仿真运动,采用齐次坐标变换矩阵计算各节点相对初始状态的位姿变化量,其中平动轴节点运动变换矩阵如式(8)~(10)所示。

$$T_{M(X)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & SX_{PCS_{m,t}} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$T_{M(Y)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & SY_{PCS_{m,t}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$T_{M(Z)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & SZ_{PCS_{m,t}} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中, $SX_{PCS_{m,t}}$ 、 $SY_{PCS_{m,t}}$ 、 $SZ_{PCS_{m,t}}$ 为第 m 行第 t 段密化后平动轴运动量;M为平移运动。转动轴节点运动变换矩阵如式(11)~(13)所示。

$$T_{R(A)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_{A_NCS} \\ 0 & 1 & 0 & y_{A_NCS} \\ 0 & 0 & 1 & z_{A_NCS} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos A_{PCS_{m,t}} & -\sin A_{PCS_{m,t}} & 0 \\ 0 & \sin A_{PCS_{m,t}} & \cos A_{PCS_{m,t}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -x_{A_NCS} \\ 0 & 1 & 0 & -y_{A_NCS} \\ 0 & 0 & 1 & -z_{A_NCS} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$T_{R(B)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_{B_NCS} \\ 0 & 1 & 0 & y_{B_NCS} \\ 0 & 0 & 1 & z_{B_NCS} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \cos B_{PCS_{m,t}} & 0 & \sin B_{PCS_{m,t}} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin B_{PCS_{m,t}} & 0 & \cos B_{PCS_{m,t}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -x_{B_NCS} \\ 0 & 1 & 0 & -y_{B_NCS} \\ 0 & 0 & 1 & -z_{B_NCS} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$T_{R(C)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_{C_NCS} \\ 0 & 1 & 0 & y_{C_NCS} \\ 0 & 0 & 1 & z_{C_NCS} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \cos C_{PCS_{m,t}} & -\sin C_{PCS_{m,t}} & 0 & 0 \\ \sin C_{PCS_{m,t}} & \cos C_{PCS_{m,t}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -x_{C_NCS} \\ 0 & 1 & 0 & -y_{C_NCS} \\ 0 & 0 & 1 & -z_{C_NCS} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中, $A_{PCS_{m,t}}$ 、 $B_{PCS_{m,t}}$ 、 $C_{PCS_{m,t}}$ 为第 m 行第 t 段密化后转动轴运动量; R 为旋转运动。

根据节点的拓扑层级,借助节点运动变换矩阵表达各拓扑结构节点的位姿传递关系,可得机床模型理论位姿计算的运动变换矩阵,如表5所示。

4.2 考虑几何误差的机床模型实际位姿计算

为了进一步提高仿真机床运动与实际机床运动的一致性,在仿真机床模型理论位姿计算的基础上,

引入实际机床几何误差项。参考五轴数控机床几何误差项的详细描述^[15-17],定义机床运动型节点的误差矩阵分别 $T_{M(X)_e}$ 、 $T_{M(Y)_e}$ 、 $T_{M(Z)_e}$ 、 $T_{R(A)_e}$ 、 $T_{R(B)_e}$ 和 $T_{R(C)_e}$,根据机床模型理论位姿计算矩阵,可得仿真机床模型的实际位姿计算变换矩阵如表 5 所示。

5 应用验证

本文以拓扑结构为 WYXZCAT 的大型龙门式五轴数控机床为例进行仿真验证。为了简化节点建模过程,各节点坐标系坐标轴矢量均与仿真坐标系相同,如表 6 所示。

为了简化模型建模过程,实例中的各节点只附属 1 个模型。根据机床的具体结构关系,对各模型坐标系进行了调整。调整后的机床模型位姿参数如表 7 所示。模型位姿调整实例如图 5 所示。

对某 NC 程序进行解析,程序部分示例如图 6 所示。

提取 NC 程序中未密化的仿真运动数据,进行刀轴矢量转换与密化次数计算,获得密化次数 q 为 100 次,进行刀具轨迹位姿仿真密化计算,密化结果如图 7 所示。

设定进给速度 F 为 1000 mm/min,程序起始速度 v_{PCS_s} 与程序终止速度 v_{PCS_e} 为 0,仿真运动加速度 a_{PCS} 为 500 mm/s²,并进行仿真密化时间标记计算与转动轴转角计算,其计算结果如图 8 所示。

基于密化后的机床仿真运动数据,结合表 5 中机床模型理论位姿计算方法,得到机床模型理论位姿数据如表 8 所示。

依据所测量的五轴数控机床运动轴几何误差数据,结合机床模型实际位姿变换矩阵,可得到机床模型实际位姿数据,如表 9 所示。

表 5 机床模型理论位姿和实际位姿计算变换矩阵(以机床拓扑结构 WYXZCAT 为例)
Table 5 Transformation matrix for calculating theoretical and actual position and attitude of machine tool model (take WYXZCAT as an example for machine tool topology)

| 节点名称 | 所属节点的模型位姿计算变换矩阵 | |
|------|-----------------------------|---------------------------------------|
| | 理论位姿 | 实际位姿 |
| Y | $T_{T1,Y}=T_{M(Y)}$ | $T_{T1,Y}=T_{M(Y)_e}T_{M(Y)}$ |
| X | $T_{T2,X}=T_{M(X)}T_{T1,Y}$ | $T_{T2,X}=T_{M(X)_e}T_{M(X)}T_{T1,Y}$ |
| Z | $T_{T3,Z}=T_{M(Z)}T_{T2,X}$ | $T_{T3,Z}=T_{M(Z)_e}T_{M(Z)}T_{T2,X}$ |
| C | $T_{T4,C}=T_{R(C)}T_{T3,Z}$ | $T_{T4,C}=T_{R(C)_e}T_{R(C)}T_{T3,Z}$ |
| A | $T_{T5,A}=T_{R(A)}T_{T4,C}$ | $T_{T5,A}=T_{R(A)_e}T_{R(A)}T_{T4,C}$ |
| S | $T_{T6,S}=T_{T5,A}$ | $T_{T6,S}=T_{T5,A}$ |
| T | $T_{T7,T}=T_{T6,S}$ | $T_{T7,T}=T_{T6,S}$ |

表 6 调整后的机床节点坐标系位姿参数(基于仿真坐标系)
Table 6 Adjusted position and attitude parameters of machine tool node coordinate system (based on simulation coordinate system)

| 节点名称 | 节点坐标系位置/mm | X轴矢量 | Y轴矢量 | Z轴矢量 |
|------|---------------------------|---------|---------|---------|
| Y | $O_{X_NCS} (0,0,0)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |
| X | $O_{Y_NCS} (0,0,0)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |
| Z | $O_{Z_NCS} (0,0,0)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |
| C | $O_{C_NCS} (0,0,2800)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |
| A | $O_{A_NCS} (0,-75,2800)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |

表 7 调整后的机床模型坐标系位姿数据
Table 7 Adjusted position and attitude data of machine tool model coordinate system

| 模型名称 | 模型坐标系位置/mm | X轴矢量 | Y轴矢量 | Z轴矢量 |
|-------|-------------------------------|---------|---------|---------|
| Y节点模型 | $P_{Y,1} (1575,-1500,6000)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |
| X节点模型 | $P_{X,1} (375,3100,2550)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |
| Z节点模型 | $P_{Z,1} (-1500,-1500,5000)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |
| C节点模型 | $P_{C,1} (-1500,-1500,-1300)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |
| A节点模型 | $P_{A,1} (1500,1575,1300)$ | (1,0,0) | (0,1,0) | (0,0,1) |

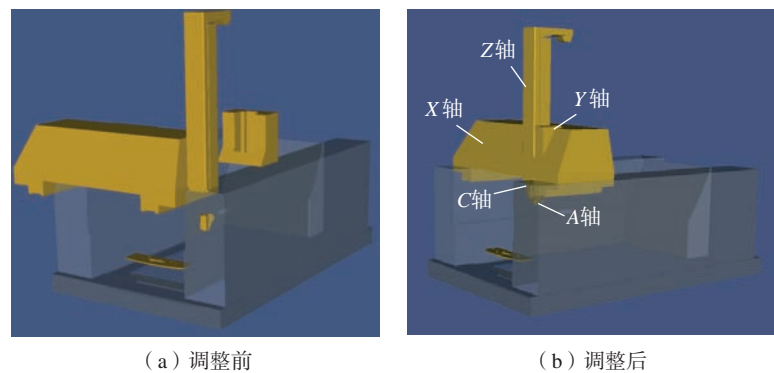


图 5 模型坐标系位姿调整前后对比
Fig.5 Position and attitude adjustment example of model coordinate system

```

N7 X -1320 Y -1320 Z 1000 A 0 C 0
N8 X -1100 Y -1100 Z 800 A 45.330289 C 0
N9 X -700 Y -700 Z 500 A 60.562182 C -33.005382
N10 X -300 Y -300 Z 400 A 84.379591 C -33.005382
N11 X -200 Y -200 Z 0 A 100.257863 C -33.005382
N12 X -100 Y -100 Z -500 A 47.330289 C -33.005382
N13 X 0 Y 0 Z -1000 A 112.166567 C -33.005382
N14 X 1000 Y 1000 Z 0 A 122.090487 C -33.005382
N15 X 350 Y 458 Z -1000 A 138.630354 C -33.005382
N16 X 500 Y 769 Z -920 A 153.847032 C -33.005382
N17 X 400 Y 879 Z -1100 A 167.74052 C -33.005382
N18 X 250 Y 957 Z -880 A 183.618792 C -33.005382
N19 X 600 Y 1112 Z -920 A 160.462978 C -33.005382
N20 X 150 Y 150 Z -860 A 144.584706 C -33.005382
N21 X 160 Y 160 Z -850 A 130.691218 C -33.005382
N22 X 170 Y 170 Z -840 A 98.27307 C -33.005382

```

图6 NC程序示例(部分)
Fig.6 NC program example (part)

```

GOTO/20,20,-990,0.55400158,-0.62957506,-0.54471781
GOTO/30,30,-980,0.5466951,-0.63593001,-0.54471781
GOTO/40,40,-970,0.53931573,-0.64220017,-0.54471781
GOTO/50,50,-960,0.53186445,-0.6483847,-0.54471781
GOTO/60,60,-950,0.52434226,-0.65448278,-0.54471781
GOTO/70,70,-940,0.51675016,-0.66049359,-0.54471781
GOTO/80,80,-930,0.50908915,-0.66641635,-0.54471781
GOTO/90,90,-920,0.50136027,-0.67225024,-0.54471781
GOTO/100,100,-910,0.49356454,-0.67799451,-0.54471781
GOTO/110,110,-900,0.48570301,-0.68364837,-0.54471781
GOTO/120,120,-890,0.47777671,-0.68921109,-0.54471781
GOTO/130,130,-880,0.46978671,-0.69468191,-0.54471781
GOTO/140,140,-870,0.46173408,-0.70006011,-0.54471781
GOTO/150,150,-860,0.45361988,-0.70534496,-0.54471781
GOTO/160,160,-850,0.44544519,-0.71053578,-0.54471781
GOTO/170,170,-840,0.43721112,-0.71563185,-0.54471781
GOTO/180,180,-830,0.42891875,-0.72063251,-0.54471781

```

图7 密化后刀具位姿数据(部分)
Fig.7 Tool position and attitude data after densification (part)

```

N1302 X20 Y20 Z-980 A49.315073 C-33.005382 t45.3
N1303 X30 Y30 Z-970 A49.976668 C-33.005383 t45.38
N1304 X40 Y40 Z-960 A50.638262 C-33.005384 t45.44
N1305 X50 Y50 Z-950 A51.299857 C-33.005385 t45.51
N1306 X60 Y60 Z-940 A51.961452 C-33.005386 t45.66
N1307 X70 Y70 Z-930 A52.623046 C-33.005387 t45.67
N1308 X80 Y80 Z-920 A53.284641 C-33.005388 t45.72
N1309 X90 Y90 Z-910 A53.946236 C-33.005389 t45.76
N1310 X100 Y100 Z-900 A54.60783 C-33.005390 t45.80
N1312 X110 Y110 Z-890 A55.269425 C-33.005391 t45.83
N1313 X120 Y120 Z-880 A55.93102 C-33.005392 t45.87
N1314 X130 Y130 Z-870 A56.592614 C-33.005393 t45.91
N1315 X140 Y140 Z-860 A57.254209 C-33.005394 t45.93
N1316 X150 Y150 Z-850 A57.915804 C-33.005395 t45.97
N1317 X160 Y160 Z-840 A58.577398 C-33.005396 t46.01
N1318 X170 Y170 Z-830 A59.238993 C-33.005397 t46.04
N1319 X180 Y180 Z-820 A59.900588 C-33.005398 t46.07

```

图8 密化后运动数据(部分)
Fig.8 Motion position and attitude after densification (part)

表8 机床模型理论位姿数据(NC程序第7行局部密化段)

Table 8 Theoretical position and attitude data of machine tool model (local densification section in line 7 of NC program)

| 段数 | 节点类型 | 模型坐标系原点/mm | X轴矢量 | Y轴矢量 | Z轴矢量 |
|----|------|-----------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| 13 | X | (495, 3220, 2550) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | Y | (1575, -1380, 6000) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | Z | (-1380, -1380, 4120) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | A | (-1380, -1380, -2180) | (0.501, -0.672, -0.544) | (-0.544, 0.501, -0.672) | (-0.672, -0.544, 0.501) |
| | C | (1620, 1695, 420) | (0.544, -0.728, 0) | (-0.728, 0.544, 0) | (0, 0, 1) |
| 14 | X | (505, 3230, 2550) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | Y | (1575, -1370, 6000) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | Z | (-1370, -1370, 4130) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | A | (-1370, -1370, -2170) | (0.493, -0.678, -0.544) | (-0.544, 0.493, -0.678) | (-0.678, -0.544, 0.493) |
| | C | (1630, 1705, 430) | (0.544, -0.728, 0) | (-0.728, 0.544, 0) | (0, 0, 1) |

表9 机床模型实际位姿数据(NC程序第7行局部密化段)

Table 9 Actual position and attitude data of machine tool model (local densification section in line 7 of NC program)

| 段数 | 节点类型 | 模型坐标系原点/mm | X轴矢量 | Y轴矢量 | Z轴矢量 |
|----|------|---|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| 13 | X | (494.9724, 3219.9975, 2549.9571) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | Y | (1574.9691, -1380.0185, 5999.9469) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | Z | (-1380.0311, -1380.0187, 4119.9436) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | A | (-1380.0355, -1380.0189, -2180.0597) | (0.501, -0.672, -0.544) | (-0.544, 0.501, -0.672) | (-0.672, -0.544, 0.501) |
| | C | (1619.960098, 1694.980857, 419.9290998) | (0.544, -0.728, 0) | (-0.728, 0.544, 0) | (0, 0, 1) |
| 14 | X | (504.9724, 3229.9975, 2549.9571) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | Y | (1574.9967, -1370.016, 5999.9898) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | Z | (-1370.0002, -1370.0002, 4129.9967) | (1, 0, 0) | (0, 1, 0) | (0, 0, 1) |
| | A | (-1370.0044, -1370.0002, -2170.0033) | (0.493, -0.678, -0.544) | (-0.544, 0.493, -0.678) | (-0.678, -0.544, 0.493) |
| | C | (1629.995598, 1704.999757, 429.9888) | (0.544, -0.728, 0) | (-0.728, 0.544, 0) | (0, 0, 1) |

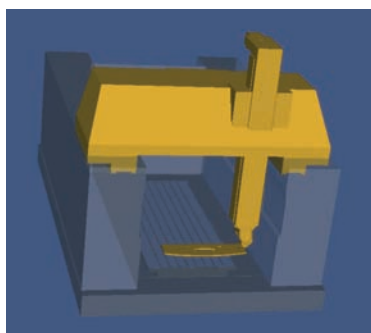
根据机床模型实际位姿数据,可得到机床仿真运动过程,如图9所示。

6 结论

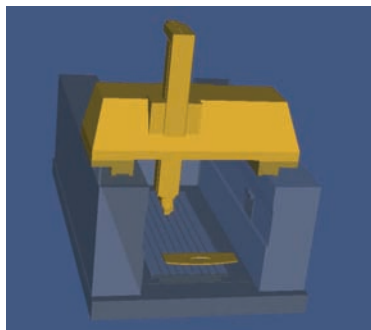
本文研究了基于五轴数控机床仿真拓扑结构定义、刀具位姿仿真密化计算、刀具轨迹仿真密化时间标记计算与考虑五轴数控机床几何误差的机床模型位姿计算,得到了如下结论。

(1) 针对五轴数控机床仿真拓扑结构定义了节点、机床模型与机床仿真坐标系,并对机床仿真运动位姿表达的相关参数进行了定义。

(2) 针对刀具位姿仿真密化的计算方法,对数控系统指令模式、密化次数、矢量转换、刀轴矢量密化、刀位坐标密化的计算方式进行了阐述,保证了数控系统指令执行与机床仿真运动的一致性。



(a) 仿真开始



(b) 仿真结束

图9 机床运动仿真过程

Fig.9 Machine motion simulation process

(3) 针对刀具轨迹仿真密化时间标记的计算方法,采用简化后的S型曲线加减速算法,对密化后的刀具位姿数据进行速度控制,通过建立时间标记,实现对机床仿真运动时间的精确控制。

(4) 对机床模型的理论位姿计算方法进行阐述,在机床模型仿真运动过程中引入机床几何误差项,保证机床仿真运动与实际机床运动的误差一致性。

参考文献

[1] VAN HOOK T. Real-time shaded NC milling display[J]. ACM SIGGRAPH Computer Graphics, 1986, 20(4): 15-20.

[2] 汤幼宁, 魏生民, 杨海成. 基于Dexel模型的NC加工仿真和验证研究[J]. 西北工业大学学报, 1997, 15(4): 629-633.

TANG Youning, WEI Shengmin, YANG Haicheng. On simulation of NC milling using dexel model[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1997, 15(4): 629-633.

[3] 邵志香. 面向自由曲面数控加工的适应性实时仿真关键技术研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院(沈阳计算技术研究所), 2012.

SHAO Zhixiang. Research on adaptive and real-time simulation key technologies for NC machining of free-form surface[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences (Shenyang Institute of Computing Technology), 2012.

[4] 罗堃. 三角片离散法实现数控铣床加工仿真[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2001, 13(11): 1024-1028.

LUO Kun. Using triangular faceted model for NC machining verification[J]. Journal of Computer Aided Design & Computer Graphics, 2001, 13(11): 1024-1028.

[5] 赵红显. 数控加工运动仿真及材料去除的研究与实现[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.

ZHAO Hongxian. Research and implementation of CNC machining motion simulation and material removal[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005.

[6] LIU S Q. Real-time, dynamic level-of-detail management for three-axis NC milling simulation[J]. Computer-Aided Design, 2006, 38(4): 378-391.

[7] LI J G, DING J, GAO D, et al. Quadtree-array-based workpiece geometric representation on three-axis milling process simulation[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2010, 50(5-8): 677-687.

[8] BOHEZ E L J. The stencil buffer sweep plane algorithm for 5-axis CNC tool path verification[J]. Computer-Aided Design, 2003, 35(12): 1129-1142.

[9] 彭键钧, 郭锐锋, 张世民, 等. 数控加工仿真系统的研究与应用[J]. 小型微型计算机系统, 2010, 31(6): 1240-1244.

PENG Jianjun, GUO Ruifeng, ZHANG Shimin, et al. Research and application of NC (numerical control) machining simulation system[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2010, 31(6): 1240-1244.

[10] 肖通. 面向数字孪生的五轴机床建模与监控技术研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2021.

XIAO Tong. Research on 5-axis machine tool modeling and monitoring technology for digital twin[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2021.

[11] 伍鹏. 五轴数控机床开放式后置处理系统研究与开发[D]. 成都: 西南交通大学, 2014.

WU Peng. Research and development of post-processing open system for five-axis NC machine tool[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2014.

[12] 李庄. 五轴机床运动学通用建模理论研究及应用[D]. 成都: 西南交通大学, 2013.

LI Zhuang. Research and application on kinematic generic modeling theory for five-axis machine tool[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2013.

[13] 陈建. 通用五轴数控加工仿真系统研发[D]. 成都: 西南交通大学, 2014.

CHEN Jian. General five-axis NC machining simulation system development[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2014.

[14] 田军锋, 林浒, 姚壮, 等. 数控系

统 S 型曲线加减速快速规划研究 [J]. 小型微型计算机系统, 2013, 34(1): 168-172.

TIAN Junfeng, LIN Hu, YAO Zhuang, et al. Study on S-shape curve acceleration and deceleration control fast planning on CNC system[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2013, 34(1): 168-172.

[15] 粟时平, 李圣怡, 王贵林. 基于空间误差模型的加工中心几何误差辨识方法 [J]. 机械工程学报, 2002, 38(7): 121-125.

SU Shiping, LI Shengyi, WANG Guilin.

Identification method for errors of machining center based on volumetric error model[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2002, 38(7): 121-125.

[16] 张宏韬. 双转台五轴数控机床误差的动态实时补偿研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2011.

ZHANG Hongtao. Research on dynamic and real-time error compensation for two turntable five-axis NC machine tool[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University,

2011.

[17] 付国强, 傅建中, 沈洪焄. 五轴数控机床旋转轴几何误差辨识新方法 [J]. 浙江大学学报 (工学版), 2015, 49(5): 848-857.

FU Guoqiang, FU Jianzhong, SHEN Hongyao. One novel geometric error identification of rotary axes for five-axis machine tool[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2015, 49(5): 848-857.

Research on Motion Position and Attitude Algorithm of Machine Tool for Five-Axis CNC Machining Simulation

JIANG Lei, ZHANG Yuexinkai, LIANG Bin, DING Guofu

(Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China)

[ABSTRACT] CNC machining simulation is the centralized embodiment of digitalization and intelligence in the development of manufacturing industry. But the existing research still has deficiencies in accuracy in the calculation of position and attitude of machine tool movement. Constraints such as command mode, acceleration and deceleration control of CNC system and geometric error of machine tool are not considered. For this issue, this paper studies the motion of five-axis machine tool simulation algorithm. Firstly, the topology, model and coordinate system of five-axis CNC machine tool are completely defined. Secondly, the topology structure, model and coordinate system of five-axis CNC machine tool are defined completely. On this basis, the densification of simulation of tool position and attitude based on command mode of CNC system and the corresponding time marking calculation method are explored. Combining with geometric error model of five-axis CNC machine tool, the simulation position and attitude of the model movement process of the machine tool which is more in accordance with the actual geometric state of the machine tool are obtained. The proposed algorithm is validated by topological structure modeling, tool position simulation densification and position and attitude calculation of machine tool model considering geometric errors, which proves the feasibility and validity of the algorithm.

Keywords: Five-axis CNC machine; Machining simulation; Tool path; Motion position and attitude; Motion algorithm

(责编 古京)

引文格式: 任绪凯, 余焕伟, 陈仙凤, 等. 基于视觉与边界元法的复杂曲面砂带磨削接触状态快速获取[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 56-62.

REN Xukai, YU Huanwei, CHEN Xianfeng, et al. A fast method to obtain local contact status in belt grinding of complex surface based on vision and BEM[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 56-62.

基于视觉与边界元法的复杂曲面砂带磨削接触状态快速获取

任绪凯^{1,2,3}, 余焕伟¹, 陈仙凤¹, 杜锡勇¹, 王国彪³, 陈小奇⁴

(1. 绍兴市特种设备检测院, 绍兴 312071;

2. 绍兴市特种设备智能检测与评价重点实验室, 绍兴 312071

3. 天津大学, 天津 300072;

4. 上海交通大学, 上海 200241)

[摘要] 机器人砂带磨削具有高的加工表面质量与效率,但是在加工复杂曲面部件时,难以确定的局部接触状态导致加工过程的精度难以保证,限制了其在高端产业的应用。目前的局部接触状态计算方法难以满足加工中对计算效率的要求。因此,本研究首先对比分析了FEM与BEM在计算接触状态方面的结果,提出采用机器视觉识别砂带上的磨削痕迹得到磨削区宽度,并将其作为BEM的边界条件,最终实现了局部接触状态的快速获取。该方法能够在1s内计算得到18mm×18mm区域大小,精度0.2mm点云轮廓的接触状态,与FEM计算结果对比,最大误差不超过5.6%。

关键词: 砂带磨削; 局部接触状态; 基于视觉; 边界元法(BEM); 点云

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.056



任绪凯

博士研究生,研究方向为金属材料加工过程监测。

机器人砂带磨削是一种高效、高质量的加工方式,与砂轮或切削加工方式不同,砂带与弹性接触轮形成的加工工具是柔性的,这赋予其加工复杂曲面工件的独特优势^[1-2],但也给砂带磨削过程的控形、控性带来困难^[3]。一方面,砂带磨削中的滑擦作用明显^[4],大多数磨削能在磨削区转变为热量^[5],柔性的接触状态使热量的分布不均匀,给磨削温度预测及控制带来困难,进而导致接触区受力大的部位可能出现高温损伤。另一方面,磨削去除量受局部接触状态的影响,然而目前缺少快速获取局部接触状态的方法。

砂带磨削中磨具与工件间的接触一般认为是弹性接触方式^[6-8],解

决弹性接触的方法可分为解析法、数值法与数据驱动的方法。解析法是将接触问题归纳为Hertz接触^[9]问题或Signorini^[10]、Lurie等^[11]接触问题。在砂带的抛光加工中,砂带与工件表面之间具有小的接触压力与摩擦力,有学者将其看作是Hertz接触问题并求解接触区的压力分布^[12-14],即

$$P(x, y) = P_0 \sqrt{1 - \left(\frac{x}{a}\right)^2 - \left(\frac{y}{b}\right)^2} \quad (1)$$

式中, P_0 为椭球体压力分布中心的压力; a 为椭球体长半轴; b 为椭球体短半轴。考虑到磨削过程中接触区材料不断被去除,导致接触压力的变化,Wang等^[14]进一步提出了停留时间变化下的接触区压力分布,计

算公式为

$$P_t(x_i, t) = \begin{cases} 0, & \left(\left(\left(\frac{x_i}{a} \right)^2 + \left(\frac{t \cdot v_w - b}{b} \right)^2 \right) > 1 \right) \\ P_0 \sqrt{1 - \left(\frac{x_i}{a} \right)^2 - \left(\frac{t \cdot v_w - b}{b} \right)^2}, & (\text{else}) \end{cases} \quad (2)$$

式中, x_i 为平行长于半轴 a 的 x 轴上的点; P_t 为接触压力; t 为停留时间; v_w 为工件移动速度。Wang 等^[15] 同样将接触轮的变形简化为 Hertz 接触问题, 平板磨削试验结果表明准确率不低于 96.9%。

Signorini 接触问题致力于解决弹性-刚性体之间的接触状态问题, 与砂带磨削中的磨具-工件接触情形类似。然而, 使用积分法对以上两种模型求解仍然是比较困难的, 同时将接触问题简化为简单的二维接触问题, 对于工件表面轮廓复杂的砂带磨削加工来说, 难以满足实际生产中精确控形的需求。

有限元法(Finite element method, FEM)是将连续的方程离散化进而解决复杂的工程问题^[16]。在解决多体接触问题上, 商业有限元软件多以节点到表面(Node-to-Surface)形式处理物体间的接触问题。对 FEM 来说, 离散化的程度一般决定了最终的计算精度, 同时也是计算耗时多少的主要因素。在忽略时间成本的前提下, FEM 在解决静态、准静态接触问题上具有比较高的准确度。Schröder 等^[17] 通过改进 FEM 解决了具有 Tresca 摩擦现象的 Signorini 接触问题, 砂带磨削水龙头试验结果证明考虑摩擦现象计算得到的接触状态更加准确, 虽然 FEM 能够比较准确地计算三维、任意形状工件的接触状态, 但是时间成本较高, 一次接触状态仿真计算短则数分钟, 长则数小时乃至数天。为解决 FEM 计算效率问题, Weinert 等^[18] 引入误差自

主控制的有限元思想, 即在接触区自主划分高密度网格, 而非接触区划分粗网格, 以此提高计算效率。Blum^[19] 和 Suttmeier^[20] 等同样引入自适应网格划分技术来提高 FEM 计算接触状态的效率。但优化后的 FEM 仍然需要较长的时间来获取接触状态计算结果。考虑到接触状态分析中已有研究只对工件表面的受力状态感兴趣, 而内部的应力状态则不是计算目标, 采用边界元法(Boundary element method, BEM)则能体现出这种优势^[21], 只需要划分、求解工件表面网格节点, 极大缩减计算量。BEM 需要利用格林公式与基本解建立变形网格与外部力的积分方程, 边界条件为在边界处的网格受外力为 0, 但是接触边界仍然需要迭代的方式计算得到, 因此许多研究工作致力于提高迭代的效率或缩减迭代步骤。

考虑到 FEM 和 BEM 在快速获得接触状态方面的不足, 有学者提出采用数据驱动的技术将繁琐耗时的计算过程采用机器学习模型进行代替^[22-23], 仿真得到的接触状态结果用来训练机器学习模型。Zhang 等^[24-25] 将获取接触问题看作是由磨具与工件间的距离信息到接触状态的回归问题, 采用 SVR 建立预测模型, 模型的输入为特别选择的接触体间的距离信息。模型的预测误差不超过 5%, 一次接触状态的预测时间为 1 s 左右, 远高于数值法计算效率(15 min 左右)。Lipiński 等^[26] 同样提出了一个基于改进的神经网络模型进行接触状态预测的方法, 测试结果表明该方法在预测磨削接触状态上表现优异。

综上, 目前国内外在求解砂带磨削中接触状态时, 广泛采用简化接触模型并结合数值法通过迭代计算得到结果, 此种方法效率低, 过度的简化难以满足高精度磨削加工要求; 引入机器学习算法建立工件轮廓与接触状态映射模型是一种高效率的

得到接触状态的方法, 然而可能的接触范围难以界定, 容易陷入局部最优。获取大量的、可靠的训练数据集也是建立机器学习模型预测接触状态的难点。此外, 未考虑到磨具弹性参数的方法在计算接触状态时, 实用性难以保证。因此, 为了高效准确地计算砂带磨削接触状态, 本研究引入视觉获得接触区域宽度, 结合 BEM 快速计算得到接触状态。

1 基于数值法的接触状态计算

1.1 基于 FEM 的接触状态计算

要想获得磨削复杂曲面工件的高精度接触状态, 需要建立磨具与工件的三维模型。考虑到工件轮廓的复杂性, 无法将模型简化为二维进行数值求解, 在 ABAQUS 有限元分析软件平台建立三维模型并求解。模型如图 1 所示, 工件与磨具的接触姿态通过调整工件的角度确定。磨具由多孔 PU 轮与砂带组成, 可以看作为具有确定力学参数的弹性体, 力学参数通过简单试验对比 FEM 模型得到。最终得到的 FEM 设置参数如表 1 所示。

1.2 基于 BEM 的接触状态计算

磨削过程中的接触是动态的、时变的, 对计算的速度要求很高, FEM

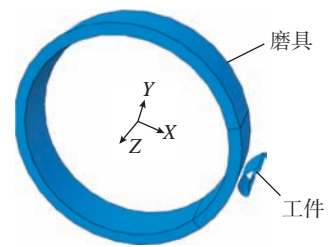


图 1 有限元模型

Fig.1 Finite element model

表 1 有限元模型参数

Table 1 Parameters of finite element model

| 参数 | 磨具 | 工件 |
|------------------------------|--------|------------------------|
| 密度 / (g · mm ⁻³) | 0.0011 | 0.00824 |
| 杨氏模量 / MPa | 6.2 | 2.04 × 10 ⁵ |
| 泊松比 | 0.47 | 0.3 |
| 单元类型 | C3D8R | C3D8R |

难以满足加工过程中接触状态快速获取的要求。在 FEM 的基础上, BEM 被发展起来。与 FEM 不同的是, BEM 仅需要将物体表面离散化, 内部无网格、无节点, 因此极大缩减了计算量。忽略摩擦力与切向应力, 如图 2 所示, Love 等^[27]分析了均匀法向压力下, 范围为 $-a \leq x \leq a, -b \leq y \leq b$ 平面内任意一点 $p(x, y, z)$ 在 z 方向上的位移与点 A、B、C、D 的关系为

$$\frac{\pi E}{1-\nu^2} \frac{u_z}{p} = (x+a) \times \ln \left[\frac{(y+b) + \sqrt{(y+b)^2 + (x+a)^2}}{(y-b) + \sqrt{(y-b)^2 + (x+a)^2}} \right]^{\frac{1}{2}} + (y+b) \times \ln \left[\frac{(x+a) + \sqrt{(y+b)^2 + (x+a)^2}}{(x-a) + \sqrt{(y+b)^2 + (x-a)^2}} \right]^{\frac{1}{2}} + (x-a) \times \ln \left[\frac{(y-b) + \sqrt{(y-b)^2 + (x-a)^2}}{(y+b) + \sqrt{(y+b)^2 + (x-a)^2}} \right]^{\frac{1}{2}} + (y-b) \times \ln \left[\frac{(x-a) + \sqrt{(y-b)^2 + (x-a)^2}}{(y+a) + \sqrt{(y-b)^2 + (x+a)^2}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

当上述结论推广到三维曲面时, 如图 3 所示, 在点 (i, j) 处的变形受到点 1~4 的影响, 同时点 1~4 又受到其周围点的影响。因此对于砂带表面接触区域, 变形的表面是一个整体, 某点的变形服从于整体曲面变形的平衡。基于此, 将曲面划分为宽度为 c , 大小为 $m \times n$ 的网格区域。由式(3)可得, 应变与应力的矩阵表达式^[28]为

$$u_{ij}^{(z)} = \sum_{\hat{i}=1}^m \sum_{\hat{j}=1}^n K_{ij\hat{i}\hat{j}}^{(z)} p_{\hat{i}\hat{j}} \quad (4)$$

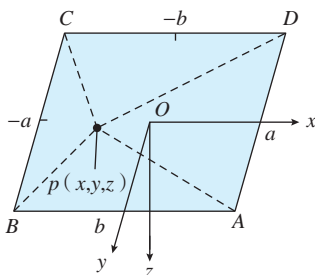


图2 均匀分布法向压力下矩形内点法向位移
Fig.2 Normal displacement of point in rectangular under uniform normal pressure

式中, $u_{ij}^{(z)}$ 为点 (i, j) 处的法向位移; $p_{\hat{i}\hat{j}}$ 为点 (\hat{i}, \hat{j}) 的应力; $K_{ij\hat{i}\hat{j}}^{(z)}$ 为参考点为 (i, j) 时的全局影响系数, 由式(3)可知

$$K_{ij\hat{i}\hat{j}}^{(z)} = \frac{c(1-\nu^2)}{\pi E} \left[\hat{a} \ln \left(\frac{\hat{c} + \sqrt{\hat{a}^2 + \hat{c}^2}}{\hat{d} + \sqrt{\hat{a}^2 + \hat{d}^2}} \right) + \hat{b} \ln \left(\frac{\hat{d} + \sqrt{\hat{b}^2 + \hat{d}^2}}{\hat{c} + \sqrt{\hat{b}^2 + \hat{c}^2}} \right) + \hat{c} \ln \left(\frac{\hat{a} + \sqrt{\hat{c}^2 + \hat{a}^2}}{\hat{b} + \sqrt{\hat{c}^2 + \hat{b}^2}} \right) + \hat{d} \ln \left(\frac{\hat{b} + \sqrt{\hat{b}^2 + \hat{d}^2}}{\hat{a} + \sqrt{\hat{a}^2 + \hat{d}^2}} \right) \right] \quad (5)$$

式中, $\hat{a}=i+\hat{i}; \hat{b}=i-\hat{i}; \hat{c}=j+\hat{j}; \hat{d}=j-\hat{j}$, 式(4)写成矩阵形式为

$$u = Ap \quad (6)$$

式中, A 为 $(m \times n) \times (m \times n)$ 影响系数矩阵。

在实际接触问题中, 砂带表面接触区域是未知的, 即 m, n 未知, 接触问题的解需要通过不断迭代来满足边界条件。在接触区域两物体接触间距为 0 (即在接触区, 弹性体变形是已知的, 服从于刚体表面轮廓)。在两物体接触区以外, 压应力为 0, 而弹性体的位移, 一般来说不为 0。在开始迭代前, 需要假设一个可能的砂带表面接触区域, 应力与位移可以分为接触区内应力 p_i 与接触区内位移 u_i , 接触区外应力 p_o 与接触区外位移 u_o 。若此状态成立, 则 u_i 已知, 且 $p_o = 0$ 。依据式(6), 则有

$$\begin{bmatrix} A_1 & A_2 \\ A_3 & A_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_i \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_i \\ u_o \end{bmatrix} \quad (7)$$

进一步的,

$$A_1 p_i = u_i \quad (8)$$

$$A_3 p_i = u_o \quad (9)$$

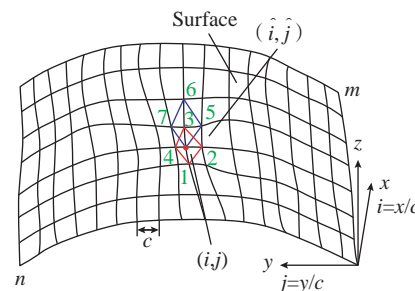


图3 离散曲面示意图
Fig.3 Diagram of discreted surface

接触状态 p_i 最终可由式(8)得到。同时, 砂带表面接触区外的弹性体变形可通过式(9)计算得到。通常, 在第 1 次迭代时可能在接触区域内产生一个负的压应力(即拉应力), 同时在接触区域外产生一个不合理的负分离距离。第 2 次迭代选择新的接触区域, 使所有产生拉应力的接触点被消除, 同时产生负分离的点被考虑为接触点。重复第 2 步直到迭代至一个合理的接触状态(没有受拉应力的点, 没有负距离的点)。若没有给定接触区域范围的参考, 上述迭代将是一个计算量很大且耗时的过程。

2 基于视觉的接触状态快速获取

与 FEM 相比, 尽管 BEM 缩减了网格数量, 但在精度要求高的计算过程中仍要求解大量的非线性方程组, 迭代过程将成倍地增加计算时间。为进一步提高 BEM 计算接触状态效率, 本研究提出采用基于视觉的方式得到接触区宽度 b 作为 BEM 的边界条件, 即 $b+BEM$ 方法, 减少迭代求解大量非线性方程组计算量, 一次计算得到整个接触区的接触状态。

2.1 试验设置

接触区域与磨削中的其他特征不同, 其大小难以用声音、磨削力来映射。工件在与砂带接触过程中的接触区域也难以使用相机直接拍摄。但是参与磨削的磨粒顶部会裸露出光亮面, 基于此特点, 可采用磨削前对砂带进行着色 + 磨削后对砂带磨痕抓拍的方式得到实时的接触区宽度。

工件为 3D 激光选区熔覆成形的复杂曲面 Inconel 718 工件, 如图 4(a) 所示, 采用 KEYENCE, LJ-7200 线激光扫描仪获取扫描面点云数据, 将点云数据作为曲面工件离散数据, 扫描密度为 0.2 mm。实时获取接触区宽度试验设置如图 4(b) 所示, 工业相机 + 辅助超亮 LED 光源保证相

机在 $50 \mu\text{s}$ 的曝光时间下能够采集到运行中砂带的清晰图像。工业相机型号为 Basler acA4112-8gc, 曝光时间最小为 $30 \mu\text{s}$, 传感器为 CMOS, 分辨率不低于 4112×3008 , 可采集彩色或黑白图像, 采样率设置为 4 帧/s。其中砂带被黑色涂料粉刷, 涂料为水溶性颜料, 不会造成砂带空隙堵塞。粉刷位置为整条砂带的表面, 可使磨削后磨痕清晰。需要特别说明的是, 实际磨削过程中磨削宽度是时变的、没有规律的, 新的磨削痕迹可能被前面磨削道次痕迹所覆盖, 需要在相机与磨削区之间增加喷涂装置实时涂敷掉前面磨削痕迹。本试验为了简化试验装置, 通过试验参数的特别设置, 保证随着磨削的进行试验中接触区域是逐渐增大的, 因此在本试验中识别到的最大砂带表面接触区宽度即为当前工件接触区宽度, 不受前面磨削过程产生的痕迹影响。

2.2 基于图像的接触区域获取

基于图像在线获取接触区宽度流程如图 5 所示。图像尺寸标定是为了获得相机视场下的实际尺寸, 参照物为已知宽度的砂带, 如图 6 (a) 所示。图 6 (b) 为 $50 \mu\text{s}$ 曝光时间下采集到的磨削过程中砂带图像, 可以看出参与磨削的磨粒在图像中呈明显的光亮色, 而未参与磨削的区域在黑色涂料染色下为黑色。图 6 (c) 为对图 6 (b) 进行二值化处理, 二值化阈值设置为 0.3。砂带表面接触区域外的少量噪点是由反光现象造成

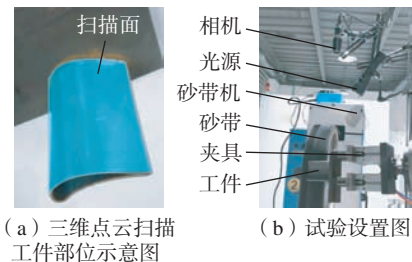


图 4 获得接触区宽度试验设置
Fig.4 Experimental setup to obtain contact width

的, 噪点随机分布且噪点之间相隔较远, 因此对采集到的原始图像进行聚类去噪, k 参数设置为 4。为方便得出磨削区域宽度 b , 对去噪后的图片进行线性膨胀形态学处理, 线性膨胀方向为砂带运行方向。经过上述步骤处理后结果如图 6 (d) 所示, 其中的磨削区域更加清晰, 在选取宽度内测量白色区域平均宽度, 得到实际的工件接触区宽度。

因为砂带在与接触轮配合形成磨具时受到一定的张紧力, 同时自身强度较高, 因此忽略因转动和切向摩擦力带来的切向应力导致的接触状态变化。如图 7 所示, 在已知工件与磨具接触姿态的条件下, 由轮廓数据可得二者在点 p_{ij} 处的法向距离信息为

$$z_{ij} = z_{p_{ij}} + \sqrt{R^2 - x_{p_{ij}}^2} \quad (10)$$

式中, R 为磨具半径。

如图 8 (a) 所示, 总的可能接触

区域内磨具与工件的法向距离集合为

$$g = \begin{bmatrix} z_{11} & \cdots & z_{1j} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ z_{i1} & \cdots & z_{ij} \end{bmatrix} \quad (11)$$

若接触区域宽度 b 已知, 则可通过等高点数据寻优与最近邻搜索获得具体接触区域, 寻优算法采用 BADS (Bayesian adaptive direct search)。由接触区宽度获得接触区域的伪代码如下。

第 1 步: 由工件轮廓、磨具轮廓和接触姿态确定可能的接触区域间距, 确定可能的接触区间 g 。

第 2 步: 由图像信息已知接触区宽度。

第 3 步: 寻优。

BADS (@targetfun, h_{\min}):

targetfun:

搜索集合 g 内距离范围为 $h_{\min} -$

$0.1 \sim h_{\min} + 0.1$ 的点集合 g_1 ;

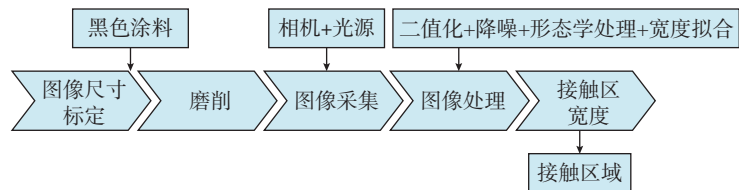


图 5 实时获取接触区流程

Fig.5 Procedures to obtain contact area online

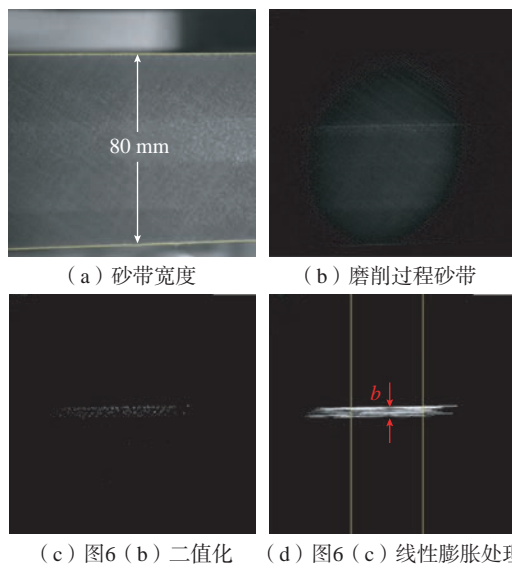


图 6 基于图像处理获取接触区宽度

Fig.6 Procedures to obtain contact area based on image processing

搜索 g_1 集合内 y 轴数值最小的点 y_{\min} ;

搜索 g_1 集合内 y 轴数值最大的点 y_{\max} ;

可能的接触区宽度 $Dis=|y_{\max}-y_{\min}|$;

返回与真实接触区宽度 b 的差方 $D=(b-Dis)^2$

结束;

判断 D 是否满足优化准则;

是则返回 h_{\min} ;

否则重复第 3 步;

结束。

第 4 步: 输出接触区域集合 g_1 。

其中, h_{\min} 为工件接触区域边缘在初始状态下的接触体法向距离; 等高线宽度范围设置为 0.1 mm; 由于 BADS 在快速寻优问题中的优势, 将其作为获得 h_{\min} 的优化算法。假

设 $b=20$ mm, 最终得到的工件接触区域如图 8 (b) 所示。

3 计算与验证

在已知工件接触区与轮廓离散点云的基础上, 由式 (8) 可计算得到接触状态, 将所得结果与磨削试验结果和 FEM 结果对比, 验证本研究提出的接触状态获取方法的准确性与效率。在进行接触磨削试验前对工件表面涂色, 以便清晰地看出工件接触区域。接触磨削试验参数如表 2 所示, 为保证工件表面接触区域上的涂色在被去除的同时不会磨削过多的母材导致接触区域的变化, 设置一个非常低的砂带速度。为模仿实际磨削的复杂工况, 接触姿态在 x 、 y 、 z 轴方向分别进行了 -5° 、 -15° 和 -20° 的旋转。

磨削试验结果、FEM 计算结果与 $b+BEM$ 获得的接触状态结果如图 9 所示。图 9 (a) 为接触磨削试验结果, 被磨掉的涂色部分为接触区域, 其中沿 y 轴的磨削区宽度 b 可由垂直划痕的磨削区域最宽处测得, 约为 12 mm。图 9 (b) 为 FEM 模型获得的接触状态, 接触区宽度为 11.23 mm, 与接触磨削试验结果基本吻合, 说明 FEM 模型合理, 接触区最大压力为 3.05 MPa。图 9 (c) 为 $b+BEM$ 获得的接触状态示意图, 其中接触区宽度由接触磨削试验获得, $b=12$ mm, 接触区最大压力为 3.22 MPa。对比接触区域形状, FEM 与 $b+BEM$ 获得的接触区域和磨削试验获得的接触区域相似。

对比数据如表 3 所示, FEM 获得的接触状态作为对照组, $b+BEM$

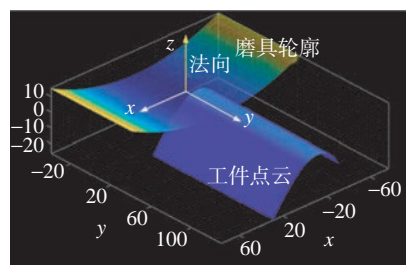
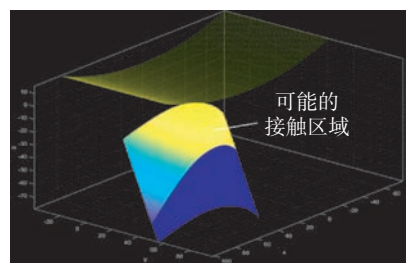
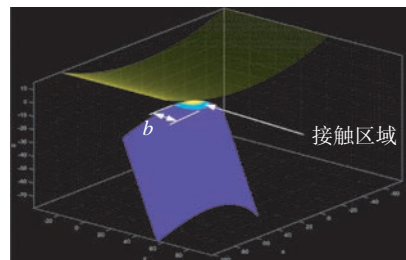


图 7 磨具与工件接触姿态示意图 (mm)
Fig.7 Diagram of contact posture between grinding tool and workpiece (mm)



(a) 可能的接触区域



(b) 在接触区宽度为 b 时的接触区域

图 8 接触区域示意图

Fig.8 Diagram of contact area

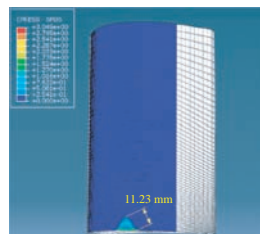
表 2 获取磨削接触状态试验设置

Table 2 Experimental settings to obtain grinding contact status

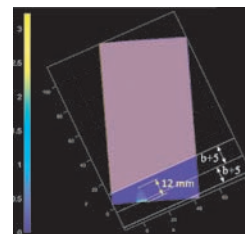
| 参数 | 设置 |
|--|--|
| 工件 | 3D 打印 Inconel 718 叶片形工件 |
| 砂带 | 3M Trizact 237AA, 氧化铝陶瓷磨粒, 粒度 A160 |
| 法向接触力 /N | 40 |
| 进给速度(法向力进给速度) / (N · s ⁻¹) | 40 |
| 接触持续时间 /s | 2 |
| 砂带速度 / (m · s ⁻¹) | 0.2 |
| 接触姿态 | x 轴旋转 -5° , y 轴旋转 -15° , z 轴旋转 -20° |



(a) 接触磨削试验结果



(b) FEM 仿真结果



(c) $b+BEM$ 计算结果

图 9 不同方法获得接触状态

Fig.9 Contact status obtained by different methods

表 3 不同方法获得接触状态对比

Table 3 Comparisons of different methods to obtain contact status

| 试验组 | | 精度(网格尺寸)/mm | 时间 | 最大压力 | 接触面积 |
|-----|---------|-------------|------------------|----------|-----------------------|
| 对照组 | FEM | ≥ 0.5 | ≈ 25 min | 3.05 MPa | 98.6 mm ² |
| 验证组 | $b+BEM$ | 0.2 | ≤ 1 s | 3.22 MPa | 93.12 mm ² |
| 偏差 | — | — | — | 5.6% | 5.6% |

获得接触状态为试验组。所有数据处理与仿真试验在个人电脑(CPU i5 7400, RAM 16G)上完成。FEM 获得接触状态在 ABAQUS 软件中完成,接触区域附近网格尺寸精度最高为 0.5 mm,接触状态的一次计算时间约为 25 min。由于 $b+BEM$ 的离散基于点云数据,因此网格尺寸精度与点云数据密度相关,都为 0.2 mm。在采用 $b+BEM$ 计算接触状态时,每次接触状态的计算约需要 8 s,优于 FEM 计算效率,但是还达不到实时要求。造成 $b+BEM$ 计算效率过低的原因是工件点云中与磨具接触的点需要一个寻优的步骤获得,当点云范围很大时,寻优的步骤增多,增加了计算成本。选取可能的接触区域点云集合,缩减感兴趣点云数据量,可以达到提高计算效率的目的。选取规则为以最邻近磨具的点为中心,宽度 $\pm(b+5)$,垂直于 y 轴的矩形带内的点云数据,选取结果如 9(c)所示。在进行数据量缩减后, $b+BEM$ 计算一次接触状态的时间缩短到 1 s 内。

在最大接触压力与接触面积方面, $b+BEM$ 获得的接触状态与 FEM 结果吻合度较好,接触区最大压力与接触面积偏差都没有超过 5.6%,一方面是因为接触区宽度由实际试验得到,保证了接触区域的准确性;另一方面是因为 BEM 在计算接触状态时将接触区看作一个整体,每个点的压力计算都会将其他接触点的影响计算在内,最终得到比较准确的接触状态。

综上,在已知材料参数的条件下,FEM 获得的接触状态准确度较高,但计算成本也很高,难以满足实际生产活动中对于后续局部材料去除量与热流分布快速获取的需求,但可将其作为参照组来验证其他可行的获取接触状态的方法。 $b+BEM$ 获取接触状态的方法需要额外的辅助得到接触区宽度,但得到的结果可信度高,采用选取可能接触区域,缩减点云数据量的方式提高计算效率,能

够快速计算局部接触状态。未来,可通过升级计算机硬件、优化网格密度、改进寻优算法等手段进一步提高计算效率。因此,采用 $b+BEM$ 获取接触状态的方法在磨削应用中具有明显的优势。

4 结论

本研究首先分析了 FEM 与 BEM 在接触状态获取方面的应用,提出了基于视觉获取接触区宽度并结合 BEM,即 $b+BEM$ 方法,实现了基于点云轮廓的局部接触状态快速计算。与数值法相比,该方法可计算复杂曲面工件接触状态,效率与适用性更高;与机器学习模型相比,该方法具有明确的物理意义,不会陷入局部最优且不需要额外的训练样本。计算结果与 FEM 仿真结果对比, $b+BEM$ 计算获得接触状态的误差不超过 5.6%,而且在计算效率上远高于 FEM。结合点云数据量缩减规则,该方法能够在 1 s 内获得 $18\text{ mm} \times 18\text{ mm}$,精度 0.2 mm 区域内的接触状态,为后续计算局部材料去除量与热流分布奠定基础。

参考文献

- [1] 黄云,黄智.现代砂带磨削技术与工程应用[M].重庆:重庆大学出版社,2009.
- [2] HUANG Yun, HUANG Zhi. Modern abrasive belt grinding technology and engineering application[M]. Chongqing: Chongqing University Press, 2009.
- [3] 黄小康,任绪凯,陈华斌,等.高温合金机器人柔性磨削表面完整性研究进展[J].航空制造技术,2021,64(7):38-52.
- [4] HUANG Xiaokang, REN Xukai, CHEN Huabin, et al. Research progress of surface integrity in robotic compliant grinding of superalloys[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(7): 38-52.
- [5] PARK J W, CHO H U, CHUNG C W, et al. Modeling and grinding large sculptured surface by robotic digitization[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2012, 26(7): 2087-2091.
- [6] ZHU D H, LUO S Y, YANG L, et al. On energetic assessment of cutting mechanisms in robot-assisted belt grinding of titanium alloys[J]. Tribology International, 2015, 90: 55-59.
- [7] SURESH G, VASU V, RAGHAVENDRA G. Optimization of input parameters on erosion wear rate of PTFE/HNT filled nanocomposites[J]. Materials Today: Proceedings, 2018, 5(1): 1462-1469.
- [8] POPOV V L, HESS M. Method of dimensionality reduction in contact mechanics and friction[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2016.
- [9] 齐俊德,陈冰.考虑单磨粒作用的砂带磨削机理模型[J].金刚石与磨料磨具工程,2020,40(3):13-20.
- [10] QI Junde, CHEN Bing. Mechanism model of belt grinding considering single abrasive action[J]. Diamond & Abrasives Engineering, 2020, 40(3): 13-20.
- [11] 刘斐,王伟,王雷,等.接触轮变形对机器人砂带磨削深度的影响[J].机械工程学报,2017,53(5):86-92.
- [12] LIU Fei, WANG Wei, WANG Lei, et al. Effect of contact wheel's deformation on cutting depth for robotic belt grinding[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(5): 86-92.
- [13] 李建勇,程继发,樊文刚,等.砂带磨削静态接触理论建模与有限元仿真[J].北京交通大学学报,2018,42(6):125-130.
- [14] LI Jianyong, CHENG Jifa, FAN Wengang, et al. Theory modeling and finite element simulation of belt grinding static contact[J]. Journal of Beijing Jiaotong University, 2018, 42(6): 125-130.
- [15] SIGNORINI A. Trasformazioni termoelastiche finite[J]. Annali Di Matematica Pura Ed Applicata, 1955, 39(1): 147-201.
- [16] LURIE A I. Theory of elasticity[M]. Berlin: Springer Science & Business Media, 2010.
- [17] WANG Y J, HUANG Y, CHEN Y X, et al. Model of an abrasive belt grinding surface removal contour and its application[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 82(9-12): 2113-2122.
- [18] LI D Q, ZHANG L, YANG X, et al. Research on the double-sided grinding and polishing machine tool system[C]//The 2010 IEEE International Conference on Information and Automation. Harbin, 2010.
- [19] WANG Y J, HUANG Y, CHEN Y X, et al. Model of an abrasive belt grinding surface removal contour and its application[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing

Technology, 2016, 82: 2113–2122.

[15] WANG W, LIU F, LIU Z H, et al. Prediction of depth of cut for robotic belt grinding[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 91(1–4): 699–708.

[16] 岳彩旭, 王彦武, 高海宁, 等. 凸曲面拼接模具铣削过程三维有限元仿真研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(16): 34–42.

YUE Caixu, WANG Yanwu, GAO Haining, et al. FEM simulation research on convex surface splicing mold milling process[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(16): 34–42.

[17] SCHRÖDER A, BLUM H, RADEMACHER A, et al. Mixed fem of higher order for contact problems with friction[J]. International Journal of Numerical Analysis & Modeling, 2011, 8(2): 302–323.

[18] WEINERT K, BLUM H, KUHNENKÖTTER B, et al. New methods for calculating the force distribution within belt grinding processes[J]. Production Engineering, 2007, 1(3): 285–289.

[19] BLUM H, SUTTMEIER F T. An adaptive finite element discretisation for a simplified Signorini problem[J]. Calcolo, 2000, 37(2): 65–77.

[20] SUTTMEIER F T. Error bounds for Finite Element solutions of elliptic variational

inequalities of second kind[J]. Professorial Dissertation, 2001, 9(4): 307–313.

[21] 张伟, 姚玲, 赵帆, 等. 基于等几何-边界元法的热弹性力学问题分析[J]. 信阳师范学院学报(自然科学版), 2021, 34(4): 661–666.

ZHANG Wei, YAO Ling, ZHAO Fan, et al. Thermoelastic mechanics analysis based on isogeometric boundary element method[J]. Journal of Xinyang Normal University (Natural Science Edition), 2021, 34(4): 661–666.

[22] 赵亮, 李书. 基于MLPG混合配点法的接触问题形状优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(6): 745–748.

ZHAO Liang, LI Shu. Shape optimization for contact problem based on MLPG mixed collocation method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(6): 745–748.

[23] 吴秀壮, 周焕林, 陈豪龙. 基于布谷鸟搜索算法的弹性力学边界条件识别[J]. 重庆大学学报, 2020, 43(6): 40–49.

WU Xiuzhuang, ZHOU Huanlin, CHEN Haolong. Identification of elasticity boundary conditions based on cuckoo search algorithm[J]. Journal of Chongqing University, 2020, 43(6): 40–49.

[24] ZHANG X, KUHNENKÖTTER B, KNEUPNER K. An efficient method for solving the Signorini problem in the simulation of free-

form surfaces produced by belt grinding[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2005, 45(6): 641–648.

[25] ZHANG X, KNEUPNER K, KUHNENKÖTTER B. A new force distribution calculation model for high-quality production processes[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2006, 27(7–8): 726–732.

[26] LIPIŃSKI D, BAŁASZ B, RYPINA Ł. Modelling of surface roughness and grinding forces using artificial neural networks with assessment of the ability to data generalisation[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 94(1–4): 1335–1347.

[27] LOVEAEH IX. The stress produced in a semi-infinite solid by pressure on part of the boundary[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London Series A, Containing Papers of a Mathematical or Physical Character, 1929, 228(659–669): 377–420.

[28] SHAO N, LIU J H, DING X Y. Effects of contact behaviors on tolerance analysis of mechanism based on skin model shapes and a boundary element method[J]. Procedia CIRP, 2020, 92: 15–20.

通讯作者: 陈小奇, 教授, 博士, 研究方向为增减材一体化和智能化磨抛机器人。

A Fast Method to Obtain Local Contact Status in Belt Grinding of Complex Surface Based on Vision and BEM

REN Xukai^{1,2,3}, YU Huanwei¹, CHEN Xianfeng¹, DU Xiyong¹, WANG Guobiao³, CHEN Xiaoqi⁴

(1. Shaoxing Special Equipment Testing Institute, Shaoxing 312071, China;

2. Shaoxing Key Laboratory of Special Equipment Intelligent Testing and Evaluation, Shaoxing 312071, China;

3. Tianjin University, Tianjin 300072, China;

4. Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200241, China)

[ABSTRACT] Robotic belt grinding has higher cutting efficiency and surface quality. However, implicit local contact status makes it is difficult to guarantee processing accuracy and hinders its application in high-end industries, especially when the workpiece has complex contour. And the current local contact status computing methods are inefficient and cannot meet timeliness requirements. Therefore, after analyzing results of FEM and BEM in computing the local contact status, this paper acquires the contact width on abrasive belt based on machine vision. Then the contact width is used as the boundary condition of BEM. Finally, this paper has achieved the contact status fast calculation of the point cloud within 18 mm × 18 mm area with the accuracy of 0.2 mm and in 1 s. Compared with FEM calculation results, the maximum error of the contact status obtained by the novel method is no more than 5.6%.

Keywords: Belt grinding; Local contact status; Based on vision; Boundary element method (BEM); Point cloud

(责编 古索)

引文格式: 李征, 刘斌, 丁文锋, 等. 颗粒增强钛基复合材料磨削试验与仿真研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 63-67.

LI Zheng, LIU Bin, DING Wenfeng, et al. Experimental and simulation study of grinding particle-reinforced titanium matrix composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 63-67.

颗粒增强钛基复合材料磨削试验与仿真研究*

李 征^{1,2}, 刘 斌¹, 丁文锋², 田 帅¹, 王正鹤¹

(1. 郑州航空工业管理学院, 郑州 450046;

2. 南京航空航天大学, 南京 210016)

[摘要] 采用单层钎焊 CBN 砂轮开展了颗粒增强钛基复合材料 (PTMCs) 磨削试验, 对比研究了在磨削 TC4 钛合金和 PTMCs 时, 磨削用量对磨削力与磨削温度的影响规律, 利用有限元仿真研究了 PTMCs 材料去除演变过程。结果表明, 磨削过程中 PTMCs 的磨削力较 TC4 增加了 15%~30%, 磨削温度提高了 7%~11%, PTMCs 比 TC4 钛合金更难加工; PTMCs 材料去除过程为 TC4 基体材料的延性去除和 TiC 增强颗粒的脆性去除, 脆性去除形成了磨削表面孔洞缺陷; 当磨削速度从 120 m/s 降到 20 m/s 时, 磨削表面孔洞缺陷深度由 0.8 μm 增至 3.5 μm, 增加了约 3.4 倍; 提高磨削速度可以降低增强颗粒脆性去除对 PTMCs 磨削表面孔洞缺陷的影响程度。

关键词: 颗粒增强钛基复合材料 (PTMCs); 磨削力; 磨削温度; 有限元仿真; 材料去除

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.063



李 征

讲师, 博士, 研究方向为难加工材料的高效精密磨削加工。

钛合金具有较高的比强度、比刚度和优异的高温特性, 在航空航天领

* 基金项目: 国家自然科学基金 (51775275); 河南省科技攻关项目 (212102210057, 212102310093); 河南省高等学校重点科研项目 (21A460025, 22A460029)。

域有着广泛的应用^[1-3]。为了提高其耐磨性和服役温度等性能, 研究人员将各种硬脆增强材料 (TiC 和 TiB) 加入钛合金来制备性能更加优异的颗粒增强钛基复合材料 (PTMCs)^[4-6]。PTMCs 的屈服强度可达到 1100 MPa, 而 TC4 钛合金的屈服强度仅为 700 MPa。尽管有些零部件可以使用近净成形技术加工, 但是后续相关精密加工工艺仍然不能被代替。由于 PTMCs 低导热率以及对含碳、氧和氮化合物的亲和力, 当车削和铣削 PTMCs 时, 经常会遇到不利于加工的情况, 例如严重的刀具磨损、较差的加工表面质量和较低的加工效率^[7]。

目前, 用砂轮磨削加工是提高难加工材料加工精度的一个重要方法^[8]。然而, 在钛合金磨削过程中, 由于其导热性差和功耗大, 砂轮与工件的接触区域极易产生高温, 这是加工质量与效率提升的主要制约因素。随着磨削温度的升高, 工件材料往往表现出更

大的延展性, 从而冷焊到砂轮磨粒上。因此, 工件材料更容易黏附在磨削表面从而降低表面质量, 同时砂轮磨损加剧, 工件更易发生烧伤^[9]。近年来, 单层超硬磨料砂轮 (即电镀和钎焊砂轮) 在难加工材料磨削中得到了广泛应用, 较高的磨粒出露有效提升了砂轮锋利度和容屑空间, 特别是钎焊砂轮的磨粒出露高度可以是电镀砂轮的两倍。钎焊砂轮较高的磨粒出露高度不但没有影响磨粒的连接强度, 反而使超硬磨料的优势更为突出, 增加了砂轮锋利度和降低了磨削温度^[10]。

另一方面, 与铝基复合材料相似, 在磨削 PTMCs 时, 会在加工表面出现硬脆材料去除形成的加工缺陷。已有研究人员针对 PTMCs 采用各种砂轮开展了一系列磨削试验, 对磨削表面质量和加工过程参量进行了研究^[11]。吴帮福等^[12]采用微晶刚玉砂轮进行了 PTMCs 磨削试验, 研究了超声磨削和普通磨削两种加

工方式对PTMCs磨削加工特性的影响,发现超声振动磨削可以有效增强砂轮自锐能力,从而提升砂轮磨削效果。在超声磨削加工方式下,PTMCs的磨削力和加工表面粗糙度都要优于普通磨削;同时,超声磨削还有抑制磨削烧伤的作用。但直到目前,还没有针对PTMCs材料去除机制的研究。鉴于此,有必要开展单层钎焊CBN砂轮磨削PTMCs的试验与仿真研究,为进一步提高PTMCs加工质量和效率提供理论和技术支持。

本文采用单层钎焊CBN砂轮开展了PTMCs磨削试验,对比研究了在磨削TC4钛合金和PTMCs时,磨削用量对磨削力和磨削温度的影响规律,对PTMCs的磨削难易程度进行了评价分析。利用有限元法研究了PTMCs材料去除演变过程,分析了磨削速度对PTMCs材料去除的影响。

1 试验条件及方法

试验所用PTMCs(微观结构见图1)是通过原位反应法生产的,增强颗粒为硬脆TiC材料,尺寸为1.2~10 μm,体积分数约为10%,基体为TC4钛合金,其力学性能如表1所示。将材料切割成尺寸为25 mm×20 mm×5 mm的试样,并在25 mm×5 mm表面上进行磨削试验。砂轮采用的是粒度80/100单层钎焊CBN砂轮,砂轮宽度为10 mm。

磨削试验在最大主轴功率为45 kW的平面磨床上进行,所有试验均选择逆磨,磨削参数见表2,磨削试验设备见图2。使用Kistler 9272压电测力计测量磨削力,磨削温度信号

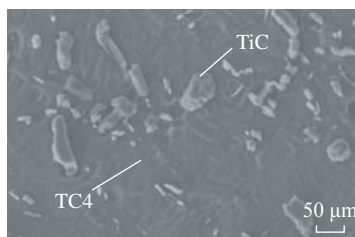


图1 PTMCs微观结构
Fig.1 Microstructure of PTMCs

通过半人工自然热电偶检测,磨削力和温度数据取5次重复试验平均值。

2 试验结果与分析

2.1 PTMCs磨削难易程度分析

TC4钛合金是一种典型难加工材料,与其他金属材料相比,磨削加工中其具有更高的磨削力与磨削温度,从而影响了加工质量。因此,为了评价PTMCs加工难易程度,对TC4钛合金和PTMCs磨削力和磨削温度差异进行了对比分析。图3为TC4钛合金和PTMCs磨削力的差异(其中 F_n 为法向力, F_t 为切向力)。从图3(a)可以看出,当磨削速度 v_s 从120 m/s下降到20 m/s时对于法向磨削力,TC4从15.0 N增加到55.3 N,PTMCs则从18.7 N增加到65.0 N,PTMCs的法向磨削力较TC4增加

表1 PTMCs力学性能

Table 1 Mechanical properties of PTMCs

| 参数 | 数值 |
|----------|------|
| 拉伸强度/MPa | 1102 |
| 屈服强度/MPa | 972 |
| 弹性模量/GPa | 133 |
| 泊松比 | 0.34 |

表2 磨削参数

Table 2 Grinding parameters

| 参数 | 数值 |
|---------------------------------|--------------------------|
| 磨削速度 $v_s/(m \cdot s^{-1})$ | 20, 40, 60, 80, 100, 120 |
| 工件进给速度 $v_w/(m \cdot min^{-1})$ | 1, 3, 5, 7, 9, 12 |
| 切深 $a_p/\mu m$ | 10, 20, 40, 60, 80, 100 |

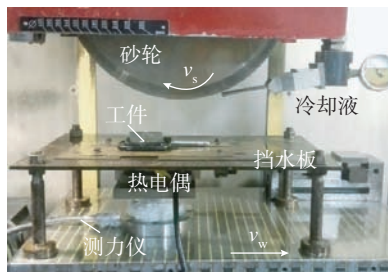
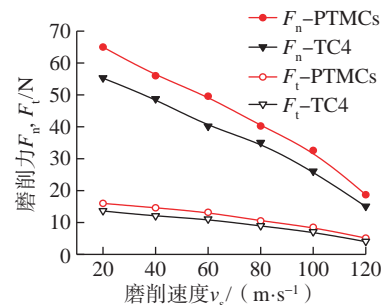


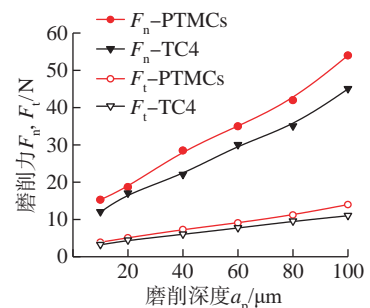
图2 磨削试验设备
Fig.2 Experimental setup of the grinding

了15%~25%;对于切向磨削力,TC4从4.0 N增加到13.6 N,PTMCs则从5.1 N增加到16.1 N,PTMCs的切向磨削力较TC4增加了18%~28%。从图3(b)、(c)中可以看出,PTMCs的法向磨削力分别比TC4增加了17%~30%和15%~28%,PTMCs的切向磨削力分别比TC4增加了18%~28%和15%~29%。从试验结果可以发现,无论磨削参数如何变化,PTMCs的磨削力总是高于TC4钛合金。

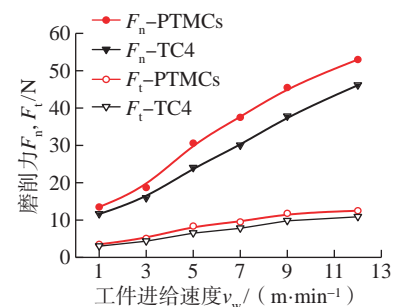
磨削温度直接影响零件的表面烧伤、裂纹与残余应力等。TC4钛合金和PTMCs磨削温度的差异如图4



(a) 磨削速度的影响
($a_p=20 \mu m, v_w=3 m/min$)



(b) 磨削深度的影响
($v_s=120 m/s, v_w=3 m/min$)



(c) 工件进给速度的影响
($v_s=120 m/s, a_p=20 \mu m$)

图3 磨削参数对磨削力的影响规律
Fig.3 Effects of grinding parameters on grinding force

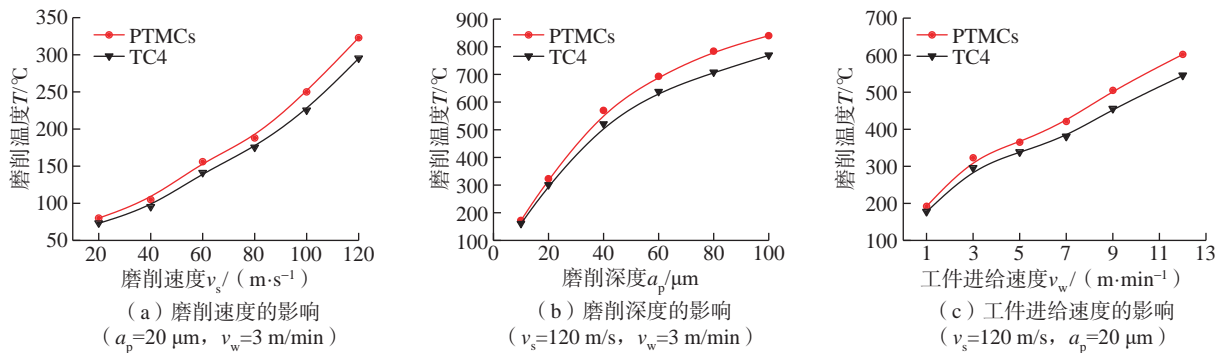


图4 磨削参数对磨削温度的影响规律

Fig.4 Effects of grinding parameters on grinding temperature

所示。从图4(a)中可以看出,当磨削速度 v_s 从 120 m/s 下降到 20 m/s, TC4 磨削温度从 295 $^\circ\text{C}$ 下降到 73 $^\circ\text{C}$, PTMCs 则从 323 $^\circ\text{C}$ 下降到 80 $^\circ\text{C}$, PTMCs 的磨削温度较 TC4 增加了 7%~11%。从图4(b)中可以看出,当磨削深度 a_p 从 100 μm 下降到 10 μm 时, PTMCs 的磨削温度较 TC4 增加了 8%~10%。从图4(c)中可以看出,当工件进给速度 v_w 从 12 m/min 下降到 1 m/min 时, PTMCs 的磨削温度较 TC4 增加了 8%~11%。同样,无论磨削参数如何变化, PTMCs 的磨削温度总是高于 TC4,但磨削温度的影响程度略小于磨削力。综上所述,通过分析 TC4 和 PTMCs 磨削力和温度的差异可知,由于具有较大的磨削力和较高磨削温度, PTMCs 比 TC4 钛合金更难加工。

2.2 PTMCs 材料去除演变过程

为了更好地理解 PTMCs 材料去除行为,本文采用 ABAQUS 商业软件建立了三维平面应变有限元模型以模拟 PTMCs 的材料去除过程,模型如图5所示。为了便于分析将增强颗粒简化为椭球体,椭球体的长轴半径为 4 μm ,短轴半径为 3 μm 。工件在 x 方向尺寸为 12 μm , y 方向尺寸为 7.5 μm , z 方向尺寸为 8 μm 。假定 CBN 磨粒为前角 -35° 的三棱锥。模型中的磨削深度为单颗磨粒切厚。有限元仿真中,将 TC4 基体材料和 TiC 增强颗粒结合界面简化为单元捆绑,基体材料单元与颗粒单元共用

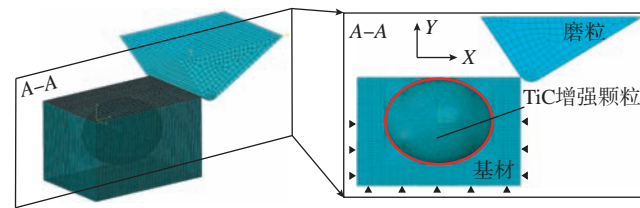


图5 三维平面应变有限元模型

Fig.5 3D plane strain finite element model

网格节点。TiC 增强颗粒和 TC4 基体材料分别采用理想弹性体和 JC 模型赋予材料属性,同时,分别采用脆性断裂和剪切失效模型作为材料失效准则。采用满足库仑定律的摩擦接触模型描述刀-屑接触区的摩擦,并将摩擦系数 μ 设置为 0.3。在加工过程中,磨粒的变形很小,可假设为刚体。

图6为磨削速度 20 m/s、单颗磨粒切厚 0.7 μm 时 PTMCs 的材料去除演变过程。值得注意的是,磨削 PTMCs 的去演变过程经历了 2 个典型阶段: TC4 钛合金基体材料去除阶段和增强颗粒材料去除阶段,将上述两个阶段表示为 S1 和 S2。其中, S1 阶段包括两个部分,第 1 部分从时刻 A (图6(a)) 到时刻 B (图6(b)) 为去除增强颗粒前基体材料阶段;第 2 部分从时刻 E (图6(e)) 到时刻 F (图6(f)) 为去除增强颗粒后基体材料阶段。

在 S1 阶段第 1 部分, PTMCs 的材料去除过程是典型的金属切屑形成的过程,即由于 TC4 基体金属材

料的绝热剪切而形成锯齿形切屑。但是,由于 TiC 增强颗粒所受的应力仅为 0.547 GPa,不足以对其产生显著影响,因此增强颗粒保持完整。在 S1 阶段第 2 部分, PTMCs 的材料去除过程仍是以 TC4 基体绝热剪切形成锯齿状切屑为主。由于磨粒 CBN 逐渐远离 TiC 增强颗粒,因此增强颗粒去除状态未有改变。可以看出,在 S1 阶段, PTMCs 的材料去除以金属基体材料的延性去除为主。

从 S2 阶段可以看出,从时刻 B (图6(b)) 到时刻 E (图6(e)) 主要为增强颗粒被去除。在时刻 B,磨粒 CBN 即将与增强颗粒接触,此时由于最大应力存在于增强颗粒中,因此会使磨粒下方的增强颗粒产生微小断裂,这通常是脆性断裂的前兆。在时刻 C,一半的增强颗粒已被去除,发现磨粒 CBN 和增强颗粒之间存在一定的非接触区域,如图6(c)所示,这种现象是增强颗粒脆性断裂形成的碎屑从表面剥落导致的,这也表明应力已超过增强颗粒脆性破坏的临界值。在前半部分增强颗粒去除过程中,

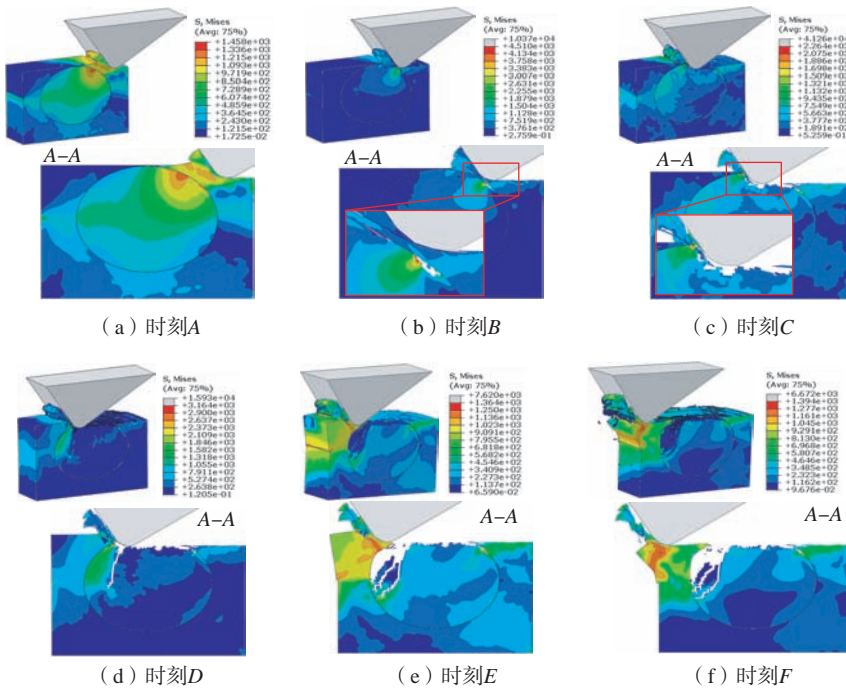


图6 磨削PTMCs的材料去除演变过程

Fig.6 Material removal behavior of grinding PTMCs

PTMCs的材料去除主要以脆性断裂为主。在时刻D,当去除到增强颗粒后半部分时微裂纹开始在增强颗粒中形成,如图6(d)所示。随着磨削的进行,增强颗粒中的裂纹加剧并扩展,如图6(e)所示。最后,当增强颗粒中的碎屑被冷却液冲出时,在磨削表面上产生了孔洞缺陷。可以看出,在S2阶段,PTMCs的材料去除以TiC增强颗粒的脆性去除为主。

PTMCs的材料去除演变过程为金属基体材料的延性去除和TiC增强颗粒的脆性去除。在S1阶段,PTMCs的材料去除行为属于延性去除,材料去除主要由锯齿状切屑形成。然而,在S2阶段,PTMCs的材料去除行为是脆性去除,材料去除主要是脆性断裂、裂纹萌生和裂纹扩展。图7为采用SEM观察得到的PTMCs典型磨削加表面形貌特征,磨削表面出现较多由TiC硬脆增强颗粒破碎形成的孔洞缺陷(图7箭头所示),这与仿真结果相一致。由此可以看出,孔洞缺陷是PTMCs磨削中的典型磨削表面损伤。

2.3 磨削速度对PTMCs材料去除的影响

图8为磨削速度对PTMCs材料去除的影响。可以看出,对于TiC增强颗粒脆性去除产生孔洞缺陷深度,高速磨削和低速磨削有很大差异。当磨削速度从120 m/s降到20 m/s时,磨削表面孔洞缺陷深度由0.8 μm增加到了3.5 μm,增加了约3.4倍。形成这个现象的原因之一是高速磨削和低速磨削的单颗磨粒切厚有显著差异,当磨削速度从120 m/s降到20 m/s时,单颗磨粒切厚从0.3 μm增加到0.7 μm,增加了近1.3倍。研究表明,单颗磨粒切厚对硬脆材料横向裂纹的形成有重要影响,横向裂纹深度随着单颗磨粒切厚的增加而增加^[13]。随着横向裂纹扩展的深度和数量逐渐增加,横向裂纹相互交织,最终延伸至增强颗粒表面,形成了较大面积和深度的孔洞缺陷。同时,低速磨削相对高速磨削会产生较大的磨削力,磨削力的增加促使横向裂纹扩展加快。因此,提高磨削速度可以降低增强颗粒脆性去

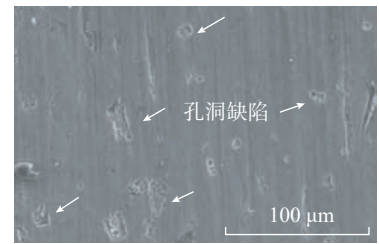


图7 PTMCs典型磨削加表面

Fig.7 Topography of PTMCs ground surface

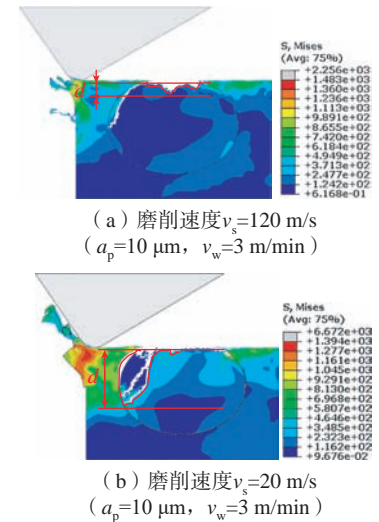


图8 磨削速度对PTMCs材料去除的影响

Fig.8 Effects of grinding speed on material removal of PTMCs

除对PTMCs磨削表面孔洞缺陷的影响程度。

3 结论

(1)磨削过程中,PTMCs的磨削力较TC4增加了15%~30%,磨削温度增加了7%~11%,PTMCs较TC4钛合金更难加工。

(2)PTMCs的材料去除包括延性去除和脆性去除,延性去除是TC4基体材料锯齿成屑,脆性去除主要是TiC增强颗粒脆性断裂、裂纹萌生和裂纹扩展。由脆性去除形成的磨削表面孔洞缺陷是PTMCs磨削中的典型加工损伤。

(3)当磨削速度从120 m/s降到20 m/s时,磨削表面孔洞缺陷深度由0.8 μm增加到3.5 μm,增加了约3.4倍。提高磨削速度可以降低PTMCs磨削表面孔洞缺陷。

参 考 文 献

- [1] DING S T, ZHOU H M, PAN B C, et al. An experimental method to obtain the hard alpha anomaly distribution for titanium alloy aeroengine disks[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(4): 67–82.
- [2] XU M R, LI C P, KURNIAWAN R, et al. Study on surface integrity of titanium alloy machined by electrical discharge-assisted milling[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2022, 299: 117334.
- [3] XIE W B, WANG X K, LIU E B, et al. Research on cutting force and surface integrity of TC18 titanium alloy by longitudinal ultrasonic vibration assisted milling[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022, 119(7): 4745–4755.
- [4] ZHU Y S, LIU Y F, WEI X N, et al. Tribological characteristics of the dual titanium boride layers (TiB₂+TiB) on titanium alloy[J]. Ceramics International, 2021, 47(10): 13957–13969.
- [5] LI S P, HAN Y F, ZHOU H T, et al. Optimizing the local microstructure and mechanical properties of variable section particulate reinforced titanium matrix composites component based on numerical simulation and isothermal forming[J]. Materials Science and Engineering: A, 2022, 829: 142161.
- [6] 韩远飞, 孙相龙, 邱培坤, 等. 颗粒增强钛基复合材料先进加工技术研究进展[J]. 复合材料学报, 2017, 34(8): 1625–1635.
- HAN Yuanfei, SUN Xianglong, QIU Peikun, et al. Research and development of processing technology on particulate reinforced titanium matrix composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2017, 34(8): 1625–1635.
- [7] ARAMESH M, ATTIA H M, KISHAWY H A, et al. Observation of a unique wear morphology of cBN inserts during machining of titanium metal matrix composites (Ti-MMCs); leading to new insights into their machinability[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 92(1): 519–530.
- [8] 张桂冠, 孙玉利, 范武林, 等. 钛合金加工表面完整性的研究现状与展望[J]. 航空制造技术, 2022, 65(4): 36–55, 79.
- ZHANG Guiguan, SUN Yuli, FAN Wulin, et al. Research progress and future development of surface integrity on machined surface of titanium alloys[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(4): 36–55, 79.
- [9] XI X X, ZHU Y J, CHEN T, et al. Surface burn behavior in creep-feed deep grinding of gamma titanium aluminide intermetallics: Characterization, mechanism, and effects[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, 113(3–4): 985–996.
- [10] LI Z, DING W F, SHEN L, et al. Comparative investigation on high-speed grinding of TiC_p/Ti–6Al–4V particulate reinforced titanium matrix composites with single-layer electroplated and brazed CBN wheels[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(5): 1414–1424.
- [11] ZHAO B, DING W F, XU J H, et al. Comparative study on cutting behavior of vitrified cubic boron nitride wheel and electroplated cubic boron nitride wheel in high-speed grinding of (TiC_p+TiB_w)/Ti–6Al–4V composites[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2016, 230(3): 428–438.
- [12] 吴帮福, 丁文锋, 曹洋. 颗粒增强钛基复材轴向超声振动辅助磨削试验研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(11): 96–102.
- WU Bangfu, DING Wenfeng, CAO Yang. Experimental study on axial ultrasonic vibration-assisted grinding of particle-reinforced titanium matrix composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(11): 96–102.
- [13] WU C J, LI B Z, LIU Y, et al. Strain rate-sensitive analysis for grinding damage of brittle materials[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 89(5): 2221–2229.

通讯作者: 丁文锋, 教授, 博士生导师, 研究方向为航空航天难加工材料高效高性能磨削技术。

Experimental and Simulation Study of Grinding Particle-Reinforced Titanium Matrix Composites

LI Zheng^{1,2}, LIU Bin¹, DING Wenfeng², TIAN Shuai¹, WANG Zhenghe¹

(1. Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China;

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] In this paper, the experiments on grinding of particle-reinforced titanium matrix composite (PTMCs) were conducted using single-layer brazed CBN wheels. The comparative grinding performance was studied in terms of grinding force and grinding temperature by grinding of PTMCs and TC4 titanium alloy. The evolution process of PTMCs material removal was discussed by the finite element method. The results show that the grinding forces for PTMCs are always 15%–30% higher than that for TC4. The grinding temperature for PTMCs is always 7%–11% higher than that for TC4. PTMCs is more difficult to machine than TC4 titanium alloy. The material removal process of PTMCs includes the ductile removal of TC4 matrix material and the brittle removal of TiC reinforced particles. The hole defect on the grinding surface is created by the brittle removal. When the grinding speed decreases from 120 m/s to 20 m/s, the depth of the hole defect on the ground surface increases from 0.8 μm to 3.5 μm, an increase of about 3.4 times. The influence of reinforced particle brittle removal on PTMCs ground surface hole defects can be reduced by increasing the grinding speed.

Keywords: Particle-reinforced titanium matrix composites (PTMCs); Grinding force; Grinding temperature; Finite element simulation; Material removal

(责编 逸飞)

引文格式: 刘浩, 王兵, 刘战强, 等. Ti_2AlNb 切削切屑形成过程近场动力学仿真及试验研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 68–75.
 LIU Hao, WANG Bing, LIU Zhanqiang, et al. Peridynamics simulation and experimental investigation of chip formation process during machining of Ti_2AlNb [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 68–75.

Ti_2AlNb 切削切屑形成过程近场动力学仿真及试验研究*

刘浩^{1,2}, 王兵^{1,2}, 刘战强^{1,2}, 李亮亮³, 蔡玉奎^{1,2}, 宋清华^{1,2}

1. 山东大学机械工程学院高效洁净机械制造教育部重点实验室, 济南 250061;
2. 山东大学机械工程国家级实验教学示范中心, 济南 250061;
3. 航空工业沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110850

[摘要] 利用非局部作用思想的近场动力学理论, 可以通过求解空间积分方程描述物质点运动规律, 准确描述切削过程材料剧烈塑性变形导致的裂纹扩展和断裂破坏行为。本文基于常规态基近场动力学方法构建 Ti_2AlNb 弹塑性本构模型, 融合材料失效和接触准则, 求解离散处理的近场动力学基本运动方程, 建立了适用于 Ti_2AlNb 切削仿真研究的态型近场动力学数值模型, 模拟分析了 Ti_2AlNb 直角切削切屑形成过程。通过试验验证, 表明近场动力学仿真可以准确模拟 Ti_2AlNb 切削切屑形成过程中材料变形和损伤演化规律。本方法预测的切屑形成剪切角 40.23° 与试验结果 38.89° 相比, 误差为 3.45%; 定义损伤空间分布的半峰宽值(FWHM)为切削第 1 变形区宽度, 其预测值为 0.06 mm, 预测误差小于 7%。

关键词: 切削加工; 切屑形成; 近场动力学; Ti_2AlNb ; 损伤演化

Peridynamics Simulation and Experimental Investigation of Chip Formation Process During Machining of Ti_2AlNb

LIU Hao^{1,2}, WANG Bing^{1,2}, LIU Zhanqiang^{1,2}, LI Liangliang³, CAI Yukui^{1,2}, SONG Qinghua^{1,2}

1. Key Laboratory of High Efficiency and Clean Mechanical Manufacture of MOE, School of Mechanical Engineering, Shandong University, Jinan 250061;
2. National Demonstration Center for Experimental Mechanical Engineering, Shandong University, Jinan 250061;
3. AVIC Shenyang Aircraft Industry (Group) Co., Ltd., Shenyang 110850

[ABSTRACT] Based on the idea of nonlocal theory, peridynamics describes the movement of material particles by solving spatial integral equations. It is suitable for describing the crack growth and fracture behavior of workpiece materials during severe plastic deformation in cutting process. In this paper, the elastoplastic constitutive model of Ti_2AlNb is constructed based on ordinary state-based peridynamics, and material failure and contact criteria are developed. By solving discrete basic motion equations, a state-based peridynamics numerical model is established to study the cutting process of Ti_2AlNb alloy. Then the chip formation process for orthogonal cutting of Ti_2AlNb is simulated and analyzed. The results demonstrate that the peridynamics method can accurately simulate the material deformation and damage evolution during machining of Ti_2AlNb . The error between the predicted chip shear angle of 40.23° and the experimental result of 38.89° is 3.45%. The full width at half maximum of the damage spatial distribution is defined as the width of the primary shear zone, and the predicted value is 0.06 mm with an error of less than 7%.

Keywords: Machining; Chip formation; Peridynamics; Ti_2AlNb ; Damage evolution

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.068

* 基金项目: 国家自然科学基金项目(52175420); 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)。

金属间化合物 Ti_2AlNb 具有高比强度、较高的断裂韧性和突出的耐高温性能,有望部分替代镍基高温合金,成为制造航空发动机热端部件的理想材料^[1-3]。然而, Ti_2AlNb 优异的高温力学性能使其成为典型的难加工材料,切削加工时变形剧烈且易产生表面缺陷^[4-5]。研究 Ti_2AlNb 切削切屑形成过程中的材料变形和损伤演化规律对于优化加工工艺并实现 Ti_2AlNb 高效率高质量加工具有重要意义^[6]。

近年来,已有针对 Ti_2AlNb 切削切屑形成过程的相关研究。如周恺等^[7]开展正交试验,研究了 Ti_2AlNb 在不同切削条件下的切屑形貌和刀具磨损,结果表明 Ti_2AlNb 车削时切屑主要呈带状,刀具前刀面发生粘结磨损和出现月牙洼;铣削时切屑呈扭曲节状,刀具磨损集中在切削刃口附近区域。He 等^[6]应用改进 Zerilli-Armstrong 模型计算了不同切削参数下 Ti_2AlNb 应变率硬化效应和热软化效应及其对流动应力的影响,证明流动应力对切屑形成过程的决定作用。Yuan 等^[8]将超声振动辅助铣削应用于 Ti_2AlNb 加工,研究发现超声振幅增大或振动维度增加有助于提高材料去除效率。苏云玲等^[9]通过开展 Ti_2AlNb 深细孔加工试验,研究了工艺参数对切屑形态的影响规律,发现随主轴转速或进给速度增大,切屑形态分别呈单元切屑、崩碎切屑和连续切屑。然而,上述研究主要关注切削参数对 Ti_2AlNb 切屑形态的影响规律,鲜有针对 Ti_2AlNb 切削切屑形成过程中材料变形和损伤演化机理的相关报道。

切削加工数值仿真是研究切屑形成过程的重要手段^[10]。基于连续介质力学理论的切削加工数值仿真方法,如有限元法^[11-12]、有限差分法^[13]等在求解切削变形区域裂纹扩展与断裂破坏等问题时,裂纹尖端位移场的不连续易造成结果奇异性,计算时需要根据裂纹扩展路径重新划分网格,导致计算结果对网格依赖性强,且需要引入额外裂纹扩展准则指导裂纹的萌生和扩展,计算精度和计算效率低^[14]。Belytschko 等^[15]提出的扩展有限元法克服了有限元法的网格依赖性,已成功应用于断裂问题,但其仍需引入额外的裂纹扩展准则,在切削变形区等复杂区域或多裂纹扩展区域的计算不够精确。基于非局部理论的分子动力学方法也已应用于切削过程模拟,但因计算量大而局限于微纳米尺度切削仿真,与实际加工过程的裂纹成核及扩展行为存在差别。

区别于连续性假设和空间微分求解方法的连续介质理论,近场动力学理论将连续体离散为空间域内一系列包含物性信息的物质点,通过求解空间积分方程描述物质点运动,其结果同时包含连续解和不连续解,裂纹能够自然萌生、扩展和分支^[16-18]。根据物质点对点的作用力形式差异,近场动力学理论分为键基^[16]、常规态基^[19]

和非常规态基^[20]近场动力学理论。Shang 等^[21]利用键基近场动力学模型模拟了单向碳纤维增强高分子材料的直角切削加工,预测了切削过程切屑形态和表面损伤形成。Zhan 等^[22]将基于分子动力学的 Al-SiC 界面本构模型应用于键基近场动力学模拟,预测了金属基复合材料准静态单轴拉伸和冲击加载下的失效模式。然而,键基近场动力学模型简化了物质点对点力之间的相互作用,且受泊松比限制,难以描述金属材料在高应变率加载下的复杂力学行为^[23]。Wu 等^[24]提出一种基于非常规态基的近场动力学改进模型并应用于纯铝切削仿真,通过使用混合局部/非局部梯度近似技术定义切削建模中的接触和边界条件,研究了物质点离散精细度和近场半径对计算结果的影响。然而,非常规态基材料模型易受零能振荡模式影响^[25-26],导致位移场计算不稳定。谷新保等^[27]将常规态基线弹性本构模型应用于平面裂纹的扩展和连接过程,结果表明常规态基近场动力学方法无需借助额外裂纹扩展准则即可准确模拟裂纹扩展和分叉现象,且突破了传统键基模型泊松比的限制。

本文基于常规态基近场动力学理论构建 Ti_2AlNb 合金的弹塑性本构模型,引入材料损伤准则和接触准则,通过 Verlet-Velocity 差分方法对 Ti_2AlNb 直角切削进行仿真模拟,分析 Ti_2AlNb 切削加工被切除层材料的力学响应特性,探讨 Ti_2AlNb 切屑形成过程中的材料变形和损伤演化规律。

1 常规态基弹塑性近场动力学模型

1.1 近场动力学基本运动方程

近场动力学是在连续介质理论基础上,基于不连续性和长程力作用假设对受力体进行重构^[16],如图 1 所示。通过将宏观连续体 R (即工件)离散成一定体积和质量的物质点,在某一时刻 t 时物质点 x 与其近场半径 δ 区域内的其他物质点 x' 通过键 ξ 产生相互作用力,根据牛顿第二定律,其运动方程为

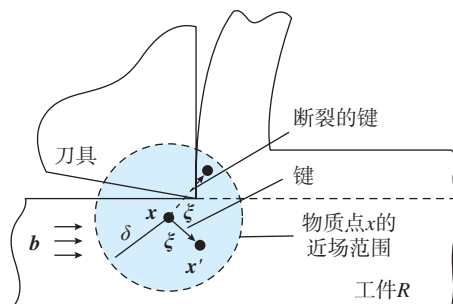


图 1 切削过程中工件物质点间的非局部作用示意图
Fig.1 Nonlocal interactions between workpiece material particles in cutting process

$$\rho(\mathbf{x})\ddot{\mathbf{u}}(\mathbf{x},t) = \int_{H_x} \mathbf{f}(\mathbf{u}(\mathbf{x}',t) - \mathbf{u}(\mathbf{x},t), \mathbf{x}' - \mathbf{x}) dV_{x'} + \mathbf{b}(\mathbf{x},t) \quad (1)$$

式中, ρ 为物质点密度; \mathbf{u} 为物质点位移; $\ddot{\mathbf{u}}$ 为 \mathbf{u} 的二次导数, 表示物质点的加速度; t 为时刻; H_x 为物质点 \mathbf{x} 的近场范围, 其定义为 $H_x = \{0 < |\mathbf{x}' - \mathbf{x}| < \delta\}$; \mathbf{x}' 为近场范围内其余物质点; \mathbf{f} 为物质点 \mathbf{x} 与 \mathbf{x}' 之间的相互作用力函数; \mathbf{b} 为外载荷密度, 表示单位体积物质所受的外载荷。参考构型中两粒子的相对位置态 $\underline{\mathbf{X}} \langle \xi \rangle = \xi = \mathbf{x}' - \mathbf{x}$, 相对位移 $\eta = \mathbf{u}(\mathbf{x}', t) - \mathbf{u}(\mathbf{x}, t)$ 。

如图 2 所示, 在态基近场动力学理论中, 键的变形由键端点近场范围内所有键的变形决定^[19], 由变形矢量态 $\underline{\mathbf{Y}}$ 表示, 即

$$\underline{\mathbf{Y}} \langle \xi \rangle = \mathbf{y}' - \mathbf{y} = \xi + \eta \quad (2)$$

因此, 式(1)可表达为

$$\rho(\mathbf{x})\ddot{\mathbf{u}}(\mathbf{x},t) = \int_{H_x} \{ \underline{\mathbf{T}}[\mathbf{x}, t] \langle \mathbf{x}' - \mathbf{x} \rangle - \underline{\mathbf{T}}[\mathbf{x}', t] \langle \mathbf{x} - \mathbf{x}' \rangle \} dV_{x'} + \mathbf{b}(\mathbf{x},t) \quad (3)$$

式中, $\underline{\mathbf{T}}[\mathbf{x}, t]$ 为力矢量态, 表示时刻 t 时物质点之间的相互作用。

由式(3)可知, 构建材料本构模型的关键是确定力矢量态 $\underline{\mathbf{T}}$ 。对于常规金属材料, 其力矢量状态^[19,28] 为

$$\underline{\mathbf{T}} = t \underline{\mathbf{M}} \quad (4)$$

式中, t 为标量力态; $\underline{\mathbf{M}} = \text{dir} \underline{\mathbf{Y}} = \underline{\mathbf{Y}} / |\underline{\mathbf{Y}}|$ 表示单位状态值函数, 即沿变形键方向的单位矢量。式(4)表明力矢量与键方向始终共线。

体积膨胀 θ 的标量值函数定义为

$$\theta(\underline{e}) = \frac{3}{m} (\underline{\omega} \underline{\mathbf{x}}) \cdot \underline{e} \quad (5)$$

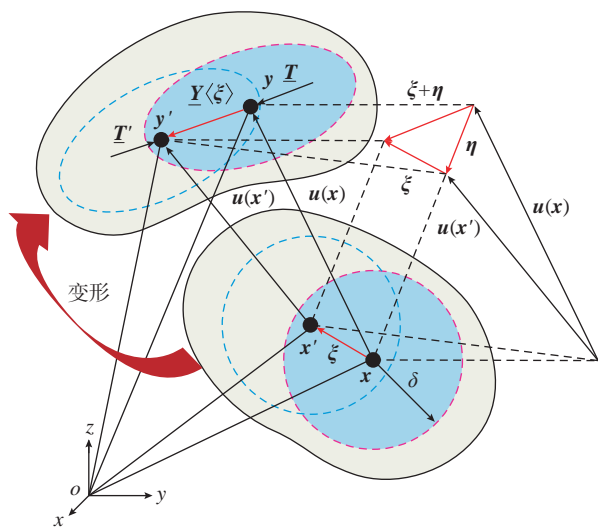


图 2 常规态基近场动力学模型材料质点 x 和 x' 之间的非局部相互作用

Fig.2 Nonlocal interactions between material particles x and x' in ordinary state-based peridynamics model

式中, $\underline{e} = |\underline{\mathbf{Y}}| - |\underline{\mathbf{X}}|$ 为扩展标量态, 表示变形前后键长变化量, $\underline{\mathbf{x}} = |\underline{\mathbf{X}}| \xi$ 表示初始构型中键的长度, 加权体积标量 $m = (\underline{\omega} \underline{\mathbf{x}}) \cdot \underline{\mathbf{x}}$, 其中 $\underline{\omega}$ 为影响函数。

扩展标量态 \underline{e} 的体积膨胀部分和偏斜部分分别定义为

$$\underline{e}^i = \frac{\theta \underline{\mathbf{x}}}{3}, \quad \underline{e}^d = \underline{e} - \underline{e}^i \quad (6)$$

1.2 非局部近场动力学弹塑性模型

对于线弹性各向同性材料的非局部模拟, Silling 等^[19] 提出近场动力学线性固体材料模型, 该模型中材料弹性性质由体积模量、剪切模量以及近场半径表示, 其标量力态表示为

$$\underline{t} = \frac{3K\theta}{m} \underline{\omega} \underline{\mathbf{x}} + \alpha \underline{\omega} \underline{e}^d \quad (7)$$

式中, K 为体积模量; 系数 α 与剪切模量 G 存在联系, $\alpha = 15G/m$ 。

常规态基近场动力学在处理塑性问题时的关键思想是将键的伸长标量态 \underline{e} 分解为体积膨胀部分 \underline{e}^i 和偏斜部分 \underline{e}^d , 并将键的偏斜部分 \underline{e}^d 加性分解为弹性部分 \underline{e}^{de} 和塑性部分 \underline{e}^{dp} ^[29]:

$$\underline{e}^d = \underline{e}^{de} + \underline{e}^{dp} \quad (8)$$

假设各项同性延性金属材料的塑性变形与压力无关, 则式(7)可以表达为

$$\underline{t} = -\frac{3K\theta}{m} \underline{\omega} \underline{\mathbf{x}} + \alpha \underline{\omega} (\underline{e}^d - \underline{e}^{dp}) = t^i + t^d \quad (9)$$

式中, t^i 和 t^d 分别为体积力态和偏量力态。为方便利用弹性本构关系进行塑性计算, 定义一标量函数 f , 称之为屈服函数; 基于屈服函数定义允许的标量偏斜力态集合为

$$E_{r,d} = \{t^d \in S^d | f(t^d) = \psi(t^d) - \psi_0 \leq 0\} \quad (10)$$

式中, ψ_0 为随材料变形变化的正变量, 其与等效塑性应变相关并代表材料的屈服点; ψ 为标量状态空间 S^d 的函数, S^d 由式(11)定义的集合为

$$S^d = \{t^d \in S | t^d \cdot \underline{\mathbf{x}} = 0\} \quad (11)$$

参考连续介质力学理论, 基于屈服函数的弗雷歇导数^[19] 得出塑性流动准则, 即

$$\dot{\underline{e}}^{dp} = \lambda \nabla^d \psi \quad (12)$$

式中, $\nabla^d \psi$ 为函数 ψ 的弗雷歇导数; λ 为一一致性参数。

1.3 失效准则

在弹塑性材料模型中融合失效准则, 以模拟变形体中键的自发断裂行为和损伤演化。引入键伸长率 s_c , 可表达为

$$s_c = \frac{|\eta + \xi| - |\xi|}{|\xi|} \quad (13)$$

式中, s_0 为给定材料中键的临界伸长率, 当键伸长率 s_c 超过临界伸长率 s_0 时发生破坏, 此时该键连接的物质点不再存在相互作用, 且破坏不可逆。通过式(14)定

义的历史相关函数 $\mu(t, \xi)$ 描述所有键的断裂情况为

$$\mu(t, \xi) = \begin{cases} 1 & s_c < s_0 \\ 0 & \text{else} \end{cases} \quad (14)$$

定义物质点 x 的局部损伤为与该点有关的断裂键数和键总数之比, 即

$$\varphi(x, t) = 1 - \frac{\int_{H_x} \mu(x, x', t) dV_{x'}}{\int_{H_x} dV_{x'}} \quad (15)$$

式中, φ 的大小反映了局部损伤程度。当 $\varphi=0$ 时, 表明物质点没有损伤; 而 $\varphi=1$ 时, 表明物质点近场范围内的键全部断裂。

材料变形时的破坏行为取决于临界伸长率 s_0 , 根据断裂能等效准则^[30], s_0 可由式(16)获得。

$$s_0 = \sqrt{\frac{5G_0}{9K\delta}} \quad (16)$$

式中, G_0 为临界能量释放率。利用上述断裂失效准则, 可以准确描述工件材料在切削变形时的损伤演化过程。

1.4 接触模型

在近场动力学理论中, 物质点之间仅通过键产生相互作用。切削过程中刀具与工件的初始距离远大于近场半径, 两者物质点之间不存在键连接^[16]。如图3(a)所示, 在刀具接触工件之前, 工件处于静止状态且各物质点合力为0; 当刀具切入工件时, 由于刀具与工件材料

之间不存在键及相互作用力, 从而产生如图3(b)所示的物质点渗透现象。本研究采用 Macek 等^[17]提出的短程力模型, 以描述非键合物质点之间的相互作用关系, 防止多体接触时物质点之间出现渗透现象。

在短程力模型中, 接触力不依赖于变形前各物质点间距离, 而仅取决于当前位置中物质点 P 和 i 的相对位置, 对物质点 i , 短程力 f_s 可由式(17)获得。

$$f_s(y_p, y_i) = \frac{y_p - y_i}{\|y_p - y_i\|} \min \left\{ 0, 15 \frac{c}{\delta} (\|y_p - y_i\| - d_{pi}) \right\} \quad (17)$$

式中, y_p 和 y_i 分别为物质点 p 和 i 的位置, 正系数 $c = 18K/\pi\delta^4$, d_{pi} 为物质点 p 和 i 之间开始产生短程力作用的临界距离, 其值由式(18)确定。短程力为排斥力, 仅在工件受压时产生作用, 如图3(c)所示。

$$d_{pi} = \min \{ 0.9 \|x' - x\|, 1.35|\Delta x| \} \quad (18)$$

2 切削过程近场动力学数值计算方法

将工件和刀具材料均匀离散为具有体积和密度信息的物质点, 离散间距为 Δx , 对基本运动方程(即式(3))在时间和空间上离散化处理, 形式如式(19)所示。

$$\rho(x) \ddot{u}_i(x, t) = \sum_p \{ T[x_p^n, t^n] \langle x_p^n - x_i^n \rangle - T[x_p^n, t^n] \langle x_i^n - x_p^n \rangle \} V_p + b(x_i^n, t^n) \quad (19)$$

式中, n 为时间步长; $V_p = |\Delta x|^3$ 为物质点 x_p 的体积。

利用式(20)中的 Verlet-Velocity 显式差分方法^[18]对式(19)进行求解获得物质点 x_i 在 t^{n+1} 时刻的位移。

$$\begin{aligned} \dot{u}_i^{n+0.5} &= \dot{u}_i^n + \frac{\Delta t}{2} \ddot{u}_i^n \\ \dot{u}_i^{n+1} &= \dot{u}_i^{n+0.5} + \frac{\Delta t}{2} \ddot{u}_i^{n+1} \\ \dot{u}_i^{n+1} &= \dot{u}_i^n + \Delta t \ddot{u}_i^{n+0.5} \end{aligned} \quad (20)$$

式中, \dot{u} 和 \ddot{u} 分别为物质点 x_i 的速度和加速度; Δt 为时间步长。

所建立近场动力学模型的数值实现过程如图4所

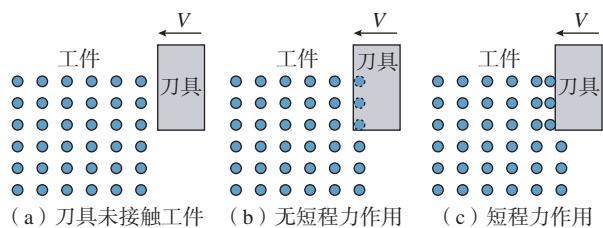


图3 刀具与工件接触时物质点位置变化示意图

Fig.3 Movement of material particles induced by tool-workpiece interaction

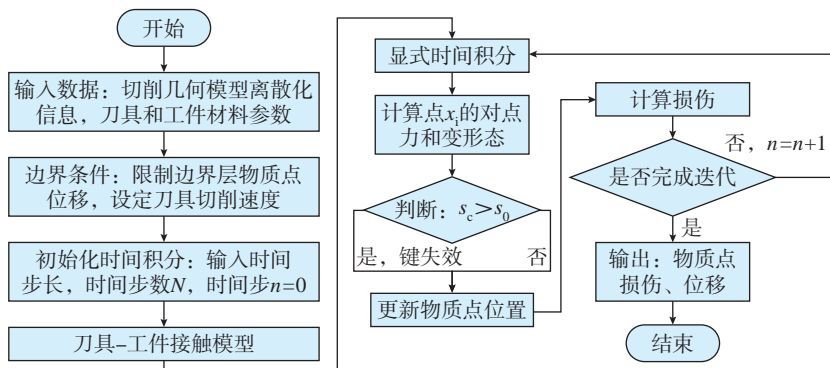


图4 切削加工近场动力学模型数值计算流程

Fig.4 Flowchart of numerical implementation for peridynamics model of cutting process

示。首先输入离散几何模型信息和刀具工件材料参数,其次初始化边界条件,固定工件边界层部分,并设定切削速度;然后根据输入参数确定时间步长以及时间步数;利用 Verlet-Velocity 差分方法计算物质点 x_i 的位置及速度信息,进而计算该物质点的对点力和变形态,判断物质点键的断裂情况,并更新物质点位置和损伤情况;当达到规定时间步时,输出物质点损伤及位移结果,计算结束。

3 Ti₂AlNb 直角切削数值仿真算例

图 5 为 Ti₂AlNb 直角切削几何模型及其物质点离散分布情况,定义蓝色标记的物质点区域为边界层,并限制边界层物质点的 x 、 y 方向位移为 0;定义黄色标记的物质点所在区域为工件切削区域;矩形工件试样尺寸为 1.5 mm × 0.5 mm;材料密度 $\rho = 5310 \text{ kg/m}^3$,体积模量 $K=128.123 \text{ GPa}$,剪切模量 $G=45.9 \text{ GPa}$,屈服应力 $\sigma_s=1130 \text{ MPa}$ 。将刀具设置为刚体,切削速度 $V=60 \text{ m/min}$,切削深度 $a_p=0.2 \text{ mm}$ 。工件被均匀离散为 500×2000 个物质点,物质点间距 $\Delta x=0.01 \text{ mm}$,近场半径 δ 取 3 倍物质点间距为 0.03 mm ,每个物质点的体积分数为 $V_i=2.7 \times 10^{-5} \text{ mm}^3$ 。假定工件材料 Ti₂AlNb 为各向同性的弹塑性材料,键临界伸长率为 0.108,迭代时间步长取 $\Delta t=1.138 \times 10^{-9} \text{ s}$,本算例模拟的切削长度为 1 mm ,计算时间步数为 878758 步。

图 6 为 Ti₂AlNb 直角切削试验原位成像测试装置,搭建的在位测试系统包括刀具、工件、单色强光源和高速相机等主要部件,利用专用夹具将 Ti₂AlNb 工件试样固定于直线滑轨上。试验采用肯纳 NG3189R 无涂层硬质合金刀具,其前角为 0° ,后角为 6° ,高速相机型号为 Phantom v2012 (配备 5 倍光学镜头),在 $768 \text{ pixel} \times 576 \text{ pixel}$ 分辨率下以 25000 帧/s 进行拍摄。试验采用同轴光源,最大功率为 60 W 。

图 7 为 Ti₂AlNb 直角切削切屑形成数值仿真与试验结果对比,可见在试验切削条件下切屑形态呈现锯齿状,利用近场动力学模型仿真预测的剪切角为 40.23° ,与直角切削试验测得的切角 38.89° 相比,误差仅为 3.45%。表 1 为 Ti₂AlNb 锯齿状切屑的形成过程,可见一个完整锯齿分节切屑的形成包括 4 个阶段,即挤压变形、剪切带启动、剪切带扩展、锯齿分节形成。表 1 数值仿真结果中锯齿分节形成的时间间隔共为 16800 时间步长;试验结果为高速相机拍摄的 Ti₂AlNb 直角切削切屑形成过程在位测试图像,在切屑锯齿分节形成的 4 个阶段中分别选取典型图像与切屑形成数值仿真结果进行对比;切屑形成图示为 Ti₂AlNb 锯齿状切屑形成过程示意图。

如表 1 所示,锯齿状切屑形成的阶段 1 中刀具与待形成锯齿分节开始接触并产生挤压变形,此时被切除层表面受刀具挤压作用而轻微隆起;阶段 2 为剪切带启动阶段,在刀具持续运动和挤压作用下,切屑第 1 变形区发生累积塑性变形,在刀尖部位形成局部化剪切带;阶段 3 为剪切带扩展阶段,在切屑第 1 变形区塑性变形累积作用下,切屑自由表面形成微裂纹并向刀尖部位扩展,同时刀尖部位形成的剪切带向切屑自由表面扩展;阶段 4 为切屑锯齿分节的形成阶段,此时由刀尖部位形成的局部化剪切带与切屑自由表面向刀尖部位扩展的微裂纹相遇,形成完整的锯齿切屑分节,并在刀具运动作用下开始形成新的锯齿分节。

为进一步揭示 Ti₂AlNb 材料切除时的损伤演化行为,在切削厚度方向均匀设置 6 个损伤测量点,如图 8

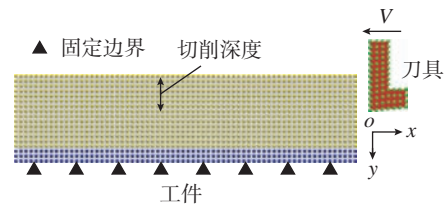


图 5 Ti₂AlNb 直角切削几何模型及其物质点离散分布
Fig.5 Geometric model for orthogonal cutting of Ti₂AlNb and associated mass particles discretization

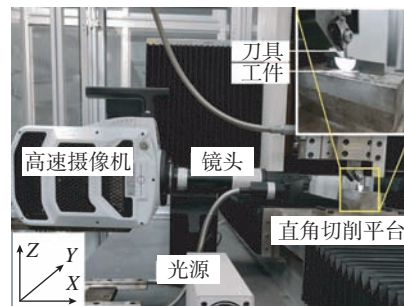


图 6 Ti₂AlNb 直角切削原位成像测试装置
Fig.6 In-situ imaging device for orthogonal cutting of Ti₂AlNb

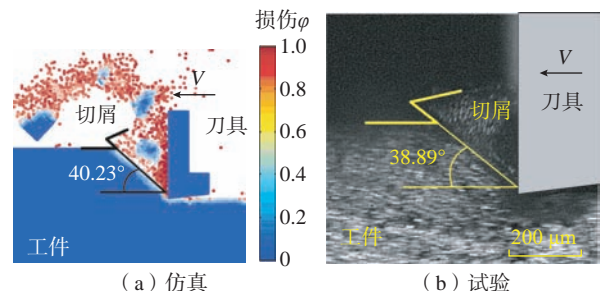


图 7 Ti₂AlNb 切屑形成数值仿真结果与试验结果对比
Fig.7 Comparison between simulation and experimental results for chip formation of Ti₂AlNb

表 1 Ti₂AlNb 锯齿状切屑形成过程
Table 1 Sawtooth chip formation process of Ti₂AlNb

| 切屑形成阶段 | 数值仿真结果 | 试验结果 | 切屑形成过程示意图 |
|--------------|-----------------|---------|-----------|
| 阶段 1: 挤压变形 | 时间步: 661500 | 199 | |
| 阶段 2: 剪切带启动 | 时间步: 665350 | 200 | |
| 阶段 3: 剪切带扩展 | 时间步: 673400 | 204 | |
| 阶段 4: 锯齿分节形成 | 时间步: 678300 | 207 | |

所示,自下而上依次编号为 No.1、No.2、No.3、No.4、No.5、No.6,各测试点之间间隔两个离散点,分析其损伤行为在锯齿状切屑形成过程中的时间演化以及空间分布规律。上述测量点损伤的时间演化结果如图 9 所示,在切屑锯齿分节单元形成的 4 个阶段中,阶段 1 为刀具和切屑新锯齿分节开始接触时刻,此时锯齿分节发生轻微变形,工件自由表面附近的 No.6 测试点受刀具挤压作用而产生轻微损伤;阶段 2 中刀尖部位切屑材料形成局部化剪切带,因 No.1 测试点位于剪切带处物质点的近场范围内,在该锯齿分节形成过程中未发生损伤,其余测试点损伤值均因剪切带扩展而增大;阶段 3 和阶段

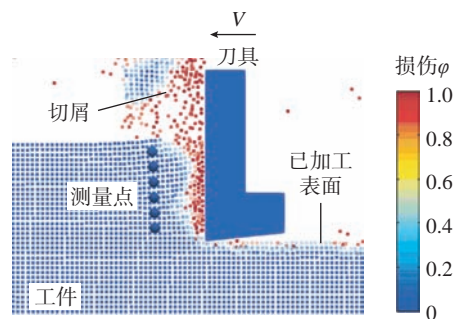


图 8 材料切除过程损伤测量点分布图示
Fig.8 Diagram of damage measurement points

4是切屑剪切带的扩展阶段,由于应力局部化导致测量点处损伤剧烈增加, No.4 测试点处于剪切带中心而损伤值最大,达到 0.807。

各测量点构成的空间损伤分布结果如图 10 (a) 所示。在锯齿分节形成的 4 个阶段内,测量点损伤值在沿切削厚度方向整体呈现中间高两端低的分布趋势。结合 No.6 测试点位置,可以发现切屑损伤主要发生在局

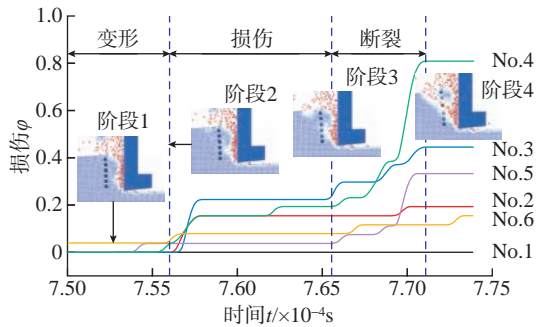
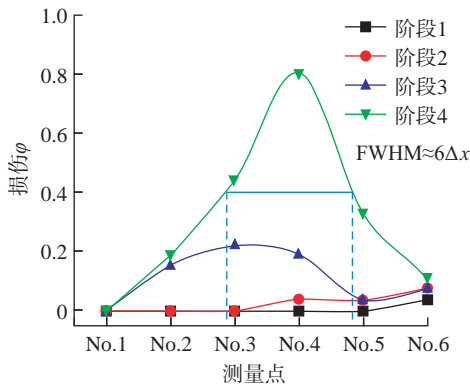
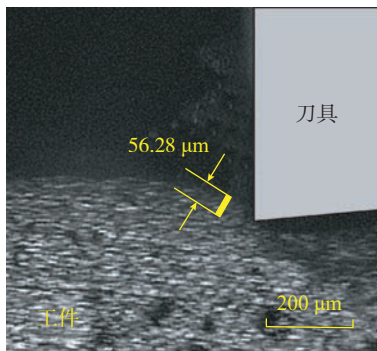


图9 材料切除过程物质点的损伤演化规律

Fig.9 Damage evolution of material points during material removal process



(a) 4阶段内损伤空间分布



(b) 第1变形区宽度测量结果

图10 Ti_2AlNb 切削切屑锯齿分节形成的 4 阶段内损伤空间分布及第 1 变形区宽度测量结果

Fig.10 Spatial distribution of damage evolutoin within the four stages of serrated chip formation and experimental measurement of primary shear zone width for Ti_2AlNb

部化剪切变形区,锯齿分节内部损伤较小。本研究采用锯齿分节完全形成时(阶段 4)空间损伤分布曲线的半峰宽值(FWHM)表征第 1 变形区宽度,并忽略宏观变形导致的离散点间距微小变化。使用该方法预测的第 1 变形区宽度约为 $60 \mu m$,与试验测得的第 1 变形区宽度 $56.28 \mu m$ 相比(图 10 (b)),预测误差值为 6.6%。

4 结论

本文基于近场动力学方法建立了常规态基近场动力学切削加工仿真模型,实现了 Ti_2AlNb 切削切屑形成过程的态型近场动力学数值模拟。分析了 Ti_2AlNb 被切除层材料力学响应特性,揭示了 Ti_2AlNb 切屑形成过程中材料变形和损伤演化规律。本文主要结论如下。

(1) 研究提出的近场动力学数值仿真方法能够准确模拟 Ti_2AlNb 锯齿状切屑形成过程,通过 Ti_2AlNb 直角切削仿真模拟和试验研究对比,证明本研究数值仿真获得的剪切角 40.23° 与试验结果 38.89° 吻合度高,误差值为 3.45%。

(2) Ti_2AlNb 锯齿状切屑的形成过程可划分为 4 个阶段,即挤压变形、剪切带启动、剪切带扩展、锯齿分节形成。定量分析了单个锯齿节切屑形成过程中工件材料损伤时间演化和空间分布规律,结果表明,阶段 4 锯齿分节形成时,剪切带位置损伤演化最为剧烈,损伤值达到 0.807。

(3) 定义了损伤空间分布的半峰宽值(FWHM)为切削第 1 变形区宽度,忽略变形引起的离散点间距变化,在阶段 4 中切削第 1 变形区宽度约为 0.06 mm ,预测误差值小于 7%。

本文验证了将近场动力学理论用于模拟研究金属切削加工的可行性,为分析切屑形成过程中的材料变形和损伤演化机理提供了一种新方法。

参考文献

[1] 师昌绪, 仲增墉. 我国高温合金的发展与创新[J]. 金属学报, 2010, 46(11): 1281-1288.
 SHI Changxu, ZHONG Zengyong. Development and innovation of superalloy in China[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2010, 46(11): 1281-1288.
 [2] POLOZOV I, GRACHEVA A, POPOVICH A. Processing, microstructure, and mechanical properties of laser additive manufactured Ti_2AlNb -based alloy with carbon, boron, and yttrium microalloying[J]. Metals, 2022, 12(8): 1304.
 [3] 徐磊, 姚利盼, 卢正冠, 等. 粉末冶金 Ti_2AlNb 合金研究进展[J]. 航空制造技术, 2019, 62(22): 14-20.
 XU Lei, YAO Lipan, LU Zhengguan, et al. Development of powder metallurgy Ti_2AlNb alloys[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(22): 14-20.

- [4] HE Linjiang, SU Honghua, XU Jiuhua, et al. Experiment on machinability of Ti_2AlNb intermetallic alloy[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017(5): 487–495.
- [5] ATTAR H, EHTEMAM-HAGHIGHI S, KENT D, et al. Recent developments and opportunities in additive manufacturing of titanium-based matrix composites: A review[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2018, 133: 85–102.
- [6] HE L J, SU H H, XU J H, et al. Study on dynamic chip formation mechanisms of Ti_2AlNb intermetallic alloy[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 92(9–12): 4415–4428.
- [7] 周恺, 刘月萍, 刘志兵. 叶轮轻量化用 Ti_2AlNb 基合金的切削加工性研究[J]. 战术导弹技术, 2013(6): 74–78.
- ZHOU Kai, LIU Yueping, LIU Zhibing. Research on machinability of Ti_2AlNb based alloy for lightweight of impeller[J]. Tactical Missile Technology, 2013(6): 74–78.
- [8] YUAN Z J, GAO G F, WANG Y, et al. Correction to: Experimental study on a two-dimensional ultrasonic vibration platform and milling of Ti_2AlNb intermetallic alloy[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022, 122(5–6): 4187–4208.
- [9] 苏云玲, 周贺, 刘月萍, 等. Ti_2AlNb 合金深细孔的高效切削加工工艺技术研究[J]. 航天制造技术, 2017(1): 30–33.
- SU Yunling, ZHOU He, LIU Yueping, et al. Efficient machining technology research of deep pores in Ti_2AlNb alloys[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2017(1): 30–33.
- [10] 徐锦洪, 黄祥辉, 陈明, 等. 刀具磨损形态对 $Ti6Al4V$ 切削过程影响的有限元仿真研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(3): 14–21.
- XU Jinyang, HUANG Xianghui, CHEN Ming, et al. Finite element study on effects of tool wear patterns on the machining process of $Ti6Al4V$ [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(3): 14–21.
- [11] CALAMAZ M, COUPARD D, GIROT F. A new material model for 2D numerical simulation of serrated chip formation when machining titanium alloy $Ti-6Al-4V$ [J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2008, 48(3–4): 275–288.
- [12] UMBRELLO D. Finite element simulation of conventional and high speed machining of $Ti6Al4V$ alloy[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2008, 196(1–3): 79–87.
- [13] LAZOGLU I, ALTINTAS Y. Prediction of tool and chip temperature in continuous and interrupted machining[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2002, 42(9): 1011–1022.
- [14] 黄丹, 章青, 乔丕忠, 等. 近场动力学方法及其应用[J]. 力学进展, 2010, 40(4): 448–459.
- HUANG Dan, ZHANG Qing, QIAO Pizhong, et al. A review on peridynamics(PD) method and its applications[J]. Advances in Mechanics, 2010, 40(4): 448–459.
- [15] BELYTSCHKO T, BLACK T. Elastic crack growth in finite elements with minimal remeshing[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1999, 45(5): 601–620.
- [16] SILLING S A. Reformulation of elasticity theory for discontinuities and long-range forces[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 2000, 48(1): 175–209.
- [17] MACEK R W, SILLING S A. Peridynamics via finite element analysis[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2007, 43(15): 1169–1178.
- [18] SILLING S A, ASKARI E. A meshfree method based on the peridynamic model of solid mechanics[J]. Computers & Structures, 2005, 83(17–18): 1526–1535.
- [19] SILLING S A, EPTON M, WECKNER O, et al. Peridynamic states and constitutive modeling[J]. Journal of Elasticity, 2007, 88(2): 151–184.
- [20] BREITENFELD M S, GEUBELLE P H, WECKNER O, et al. Non-ordinary state-based peridynamic analysis of stationary crack problems[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2014, 272: 233–250.
- [21] SHANG S, QIN X D, LI S P, et al. A bond-based peridynamic modeling of machining of unidirectional carbon fiber reinforced polymer material[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 102(9–12): 4199–4211.
- [22] ZHAN J M, YAO X H, HAN F. An approach of peridynamic modeling associated with molecular dynamics for fracture simulation of particle reinforced metal matrix composites[J]. Composite Structures, 2020, 250: 112613.
- [23] WANG H, XU Y P, HUANG D. A non-ordinary state-based peridynamic formulation for thermo-visco-plastic deformation and impact fracture[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2019, 159: 336–344.
- [24] WU C T, REN B. A stabilized non-ordinary state-based peridynamics for the nonlocal ductile material failure analysis in metal machining process[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2015, 291: 197–215.
- [25] LI P, HAO Z M, ZHEN W Q. A stabilized non-ordinary state-based peridynamic model[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2018, 339: 262–280.
- [26] 李潘, 郝志明, 甄文强. 一种近场动力学非普通状态理论零能模式控制方法[J]. 力学学报, 2018, 50(2): 329–338.
- LI Pan, HAO Zhiming, ZHEN Wenqiang. A zero-energy mode control method of non-ordinary state-based peridynamics[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2018, 50(2): 329–338.
- [27] 谷新保, 周小平. 裂纹扩展和连接过程的近场动力学数值模拟[J]. 岩土力学, 2017, 38(2): 610–616.
- GU Xinbao, ZHOU Xiaoping. Numerical simulation of propagation and coalescence of cracks using peridynamic theory[J]. Rock and Soil Mechanics, 2017, 38(2): 610–616.
- [28] SILLING S A. Linearized theory of peridynamic states[J]. Journal of Elasticity, 2010, 99(1): 85–111.
- [29] MITCHELL J. A nonlocal, ordinary, state-based plasticity model for peridynamics[R]. Sandia National Laboratories (SNL), Albuquerque, NM, and Livermore, CA (United States), 2011.
- [30] FOSTER J, SILLING S A, CHEN W N. An energy based failure criterion for use with peridynamic states[J]. International Journal for Multiscale Computational Engineering, 2011, 9(6): 675–688.

通讯作者: 王兵, 教授, 博士生导师, 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研究。

(责编 古京)

引文格式: 官祥锦, 陈娟, 张为民. 基于改进 A* 算法的多 AGV 路径规划研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 76-85, 90.

GUAN Xiangjin, CHEN Juan, ZHANG Weimin. Research on multi-AGV path planning based on improved A* algorithm[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 76-85, 90.

基于改进 A* 算法的多 AGV 路径规划研究

官祥锦¹, 陈娟¹, 张为民²

(1. 北京化工大学, 北京 100029;

2. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024)

[摘要] 自动导引车 AGV (Automated guided vehicle, AGV) 的路径规划问题是工业生产和物流领域的关键问题, 其中多 AGV 无碰撞路径规划是研究的难点。本文以实际工业生产现场为背景, 提出一种改进的 A* 算法, 该算法利用切比雪夫距离对传统 A* 算法的启发函数进行加权, 显著地减少了 A* 算法的搜索时间和搜索节点数, 提高了传统 A* 算法的路径搜索效率, 并将改进的 A* 算法和时间窗模型结合, 通过时间窗模型提前预判多 AGV 路径上节点占用情况, 根据生产任务需求和 AGV 离终点的远近程度, 动态调整 AGV 的优先级, 有效地解决了多 AGV 同时行驶时产生的死锁, 碰撞冲突问题。试验结果表明, 该算法在多 AGV 进行动态路径规划时, 路径的搜索效率得到显著的提高, 路径冲突问题也得到有效的解决。

关键词: AGV 路径规划; 改进 A* 算法; 多 AGV 调度; 时间窗模型; 多 AGV 冲突

Research on Multi-AGV Path Planning Based on Improved A* Algorithm

GUAN Xiangjin¹, CHEN Juan¹, ZHANG Weimin²

(1. Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China;

2. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] The path planning of automated guided vehicles (AGV) is an important research topic in the field of industrial production and logistics. Collision-free path planning of multiple AGVs is a difficult problem in research. In this paper, based on the actual industrial production site, the traditional A* algorithm is improved by using the Chebyshev distance, which significantly reduces the search time and the number of search nodes of the A* algorithm, and improves the path search efficiency at the same time. The improved A* algorithm combined with the time window algorithm is used to solve this problem. Pre-judge the node occupancy on multiple AGV paths through the time window model, and dynamically adjust the AGV priority according to the production task requirements and the distance of the AGV from the end point. This algorithm effectively solves the deadlock and collision problems caused by multiple AGVs driving at the same time. The experimental results show that when the algorithm is used for dynamic path planning of multiple AGVs, the path search efficiency is significantly improved and the path conflict problem is effectively resolved.

Keywords: AGV path planning; Improved A* algorithm; Multiple AGVs scheduling; Time window model; Multi-AGV conflict

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.076

AGV 在工业生产和物流领域扮演着越来越重要的作用, 能够有效地改善工业生产和生活的运输系统结构, 将人力从繁琐重复的体力劳动中解放出来, 不仅大大地降低了生产成本, 也提高了生产效率^[1]。而多

AGV 的路径规划和无碰撞调度是 AGV 应用面临的两大问题^[2-3], 其在环境复杂的工业现场和生产车间尤为突出。根据是否已知全局路径信息, 可将 AGV 路径规划分为全局路径规划和局部路径规划。全局路径规划

是指 AGV 在行驶前已经掌握了全局的路径信息,包括 AGV 的位置信息、所处环境的障碍物信息以及可行驶的路径信息,然后根据掌握的全局信息规划出一条从起点到终点的最优路径;局部路径规划是指 AGV 在行驶前对环境信息一无所知或知道部分环境信息,需要在行驶的过程中实时动态地了解自身的位置和环境信息,然后通过掌握的环境信息规划出一条从起点到终点的最优路径。目前应用于全局路径规划的算法主要有:栅格法(其中最具代表性的是 A* 算法^[4]、D* 算法和 Dijkstra 算法^[5-7])、快速搜索随机树法^[8](Rapidly-exploring random tree, RRT)、Voronoi 图法等。应用于局部路径规划的算法主要有:人工势场法^[9]、动态窗口法(Dynamic window approach, DWA),以及一些智能算法(其中主要有模糊算法、遗传算法^[10]、神经网络、粒子群算法^[11]、蚁群算法等)^[12-15]。由于计算的复杂度以及现实生产环境的限制,且大多工业生产和物流环境是全局已知的,所以在实际的 AGV 路径规划中,局部路径规划算法和智能路径规划算法应用的较少,大多还停留在仿真研究阶段,并没有应用到实际的生产生活中。

A* 算法由于其算法简单,在中小型地图中具有较好的搜索性能,是当前 AGV 进行路径规划时应用的最广泛的算法。但传统的 A* 算法存在需要搜索的节点数多、路径转角多、生成的路径平滑度低等问题^[16],这些问题在多 AGV 同时进行路径规划时尤为突出,特别是当多辆 AGV 存在路径冲突或者已规划好的路径上出现障碍物,需要对其进行重规划时,搜索的节点数将大大增加,降低了重规划的效率。针对传统 A* 算法存在的问题, Song 等^[17]做了很多研究,但大都是根据特定的应用环境进行的改进与研究。余星宝等^[18]采用传统 A* 算法找出最短路径上转弯处的特征点,再利用四阶贝塞尔曲线对转弯处的特征点进行平滑处理,得到 1 条无碰撞、平滑度高、具有一定曲率,且相对距离更短的路径,解决了传统 A* 算法生成的路径转角多、平滑度低、易发生碰撞的问题。但该方法对于只能沿着已铺设路径引导线行走的 AGV 不实用。胡蔚旻等^[19]以传统 A* 算法为基础,引入 3 轴 -2 象限、AGV 路径转向数来删除路径上的无效备选点,从而使 AGV 的行驶路径得到有效的平滑。但该算法在多辆 AGV 发生路径冲突时,不能对其路径进行动态调整,所以不适用于对多辆 AGV 进行路径规划的情况。刘生伟等^[20]在传统 A* 算法启发函数的基础上,引入了父节点的启发函数值,对当前节点和父节点启发函数之和进行加权处理,并通过判断转折点的方式,删除多余的冗余节点,使得规划出的路径更加平滑。该算法和传统的 A* 算法及指数衰减加权改

进 A* 算法相比,在搜索时间、路径长度以及路径包含的节点数上都减少。然而本文所使用的八邻域搜索方式,对于已铺设引导线的 AGV 来说并不实用。余文凯等^[21]将环境信息和 AGV 位置信息融入到评价函数中,并使用障碍率和直通率给 A* 算法的评价函数进行加权处理。通过基于 K-Means 聚类算法对栅格地图进行分区预处理后,再使用改进的 A* 算法搜索最短路径。对搜索到的最短路径,使用改进的 Floyd 算法对路径进行双向平滑度优化处理,并添加防碰撞安全距离系数,有效地增加了路径的平滑度和安全性。但该算法仅考虑单辆 AGV 的情况,并且对规划出的路径进行平滑处理的方式不适用于已铺设路径引导线的 AGV。卞永明等^[22]根据 AGV 从起点到当前点发生的转弯次数,对 A* 算法的启发函数进行奖励和惩罚,可以显著地降低转弯次数,但该算法没有考虑一条直线上的多余冗余节点。吴飞龙等^[23]将 AGV 的位置信息和环境信息融入到了 A* 算法的启发函数中,并使用环境的混乱程度和障碍率对启发函数进行加权处理,删除路径中多余的转折点和冗余节点,使 AGV 规划出的路径更加平滑。陆佳依等^[24]采用分裂和筛选的方案对传统 A* 算法进行优化,通过在未搜索节点的启发函数中增加转弯权值,在路径规划过程中考虑转弯带来的消耗,缩短了路径的总长度,减少了 AGV 的转弯次数。该方法明显提高了 A* 算法的复杂度,降低了搜索效率。

现有的 AGV 路径规划算法,考虑的情况大都比较理想化,没有对 AGV 的行驶方向做约束,导致在使用 A* 算法对 AGV 行驶路径进行规划时,既可以四方搜索,也可以八方搜索,从而出现规划的路径只要存在空白区域就可随便转弯的情况。这对于重载 AGV 以及对生产安全要求极为严格的工业生产现场来说是不现实的,在对 AGV 进行路径规划的过程中,如果不对 AGV 的行驶方向做约束,直接按照规划出的路径行驶,将非常容易和障碍物发生碰撞,发生安全事故。并且当涉及多辆 AGV 同时运行时,出于工业生产安全的考虑,对 AGV 的路径规划要求将变得更加严苛。此时,安全是路径规划优先考虑的问题,所以在进行多 AGV 路径规划时,需尽量将多 AGV 发生冲突碰撞的概率降到最低,其次才是 AGV 路径最优的问题,这种情况下,单纯地使用 A* 算法将不再满足路径规划要求。当涉及多辆 AGV 时,AGV 在运行的过程中,彼此互为障碍物,并且障碍物在实时移动,此时的 AGV 路径规划问题将从 1 个静态路径规划问题转变为 1 个动态路径规划问题。邢普学等^[25]通过增加 AGV 共享路径的惩罚值对 A* 算法进行改进,结合改进的 A* 算法设置了碰撞解决规则,

能够解决 AGV 的碰撞问题,但是该规则在 AGV 发生路径冲突时,只考虑对其进行重规划,重归化后的路径可能会导致新的碰撞出现及多 AGV 死锁的发生。泰应鹏等^[26]通过结合 A* 算法和时间窗模型,对多 AGV 进行了动态路径规划,通过提前计算 AGV 经过每个节点的时间,对时间窗进行动态的排布和更新,并为多辆 AGV 动态地分配优先级,实现了无冲突,无重复的系统调度。但是在实际中,准确计算每辆 AGV 到达每个节点的时间是困难的,如果发生较大的时间计算偏差,容易导致 AGV 发生碰撞问题。廉胤东等^[27]将当前节点到相邻候选节点的期望运行时间加入到传统 A* 算法的启发函数中,对传统 A* 算法进行了改进,在改进 A* 算法的基础上,对 AGV 下一个运行位置进行预判,实现 AGV 的冲突避让,提高了 AGV 路网资源的利用率。但该算法也存在计算量大,对 AGV 系统要求较高等问题。高新浩等^[28]基于改进时间窗的两阶段动态路径规划算法,构建环境拓扑地图,使用 A* 算法实现 AGV 离线路径规划。通过动态环境拓扑地图,使用 BP 神经网络实现 AGV 路径的动态规划,降低了多 AGV 在行驶过程中发生冲突和碰撞的可能性。但是该算法会随着 AGV 的频繁调度和重规划,以及环境地图的扩大而增加计算复杂度,降低 AGV 路径搜索效率。

基于以上问题,本文以铺设 AGV 导引线的工业生产现场为背景,提出了一种改进的 A* 算法,该算法使用切比雪夫距离对当前节点的启发函数进行加权处理,在相同的地图环境下,相比于 Dijkstra 算法,传统 A* 算法以及已有的使用切比雪夫距离对当前节点和父节点的启发函数进行加权的方法,其搜索节点数和搜索时间得到了有效的降低,显著地提高了 A* 算法在进行重规划时的搜索效率。在改进 A* 算法的基础上,结合时间窗模型,通过对每辆 AGV 的行驶节点进行提前预判,动态调整 AGV 的优先级,有效地解决了多 AGV 路径规划时的冲突问题,在 AGV 遇到其他车辆需要进行避让或重规划时,通过比较避让预计增加的时间和重规划预计增加的预估时间,并选择预计增加时间少的方案解决多 AGV 路径规划时的死锁以及路径冲突问题。采用该算法既可以让 AGV 得到了相对最优路径,也有效地解决了多 AGV 在运行过程中的时间、空间冲突问题。该算法增加的算法复杂度小,通过试验证明,此方法在对多 AGV 进行路径规划时,搜索速度快、实时性较好。

1 改进 A* 算法

A* 算法是从 Dijkstra 算法发展而来的,是一种启发式搜索算法。它利用启发信息来指导路径的搜索,以实

现减少搜索范围和降低搜索问题的复杂度。同时,也是静态路网中搜索最短路径时最有效的直接搜索方法。在 A* 算法中,估计值(即启发函数 $h(n)$ 值)与实际距离值越接近, A* 算法的搜索速度越快,搜索效率也就越高。由于 A* 算法在中小型地图中搜索的高效性,在实际中得到了广泛的应用。但是传统的 A* 算法由于其搜索路径时需要遍历的节点数多,且规划出的路径存在过多的冗余节点和转折点,所以很多学者对传统的 A* 算法进行了改进。传统的 A* 算法为

$$f(n) = g(n) + h(n) \quad (1)$$

式中, n 为当前节点; $f(n)$ 为从起始节点经过当前节点 n 到达目标节点的最小代价估计; $g(n)$ 为起始节点到当前节点的最小代价估计; $h(n)$ 为当前节点 n 到目标节点的最小代价估计,也称为启发函数。

启发函数 $h(n)$ 在 A* 算法中起着至关重要的作用。这里设当前点到目标点的实际代价为 Q 。当 $h(n)=0$ 时, A* 算法将变成 Dijkstra 算法, Dijkstra 算法能够保证找到一条最短路径;当 $h(n)<Q$ 时, $h(n)$ 的值越小, A* 算法需要扩展的节点数越多,算法的运行速度也就变得越慢,但是也能够保证找到一条最短路径,并且运算速度比 Dijkstra 算法快;当 $h(n)=Q$ 时, A* 算法只寻找最佳路径而不扩展任何节点,这种情况下也能够保证找到一条最短路径,并且运算速度非常快;当 $h(n)>Q$ 时, A* 算法在寻找最佳路径的过程中会扩展别的任何一个节点,这种情况下不能够保证找到一条最短路径。根据以上原则,为了能够得到一条从起点到终点的最短路径,要保证 $h(n) \leq Q$, 并且 $h(n)$ 越逼近 Q 值,其搜索速度会越快。这也是对 A* 算法进行改进的重要思路。

A* 算法中 $h(n)$ 常用曼哈顿距离、欧几里德距离、欧几里德距离的平方表示。欧几里德距离的表示方式为

$$h_o = \sqrt{(x_e - x_n)^2 + (y_e - y_n)^2} \quad (2)$$

曼哈顿距离的表示方式为

$$h_m = |x_e - x_n| + |y_e - y_n| \quad (3)$$

切比雪夫距离的表示方式为

$$h_c = \max(|x_e - x_n|, |y_e - y_n|) \quad (4)$$

式(2)~(4)中, (x_e, y_e) 为终点坐标; (x_n, y_n) 为当前点 n 的坐标。

由于传统 A* 算法在搜索路径时需要遍历的节点数和生成路径中的冗余节点较多,且在地图较大时尤为突出,严重影响了 A* 算法的搜索效率。本文遵循启发函数 $h(n)$ 越逼近当前点到目标点的实际代价值 Q ,其搜索速度会越快的原则,对 A* 算法进行了改进。

从式(2)~(4)可得,对于 $\forall n$ 和 $\forall e$ 有

$$\sqrt{(x_e - x_n)^2 + (y_e - y_n)^2} \leq |x_e - x_n| + |y_e - y_n| \quad (5)$$

也即, $h_o \leq h_m$

$$\max(|x_e - x_n|, |y_e - y_n|) \leq |x_e - x_n| + |y_e - y_n| \quad (6)$$

也即, $h_c \leq h_m$

$$h_o = \sqrt{(x_e - x_n)^2 + (y_e - y_n)^2} \geq |x_e - x_n| \quad (7)$$

$$h_o = \sqrt{(x_e - x_n)^2 + (y_e - y_n)^2} \geq |y_e - y_n| \quad (8)$$

$$\begin{cases} h_c = |x_e - x_n|, & |x_e - x_n| \geq |y_e - y_n| \\ h_c = |y_e - y_n|, & |x_e - x_n| < |y_e - y_n| \end{cases} \quad (9)$$

也即, $h_c = |x_e - x_n| \leq h_o$

从式(5)、(6)和(9)可以得到

$$h_c \leq h_o \leq h_m \quad (10)$$

由于本文所涉及的工业环境已经铺设了 AGV 路径导引线, AGV 不能沿着任意角度移动,只能沿着网格的方向移动。欧几里德距离 h_o 表示的是对角线距离,对于本文已铺设引导线的 AGV 不适用。本文使用取值更接近实际代价 Q 的曼哈顿距离 h_m 作为启发函数,并使用切比雪夫距离 h_c 对启发函数 h_m 进行加权,改进后的 A* 算法为

$$f(n) = g(n) + h_c \times h_m \quad (11)$$

改进后的 A* 算法可以减少在路径搜索时需要遍历的节点数,提高搜索效率。

A* 算法需要维护一个 Open 表和一个 Close 表, Open 表中记录了所有已经遍历过但是没有被考察的节点; Close 表中记录了所有已经考察过的节点,初始化时 Open 表中记录了起始节点, Close 表为空。执行 A* 算法时,从起始节点开始,不断地向外扩充,并维护和更新 Open 表和 Close 表,直到终点加入 Close 表为止。改进后的 A* 算法流程如图 1 所示。

本文以实际的工业生产制造车间为背景,利用栅格法和拓扑图法对工业生产制造车间的平面图进行电子地图的构建,图 2 为实际工业生产制造车间平面图,圆形数字标识的点为 AGV 的运输站点,其他数字标识的点为 AGV 路径上的节点。图 3 为与图 2 相对应的使用栅格法构建的电子地图。

图 3 中的栅格地图大小为 20×42 ,横坐标范围 $[0, 41]$ 、纵坐标范围 $[0, 19]$ 。栅格地图中的每个数字点代表着生产车间的一个站点,其中站点 1 和 17 是 AGV 的车库和充电桩所在位置。由于使用栅格地图规划出的 AGV 路径存在冗余的节点,因此本文对使用改进 A* 算法在栅格地图下得到的路径做进一步处理,删除生成路径上不必要的冗余节点,使最终规划出的路径需要保留的节点数更少。

为了验证本文提出的改进 A* 算法的有效性,分别对 Dijkstra 算法、传统 A* 算法、Tang 等^[16]提出的改进

的 A* 算法和本文提出的改进的 A* 算法进行仿真试验对比。以图 3 的栅格地图为试验地图,每次试验分别以栅格地图中的每个站点为起点或终点,经排列组合每次共验证 378 条路径。共做 10 次试验,最后取 10 次的平均值。试验结果及其对比如表 1 和表 2 所示。

从试验结果可以得出,与 Dijkstra 算法、传统 A* 算法和 Tang 等^[16]提出的改进的 A* 算法相比,本文提出的改进 A* 算法的平均搜索时间和平均遍历节点数得到了显著的减少,搜索效率得到了显著提高。与 Dijkstra 算法相比,平均搜索时间和平均遍历节点数分别减少了 74.95% 和 67.87%;与传统 A* 算法相比,平均搜索时间和平均遍历节点数分别减少了 59.91% 和 20.81%;与 Tang 等^[16]提出的改进的 A* 算法相比,平均搜索时间和平均遍历节点数分别减少了 17.57% 和 8.00%。使用改进的 A* 算法规划从节点 1(坐标(2,1))到节点 14(坐标(22,11))的路径如图 4 所示。

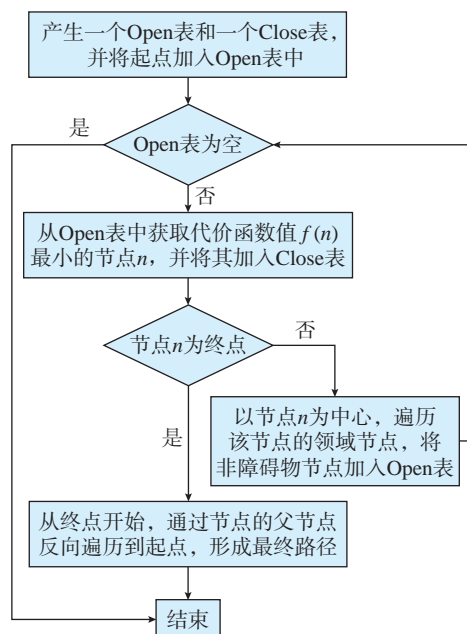


图 1 改进 A* 算法流程图

Fig.1 Flow chart of improved A* algorithm

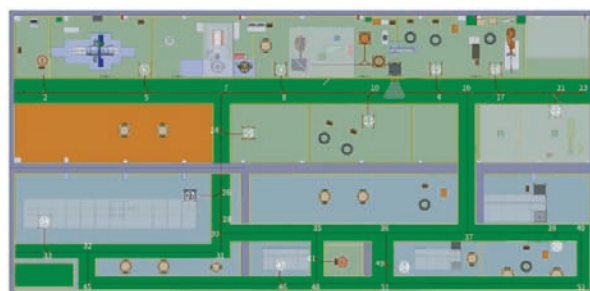


图 2 工业生产车间平面图

Fig.2 Floor plan of industrial production workshop

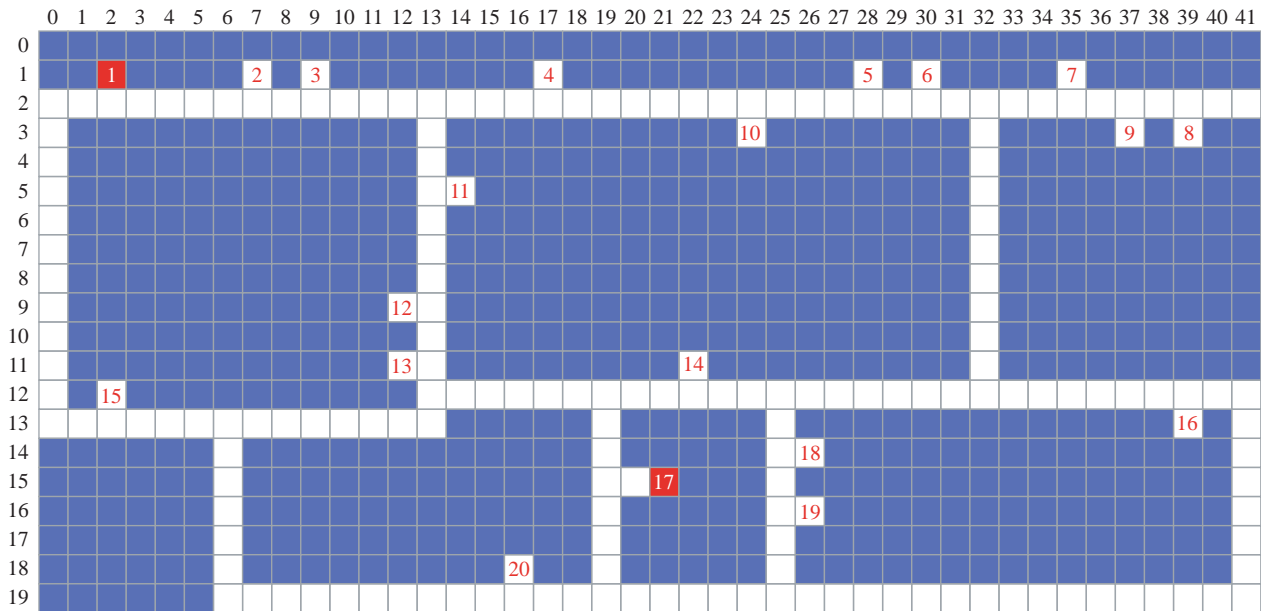


图3 工业生产车间栅格地图

Fig.3 Raster map of industrial production workshop

表1 4种路径规划算法遍历节点数和平均搜索时间对比

Table 1 Comparison of the number of traversed nodes and the average search time of four path planning algorithms

| | 平均搜索时间 /s | | | | 遍历节点数 | | | |
|--|-----------|-------|-----------|---------|----------|-------|-----------|---------|
| | Dijkstra | 传统 A* | 改进 A*[16] | 本文改进 A* | Dijkstra | 传统 A* | 改进 A*[16] | 本文改进 A* |
| | 29.78 | 18.61 | 9.05 | 7.46 | 242.81 | 98.52 | 84.80 | 78.02 |

表2 本文改进 A* 算法相较于其他 3 种算法遍历节点数和平均搜索时间减少百分比

Table 2 Compared with the other three algorithms, the improved A* algorithm in this paper reduces the number of nodes traversed and the average search time by a percentage %

| 相比平均减少搜索时间 /% | | | 相比平均减少遍历节点数 | | |
|---------------|-------|-----------|-------------|-------|-----------|
| Dijkstra | 传统 A* | 改进 A*[16] | Dijkstra | 传统 A* | 改进 A*[16] |
| 74.95 | 59.91 | 17.57 | 67.87 | 20.81 | 8.00 |

图4中x轴代表栅格点的横坐标; y轴代表栅格点的纵坐标,其中曲线上的每个点代表规划出的路径需要经过的每个节点。从图4中可以看出,使用改进的A*算法规划出的路径需要保存的节点为32个,本文在规划出的原始路径基础上做了进一步处理,删除路径中冗余的节点后,路径需要保留的节点数仅剩5个,路径也变得更加光滑。

2 多AGV无碰撞规划

工业生产车间常存在多个站点以及多个生产任务,需要多辆AGV同时进行无碰撞协调运行,所以需要

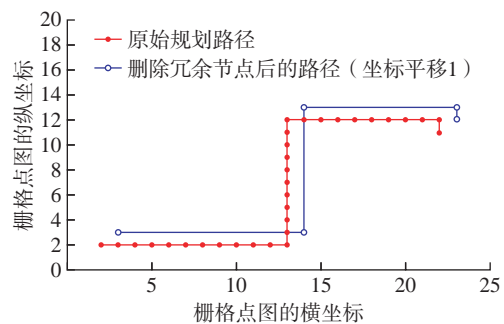


图4 使用改进 A* 算法规划的从节点 1 到节点 14 的路径

Fig.4 Using the improved A* algorithm to plan the path from node 1 to node 14

多辆AGV的行驶路径进行合理规划,在保证不发生碰撞的基础上,使每辆AGV的行驶路径最优。由于多辆AGV在行驶的过程中互为障碍物,所以需要考虑多辆AGV在行驶过程中的动态规划问题,保证每段路上在同一时间只能有1辆AGV通过。只有合理的规划和协调好AGV行驶路径的空间和时间资源利用问题,才能保证多辆AGV有条不紊地运行。

2.1 多AGV冲突类型

当多辆AGV同时运行时,AGV之间主要存在路径不冲突、路径冲突但时间不冲突、相向冲突、节点冲突4种情况。

(1) 路径不冲突。当多辆AGV之间规划的路径不存在重合节点和交叉节点,也即路径不存在冲突时,每辆AGV可各自独立运行,不需要考虑碰撞问题。

(2) 路径冲突时间不冲突。当多辆AGV之间存在路径冲突,但是时间不冲突时,因为同一节点或同一

路段上行驶的时间没有交叉和重叠,每辆 AGV 可独自运行,不需要考虑碰撞问题

(3) 相向冲突。如图 5 所示,当两辆 AGV 同一时间在同一条路段上相向行驶时,会产生相向冲突。此时需要采用相应的碰撞预测方法和策略,解决多辆 AGV 同一时间在同一路段上的相向冲突问题。

(4) 节点冲突。如图 6 所示,当多辆 AGV 同一时间在交叉路口相遇时,会产生节点冲突问题,此时也需要采用相应的碰撞预测方法和策略解决该问题。

2.2 基于时间窗的冲突解决方案

在 AGV 路径规划中,时间窗是指 AGV 从进入某路段到离开该路段所占用的时间段。可以将某路段的时间窗划分为空闲时间段和占用时间段。空闲时间段为该路段空闲的时间段,在空闲时间段内任何一辆 AGV 都可在该路段上行驶;占用时间段为当前 AGV 在该路段行驶占用的时间段,在占用时间段内其他车辆不能驶入该路段。时间窗模型的示意图如图 7 所示。

这里设 AGV 路径上的每个节点都用相应的坐标 (x,y) 表示, $(x_1,y_1) - (x_2,y_2)$ 表示路径上 2 个节点 (x_1,y_2) 和 (x_2,y_2) 之间的路段。图 8 为两辆 AGV 在路段 $(2,9) - (2,13)$ 上发生相向冲突的情况。图 9 为两辆 AGV 在节点 $(2,13)$ 发生节点冲突的情况。

所有 AGV 在路段 k 上的时间窗模型可以表示为

$$T(k) = \{t_{1k}, t_{2k} \dots t_{nk}\}, i \in [1, n] \quad (12)$$

式中, $T(k)$ 为所有 AGV 在路段 k 上的时间窗集合; i 表示第 i 辆 AGV; n 表示 AGV 的数量。

根据式(12)可以得到所有 AGV 在所有路段上的时间窗集合,为

$$T = \begin{pmatrix} T_1 \\ T_2 \\ \vdots \\ T_k \\ \vdots \\ T_m \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} t_{11} & t_{21} & \dots & t_{i1} & \dots & t_{n1} \\ t_{12} & t_{22} & \dots & t_{i2} & \dots & t_{n2} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ t_{13} & t_{23} & \dots & t_{i3} & \dots & t_{n3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \dots \\ t_{1m} & t_{2m} & \dots & t_{im} & \dots & t_{nm} \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中, T_m 表示所有 AGV 在路段 m 上的时间窗集合; m 表示 AGV 规划出的路径的路段数; n 表示 AGV 的数量。式(13)中的每一列代表每一辆 AGV 在所有路段上的时间窗集合。

多辆 AGV 在路段 k 上发生相向冲突的时间窗模型为

$$t'_{ik} \leq t_{qk} \leq t''_{ik}, i \in [1, n], q \in [1, n], q \neq i \quad (14)$$

式中, t'_{ik} 为第 i 辆 AGV 进入路段 k 时的时间; t''_{ik} 为第 i 辆 AGV 离开路段 k 时的时间; t_{qk} 为第 q 辆 AGV 在路段 k 上的时间窗。即当两辆 AGV 在同一路段 k 上的时间窗发生重叠时, AGV 将发生相向冲突。

当多辆 AGV 同时在一节点的相邻路段上行驶,并且同时到达该节点时,将发生节点冲突,节点冲突的时间窗模型为

$$|t''_{ik} - t''_{qp}| < \delta, \delta \propto 0, i \in [1, n], q \in [1, n], q \neq i \quad (15)$$

式中, t''_{ik} 为第 i 辆 AGV 离开路段 k 时的时间; t''_{qp} 为第 q 辆 AGV 离开路段 p 时的时间。路段 k 和路段 q 有相同的节点,并且 $k, q \in [1, m]$ 。即多辆 AGV 同时离开不同的路段,到达同一个节点时将发生节点冲突。

从图 8 和 9 的相向冲突及节点冲突的时间窗中可



图 5 AGV 路径发生相向冲突

Fig.5 AGV conflicts in same direction

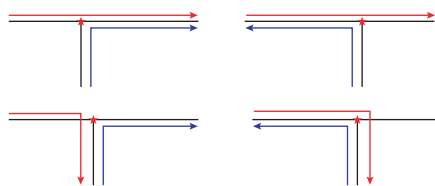


图 6 AGV 路径发生节点冲突

Fig.6 AGV conflicts in same node



图 7 时间窗模型

Fig.7 Time window model

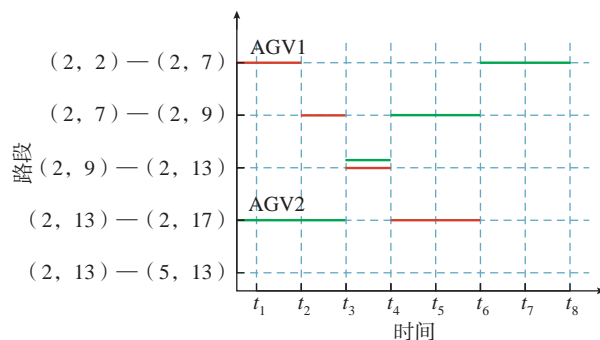


图 8 两辆 AGV 发生相向冲突时间窗

Fig.8 Two AGVs conflict time window in the same direction

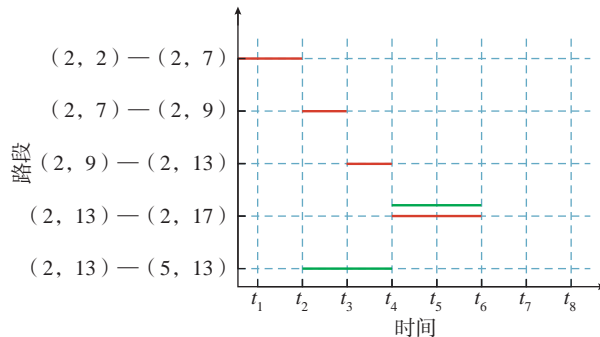


图 9 两辆 AGV 发生节点冲突时间窗

Fig.9 Two AGVs conflict time window in the same node

可以看出,将时间窗右移是解决多 AGV 路径冲突的主要方法。本文在每辆 AGV 行驶过程中,提前对 AGV 路径上的 3 个节点进行时间窗的更新和排布,当检测到时间窗有冲突时,根据生产任务需求以及当前 AGV 离终点的远近程度动态调整相应 AGV 的优先级,让优先级的 AGV 进行路径重规划或避让,即让其在冲突路段上的时间窗右移,从而避免 AGV 产生路径上的冲突与碰撞。在重规划或避让策略的选择上,可以通过式 (16) 进行选择。

$$\begin{cases} \text{采用重规划策略, } \Delta t_r \leq \Delta t_e \\ \text{采用避让策略, } \Delta t_r \geq \Delta t_e \end{cases} \quad (16)$$

式中, Δt_r 表示 AGV 进行重规划预计需要增加的行驶时间; Δt_e 表示 AGV 进行避让等待预计需要增加的行驶时间。

多 AGV 无碰撞规划流程如图 10 所示。

图 10 中节点标志 g 表示该节点既没有 AGV 占用也不是 AGV 规划路径中的节点。节点标志 y 表示该节点是 AGV 路径规划中需要经过的节点,但是现在 AGV 还没有经过该节点。节点标志 r 表示该节点是 AGV 路径规划中需要经过的节点,并且当前 AGV 离该节点的距离在 3 个节点以内。

3 试验结果与分析

为了验证本文提出的改进的 A* 算法以及多 AGV 无碰撞规划策略的有效性,使用 Visual Studio 2017+Qt5 进行编程,将改进的算法及策略应用到实际工业生产 AGV 上。AGV 长 2 m、宽 90 cm、高 60 cm、载重 1500 kg,其中 AGV 自带车载工控机用于 AGV 的控制,现场的 AGV 通道为单行道,即同一时间只允许有 1 辆 AGV 通过。出于工业现场安全考虑,AGV 在运输过程以 0.5 m/s 的速度匀速行驶。AGV 原型图如图 11 所示。

在图 12 中,AGV1 从 1 号站点到 17 号站点;AGV2 从 8 号站点到 19 号站点。图 13 为相对应的时间窗模型。使用改进的 A* 算法规划出的路径不存在重合和交叉的节点,所以两辆 AGV 无需考虑路径冲突问题,在图 13 中对应的时间窗上也不存在重叠情况。

在图 14 中,AGV1 从 t_1 时刻开始,从 17 号站点到 10 号站点;AGV2 从 t_4 时刻开始,从 8 号站点到 20 号站点。图 15 为相对应的时间窗模型。使用本文提出的改进的 A* 算法规划出的路径存在重合和交叉的节点,从图 15 时间窗模型中可以得出,AGV1 和 AGV2 在路段 (2,39) — (2,32) 和 (12,32) — (2,32) 交叉位置将发生节点冲突,所以根据 AGV 的优先级情况,AGV2 将会在 (2,37) 节点选择等待避让,待 AGV1 经过 (2,32) 节点后,AGV2 再按照原规划路径行驶到

20 号站点。

在图 16 中,AGV1 从 t_1 时刻开始,从 1 号站点到 16 号站点;AGV2 从 t_1 时刻开始,从 9 号站点到 2 号站点。图 17 为相对应的时间窗模型。使用本文提出的改进的 A* 算法规划出的路径存在重合和交叉的节点,规划出的 AGV1 原始路径为 (1,2) → (2,2) → (2,32) → (12,32) → (12,39) → (13,39)。从图 17 时间窗模型中可

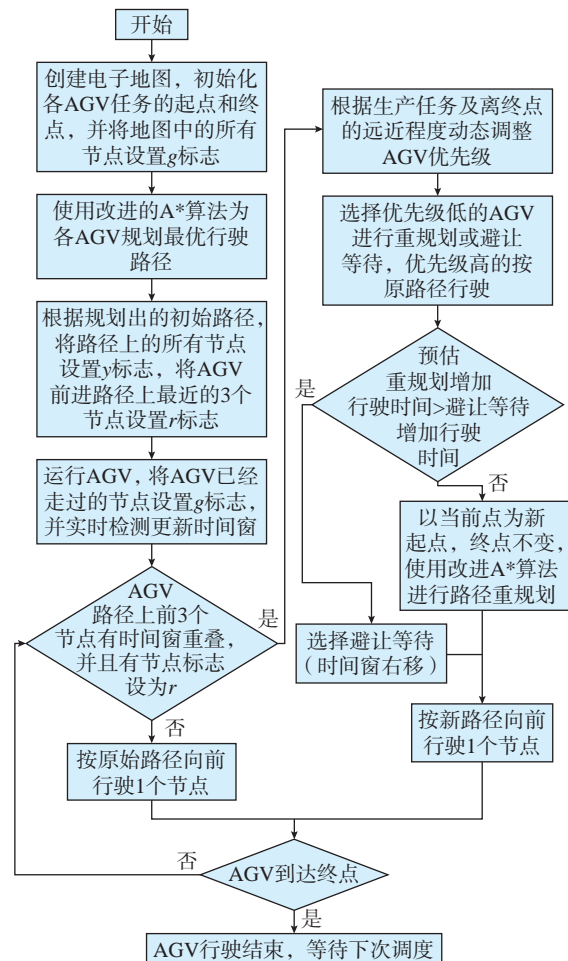


图 10 多 AGV 无碰撞规划流程图
Fig.10 Flow chart of multi-AGV collision-free planning

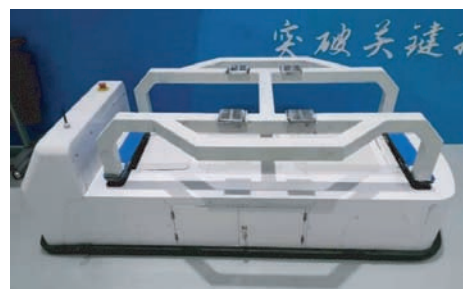


图 11 AGV 原型
Fig.11 AGV prototype

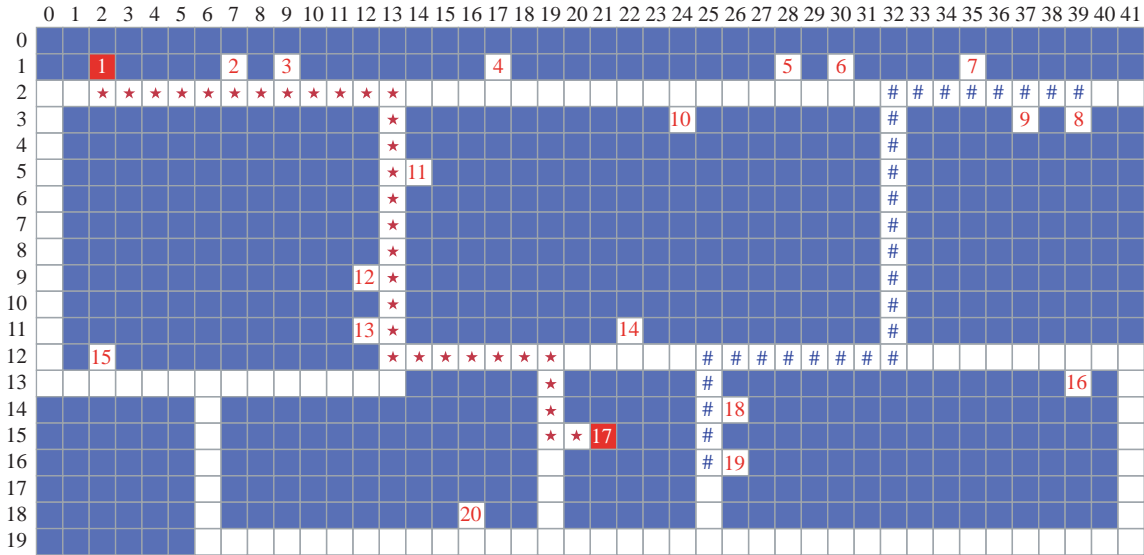


图 12 两辆 AGV 路径无冲突
Fig.12 No conflict between two AGVs

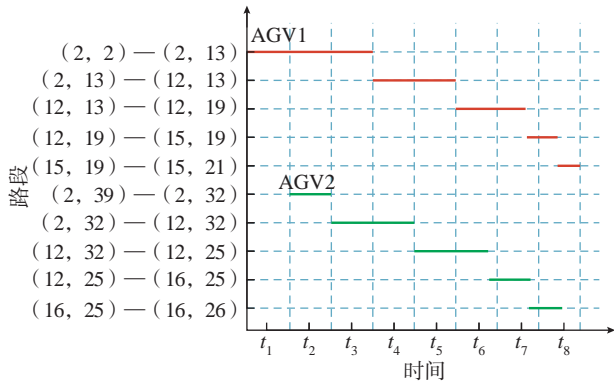


图 13 两辆 AGV 路径无冲突时间窗
Fig.13 Two AGV conflict-free time window

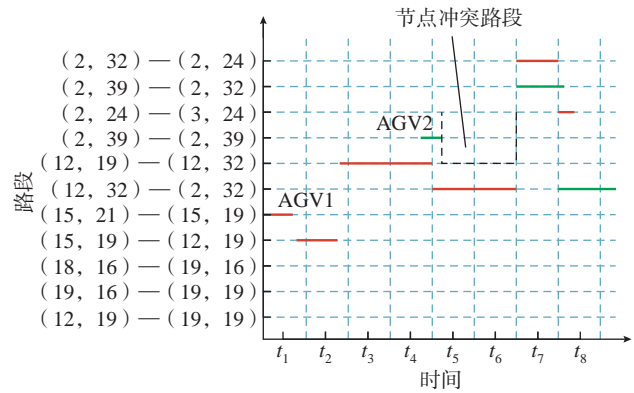


图 15 两辆 AGV 在节点(2,32)发生节点冲突时间窗(避让等待)
Fig.15 Time window when two AGVs have node conflict at coordinates (2,32) (Waiting)

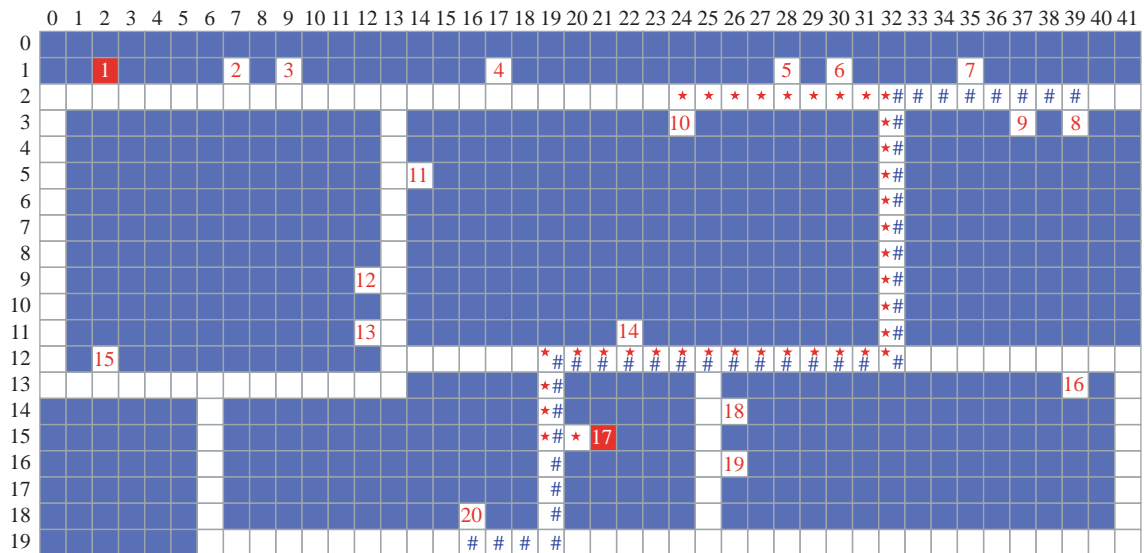


图 14 两辆 AGV 在节点(2,32)发生节点冲突
Fig.14 Two AGVs have a node conflict at coordinates (2,32)

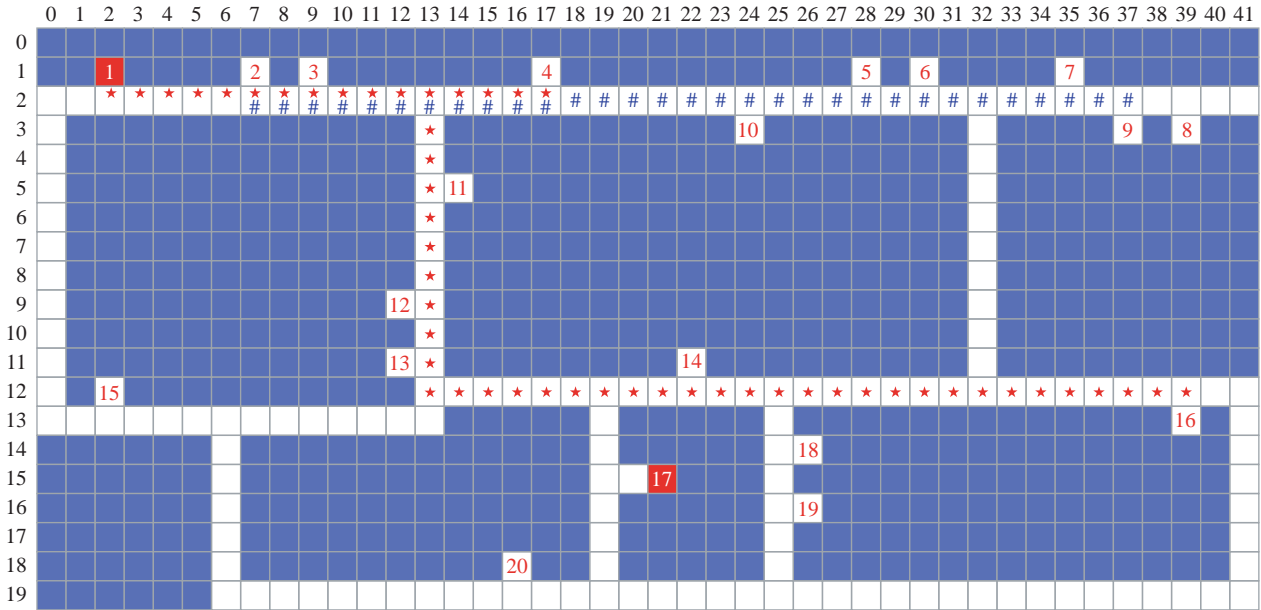


图 16 两辆 AGV 在节点(2,17)发生相向路径冲突
Fig.16 Two AGVs have a same direction conflict at coordinates (2,17)

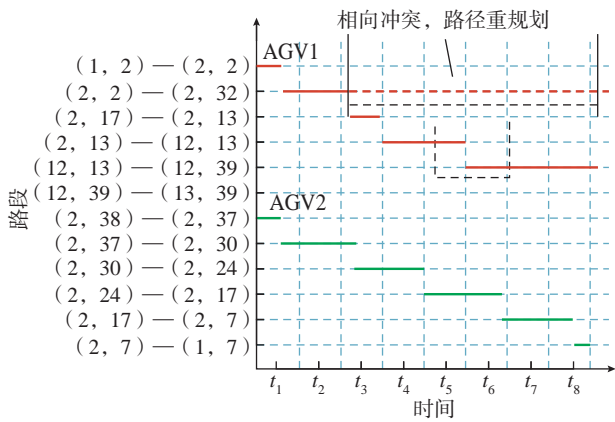


图 17 两辆 AGV 在节点(2,17)发生相向冲突时间窗(重规划)
Fig.17 Time window when two AGVs have a same direction conflict at coordinates (2,17)

以得出, AGV1 在节点(2,17)位置检测到前向路径上的节点被占用,根据 AGV 的无碰撞规划策略,AGV1 选择以节点(2,17)为新节点,终点不变,重新进行路径规划,AGV1 重规划后的路径为:(2,17)→(2,13)→(12,13)→(12,39)→(13,39)。AGV2 的路径保持不变,从而避免两辆 AGV 发生路径冲突碰撞。

本文以 Visual Studio 2017+Qt5 为开发环境,在图 11 所示的 AGV 上进行了试验验证。表 3 和 4 分别对应图 12、14 和 16 中,两辆 AGV 没有路径冲突、发生相向冲突(避让等待)和发生相向冲突(重规划)时进行路径规划消耗的时间,并在 4 种路径规划算法上进行了验证和对比分析。

从以上试验可以看出,本文提出的改进 A* 算法与多 AGV 路径规划策略结合,在多 AGV 无路径冲突,以

表 3 AGV1 路径规划消耗时间(不包括 AGV 运行时间)
Table 3 AGV1 path planning consumption time (not including AGV driving time)

| AGV 行驶情况 | Dijkstra | 传统 A* | 改进 A*[16] | 本文改进 A* |
|---------------------|----------|-------|-----------|---------|
| 两辆 AGV 没有路径冲突 | 2.52 | 2.12 | 1.28 | 0.99 |
| 两辆 AGV 发生相向冲突(避让等待) | 3.74 | 3.24 | 2.56 | 2.32 |
| 两辆 AGV 发生相向冲突(重规划) | 2.43 | 1.93 | 1.22 | 0.81 |

表 4 AGV2 路径规划消耗时间(不包括 AGV 运行时间)
Table 4 AGV2 path planning consumption time (not including AGV driving time)

| AGV 行驶情况 | Dijkstra | 传统 A* | 改进 A*[16] | 本文改进 A* |
|---------------------|----------|-------|-----------|---------|
| 两辆 AGV 没有路径冲突 | 1.91 | 1.62 | 1.20 | 0.87 |
| 两辆 AGV 发生相向冲突(避让等待) | 1.89 | 1.51 | 1.24 | 0.94 |
| 两辆 AGV 发生相向冲突(重规划) | 4.46 | 4.08 | 3.65 | 3.26 |

及存在节点或路径相向冲突时,能够得到较好的无碰撞规划结果,能够有效地解决实际工业生产过程中多AGV同时行驶时的路径冲突问题。当某辆AGV出现故障,长时间占用某条路径时,调度系统会检测到故障并产生报警,通知工作人员进行处理,同时调度系统会将电子地图中的该栅格点置为障碍物点,其他AGV进行路径规划时将不会再考虑该条路径。从表3和4中可以看出,相较于Dijkstra算法、传统A*算法和Tang等^[16]提出的改进A*算法,使用本文改进的A*算法,无论是在两辆AGV没有路径冲突或者发生路径冲突时,都能够很快地对每辆AGV进行路径规划,能够较好地满足实时性要求。

4 结论

本文以实际工业生产现场为背景,研究了多AGV路径规划算法和无碰撞策略。通过使用切比雪夫距离对启发函数进行加权,对传统的A*算法进行了改进,同时,通过时间窗模型和动态调整AGV的优先级,解决了多AGV的路径冲突问题,具有较好应用价值。试验表明,本文提出的改进的A*算法显著地降低了AGV在进行路径规划时的路径搜索时间,提高了搜索效率,实时性也得到了进一步的提高。

参考文献

- [1] FU B, CHEN L, ZHOU Y T, et al. An improved A* algorithm for the industrial robot path planning with high success rate and short length[J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2018, 106: 26–37.
- [2] ZHANG Y, WANG F L, FU F K, et al. Multi-AGV path planning for indoor factory by using prioritized planning and improved ant algorithm[J]. *Journal of Engineering and Technological Sciences*, 2018, 50(4): 534–547.
- [3] ZHONG M S, YANG Y S, DESSOUKY Y, et al. Multi-AGV scheduling for conflict-free path planning in automated container terminals[J]. *Computers & Industrial Engineering*, 2020, 142: 106371.
- [4] ZHOU L J, CUI W, FU H Y. AGV path planning combining A* and ant colony algorithm[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, 1948(1): 012006.
- [5] ZHENG Y C, WANG J, GUO D, et al. Study of multi-objective path planning method for vehicles[J]. *Environmental Science and Pollution Research*, 2020, 27(3): 3257–3270.
- [6] LUO M, HOU X R, YANG J. Surface optimal path planning using an extended dijkstra algorithm[J]. *IEEE Access*, 2020, 8: 147827–147838.
- [7] SUN Y H, FANG M, SU Y X. AGV path planning based on improved dijkstra algorithm[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, 1746: 12052.
- [8] YUAN Z H, YANG Z M, LV L L, et al. A Bi-level path planning algorithm for multi-AGV routing problem[J]. *Electronics*, 2020, 9(9): 1351.
- [9] CHEN Z Y, XU B. AGV path planning based on improved artificial potential field method[C]//2021 IEEE International Conference. Shenyang: IEEE, 2021.
- [10] PRADHAN B, NANDI A, HUI N B, et al. A novel hybrid neural network-based multirobot path planning with motion coordination[J]. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2020, 69(2): 1319–1327.
- [11] DU L Z, KE S F, WANG Z, et al. Research on multi-load AGV path planning of weaving workshop based on time priority[J]. *Mathematical Biosciences and Engineering: MBE*, 2019, 16(4): 2277–2292.
- [12] 霍凤财, 迟金, 黄梓健, 等. 移动机器人路径规划算法综述[J]. *吉林大学学报(信息科学版)*, 2018, 36(6): 639–647.
- [13] HUO Fengcai, CHI Jin, HUANG Zijian, et al. Review of path planning for mobile robots[J]. *Journal of Jilin University (Information Science Edition)*, 2018, 36(6): 639–647.
- [14] 宋晓茹, 任怡悦, 高嵩, 等. 移动机器人路径规划综述[J]. *计算机测量与控制*, 2019, 27(4): 1–5, 17.
- [15] SONG Xiaoru, REN Yiyue, GAO Song, et al. Survey on technology of mobile robot path planning[J]. *Computer Measurement & Control*, 2019, 27(4): 1–5, 17.
- [16] DE RYCK M, VERSTHEYHE M, DEBROUWERE F. Automated guided vehicle systems, state-of-the-art control algorithms and techniques[J]. *Journal of Manufacturing Systems*, 2020, 54: 152–173.
- [17] CHEN Z Y, FENG Z X, FAN Z Q. Improved AGV path planning algorithm based on grid map model[C]//2021 IEEE 5th Advanced Information Technology, Electronic and Automation Control Conference. Chongqing: IEEE, 2021.
- [18] TANG G, TANG C Q, CLARAMUNT C, et al. Geometric A-star algorithm: An improved a-star algorithm for AGV path planning in a port environment[J]. *IEEE Access*, 2021, 9: 59196–59210.
- [19] SONG R, LIU Y C, BUCKNALL R. Smoothed A* algorithm for practical unmanned surface vehicle path planning[J]. *Applied Ocean Research*, 2019, 83: 9–20.
- [20] 余星宝, 杨慧斌, 周玉凤, 等. 改进A*的4阶贝塞尔曲线路径规划[J]. *轻工机械*, 2020, 38(6): 64–67.
- [21] YU Xingbao, YANG Huibin, ZHOU Yufeng, et al. Improved path planning of A* quartic Bezier curve[J]. *Light Industry Machinery*, 2020, 38(6): 64–67.
- [22] 胡蔚旻, 靳文舟. 改进平滑A*算法的多AGV路径规划[J]. *计算机工程与应用*, 2020, 56(16): 204–210.
- [23] HU Weimin, JIN Wenzhou. Multi-AGV path planning based on improved smooth A* algorithm[J]. *Computer Engineering and Applications*, 2020, 56(16): 204–210.
- [24] 刘生伟, 马钺, 孟树峰, 等. 改进A*算法的AGV路径规划[J]. *计算机应用*, 2019, 39(Z2): 41–44.
- [25] LIU Shengwei, MA Yue, MENG Shufeng, et al. Improved A* algorithm for path planning of AGV[J]. *Journal of Computer Applications*, 2019, 39(Z2): 41–44.
- [26] 余文凯, 章政, 付雪画, 等. 基于地图预处理及改进A*算法的路径规划[J]. *高技术通讯*, 2020, 30(4): 383–390.
- [27] YU Wenkai, ZHANG Zheng, FU Xuehua, et al. Path planning based on map partition preprocessing and improved A* algorithm[J]. *Chinese High Technology Letters*, 2020, 30(4): 383–390.

(下转第90页)

引文格式: 周丽娜, 付明杰, 李晓华, 等. TA32 高温钛合金超塑性性能研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 86-90.

ZHOU Lina, FU Mingjie, LI Xiaohua, et al. Superplastic behavior of TA32 high temperature titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 86-90.

TA32 高温钛合金超塑性性能研究

周丽娜^{1,2,3}, 付明杰¹, 李晓华^{1,2,3}, 韩秀全^{1,2,3}

(1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;

2. 塑性成形技术航空科技重点实验室, 北京 100024;

3. 数字化塑性成形技术及装备北京市重点实验室, 北京 100024)

[摘要] 采用恒应变速率法对TA32高温钛合金板材进行超塑拉伸,研究了温度920~980℃和应变速率 $5 \times 10^{-5} \sim 1 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$ 条件下材料的超塑变形行为,并分析了锥形件胀形过程的变形特征和微观组织演变规律。结果表明,TA32合金具有良好的超塑性变形能力,温度920℃、应变速率 $1 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$ 时最大延伸率达到864%。温度为940℃和960℃时,受平面应力变形的锥形件高度较高,分别为90 mm和92 mm;经过不同变形量的变形后微观组织变化并不显著。

关键词: TA32; 高温钛合金; 超塑性; 胀形; 显微组织

Superplastic Behavior of TA32 High Temperature Titanium Alloy

ZHOU Lina^{1,2,3}, FU Mingjie¹, LI Xiaohua^{1,2,3}, HAN Xiuquan^{1,2,3}

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

2. Aeronautical Key Laboratory for Plastic Forming Technologies, Beijing 100024, China;

3. Beijing Key Laboratory of Digital Plasticity Forming Technology and Equipment, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] The superplastic behavior of TA32 titanium alloy sheet was investigated by constant strain rate tensile tests at deformation temperature range of 920–980 °C and strain rate range of $5 \times 10^{-5} \sim 1 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$. The deformation characteristics and microstructure evolution during superplastic bulging of cone shaped part was analyzed. The results show that TA32 alloy provides superior superplastic deformation capability, with a maximum elongation up to 864% at 920 °C with the strain rate of $1 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$. The height of the cones is higher at 940 °C and 960 °C, 90 mm and 92 mm, respectively, and microstructure has no significant change with different deformation.

Keywords: TA32; High temperature titanium alloy; Superplasticity; Bulging; Microstructure

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.086

超塑成形是一种低成本、高效益、近无余量的成形工艺,具有有效降低结构重量、提高结构的完整性和承载效率的优点,在航空航天领域得到广泛应用^[1-2]。TA32合金是在TA12合金基础上进行成分改进而得到的一种新型近 α 型钛合金,名义成分为Ti-5.5Al-3.5Sn-3.0Zr-0.7Mo-0.3Si-0.4Nb-0.4Ta^[3]。该合金在550℃具有良好的综合性能,在低于550℃的环境可长时间使用,短时使用温度可达600℃,在超音速飞行器和航空

发动机中具有广泛的应用前景。目前国内已针对TA32合金板材开展了热变形行为的研究^[4-7],但超塑成形相关的研究较少^[8-9]。

在本研究中,通过单向超塑拉伸试验研究变形工艺参数(应变速率、变形温度)对TA32合金超塑性的影响规律,获得最大超塑延伸率的工艺参数。通过锥形件的超塑胀形,研究平面应力变形条件下TA32合金的变形特征和微观组织演变规律,为结构件的工艺设计提供参考。

1 试验材料及方法

1.1 试验材料

试验所用材料为宝钛集团提供的 1.5 mm 厚退火态 TA32 钛合金, 板材的原始显微组织如图 1 所示, 由白色等轴 α 和黑色 β 相组成, β 相呈等轴状或长条状, 平均晶粒尺寸小于 $5 \mu\text{m}$ 。

1.2 试验方法

(1) 单向超塑拉伸试验。

利用线切割加工出如图 2 所示的拉伸试样, 试样表面经除油处理和砂纸研磨, 保证表面平整、无裂纹。试样标距表面均匀涂抹抗氧化涂料。超塑拉伸试验在 SANS-CMT4104 型微机控制电子万能试验机上进行, 试样加热采用电阻炉, 工作区的温度误差 $\leq \pm 5 \text{ }^\circ\text{C}$ 。超塑拉伸时, 拉伸试样加热到温后保温 5 min, 以保证试样温度分布均匀, 然后进行恒应变速率单向超塑拉伸, 试验过程中通过横梁位移来计算试样变形。选取的超塑拉伸温度为 $920 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $940 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $960 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $980 \text{ }^\circ\text{C}$, 应变速率为 $5.0 \times 10^{-5} \text{ s}^{-1}$ 、 $1.0 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ 、 $1.0 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$ 。

(2) 锥形件超塑胀形试验。

板材下料尺寸为 $180 \text{ mm} \times 180 \text{ mm}$, 板料上下表面均匀喷涂止焊剂。锥形件超塑胀形试验在专用的胀形模具中进行, 如图 3 所示。试验时, 先将板材放置在上下模中间, 并加热模具, 当温度达到 $200 \text{ }^\circ\text{C}$ 时, 模具中加入 0.02 MPa 保护气, 当模具温度达到目标温度, 上模通入氩气使板料开始胀形, 胀形过程中采用匀速连续加压, 加压速率为 0.02 MPa/min , 直至零件吹破为止。选



图 1 TA32 合金板材原始显微组织

Fig.1 Initial microstructure of TA32 titanium alloy sheet

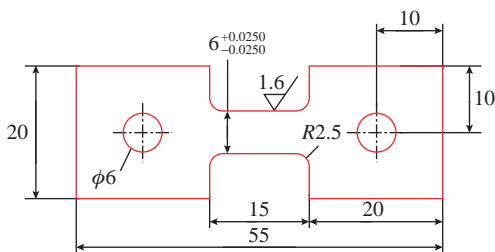


图 2 拉伸试样 (mm)

Fig.2 Tensile specimen (mm)

取成形温度为 $920 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $940 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $960 \text{ }^\circ\text{C}$ 、 $980 \text{ }^\circ\text{C}$ 。取出零件后, 从锥形件不同位置取样, 采用 OLYMPUS BX41M 金相显微镜对显微组织进行观察分析。

2 结果及讨论

2.1 应力应变曲线

图 4 为相同应变速率不同变形温度的拉伸真应力 -

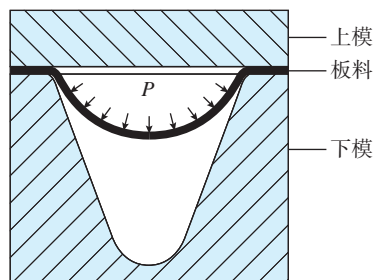
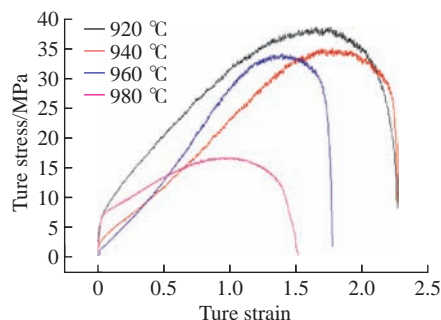
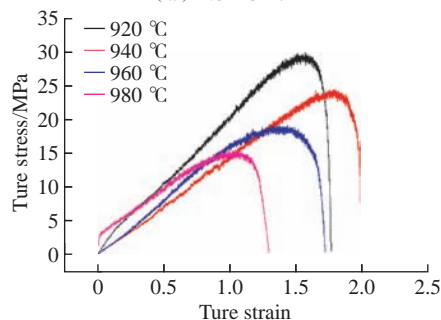


图 3 锥形件超塑胀形示意图

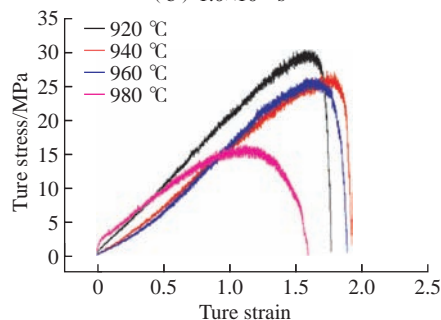
Fig.3 Superplastic bulging diagram of cone shape part



(a) $1.0 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$



(b) $1.0 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$



(c) $5.0 \times 10^{-5} \text{ s}^{-1}$

图 4 TA32 合金在不同变形温度下的真应力 - 应变曲线

Fig.4 True stress-strain curves of TA32 alloy at different deformation temperatures

应变曲线,可以看出曲线呈现出明显的加工硬化变形特征,在所有变形条件范围内应力均随着应变的增加而增加,当变形大于峰值应变后,应力迅速减小,发生断裂。原因是恒应变速率拉伸过程中随着变形量的增加,横梁的移动速度增加,材料发生动态再结晶软化的速度小于加工硬化的速度。然而,采用恒速度超塑拉伸的曲线特征则与恒应变速率的相反,峰值应变通常较小,变形继续增加时则发生软化,即应力随着应变的增加而减小,应变速率逐渐减小。由此可以推断,动态再结晶的软化作用取决于变形历史。

图5为应变速率对真应力-应变曲线的影响,可见,除960℃之外,其他3个温度变形时,应变速率为 $1 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ 和 $5 \times 10^{-5} \text{ s}^{-1}$ 的应力-应变曲线几乎重合,表

明低应变速率条件下应变速率对流变应力的影响较小。

2.2 超塑延伸率

图6为不同参数条件下的超塑延伸率,由图6(a)可知,在同一变形温度下,超塑性分为两种类型,变形温度为920℃和940℃时,超塑延伸率均随应变速率的增加而增加,在应变速率为 $1 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$ 时最高,分别为864%和862%;而变形温度为960℃和980℃时,超塑延伸率随应变速率的增加先降低后缓慢增加,在应变速率为 $5 \times 10^{-5} \text{ s}^{-1}$ 时最高,分别为554%和387%。由图6(b)可知,在同一应变速率下,超塑延伸率随着温度的升高先增加后降低,变形温度为940℃时最高,变形温度为980℃时,超塑延伸率最低,均小于400%。因此,采用单向超塑拉伸时,温度920~940℃和高应变速率

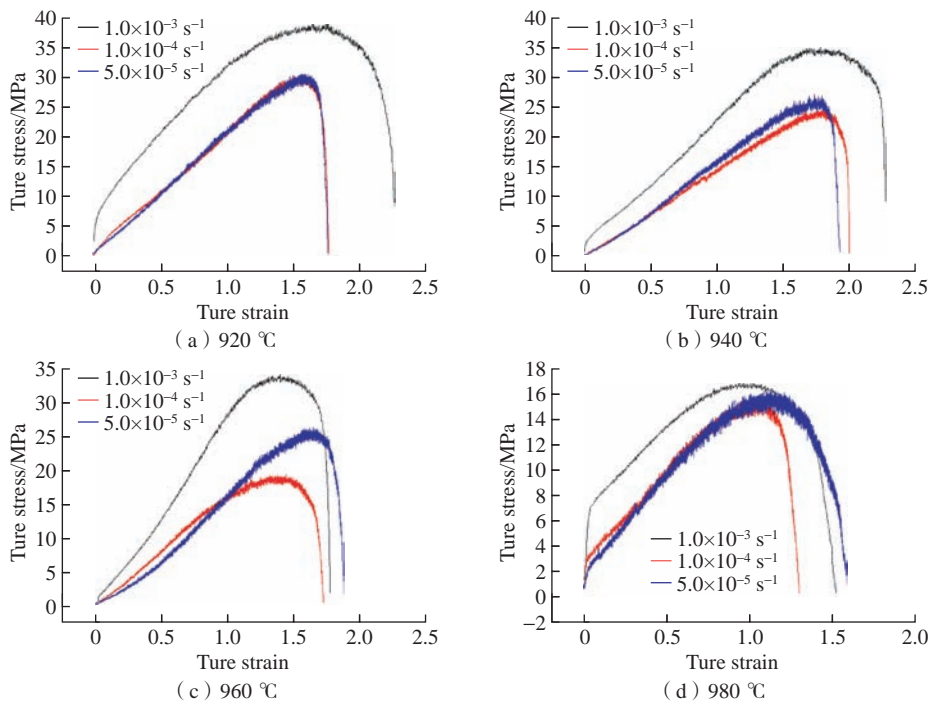


图5 TA32合金在不同应变速率下的真应力-应变曲线

Fig.5 True stress-strain curves of TA32 alloy at different strain rates

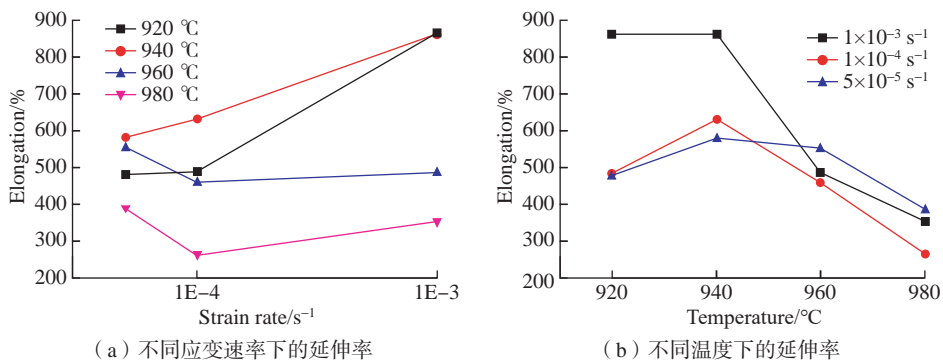


图6 TA32合金在不同参数条件下的超塑延伸率

Fig.6 Elongation of TA32 alloy at different deformation conditions

$1 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$ 时为最佳变形条件,变形温度不宜超过 $980 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

2.3 锥形件超塑胀形

图7为锥形件超塑胀形后的结果,可知锥形件超塑胀形后外观质量良好,失效位置均位于变形量最大的锥顶。

对不同温度条件下锥形件的胀破压力和高度进行比较(图8),由图8(a)可见,随着变形温度的增加,锥形件胀破压力逐渐减小,温度为 $960 \text{ }^\circ\text{C}$ 和 $980 \text{ }^\circ\text{C}$ 时基本相同,均为 0.6 MPa ,温度为 $920 \text{ }^\circ\text{C}$ 和 $940 \text{ }^\circ\text{C}$ 分别为 1.1 MPa 和 1.0 MPa 。然而,不同温度下的锥形件的高度差

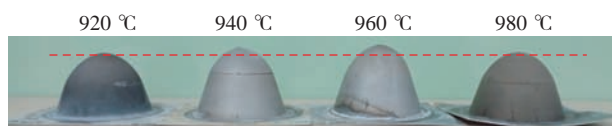
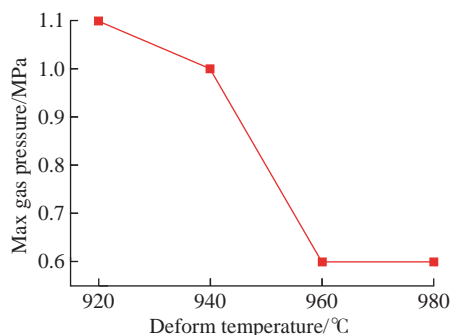
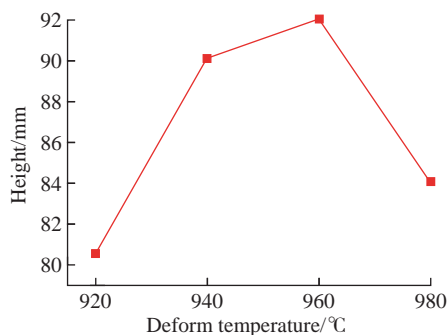


图7 超塑成形锥形件外观

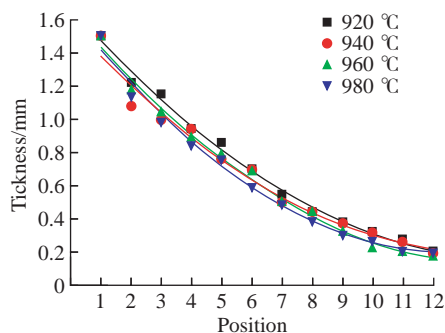
Fig.7 Macro-morphologies of superplastic formed cone shape part



(a) 胀破气压



(b) 锥形件高度



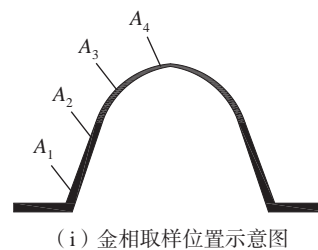
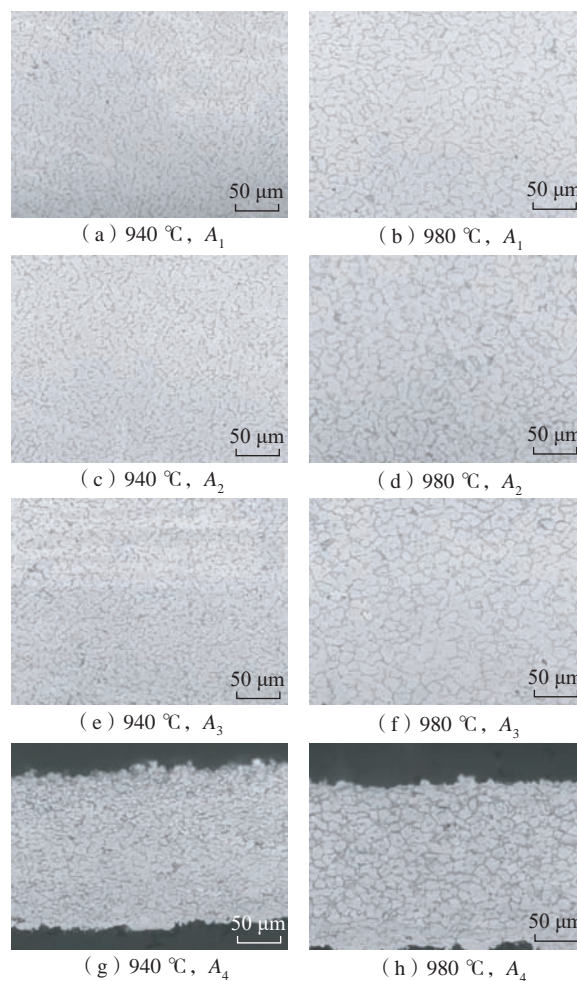
(c) 壁厚变化

图8 超塑成形锥形件成形结果

Fig.8 Result of superplastic formed cone shape part

别较大,在 $940 \text{ }^\circ\text{C}$ 和 $960 \text{ }^\circ\text{C}$ 时,锥形件的高度较高,分别为 90 mm 和 92 mm ,该结果对结构件的工艺设计具有很重要的参考价值。由图8(c)可见,4个温度条件下试件贴模后的壁厚变化呈线性减薄,接近锥顶位置未贴膜,壁厚减薄呈抛物线变化。

图9为锥形件在 $940 \text{ }^\circ\text{C}$ 和 $980 \text{ }^\circ\text{C}$ 成形后不同位置的微观组织,其中 $A_1 \sim A_4$ 变形量逐渐增大。可见,同一变形温度下经过不同变形量变形后的微观组织变化并不显著,均为细小等轴晶粒,且随着变形温度的升高,晶粒



(i) 金相取样位置示意图

图9 锥形件在不同位置的微观组织

Fig.9 Microstructures of cone shape part at different position

逐渐粗化,940 ℃和 980 ℃成形后的平均晶粒尺寸分别约为 9 μm 和 11 μm。

3 结论

(1) 在 920~960 ℃、应变速率 $1 \times 10^{-3} \sim 5 \times 10^{-5} \text{ s}^{-1}$ 条件下,TA32 合金板材具有良好的超塑性,采用单向超塑拉伸时,温度 920~940 ℃和高应变速率 $1 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$ 时为最佳变形条件。

(2) 随着变形温度的增加,锥形件胀破压力逐渐减小,在 960 ℃和 980 ℃时最小,为 0.6 MPa;在 940 ℃和 960 ℃时,锥形件的高度较高,分别为 90 mm 和 92 mm;经过不同变形量的变形后的微观组织变化并不显著,该结果为结构件的工艺设计提供参考。

参考文献

[1] 李志强,郭和平.超塑成形/扩散连接技术的应用进展和发展趋势[J].航空制造技术,2010,53(8):32-35.
LI Zhiqiang, GUO Heping. Application progress and development tendency of superplastic forming/diffusion bonding technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(8): 32-35.

[2] HEFTI L D. Innovations in the superplastic forming and diffusion bonded process[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2008, 17(2): 178-182.

[3] 王清江,刘建荣,杨锐.高温钛合金的现状与前景[J].航空材料学报,2014,34(4):1-26.
WANG Qingjiang, LIU Jianrong, YANG Rui. High temperature titanium alloys: Status and perspective[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2014, 34(4): 1-26.

[4] FAN R L, WU Y, CHEN M H, et al. Relationship among microstructure, mechanical properties and texture of TA32 titanium alloy sheets during hot tensile deformation[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2020, 30(4): 928-943.

[5] 吴荣华,陈明和,谢兰生,等.TA32 钛合金高温应力松弛行为及其对应的本构方程[J].稀有金属材料与工程,2019,48(10):3142-3148.
WU Ronghua, CHEN Minghe, XIE Lansheng, et al. Stress relaxation behavior and corresponding constitutive relation of TA32 titanium alloy at high temperature[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2019, 48(10): 3142-3148.

[6] 陈灿,陈明和,谢兰生,等.TA32 新型钛合金高温流变行为及本构模型研究[J].稀有金属材料与工程,2019,48(3):827-834.
CHEN Can, CHEN Minghe, XIE Lansheng, et al. Flow behavior of TA32 titanium alloy at high temperature and its constitutive model[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2019, 48(3): 827-834.

[7] 龚宗辉,谢兰生,陈明和,等.新型 TA32 钛合金板的高温拉伸变形行为[J].机械工程材料,2019,43(1):69-74.
GONG Zonghui, XIE Lansheng, CHEN Minghe, et al. High temperature tensile deformation behavior of new titanium alloy sheet TA32[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2019, 43(1): 69-74.

[8] 刘章光,李培杰,尹西岳,等.变形参数对 TA32 合金的超塑性变形行为及微观组织演化的影响[J].稀有金属材料与工程,

2018, 47(11): 3473-3481.

LIU Zhangguang, LI Peijie, YIN Xiyue, et al. Effects of deformation parameters on the superplastic behavior and microstructure evolution of TA32 alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2018, 47(11): 3473-3481.

[9] 程超,陈志勇,刘建荣,等.TA32 钛合金板材的超塑性性能研究[J].钛工业进展,2020,37(2):21-25.

CHENG Chao, CHEN Zhiyong, LIU Jianrong, et al. Research on superplastic behavior of TA32 titanium alloy plate[J]. Titanium Industry Progress, 2020, 37(2): 21-25.

通讯作者:周丽娜,工程师,硕士,研究方向为金属成形技术。

(责编 古京)

(上接第 85 页)

[22] 卞永明,马道阳,高飞,等.基于改进 A-Star 算法的 AGV 全局路径规划[J].机电一体化,2019,25(6):9-15.

BIAN Yongming, MA Xiaoyang, GAO Fei, et al. AGV global path planning based on the improved A-Star algorithm[J]. Mechatronics, 2019, 25(6): 9-15.

[23] 吴飞龙,郭世永.基于改进 A* 算法的 AGV 路径规划[J].黑龙江工业学院学报(综合版),2020,20(9):90-93.

WU Feilong, GUO Shiyong. AGV's path planning based on improved A* algorithms[J]. Journal of Heilongjiang University of Technology (Comprehensive Edition), 2020, 20(9): 90-93.

[24] 陆佳依,金晓怡,朱天宝,等.基于改进 A* 算法的 AGV 路径研究[J].机械设计与研究,2020,36(1):49-52.

LU Jiayi, JIN Xiaoyi, ZHU Tianbao, et al. Research on AGV path based on improved A* algorithm[J]. Machine Design & Research, 2020, 36(1): 49-52.

[25] 邢普学,李强,魏巍,等.改进 A* 算法的 AGV 路径规划在智慧仓储中的应用[J].信息技术,2019,43(5):130-133.

XING Puxue, LI Qiang, WEI Wei, et al. Application of AGV path planning based on improved A* algorithm in intelligent warehousing[J]. Information Technology, 2019, 43(5): 130-133.

[26] 泰应鹏,邢科新,林叶贵,等.多 AGV 路径规划方法研究[J].计算机科学,2017,44(S2):84-87.

TAI Yingpeng, XING Kexin, LIN Yegui, et al. Research of path planning in multi-AGV system[J]. Computer Science, 2017, 44(S2): 84-87.

[27] 廉胤东,谢巍.基于视觉引导多 AGV 系统的改进 A* 路径规划算法研究[J].控制与决策,2020,36(8):1881-1890.

LIAN Yindong, XIE Wei. Research on improved A* path planning algorithm based on vision-guided multi-AGV system[J]. Control and Decision, 2020, 36(8): 1881-1890.

[28] 高新浩,陈晓华,王占山,等.多 AGV 动态交通调度算法设计[J].山东工业技术,2019(9):149-151.

GAO Xinhao, CHEN Xiaohua, WANG Zhanshan, et al. Design of multi-AGV dynamic traffic dispatching algorithm[J]. Shandong Industrial Technology, 2019(9): 149-151.

通讯作者:陈娟,教授,博士生导师,博士,研究方向为检测与智能检测、人工智能及其应用。

(责编 晓月)

引文格式: 韩正旭, 唐进元, 邵文, 等. 航空齿轮激光冲击强化残余应力场仿真计算研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 91-102.
HAN Zhengxu, TANG Jinyuan, SHAO Wen, et al. A numerical simulation study on residual stress distribution in laser shock peening of aviation gear[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 91-102.

航空齿轮激光冲击强化残余应力场仿真计算研究*

韩正旭^{1,2}, 唐进元^{1,2}, 邵文^{1,2}, 何玉辉^{1,2}

(1. 中南大学高性能复杂制造国家重点实验室, 长沙 410083;
2. 中南大学机电工程学院, 长沙 410083)

[摘要] 对高强度航空齿轮齿根激光冲击强化数值仿真计算进行研究, 提出激光冲击压力的数值计算方法, 建立考虑激光入射角度的航空齿轮单齿的激光冲击强化有限元模型。仿真计算齿根处表层齿宽方向残余应力平均值为 -603.97 MPa, 与试验测得的齿轮齿根处表层齿宽方向残余应力数据平均值相差 0.15%。通过仿真试验, 揭示了齿根区域残余应力分布与激光脉冲能量、搭接率以及光斑半径之间的关联规律。结果表明, 同深度层、齿宽方向残余应力平均值大于齿廓方向残余应力平均值。提高激光脉冲能量或搭接率均可提高表层残余应力平均值, 但提高激光光斑半径会降低表层残余应力平均值; 提高激光搭接率可以有效降低表层残余应力分布中的应力起伏现象, 但过高的搭接率会大幅降低强化工艺效率, 实际搭接率不应超过 0.8。

关键词: 航空齿轮齿根; 激光冲击强化; 有限元分析; 残余应力; 关联规律

A Numerical Simulation Study on Residual Stress Distribution in Laser Shock Peening of Aviation Gear

HAN Zhengxu^{1,2}, TANG Jinyuan^{1,2}, SHAO Wen^{1,2}, HE Yuhui^{1,2}

(1. State Key Laboratory of High Performance Complex Manufacturing, Central South University, Changsha 410083, China;
2. School of Mechanical and Electrical Engineering, Central South University, Changsha 410083, China)

[ABSTRACT] Studied the numerical simulation calculation of laser shock peening of the tooth root of high-strength aerospace gears, the numerical calculation method of laser shock peening pressure was proposed, and the finite element model of laser shock peening of single tooth of aviation gear considering the angle of laser incidence was established. The average value of the residual stress in the width direction at the tooth root was -603.97 MPa calculated by simulation, which was 0.15% different from the average value of the residual stress in the width direction at the tooth root of the gear measured by experiments. Systematic studies were further conducted to investigate the effects of key parameters such as the laser pulse energy, overlap rate and spot radius on the residual stress at the surface and subsurface of the gear tooth root region. The result shows that the average residual compressive stress in the tooth width direction is greater than that in the tooth profile direction at the same depth layer. Increasing the laser pulse energy or the overlap rate can increase the average surface layer residual compressive stress, however, increasing the laser spot radius will reduce the surface layer residual compressive stress average. Increasing the laser overlap rate can effectively reduce the stress fluctuations in the residual stress distribution on the surface, however, an excessively high overlap rate will greatly reduce the efficiency of the laser shock peening process and the actual overlap rate should not exceed 0.8.

Keywords: Aerospace gear tooth root; Laser shock peening; Finite element analysis; Residual stress; Correlation law

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.091

* 基金项目: 航空发动机及燃气轮机重大专项(2017-VII-000-0096); 高性能复杂制造国家重点实验室自主研究课题(ZZYJKT2019-08)。

高强度齿轮是航空发动机传动系统的重要零件。目前航空装备对重型和大功率密度齿轮的需求越来越大^[1],齿轮接触疲劳点蚀和弯曲疲劳失效问题越来越突出,据统计大约 1/3 的齿轮轮齿断裂原因是齿轮齿根处发生了弯曲疲劳^[2]。为了提高齿轮轮齿抗弯曲疲劳性能,对轮齿进行表面强化或改性尤为重要。许多表面强化工艺均可提高工件抗疲劳性能,例如喷丸^[3-4]、滚压^[5]和激光冲击强化^[6-8]。其中,激光冲击强化采用高能脉冲激光作为强化能量输入,通过控制激光工艺参数对齿轮表面进行无损式强化,相较于喷丸强化,激光冲击强化后的表面完整性更好,经激光冲击强化后的工件表面粗糙度几乎不发生变化^[9],残余压应力深度通常比喷丸强化的更高,疲劳强度和寿命改善情况更好^[10],这种深层的残余压应力可以有效地抑制齿轮表层及次表层疲劳裂纹的萌生与扩展^[11],从而提升其疲劳寿命。

近年来很多学者使用数值模拟的方法研究激光冲击强化工艺对残余应力场的影响,例如, Xu 等^[12]利用模拟仿真的方法研究了扫描路径和搭接率对不锈钢涡轮叶片激光冲击强化后的残余应力的影响。Xiang 等^[13]利用有限元仿真分析了不同扫描图案、搭接率和光斑形状工艺参数下 7050 铝合金激光冲击强化后的残余应力以及位移变形,得到了相应的关联规律。He 等^[14]建立了 5A06 铝合金板的激光冲击强化三维冲击有限元模型,结合仿真结果和试验数据研究了不同冲击数和激光能量下的残余应力,揭示了机械性能增强机理。Xu 等^[15]结合有限元模拟和试验研究了表面曲率对 316L 不锈钢激光冲击强化后残余应力分布的影响。Ranjith 等^[16]进行了基于试验的激光冲击强化有限元仿真设计,分析了不同工艺参数对 Ti6Al4V 材料残余应力分布和表面变形的影响。在齿轮激光冲击强化方面, Peng 等^[17]用试验的方法研究了激光冲击强化前后轮齿的疲劳性能,结果表明激光冲击强化是提高齿轮弯曲疲劳寿命的有效手段。

由于齿轮齿根为曲面,不同激光冲击强化工艺参数对齿轮齿根处残余应力分布的影响较为复杂。本文以 AISI9310 钢航空齿轮为对象,研究齿轮齿根圆角处激光冲击强化有限元建模、冲击压力计算和残余应力仿真计算等关键技术。建立了考虑实际激光入射光路与复杂型面作用的齿轮齿根圆角曲面激光搭接冲击仿真计算模型。在激光冲击压力计算方面,提出了激光脉冲持续阶段的差分迭代冲击压力-时间计算方程。仿真得到了航空齿轮齿根圆角处激光冲击强化后的残余应力分布,并进行了试验验证。最后,系统地研究了激光脉冲能量、激光搭接率以及激光光斑半径对齿根表层及次表

层残余应力分布的影响。

1 齿轮激光冲击强化仿真计算方法

1.1 齿轮激光冲击强化工艺

在齿轮齿根处进行激光冲击强化,其工艺与一般的平面激光冲击强化工艺有所不同。如图 1 所示,在齿轮齿根处进行激光搭接冲击时,应确保在激光束不被相邻齿遮挡的情况下,尽量减小激光的入射角。考虑到直齿轮复杂型面,需要对激光入射光路进行计算规划。另外,齿轮齿根激光冲击强化搭接率的计算公式为

$$s = 1 - \frac{L}{2R} \quad (1)$$

式中, s 为激光搭接率; L 为相邻两激光光斑投影中心点的直线距离; R 为激光光斑半径。

使用波长 1064 nm、脉冲持续时间 18 ns、频率 2 Hz 的 Nd:YAG 激光系统对齿轮齿根处进行激光冲击强化。激光器型号为 YD60-M165。激光光斑 $1/e^2$ (e 为自然对数的底) 半径 R 为 1.10 mm, 单次激光脉冲能量为 5 J。能量在空间内为高斯分布。激光脉冲波形如图 2 所示。根据标准 ISO 11554 : 2017, 相应的激光瞬时功率可用式(2)计算, 其中 $P(t)$ 为激光功率; Q 为单次激光脉冲能量; $S(t)$ 为示波器信号值; t_1 为 0.1 倍激光峰值功率左端时间点; t_2 为 0.1 倍激光峰值功率右端时间点; t 为时间。式(3)为垂直于高斯激光束入射方向平面上各点的激光功率密度计算公式, r 为各点距激光光斑中心点的距离。由式(3)可以计算出半径 R 内的激光能量约为激光总能量的 0.86 倍, 因此光斑半径区域内相等激光能量的平顶激光束激光功率密度由式(4)可得。

本文激光冲击强化工艺使用水作为约束层, 确保强化部位处的水流均匀而平缓。使用黑胶带作为吸收层,

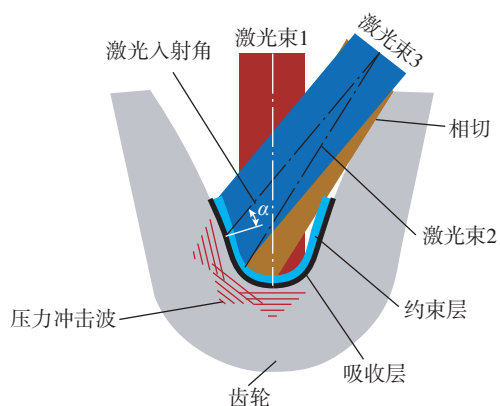


图 1 齿轮激光冲击强化工艺示意图

Fig.1 Schematic diagram of gear laser shock peening process

吸收层可吸收激光能量产生的等离子体,并保护齿根部表面免受不利热效应的影响^[18]。激光冲击强化在环境温度为 25℃ 的条件下进行,激光光斑沿齿宽方向对齿根区域 S 形搭接覆盖冲击 3 排,搭接率为 50%。单点冲击次数为 1。

$$P(t) = \frac{S(t)Q}{\int_{t_1}^{t_2} S(t) dt} \quad (2)$$

$$I = \frac{2}{\pi R^2} e^{-\frac{2r^2}{R^2}} P(t) \quad (3)$$

$$I = \frac{0.86}{\pi R^2} P(t) \quad (4)$$

1.2 齿轮齿根初始残余应力测量

本文航空齿轮的制造材料为 AISI9310 钢,经过适当的热处理后,钢表面硬度提高,芯部组织保持高强度和高韧性。表 1 为 AISI9310 钢的标称化学成分^[17],表 2 为齿轮的参数。由于经过热处理之后齿轮齿根表层存在残余应力,初始残余应力会影响激光冲击强化之后的残余应力分布,并且在残余应力仿真计算中需要初始残余应力的数据。因此,在进行齿根激光冲击强化之前,选取第“1、3、6、9、12、14、18、20、26、29”10 个轮齿进行初始残余应力测量,各轮齿测量面如图 3 所示。测量点位置为齿根圆角齿宽路径上距齿轮端面 3 mm、7 mm 和 11 mm 处。

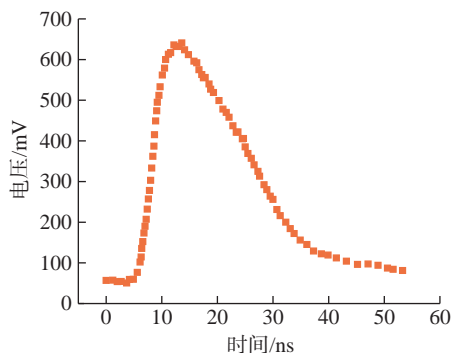


图 2 示波器 18 ns 脉宽激光脉冲波形
Fig.2 Waveform of 18 ns pulse width laser

表 1 AISI9310 钢的标称化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical composition of AISI9310 steel (mass fraction) %

| 碳 | 镍 | 铬 | 铜 | 钼 | 锰 | 硅 | 硫 |
|------|------|------|------|------|------|------|--------|
| 0.11 | 0.11 | 3.24 | 1.23 | 0.12 | 0.63 | 0.26 | 0.0005 |

表 2 齿轮参数

Table 2 Gear parameters

| 齿数 | 模数/mm | 齿宽/mm | 压力角/(°) | 变位系数 |
|----|-------|-------|---------|------|
| 31 | 3 | 14 | 20 | 0 |

测试所用仪器为加拿大 Proto 公司的便携式和实验室两用应力分析仪(iXRD 300W)。测试执行标准为 GB/T 7704—2017。管电压 25 kV、管电流 5 mA、X 射线管 Cr_K-Alpha、光圈直径 1 mm、波长 2.291 A、曝光时间 2 s、曝光次数 9、最大 β 角 20°。对于钢试样, X 射线可穿透大约十几 μm 的深度,测量结果为光圈内这一深度范围的平均应力。测量前使用超声清洗机对齿轮进行清洁,并用脱脂棉对测量部位进行擦拭。图 4 为应力分析仪对齿轮齿根处的初始残余应力进行测量,应力测量方向为齿轮齿宽方向。表 3 为 3 个测量位点处初始残余应力平均值数据,所有初始残余应力测量数据平

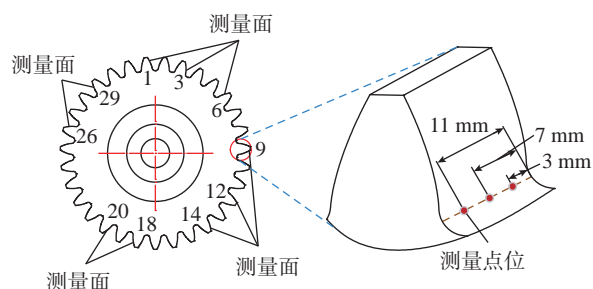


图 3 齿轮表面残余应力测量位置示意图

Fig.3 Schematic diagram of residual stress measuring positions at the tooth surface



图 4 探针聚焦测量

Fig.4 Probe focus measurement

表 3 齿轮齿根处初始残余应力测量数值

Table 3 Measured values of initial residual stress at the tooth root of the gear

| 位置 | 应力值/MPa |
|---------|---------|
| 3 mm 处 | -251.61 |
| 7 mm 处 | -266.19 |
| 11 mm 处 | -271.15 |
| 平均值 | -262.98 |

均值为 -262.98 MPa, 标准差为 31.042 MPa。

1.3 冲击压力计算模型

论文采用 Abaqus 有限元软件对齿轮齿根激光冲击强化残余应力场进行建模分析。论文中的激光冲击压力计算模型主要基于 Fabbro 等^[19]的相关研究工作,在此基础上推导出了激光脉冲持续阶段(对残余应力影响最大)的激光冲击压力差分迭代计算方程。根据方程计算得到的冲击压力将作为载荷施加于有限元网格模型,使残余应力结果计算更加精确。

根据 Fabbro 等^[19]的研究,在激光脉冲持续阶段,考虑激光能量吸收率情况下,激光功率密度 $I(t)$ 与冲击压力 $P(t)$ 之间的关系式见式(5)。

$$A \cdot I(t) = \frac{2\alpha + 3}{\alpha Z} P^2(t) + \frac{3}{\alpha Z} \frac{dP}{dt} \int_0^t P du \quad (5)$$

式中, A 为激光能量吸收率; α 为激光诱导等离子体热能与内能的比; du 、 dt 为时间微分; Z 为靶板和约束层联合冲击阻抗。假设激光功率密度恒定,则 $dP/dt = 0$, 式(6)^[19] 为目前常用的冲击压力计算公式,其中 I_0 为恒定的激光功率密度。

$$P = \left(\frac{\alpha Z}{2\alpha + 3} A I_0 \right)^{1/2} \quad (6)$$

由于式(6)计算出的恒定压力只适合恒定激光强度的简单情况,对有一定激光脉冲波形的冲击压力计算存在误差,对后续的有限元仿真模拟结果影响较大。因此为获得更为准确的冲击压力计算结果,式(5)方程左右两边对 t 进行微分,可得式(7)。将该非线性微分方程差分化,得到激光脉冲持续阶段的冲击压力迭代方程,见式(8)。其中, I_k 为 $I(t)$ 的差分点; h 为步长; $P_0=0$, P_1 可根据式(6)进行计算。经过对式(8)中 P_k 的迭代求解可以得到更准确的随时间变化的激光冲击压力。

$$A\alpha Z \frac{dI}{dt} \frac{dP}{dt} - A\alpha Z I \frac{d^2P}{dt^2} - (4\alpha + 9)P \left(\frac{dP}{dt} \right)^2 + (2\alpha + 3)P^2 \frac{d^2P}{dt^2} = 0 \quad (7)$$

$$\begin{cases} A\alpha Z \frac{I_1 - I_0}{h} \frac{P_1 - P_0}{h} - A\alpha Z I_0 \frac{P_2 - 2P_1 + P_0}{h^2} - \dots \\ (4\alpha + 9)P_0 \left(\frac{P_1 - P_0}{h} \right)^2 + (2\alpha + 3)P_0^2 \frac{P_2 - 2P_1 + P_0}{h^2} = 0 \\ A\alpha Z \frac{I_{k+1} - I_{k-1}}{2h} \frac{P_{k+1} - P_{k-1}}{2h} - A\alpha Z I_k \frac{P_{k+1} - 2P_k + P_{k-1}}{h^2} - \dots \\ (4\alpha + 9)P_k \left(\frac{P_k - P_{k-1}}{h} \right)^2 + (2\alpha + 3)P_k^2 \frac{P_{k+1} - 2P_k + P_{k-1}}{h^2} = 0, \\ (k = 2, 3, \dots) \end{cases} \quad (8)$$

激光器在 $t = \tau$ 时关闭后,进入等离子体绝热冷却阶段。Fabbro 等^[20]建立了当 $t > \tau$ 的绝热冷却阶段压力方程式(9)。其中, γ 为等离子体比热比; τ 为激光关闭时间。

$$P(t) = P(\tau) \left(1 + \frac{(\gamma + 1)}{\tau} (t - \tau) \right)^{-\gamma/(\gamma + 1)} \quad (9)$$

值得注意的是,在计算过程中,不同学者对 Fabbro 压力模型第 1 阶段结束时间即激光关闭时间 τ 的取值是不一样的, Peng 等^[17]取半激光峰值功率右端时间点为激光关闭时间;胡永祥^[20]取 0.1 倍激光峰值功率右端时间点为激光关闭时间。本文根据激光和激光设备相关标准 ISO 11554: 2017,选取 0.1 倍激光峰值功率右端时间点作为激光关闭时间 τ 。另外,根据 Fabbro 等^[19]对第 2 阶段压力的描述,在激光脉冲结束后,时间 $t = 15.7\tau$ 时,压力已经降低了一个数量级且等离子体膨胀的厚度为第 1 阶段结束时的 4 倍^[19],此时激光诱导等离子体膨胀对外做功能力已大大下降,因此将 $t = 15.7\tau$ 作为第 2 阶段的结束。

之后等离子体宏观膨胀为第 3 阶段。在这一阶段,作用于工件的等离子体压力持续时间长但数值比材料弹性极限低,然后压力逐渐减小,最终与大气压相平衡。这个过程的冲量远大于冲击波期间产生的冲量。由于此阶段的压力值低于材料的弹性极限,未形成冲击压力在材料中传播,不会对材料造成有效的塑性形变及稳定残余应力。大多数学者未考虑该阶段压力,现对该阶段压力不予计算。

激光功率密度 $I(t)$ 根据式(2)和(3)确定。靶板材料为钢,约束层为水, $Z = 5515494 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。激光能量吸收率 A 取 0.9^[20]。 α 与等离子体温度等因素有关^[21], α 越大,冲击压力越大。Fabbro 等^[19]认为 α 通常在 0.3~0.5 范围内^[21],而胡永祥^[20]研究中取 $\alpha = 0.1$ 。本文保守考虑取 α 为 0.1。根据 1.2 节的激光冲击强化工艺参数,可计算出相应的冲击压力-时间曲线,如图 5 所示。

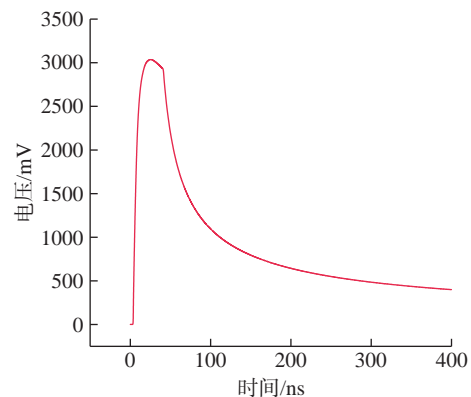


图 5 激光冲击强化压力-时间曲线
Fig.5 Pressure-time history of the laser shock peening

Fabbro 压力模型为一维的,为了计算激光束垂直辐照平面区域各点压力值,假设激光能量均匀分布的平顶激光束垂直辐照平面区域各点压力值相等。由于一般激光器发射的激光近似为高斯光束,Zhang 等^[22]认为高斯激光束辐照区域激光冲击压力满足高斯空间分布,平顶激光束的激光冲击压力与高斯激光束的激光冲击压力关系见式(10)。 K 为高斯激光束光斑中心处冲击压力与平顶激光束冲击压力的比; $P(t)$ 为根据式(8)和式(9)计算得出的平顶激光光斑中心处的激光冲击压力; R 为激光光斑半径; r 为各点距入射激光中心线的距离。Zhang 等^[22]研究中取 K 值为 1。李翔等^[23]通过假设平顶激光和高斯激光在脉冲能量相同情况下压力做功相同,计算得出 $K=1.55$ 。本文 K 值取 1。

$$P(r,t) = K \cdot P(t) \exp\left(-\frac{r^2}{2R^2}\right) \quad (10)$$

1.4 齿根激光冲击强化有限元模型

在激光冲击强化过程中,由于冲击力作用时间非常短,被强化件的应变率非常高。在这种情况下,应变率对材料造成的影响不可忽视。为了描述高应变率下材料的力学行为,很多学者提出了不同的模型,包括 Johnson-Cook (J-C) 模型、Zerilli-Armstrong (Z-A) 模型和机械阈值应力模型。其中, J-C 模型被广泛应用于冲击力学行为有限元模拟中,因此,论文的材料本构模型选取为 J-C 模型。

根据该模型,当 ε_p 为有效塑性应变时,可由式(11)计算出流动应力 σ ^[24]。

$$\sigma = (A + B\varepsilon_p^n) [1 + C \ln(\dot{\varepsilon}_p/\dot{\varepsilon}_0)] \left[1 - \left(\frac{T - T_0}{T_{\text{melt}} - T} \right)^m \right] \quad (11)$$

式中, A 、 B 、 C 、 n 和 m 是试验确定的常数; ε_p 是有效的塑性应变率; T 是绝对温度; T_0 和 T_{melt} 分别是 AISI9310 钢的室温和熔点。

综合考虑仿真计算量以及模型有效性,采用了部分齿轮轮齿模型,如图 6 所示。由于激光冲击强化内部深处的应力衰减较大,在相应区域设置为固定边界条件。在齿廓方向,建立一半的单齿模型,设置对称面为对称边界条件。对仿真结果进行对称处理即可表现两齿之间齿根处强化后的应力情况。

由于齿轮齿根表面为曲面,且有相邻齿的存在,为了满足激光轨迹与相邻齿不干涉的条件,实际入射激光与强化表面之间呈一定角度。由于式(10)压力计算只适用于高斯激光束垂直入射平面的冲击压力的计算,对于高斯光束倾斜入射齿根曲面的情况,需要考虑入射角的影响,对式(10)进行修正。因为实际曲面上激光辐照区域不同点处激光入射角度不同,为使仿真更接近实

际情况,将齿根冲击区域齿面单元细化,设置单元尺寸约为光斑半径的 1/5,此时,每个单元面近似为平面。式(12)即为齿轮齿根激光冲击强化考虑激光入射角的冲击压力计算公式。其中, $\gamma(i)$ 为冲击区域内编号为 i 的单元面上激光的入射角。根据式(12)计算得出冲击区域内每个单元面上的冲击压力并在 Abaqus 界面中的载荷模块进行相应设置。

$$P(r,i,t) = K \cdot \sin[\gamma(i)] P(t) \exp\left(-\frac{r^2}{2R^2}\right) \quad (12)$$

考虑到有 3 排不同区域的激光搭接冲击,若采用传统的仿真求解的策略,即先用显式分析步求解单次冲击的应力响应,再进行静力分析求解应力稳定状态,这样往复计算求取最终应力状态的过程十分繁琐。因此,对多次的冲击过程只进行显式计算^[25-26],设置材料瑞利阻尼使材料动能迅速降低^[16],确定取质量阻尼 $\alpha=8e+5$ 时,对冲击区域应力分布影响较小,又可以有效降低动能。在激光冲击区域设置沿齿宽方向初始残余应力为 -262.98 MPa (来源于齿根初始残余应力测量数据)。冲击仿真计算完成之后,进行整体静力分析,获得稳定残余应力分布。

显式分析步时间设置关系到分析结果的准确性。Ding^[27]认为求解时间应该比冲击压力持续时间大两个数量级,胡永祥^[20]在边界条件设置为无反射边界条件后认为应取材料内能稳定、动能趋于 0 的时间作为显式求解时间。因此在满足求解时间大于冲击压力持续时间两个数量级基础上,采用胡永祥^[20]的分析步时间选择方法,取单次冲击分析步时间为 $2e-6$ s。

2 结果与讨论

2.1 残余应力计算结果及对比分析

将有限元计算结果对称显示之后可获得图 7 (a) 和 (b) 的 S11 和 S22 方向齿间残余应力分布图,其中坐

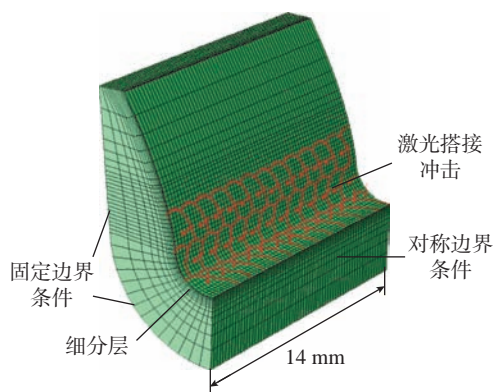


图 6 齿根激光冲击强化有限元模型

Fig.6 Finite element model of laser shock peening at tooth root

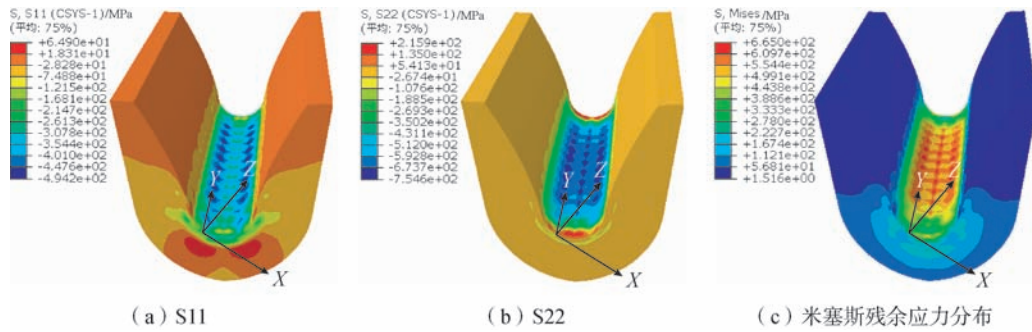


图7 残余应力分布

Fig.7 Distribution of residual stress

标系 X 方向为齿根圆角测量点位的齿廓方向, Y 方向为齿宽方向。图 7 (c) 为米塞斯残余应力分布图。由图 7 (a) 可看出, 齿廓方向残余应力在齿宽路径上的分布在 -400 MPa 左右, 此方向表层平均残余应力为 -385.30 MPa, 残余压应力小于图 7 (b) 中齿宽方向残余压应力。这与李晨鹭等^[28]的针对浅齿轮齿根处激光冲击强化的仿真和试验结果是相同的。原因之一为齿轮齿根激光冲击强化处为曲面, 激光辐照区域各点齿廓方向与激光入射方向呈锐角, 此方向的能量分布更加分散, 而齿宽方向与激光入射方向垂直, 能量分布较为集中。另一方面齿宽方向有 -262.98 MPa 的初始残余应力。因此齿宽方向残余压应力绝对值大于齿廓方向残余压应力绝对值。

表 4 为齿根圆角三点处齿宽方向的仿真残余应力与实测数据的对比。由于仪器测量点位残余应力数据实际上是该点位直径 1 mm 以内圆形区域表层的平均残余应力, 因此, 表 4 对比的仿真残余应力数据也是提取该点位直径 1 mm 以内圆形区域表层的残余应力的平均值, 各点位残余应力对比最大相差为 2.92% , 仿真数值中的平均残余应力为齿根去除两端 2 mm 宽度的激光冲击强化搭接重叠区域的表层残余应力平均值, 与 3 点测量值的平均值对比相差 0.15% 。证明了仿真模型的准确性。

图 8 为齿根表层沿齿宽路径强化区域齿宽方向残余应力曲线与实测数据的对比。图 9 为齿廓和齿宽方向齿根层深平均残余应力分布曲线。层深平均残余应力为齿根去除两端 2 mm 宽度的激光冲击强化搭接重叠区域的该层深残余应力平均值, 由图 9 可看出, S11 和 S22 方向残余应力在距表面 0.30 mm 以下分布基本相同, 且残余应力层深约为 0.45 mm (以初始平均残余应力为临界线)。齿根激光冲击强化表层不同方向残余应力大小相差较大, 而随着层深增加, 不同方向残余应力大小差距减小。

表 4 齿宽方向表层残余应力仿真计算值与实测值对比

Table 4 Comparison of calculated and measured values of surface residual stress in the tooth width direction

| 距端面距离 | 仿真数值 /MPa | 实测数据 /MPa | 相差 /% |
|-----------|-----------|-----------|-------|
| 3 mm | -601.93 | -584.86 | 2.92 |
| 7 mm | -605.23 | -608.92 | 0.61 |
| 11 mm | -605.52 | -615.41 | 1.61 |
| 表层残余应力平均值 | -603.97 | -603.07 | 0.15 |

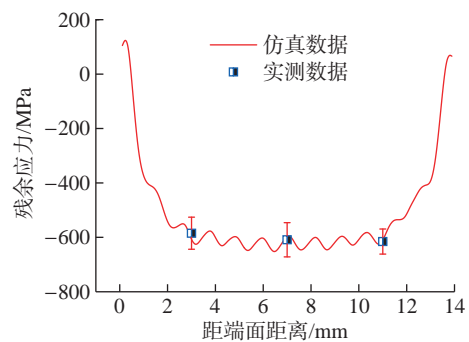


图 8 齿宽路径齿宽方向残余应力分布曲线与实测数据

Fig.8 Comparison of residual stress distribution curve in the tooth width direction of tooth width path with measured data

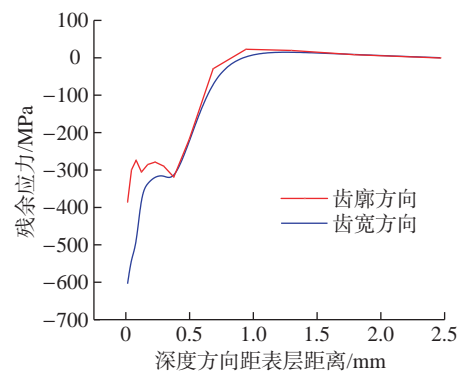


图 9 齿根层深平均残余应力分布曲线

Fig.9 Distribution curve of average residual stress at the path of tooth root layer

2.2 冲击强化工艺与残余应力关联规律

由于实际齿轮齿根激光冲击强化工艺设计中, 单次激光脉冲能量是改变激光功率密度的重要工艺参数, 是影响冲击压力的重要因素。另外, 区别于平面激光冲击强化, 在齿轮齿根曲面上进行激光冲击强化, 搭接率和激光光斑半径因素对残余应力分布的影响较为复杂。因此在探究关于激光强化工艺与强化性能关联规律的模拟试验中, 选取单次激光脉冲能量、搭接率以及激光光斑半径 3 个因素, 研究其与残余应力之间的关联规律。

以下所有仿真试验中无初始残余应力, 其他工艺参数保持相同, 试验方案如表 5 所示。

2.2.1 激光脉冲能量的影响

不同激光脉冲能量下 S22 方向(齿根方向)残余应力分布云图如图 10 所示。不同脉冲能量残余应力分布曲线如图 11 所示。

在 8 J 能量范围内, 由图 12 可知, 随着激光脉冲能量增加, 齿廓和齿宽方向残余压应力均增大, 相对于 5 J 能量残余应力, 表层齿宽方向残余压应力平均值分别增大 -80.1%、-62.5%、-38.0%、0、30.5%、58.8%、85.5%, 表层齿廓方向残余压应力平均值分别增大 -78.0%、-60.6%、37.7%、0、27.5%、52.5%、76.1%, 而能量分别增大 -60%、-40%、-20、0、20%、40%、60%, 齿宽和齿廓方向残余压应力平均值基本随能量线性增大。而齿宽方向残余压应力平均值均比齿廓方向残余压应力平均值更大, 且激光脉冲能量越大, 差别越明显, 2 J 脉冲能量下齿廓方向残余压应力平均值与齿宽方向残余压应力平均值的比值为 0.96; 而 8 J 脉冲能量下其比值为 0.82。在压应力

层深方面, 随着能量的增大, 两个方向的残余压应力层深也增大, 且齿宽方向残余压应力层深始终比齿廓方向层深更深。齿宽方向和齿廓方向残余应力分布差异原因

表 5 激光冲击强化工艺试验表

Table 5 Laser shock peening process test table

| 试验号 | 激光脉冲能量 / J | 搭接率 / 搭接排数 | 激光光斑半径 / mm |
|-----|------------|------------|-------------|
| 1 | 2 | 0.5/3 | 1.1 |
| 2 | 3 | 0.5/3 | 1.1 |
| 3 | 4 | 0.5/3 | 1.1 |
| 4 | 5 | 0.5/3 | 1.1 |
| 5 | 6 | 0.5/3 | 1.1 |
| 6 | 7 | 0.5/3 | 1.1 |
| 7 | 8 | 0.5/3 | 1.1 |
| 8 | 5 | 0.3/3 | 1.1 |
| 9 | 5 | 0.4/3 | 1.1 |
| 10 | 5 | 0.6/4 | 1.1 |
| 11 | 5 | 0.7/4 | 1.1 |
| 12 | 5 | 0.8/6 | 1.1 |
| 13 | 5 | 0.9/11 | 1.1 |
| 14 | 5 | 0.5/3 | 0.9 |
| 15 | 5 | 0.5/3 | 1.0 |
| 16 | 5 | 0.5/3 | 1.2 |
| 17 | 5 | 0.5/3 | 1.3 |
| 18 | 5 | 0.5/3 | 1.4 |

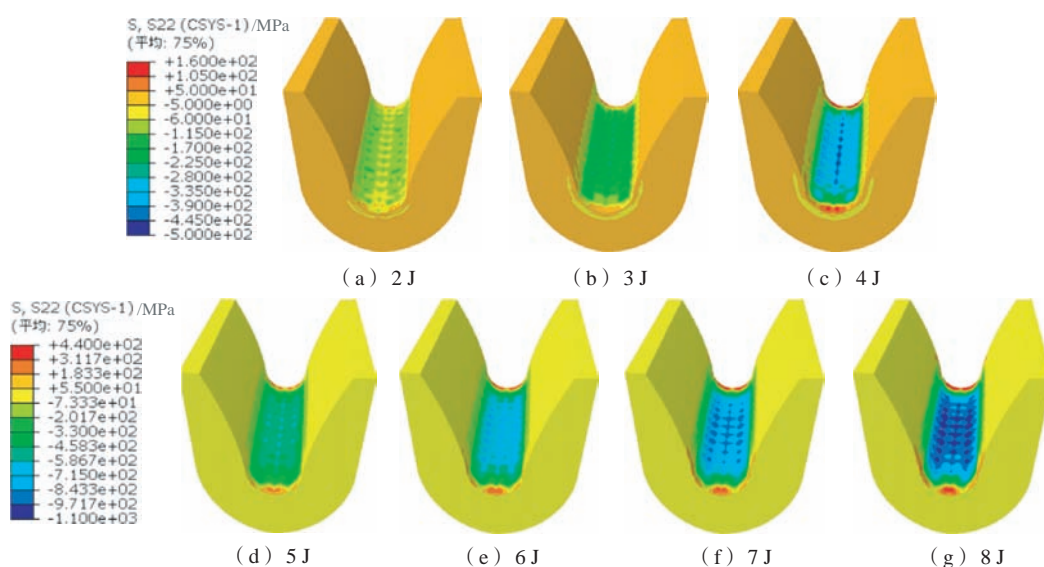


图 10 不同激光脉冲能量下 S22 方向残余应力分布图

Fig.10 Residual stress distribution in S22 direction under different laser shock energy

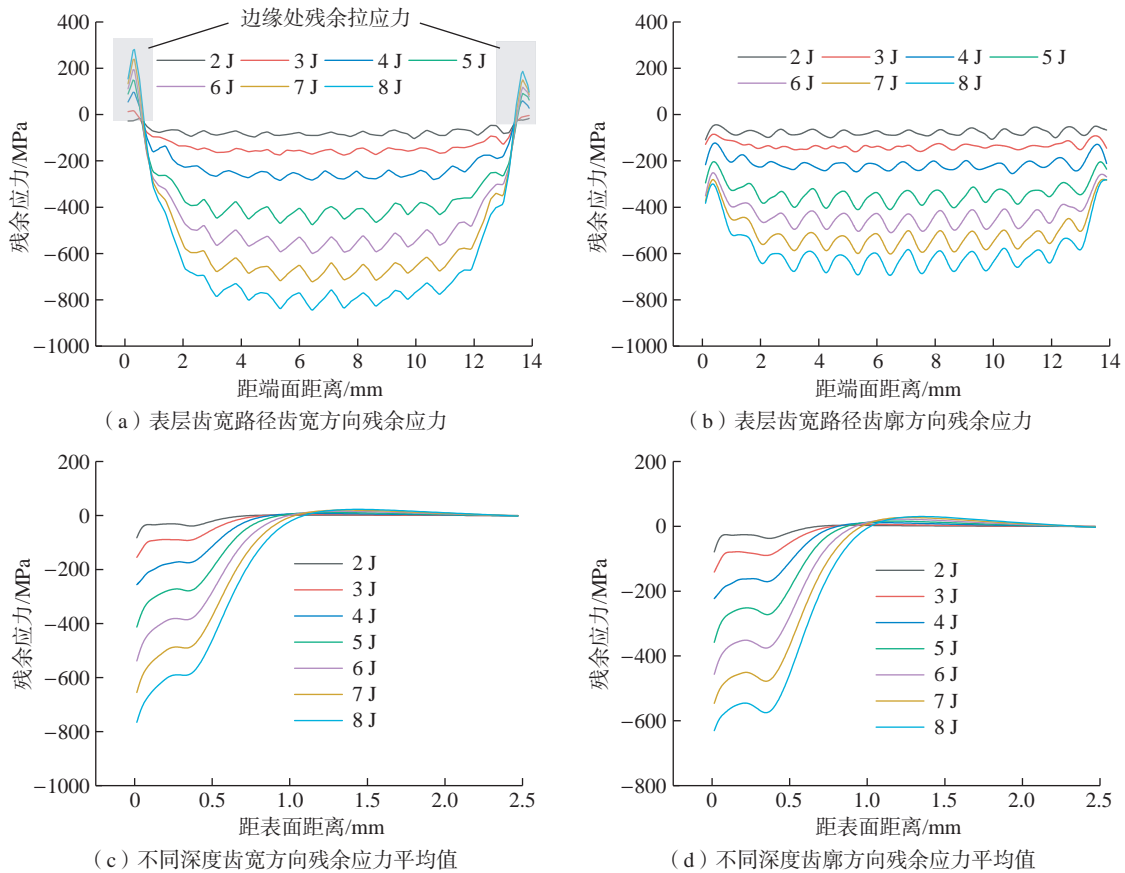


图 11 不同脉冲能量残余应力分布曲线

Fig.11 Residual stress distribution curve for different pulse energies

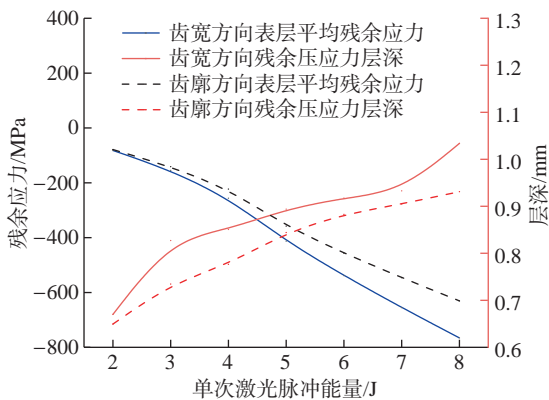


图 12 不同能量齿宽和齿廓方向表层残余应力平均值与残余压应力层深

Fig.12 Average residual stress at the tooth root surface layer and the residual compressive stress layer depth with different energy in the tooth width and tooth profile directions

主要是激光在齿宽方向的搭接覆盖了整个齿根齿宽,齿宽方向搭接的长度大于激光在齿廓方向搭接的长度;另一方面是受曲面和激光入射角的影响,激光辐射在齿根圆角处时,光斑在曲面上的投影在齿廓方向被“拉长”,齿

廓方向能量分布分散。该方向路径上的功率密度相比齿宽方向路径上的功率密度稍低。当激光脉冲能量增加,两个方向路径上的功率密度差值增大,齿宽方向和齿廓方向的残余应力分布差异更加显著。

2.2.2 激光搭接率的影响

不同搭接率下齿根表层残余应力分布云图如图 13 所示。

由于不同搭接率下齿根强化区域大小应基本保持不变,因此不同搭接率下的激光搭接排数不相同。由图 14 和 15 可知,在搭接率为 0.3~0.9 的范围内,随着搭接率的上升,齿廓和齿宽方向表层残余压应力平均值均增大,且激光搭接造成的表层残余压应力起伏的现象减缓。相对于搭接率 0.5 的残余应力,表层齿宽方向残余压应力平均值分别增大 -45.6%、-24.2%、0、4.5%、46.0%、90.4%、171.1%,表层齿廓方向残余压应力平均值分别增大 -44.0%、-22.9%、0、7.6%、44.3%、100.0%、178.6%。而齿宽方向残余压应力平均值均比齿廓方向残余压应力平均值更大一些。由图 14 可看出,在残余压应力层深分布方面,残余压应力平均值最大值出现在表面,随着搭接率的增大,残余压应力平均值先减小后

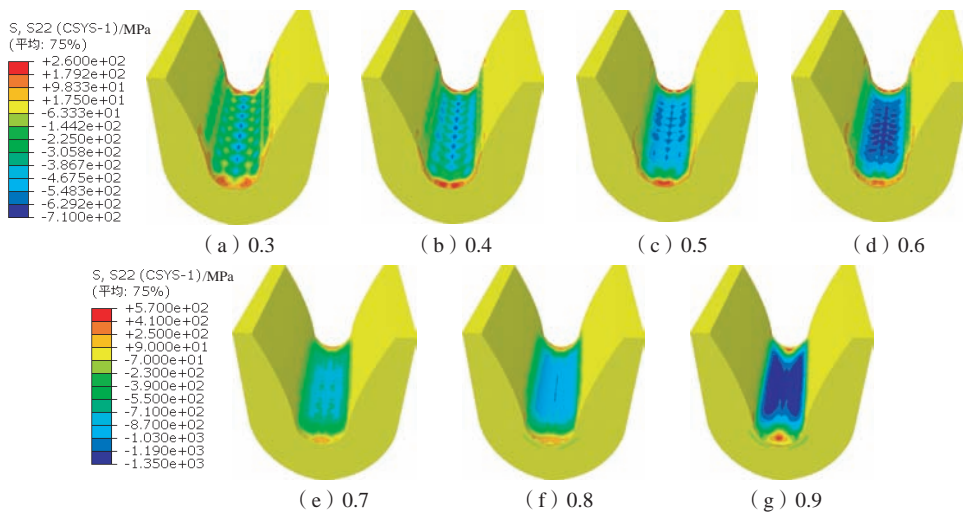


图 13 不同搭接率 S22 方向残余应力分布图

Fig.13 Distribution of residual stress in S22 direction with different lap rates

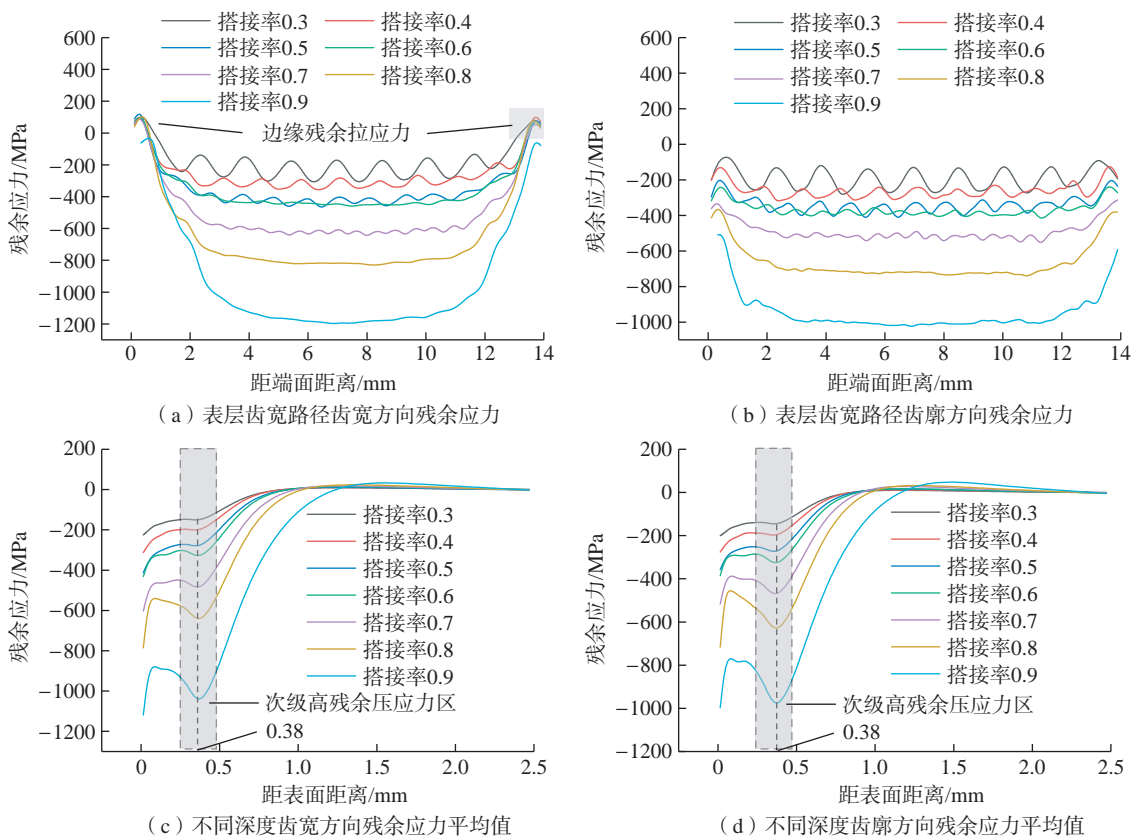


图 14 不同搭接率残余应力分布曲线

Fig.14 Residual stress distribution curve for different lap ratios

增大最后不断减小的趋势更加明显,在距表层 0.38 mm 处的位置出现了次级高残余压应力区。当搭接率大于 0.6 时,次表层残余压应力值为表层平均残余压应力值的 0.8~1 倍。在压应力层深方面,随着搭接率的增大,两个方向的残余压应力层深增大,且齿宽方向残余压

应力层深始终比齿廓方向层深更深。在搭接率为 0.6 时,两个方向的表层残余压应力平均值与搭接率为 0.5 的对比提升不大,原因在于搭接率为 0.6 而搭接排数为 4 的情况下强化区域面积比搭接率为 0.5 搭接排数为 3 的情况下更大;第 4 排的激光搭接位置更靠近

齿顶方向,该处激光入射角更大,强化效果较差,使得计算的强化区域残余压应力平均值较小;在搭接率为0.9的情况下,表层残余压应力平均值与残余压应力层深都有非常大提升,但为保证强化区域面积不变,搭接排数变为11排,需要进行的激光冲击数急剧增加,强化效率大大下降。但在激光设备输出脉冲能量受限情况下可以通过提高搭接率以提高引入的残余压应力。

2.2.3 光斑半径的影响

不同光斑半径下齿根表层残余应力分布云图如图16所示。不同光斑半径残余应力分布曲线如图17所示。

在保证激光功率密度和搭接率相同情况下,由图18可知,在激光光斑半径为0.9~1.4 mm范围内,随着光斑半径的增大,齿廓和齿宽方向表层残余压应力平均值均减小。原因是在激光搭接排数为3排的情况下,激光光斑半径的增加使得强化区域面积增大,后2排激光搭接位置向齿顶方向移动,激光入射角增大,冲击力减小。另外,光斑半径的增大使得齿廓方向表层残余

压应力平均值与齿宽方向表层残余压应力平均值的比值增大,从0.85增加至0.91。相对于光斑半径1.1 mm的残余应力,表层齿宽方向的残余压应力平均值分别增大13.7%、11.4%、0、-15.8%、-20.7%、-25.3%,表层齿廓方向残余压应力平均值分别增大11.2%、10.3%、0、-15.3%、-18.9%、-22.0%。由于齿轮齿根圆角半径为1.32 mm,为保证激光冲击强化效果,激光光斑半径应小于齿轮齿根圆角半径。由图18可看出,在压应力层深方面,随着光斑半径的增大,两个方向的残余压应力层深也增大,且齿宽方向的残余压应力层深始终比齿廓方向层深更深。

以上仿真试验中,沿齿宽路径的表层齿宽方向残余应力均呈U形分布,在两端边缘处产生较大的残余拉应力。原因是在两端边缘处齿轮刚度较小,激光搭接冲击在此处产生较大的变形。在实际激光冲击强化工艺制定中,可避免在齿根两端位置进行搭接冲击或减小在齿根两端位置激光冲击强化的脉冲能量以降低齿根两端的残余拉应力水平。

3 结论

本文推导出了激光脉冲持续阶段的激光冲击压力随时间变化的迭代计算公式。建立了齿轮齿根激光冲击强化 Abaqus 仿真计算模型,残余应力计算结果与试验测量数据平均值最大相差 2.92%,验证了模型的准确性。本文通过仿真试验系统地研究了表层及次表层残余应力分布与激光脉冲能量、搭接率以及光斑半径的关联规律,主要结论如下。

(1) 齿轮齿根激光冲击强化后表层残余压应力平均值大于次表层残余压应力平均值。搭接率大于0.6时,0.38 mm深处的次表层会出现显著的次高残余压应力。无初始残余应力情况下,同深度层,齿宽方向残余压应力平均值大于齿廓方向残余压应力平均值。随着激光脉冲能量的增加,齿廓和齿宽方向表层残余压应力平均值之比在减小,但改变搭接率,并不会对齿廓和齿宽方向表层残余压应力平均值的差异性产生明显影响。

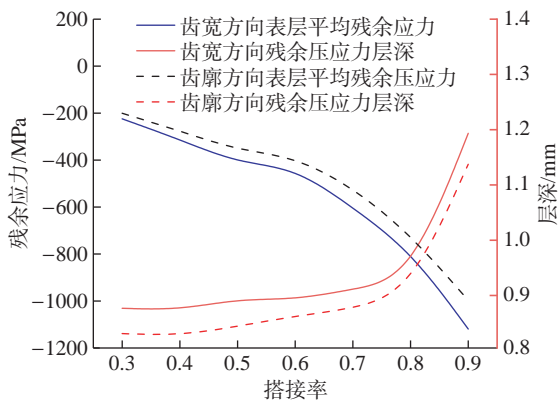


图15 不同搭接率齿宽和齿廓方向表层残余压应力平均值与残余压应力层深

Fig.15 Average tooth root surface residual stress and residual compressive stress layer depth with different overlap rates in tooth width and tooth profile directions

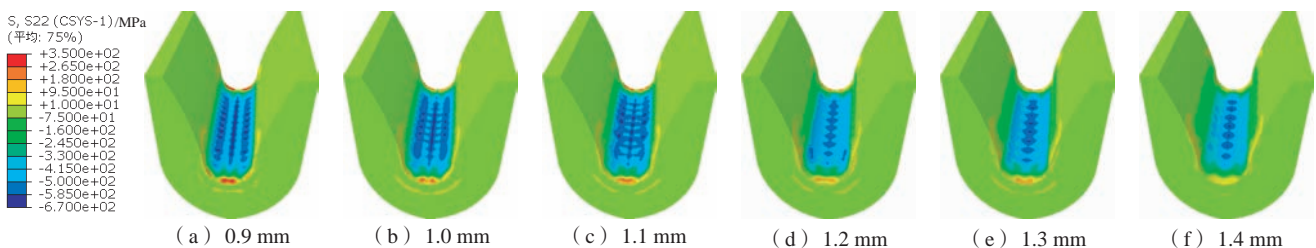


图16 不同光斑半径 S22 方向残余应力分布

Fig.16 Residual stress distribution in S22 direction with different spot radii

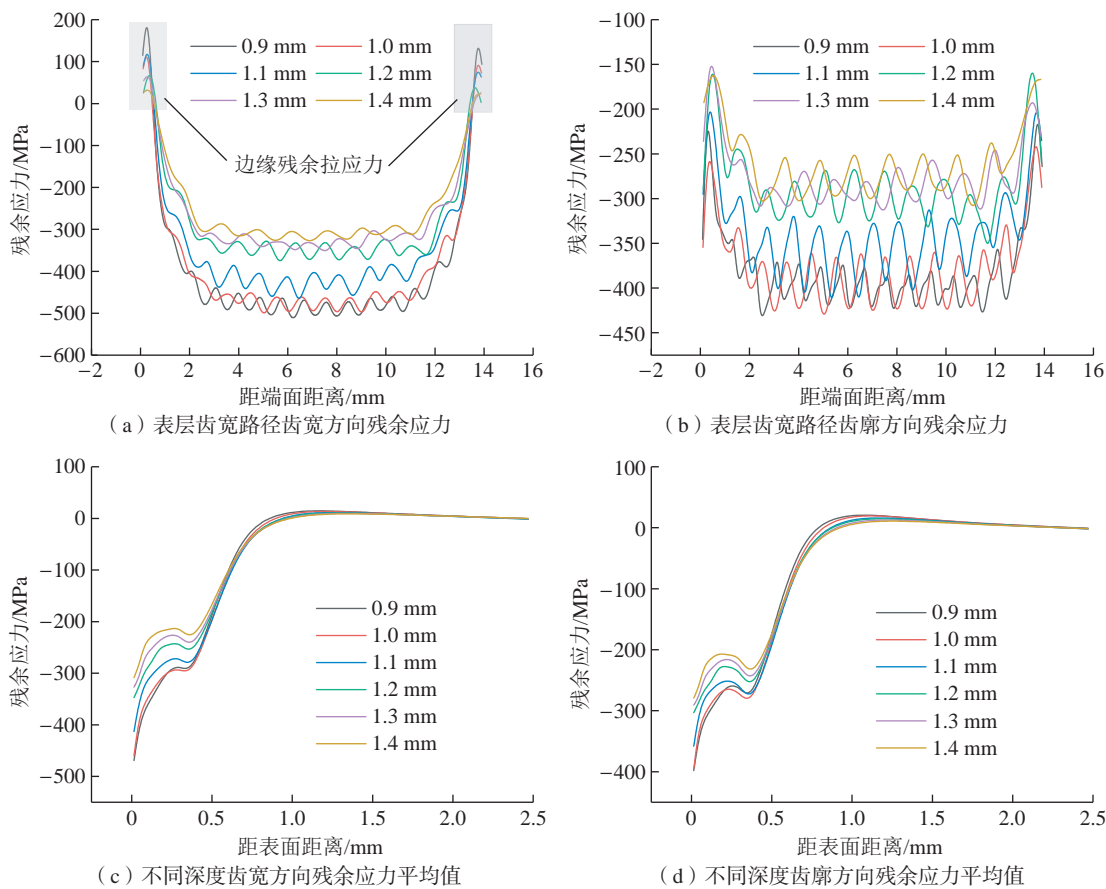


图 17 不同光斑半径残余应力分布曲线

Fig.17 Residual stress distribution curves with different spot radii

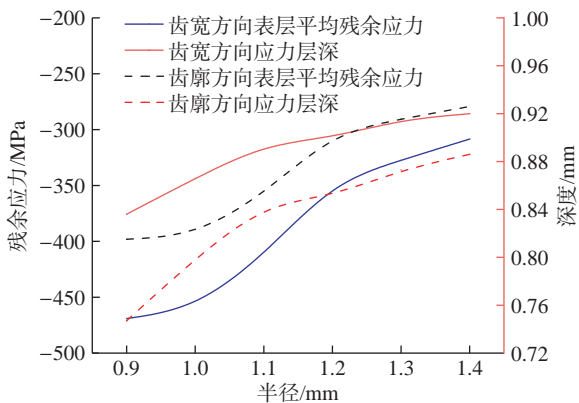


图 18 不同光斑半径齿宽和齿廓方向表层残余应力平均值与残余压应力层深

Fig.18 Average tooth root surface residual stress and residual compressive stress layer depth with different spot radii in tooth width and tooth profile directions

(2) 在其他因素相同情况下,激光脉冲能量从 2 J 提高至 8 J 或搭接率从 0.3 提高至 0.9,表层残余压应力平均值和残余压应力层深均增加。但在保证激光功率

密度和搭接率相同情况下,激光光斑半径从 0.9 mm 提高至 1.4 mm,表层残余压应力平均值会减小,而残余压应力层深会增加。

(3) 提高激光搭接率可以有效降低表层残余应力分布中的应力起伏现象,提升压应力分布的均匀性。但过高的搭接率会大幅降低强化工艺效率,实际搭接率不应超过 0.8。降低齿根两端搭接激光的脉冲能量可以降低齿根两端的残余拉应力值。为保证齿轮齿根激光冲击强化效果,激光光斑半径值应小于齿轮齿根圆角半径。

参考文献

[1] ZHANG B Y, LIU H J, ZHU C C, et al. Simulation of the fatigue-wear coupling mechanism of an aviation gear[J]. Friction, 2021, 9(6): 1616-1634.
 [2] ALBAN L E. Systematic analysis of gear failures[M]. Ohio: American Society for Metals, 1985.
 [3] YAN H Z, ZHU P F, CHEN Z, et al. Determination of the optimal coverage for heavy-duty-axle gears in shot peening[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022,

118(1-2): 365-376.

[4] SOYAMA H, CHIGHIZOLA C R, HILL M R. Effect of compressive residual stress introduced by cavitation peening and shot peening on the improvement of fatigue strength of stainless steel[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2021, 288: 116877.

[5] NAOUFEI M B, GHARBI K, CHAIEB I, et al. Improvement of AISI 304 austenitic stainless steel low-cycle fatigue life by initial and intermittent deep rolling[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 101(1-4): 435-449.

[6] BERGANT Z, TRDAN U, GRUM J. Effects of laser shock processing on high cycle fatigue crack growth rate and fracture toughness of aluminium alloy 6082-T651[J]. International Journal of Fatigue, 2016, 87: 444-455.

[7] GE M Z, XIANG J Y. Effect of laser shock peening on microstructure and fatigue crack growth rate of AZ31B magnesium alloy[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2016, 680: 544-552.

[8] HE Z R, SHEN Y Z, TAO J, et al. Laser shock peening regulating aluminum alloy surface residual stresses for enhancing the mechanical properties: Roles of shock number and energy[J]. Surface and Coatings Technology, 2021, 421: 127481.

[9] 李应红. 激光冲击强化理论与技术 [M]. 北京: 科学出版社, 2013.

LI Yinghong. Theory and technology of laser shock strengthening [M]. Beijing: Science Press, 2013.

[10] LUO X K, DANG N, WANG X. The effect of laser shock peening, shot peening and their combination on the microstructure and fatigue properties of Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2021, 153: 106465.

[11] GAO Y, YANG W Y, HUANG Z Z, et al. Effects of residual stress and surface roughness on the fatigue life of nickel aluminium bronze alloy under laser shock peening[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2021, 244: 107524.

[12] 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.

[13] XIANG Y F, MEI R L, WANG S P, et al. Numerical investigation of the effect of laser shock peening parameters on the residual stress and deformation response of 7075 aluminum alloy[J]. Optik, 2021, 243: 167446.

[14] HE Z R, SHEN Y Z, TAO J, et al. Laser shock peening regulating aluminum alloy surface residual stresses for enhancing the mechanical properties: Roles of shock number and energy[J]. Surface and Coatings Technology, 2021, 421: 127481.

[15] XU G, LU H F, LUO K Y, et al. Effects of surface curvature on residual stress field of 316L stainless steel subjected to laser shock peening[J]. Optics & Laser Technology, 2021, 144: 107420.

[16] RANJITH K G, RAJYALAKSHMI G. FE simulation for stress distribution and surface deformation in Ti-6Al-4V induced by interaction of multi scale laser shock peening parameters[J]. Optik, 2020, 206: 164280.

[17] PENG C, XIAO Y Z, WANG Y Z, et al. Effect of laser shock peening on bending fatigue performance of AISI 9310 steel spur gear[J]. Optics & Laser Technology, 2017, 94: 15-24.

[18] MONTROSS C, FLOREA V, SWAIN M. The influence of coatings on subsurface mechanical properties of laser peened 2011-T3 aluminum[J]. Journal of Materials Science, 2001, 36(7): 1801-1807.

[19] 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.

[20] 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.

[21] FABBRO R, PEYRE P, BERTHE L, et al. Physics and applications of laser shock processing of materials[J]. Journal of Laser Application, 10(6): 265.

[22] ZHANG W W, YAO Y L, NOYAN I C. Microscale laser shock peening of thin films, part 1: Experiment, modeling and simulation[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2004, 126(1): 10-17.

[23] 李翔, 何卫锋, 聂祥樊, 等. 不同能量空间分布激光冲击钛合金残余应力的分布规律 [J]. 激光与光电子学进展, 2018, 55(6): 253-259.

LI Xiang, HE Weifeng, NIE Xiangfan, et al. Regularity of residual stress distribution in titanium alloys induced by laser shock peening with different energy spatial distributions[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2018, 55(6): 253-259.

[24] JOHNSON G R, COOK W H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1983, 21: 541-548.

[25] 苟磊, 马玉娥, 杜永. 多点连续动态激光冲击强化残余应力场数值分析 [J]. 航空动力学报, 2019, 34(12): 2738-2744.

GOU Lei, MA Yue, DU Yong. Continuous dynamic numerical analysis of residual stress field under multi-point laser shock peening[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2738-2744.

[26] ZHU R, ZHANG Y K, SUN G F, et al. Effect of laser shock peening on surface residual stress and plastically affected depth of TC11 titanium alloy[J]. Materials Science Forum, 2019, 943: 20-25.

[27] DING K. Three-dimensional dynamic finite element analysis of multiple laser shock peening processes[J]. Surface Engineering, 2003, 19(5): 351-358.

[28] 李晨鹭, 解丽静, 程冠华, 等. 浅齿齿轮根激光冲击强化试验和仿真研究 [J]. 航空制造技术, 2020, 63(13): 47-52.

LI Chenlu, XIE Lijing, CHENG Guanhua, et al. Experimental and simulation study on laser shock peening of gear root[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(13): 47-52.

通讯作者: 邵文, 副教授, 博士, 主要研究方向为精密加工及复杂曲面零件抗疲劳制造。

(责编 晓月)

引文格式:王大月, 顾静怡, 徐雁斌, 等. 热氧化对 TA18 钛合金耐腐蚀磨损性能的影响[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 103–106.
WANG Dayue, GU Jingyi, XU Yanbin, et al. Effect of thermal oxidation on corrosion and wear resistance for TA18 alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 103–106.

热氧化对 TA18 钛合金耐腐蚀磨损性能的影响*

王大月^{1,2}, 顾静怡³, 徐雁斌^{1,2}, 胡 静^{1,2}

- 常州中钢精密锻材有限公司, 常州 213149;
- 常州大学材料科学与工程国家级实验教学示范中心, 常州 213164;
- 常州市口腔医院修复科, 常州 213003)

[摘要] 选用 TA18 钛合金为材料, 在箱式电阻炉中对其进行不同温度热氧化处理。利用光学显微镜(OM)、XRD、维氏硬度计、36%~38% (质量分数) HCl 溶液浸泡、摩擦磨损试验机等试验手段考察试样组织形貌、物相、显微硬度、耐蚀耐磨损性。研究表明, TA18 钛合金热氧化后试样表面形成了氧化层, 表层物相主要为金红石型 TiO₂, 随着热氧化温度升高, 氧化层逐渐出现少量 Al₂O₃。同时, 500~850 °C 热氧化, 随着热氧化温度升高, 试样表面硬度逐渐提高, 但超过 800 °C 后随温度升高表面硬度反而降低。热氧化可提高 TA18 钛合金耐腐蚀性和磨损, 其中 800 °C 是提高 TA18 钛合金在 36%~38% HCl 中耐腐蚀的最佳热氧化温度; 700 °C 是改善 TA18 钛合金摩擦磨损性能的最佳热氧化温度。

关键词: TA18 钛合金; 热氧化; 硬度; 耐蚀性; 耐磨性

Effect of Thermal Oxidation on Corrosion and Wear Resistance for TA18 Alloy

WANG Dayue^{1,2}, GU Jingyi³, XU Yanbin^{1,2}, HU Jing^{1,2}

- Changzhou China Steel Precision Forging Materials Co., Ltd., Changzhou 213149, China;
- National Experimental Demonstration Center for Materials Science and Engineering, Changzhou University, Changzhou 213164, China;
- Restoration Department, Changzhou Stomatological Hospital, Changzhou 213003, China)

[ABSTRACT] TA18 alloy was chosen as the experimental material. The samples were subjected to thermal oxidation treatment in a conventional muffle furnace under air atmosphere. The effect of thermal oxidation temperature on the microstructure and performance was studied. The microstructure, phase constituents, hardness, corrosion and wear resistance were evaluated by optical microscope (OM), XRD, micro-hardness tester, immersion test in 36%–38% (mass fraction) HCl solution, friction and wear tester. The results showed that the oxidized film was consisted of oxide layer and oxygen diffusion zone beneath, with rutile TiO₂ as the predominant phases along with a small amount of Al₂O₃, and the amount of rutile increased with the increase of oxidation temperature. The results also showed that the surface hardness increased with the increase of oxidation temperature of 500–800 °C, while decreased beyond 800 °C. The corrosion and wear resistance was obviously improved after thermal oxidation, and 800 °C was the optimal temperature to improve the corrosion resistance in 36%–38% (mass fraction) HCl solution, and 700 °C was the optimal temperature to improve the wear resistance.

Keywords: TA18 alloy; Thermal oxidation; Hardness; Corrosion; Wear resistance

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.103

* 基金项目: 国家自然科学基金(21978025); 江苏省第三期优势学科建设(PAPD-3); 江苏高校品牌专业建设工程(TAPP); 江苏省研究生科研与实践创新计划(KYCX19_1754); 常州市卫健委面上项目(QN202041)。

钛及钛合金具有低密度、良好的耐腐蚀能力、高比强度以及优异的生物相容性,在航空航天、生物医用植入件等领域得到广泛应用。然而,钛及钛合金存在表面硬度低,特别是耐磨损性较差等缺点,严重限制了其更为广阔的应用。因此,表面改性是提升钛合金服役性能、进一步扩大其应用的重要措施^[1-3]。

TA18 钛合金名义成分为 Ti-3Al-2.5V,是一种近 α 型钛合金,该合金具备的优势是室温和高温下强度比纯钛高 20%~50%,焊接性能和冷成形性能优于常用 TC4 钛合金。因此,TA18 钛合金已在军用、民用多种飞机零部件和医用植入件等领域得到应用。为提高 TA18 钛合金服役性能,有必要对其进行表面改性。

表面氧化处理是一种工艺相对简单的表面改性方法,钛合金经氧扩散处理后,不仅可在表面形成一薄层高耐腐蚀性氧化膜,而且氧可在 Ti 基体中形成过饱和固溶体,从而提高其表层硬度^[4-5]。常用的化学氧化、电化学氧化和微弧氧化都存在工艺复杂、环保不达标难题,制约这些氧化技术的推广应用^[6-8]。

热氧化是在大气环境中,将钛及钛合金放在电阻炉中加热到一定温度、保温一段时间,使其表面形成一层致密的氧化膜,从而改善钛及钛合金表面性能的处理方法。可见,热氧化法具有工艺简单便捷、无污染、成本低^[9-11]的显著优点。但热氧化工艺选择十分重要,工艺选择不合理时,不仅达不到改善钛合金性能的效果,还可能起到负面效果。

本研究采用热氧化法对 TA18 钛合金进行表面改性,基于热氧化时间对改性效果影响及工艺效率考虑,选择系统的热氧化时间为 210 min,探索热氧化温度对 TA18 钛合金表层改性效果的影响,旨在获得提高表面硬度、摩擦磨损性及抗腐蚀性的热氧化温度,从而为 TA18 钛合金实际应用中选择热氧化工艺条件提供指导,达到进一步扩大钛合金应用范围的有益效果。

1 试验及方法

试验所用材料是经真空自耗电弧炉(VAR)熔炼、锻造后获得 TA18 钛合金棒材,再经线切割成规格为 10 mm × 10 mm × 5 mm,用于组织观察、表面硬度测试、XRD 分析、化学腐蚀试验;线切割成外径 $\Phi 35$ mm、厚 5 mm 的圆环用于摩擦磨损试验。试样首先用 150 目和 400 目的 Al_2O_3 砂纸及 1~5# 的 SiC 砂纸打磨,再用 Cr_2O_3 抛光后用蒸馏水和无水乙醇超声波清洗,吹干待用。

TA18 钛合金热氧化处理过程如下:将准备好的试块放入箱式电阻炉底板上,随炉加热,升温速率为 15 $^{\circ}C/min$,当炉温达到设定温度(500~850 $^{\circ}C$)后,开始计算保温时间,保温时间设定为 210 min。

用 X 射线衍射仪对试样进行物相分析,该衍射

仪使用 Cu-K α 射线,扫描速度为 0.2 $^{\circ}/s$, 2θ 范围选择 20 $^{\circ}$ ~90 $^{\circ}$ 。用浸入法评价 TA18 钛合金试样热氧化前后在 36%~38% (质量分数)HCl (室温)中的耐腐蚀性能,每隔 5 h 取出试样称重,然后再放入腐蚀液中重新开始计时。根据式(1)计算试样的腐蚀速率,作出减重曲线。

$$v = \frac{W_i - W_0}{S} \quad (1)$$

式中, v 为腐蚀时间 t 后试样单位面积减重, g/m^2 ; W_i 为腐蚀时间 t 后试样的重量, g ; W_0 为试样原始重量, g ; S 为试样表面积, m^2 。

采用数字式维氏硬度计(HVS-5Z)测量试样表面硬度,加载载荷为 4.9~49 N,保压时间为 15 s,每种载荷在试样表面测试 6~8 个点,以保证试样硬度测试值的可靠性;采用万能摩擦磨损试验机考察试样的耐磨损性,销盘摩擦副偶件采用淬回火态 45 钢,硬度为 HRC40,载荷 $p=15$ N,转速 $n=30$ r/min,时间 $t=180$ min,温度为室温(25 \pm 2) $^{\circ}C$ 。

2 结果与讨论

2.1 金相组织观察

图 1 为 TA18 钛合金原始及不同温度热氧化后金相组织。可以看出,不同温度热氧化后基体组织没有发生变化,因为 TA18 为近 α 型钛合金,其相变点在 900 $^{\circ}C$ 左右,850 $^{\circ}C$ 以下热氧化时,TA18 钛合金不发生相变。

2.2 物相分析

图 2 是 TA18 钛合金经不同温度(500~850 $^{\circ}C$)热氧化前后 XRD 衍射谱。可以看出,原始样、500 $^{\circ}C$ 和 600 $^{\circ}C$ 热氧化样的衍射峰均为近 α -Ti,说明温度低于 600 $^{\circ}C$ 时,热氧化形成的氧化膜很薄。当热氧化温度升高到 700 $^{\circ}C$ 时,开始出现金红石型 TiO_2 衍射峰,且随热氧化温度升高, TiO_2 衍射强度逐渐增强,基体衍射强度逐渐减弱;800 $^{\circ}C$ 以上温度热氧化,基体衍射峰消失,并逐渐出现少量 Al_2O_3 ;850 $^{\circ}C$ 热氧化时 Al_2O_3 衍射峰已比较明显。由此可见,800 $^{\circ}C$ 以下热氧化时,试样表面形成的氧化膜主要为 TiO_2 ;当温度超过 800 $^{\circ}C$ 热氧化时,氧化膜由 TiO_2 和少量 Al_2O_3 组成。

2.3 表面硬度分析

图 3 为 TA18 钛合金试样经不同温度(500~850 $^{\circ}C$)热氧化后,在不同载荷下测试的表面硬度。可以看出,原始试样硬度约为 224HV,随着载荷增大,试样表面硬度逐渐降低,因为载荷越大硬度测试仪的压头压入试样越深,表现在硬度上则是硬度值呈递减现象。在同一载荷下,当温度小于 800 $^{\circ}C$ 时,试样表面硬度随温度的增加开始缓慢升高,700~800 $^{\circ}C$ 之间急剧升高,原因是该温度范围氧化速度快速增加,氧化膜快速增厚;在 800 $^{\circ}C$ 时达到最大值(860HV)。当温度超过 800 $^{\circ}C$ 时,随热氧

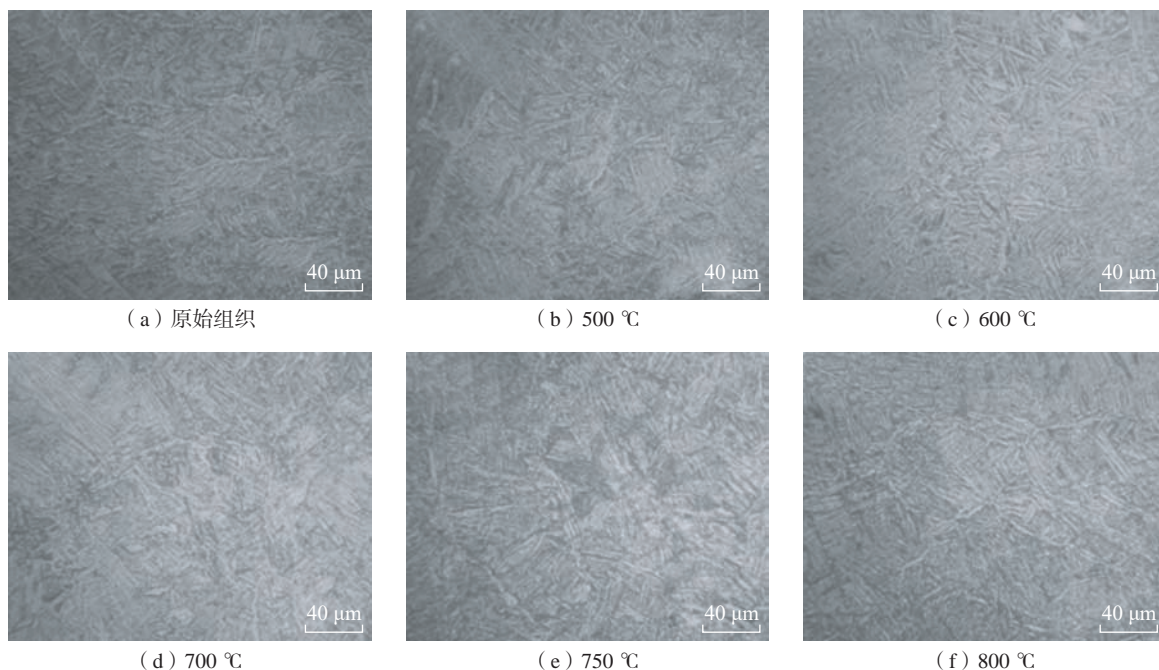


图1 TA18 原始组织及不同温度热氧化后显微组织

Fig.1 Microstructure of TA18 samples as-received and thermally oxidized at different temperatures

化温度升高,表面硬度下降的原因可能是氧化膜中形成了硬度低于 TiO_2 的少量 Al_2O_3 ,如图2所示。同时,高温使氧化膜致密度下降。

2.4 腐蚀性分析

图4是TA18钛合金原始样和经不同温度热氧化试样在36%~38% (质量分数)HCl溶液中浸泡不同时间后的腐蚀减重情况。可以看出,原始样腐蚀后减重特别严重,腐蚀10 h后HCl溶液由无色变为蓝色,腐蚀减重达到了 0.423 mg/cm^2 ,而热氧化试样在腐蚀20 h内几乎没有减重,这说明热氧化能显著提高TA18钛合金的耐腐蚀性。由前面的分析可知,热氧化处理后试样表面形成了氧化层,这层氧化膜比TA18钛合金基体具有更加优良的耐盐酸腐蚀性。

同时发现,不同温度热氧化对试样腐蚀影响很大。600 °C热氧化试样在腐蚀25 h后表面氧化膜开始出现白点,HCl溶液由无色变为浅黄色,在35 h后表面氧化膜开始脱落;700 °C热氧化试样腐蚀35 h后表面氧化膜开始脱落;经750 °C和800 °C热氧化试样在腐蚀过程中表面出现白点,分别在40 h和45 h后表面氧化膜开始脱落。以上试样在原氧化膜被破坏,新氧化膜来不及形成时,腐蚀减重陡然快速增加。只有经800 °C热氧化试样在腐蚀45 h后依然没有出现表面氧化膜脱落现象,减重几乎呈水平直线。可以看出,随着热氧化温度升高,耐HCl腐蚀性能逐渐提高,超过800 °C后腐蚀性能又有所下降,即800 °C热氧化试样腐蚀减重最少,可能原因是超过800 °C热氧化时,所形成的氧化膜不够致密,导致耐蚀性出现

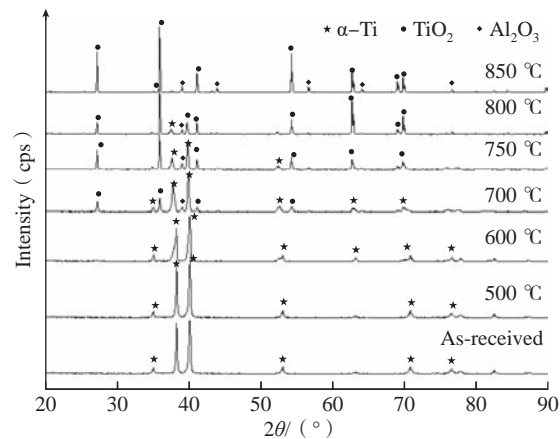
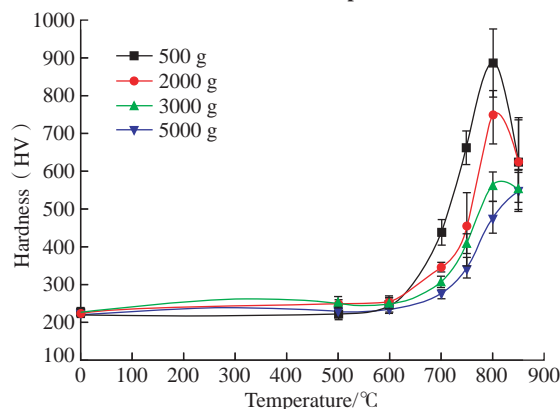


图2 TA18 原始样和经不同温度热氧化试样 XRD 衍射谱

Fig.2 XRD pattern of TA18 samples as-received and thermally oxidized at various temperatures

图3 TA18 试样在不同测试载荷下表面硬度与热氧化温度的关系
Fig.3 Relationship between surface hardness under different testing loads and thermal oxidation temperatures for TA18 samples

下降,该结果与图3中表面硬度随热氧化温度的变化规律一致。因此,800℃是提高TA18在36%~38% (质量分数)HCl溶液中腐蚀性能的最佳热氧化温度。

2.5 摩擦磨损性能分析

图5是TA18钛合金经不同温度热氧化后试样与原始试样磨损减重。可以看出,原始样磨损减重最多,而热氧化温度在500℃、800℃和850℃时试样磨损减重都降低,当热氧化温度在600~750℃时磨损减重更少,其中700℃热氧化试样减重最少,接近0。可能原因是随热氧化温度升高,一方面氧化膜增厚,另一方面氧化膜逐渐疏松,综合两方面的因素,700℃热氧化形成的氧化膜具有厚度和致密性最佳组合,从而获得最优耐磨性。

3 结论

(1) 500~850℃热氧化后TA18钛合金基体组织不变,表面形成了主要由金红石型TiO₂组成的氧化层;热氧化温度超过800℃时,氧化膜中形成少量Al₂O₃。

(2) 在500~800℃之间,随着热氧化温度升高,试样

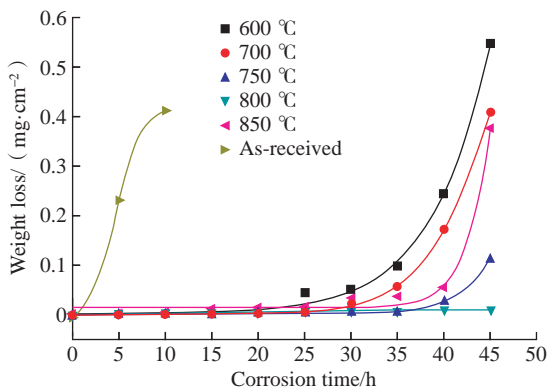


图4 TA18原始样和经不同温度热氧化试样在36%~38% HCl溶液中浸泡不同时间后的腐蚀减重

Fig.4 Weight loss of TA18 samples as-received and thermally oxidized at various temperatures after immersing in 36%~38% HCl solution for different corrosion time

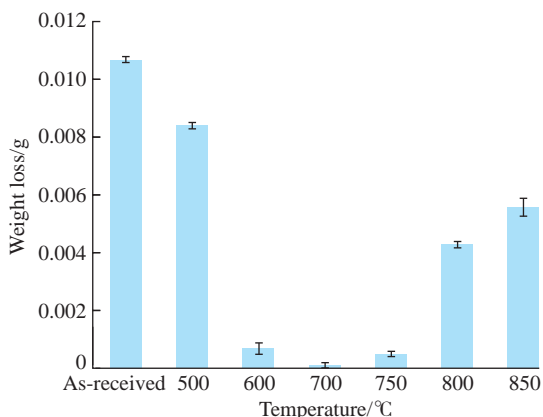


图5 TA18原始样和经不同温度热氧化试样磨损减重

Fig.5 Weight loss of TA18 samples as-received and thermally oxidized at various temperatures after wear test

表面硬度逐渐提高;超过800℃后,随着热氧化温度升高表面硬度降低。

(3) 热氧化能提高TA18钛合金的耐腐蚀性能,800℃是提高TA18钛合金在36%~38% HCl溶液中耐腐蚀性能的最佳热氧化温度。

(4) 热氧化法可改善TA18钛合金磨损性能,700℃是改善TA18钛合金磨损性能的最佳热氧化温度。

参考文献

- [1] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册(第4卷)[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002:104.
China Aeronautical Materials Handbook Editorial Board. China aeronautical materials handbook(Vol4)[M]. Beijing: Standards Press of China, 2002: 104
- [2] BLOYCE A, MORTON P H, BELL T. Surface engineering of titanium and titanium alloys[J]. Metals Handbook, 1994, 5: 835.
- [3] ZHANG M M, LI Y F, WANG F H. Studies on different oxidation behaviors of TiAlN on titanium alloy and stainless steel under thermal cycling[J]. Corrosion Science, 2021, 192: 109865.
- [4] 曾尚武, 江海涛, 赵爱民. TC4钛合金高温氧化行为[J]. 稀有金属材料与工程, 2015, 44(11): 2812-2816.
ZENG Shangwu, JIANG Haitao, ZHAO Aimin. High temperature oxidation behavior of TC4 alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2015, 44(11): 2812-2816.
- [5] ANIOLEK K, KUPKA M, BARYLSKI A, et al. Mechanical and tribological properties of oxide layers obtained on titanium in the thermal oxidation process[J]. Applied Surface Science, 2015, 357: 1419-1426.
- [6] PRANDO D. Chemical oxidation as repairing technique to restore corrosion resistance on damaged anodized titanium[J]. Surface and Coatings Technology, 2019, 364: 225-230.
- [7] KIM M. Controlled contribution of Ni and Cr cations to stainless steel 304 electrode: Effect of electrochemical oxidation on electrocatalytic properties[J]. Electrochemistry Communications, 2020, 117: 106770.
- [8] CHEN X W. Corrosion resistance of MoS₂-modified titanium alloy micro-arc oxidation coating[J]. Surface and Coatings Technology, 2022, 433: 128127.
- [9] 雒设计, 李丹, 李宁. 钛及钛合金热氧化行为的研究现状[J]. 热加工工艺, 2021, 50(10): 17-21.
LUO Sheji, LI Dan, LI Ning. Research status of thermal oxidation behavior of titanium and titanium alloy[J]. Hot Working Technology, 2021, 50(10): 17-21.
- [10] 王燕, 倪静, 刘澄, 等. 热氧化对TA2耐磨和耐蚀性能的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2010, 39(S1): 434-437.
WANG Yan, NI Jing, LIU Cheng, et al. Effect of thermal oxidation on the wear resistance and corrosion resistance properties of TA2[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2010, 39(S1): 434-437.
- [11] MAHBUB M R. Enhancing cell adhesion and corrosion performance of titanium alloy by surface and sub-surface engineering using WEDM[J]. Surface and Coatings Technology, 2022, 429: 127929.

通讯作者: 胡静, 教授, 博士, 研究方向为金属材料热处理、金属材料表面改性、金属材料组织性能分析等。

(责编 古东)

引文格式: 严毅, 穆学桢, 张宁华, 等. 机载激光武器自卫防御应用研究与前景分析[J]. 航空制造技术, 2023, 66(5): 107-113.

YAN Yi, MU Xuezhen, ZHANG Ninghua, et al. Application research and prospect analysis of airborne self-defense laser weapon[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(5): 107-113.

机载激光武器自卫防御应用研究与前景分析

严毅, 穆学桢, 张宁华, 彭志永, 谢光辉

(航空工业中国空空导弹研究院, 洛阳 471009)

[摘要] 对来袭防空战术导弹进行干扰毁伤, 实现载机的自卫防御是机载激光武器的重要应用方向之一。本文简要对国外主要防空战术导弹的发展历程、技术特点以及作战能力进行了概述, 结合激光作用机理阐述了激光武器对导弹的干扰毁伤特点, 在此基础上对机载平台自卫防御激光武器的作战应用能力需求进行了研究, 描述并分析了目前机载激光武器发展现状, 并对机载自卫激光武器的影响与挑战进行了综合评估分析。

关键词: 激光武器; 自卫防御; 空中导弹; 激光毁伤; 机载平台

Application Research and Prospect Analysis of Airborne Self-Defense Laser Weapon

YAN Yi, MU Xuezhen, ZHANG Ninghua, PENG Zhiyong, XIE Guanghui

(AVIC China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

[ABSTRACT] One of the important application directions of airborne laser weapon is to interference and damage the incoming surface-to-air and air-to-air missiles, in order to realize the self-defense of the carrier. The development process, technical characteristics and operational capability of the abroad surface-to-air and air-to-air missiles are briefly summarized, combined with the mechanism under laser irradiation, the characteristics of laser weapon's interference and damage to missiles are expounded. On this basis, the feasible path, capability boundary and operation mode of self-defense laser weapon for airborne platform are analyzed and researched. The development status and trend of airborne laser weapons are briefly described, and development route and capability level of the key technologies involved are analyzed and evaluated. At last, the analysis and prediction of the future of airborne self-defense laser weapons are proposed.

Keywords: Laser weapon; Self-defense; Air missile; Laser damage; Airborne platform

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.05.107

激光武器是一种利用高能激光束的热效应、力学破坏、辐射破坏等直接杀伤目标的定向能武器。美国空军从 20 世纪 70 年代就希望把激光武器装上飞机, 一是实现机载平台对来袭导弹的自卫; 二是用于空中反导反卫等, 有效提高空军的作战能力和生存能力。然而, 由于早期的化学与气体激光器在体积、质量和安全性等方面的固有缺陷, 相关研究未能转化成装备。随着近年来固体激光器和光纤激光器技术的发展, 瞄准载机自卫应用的目标, 国内外兴起了新的研究热潮, 用于自卫拦截来袭空空、面空战术导弹的机载激光武器已经成为机载定向能武器的研究重点方向之一。

空空 / 面空导弹是空中作战平台的主要威胁, 目前防御手段以红外诱饵与电子干扰等被动对抗为主。但是, 随着大面阵红外成像制导体制的应用和多模制导技术的发展, 导弹制导方式越趋先进, 抗干扰能力和目标命中概率不断提高, 空中平台传统被动对抗措施的有效性日益下降。加装激光武器可以破坏导弹的光敏元件, 使之无法寻得, 也可破坏导弹结构部件, 使其失控或者解体。同时激光武器具有攻击速度快、火力持续性强、效费比高的优点, 与传统防御手段相比可形成代差优势, 可有效提高空中平台的战场生存能力^[1]。

1 自卫激光武器主要目标分析

机载自卫激光武器的主要作战对象是防空战术导弹,防空战术导弹主要包括空空导弹和地空导弹。空空导弹的特点是飞行速度较快,最高能达到 5 Ma 左右,一般的作用距离在几十 km,主要有红外和雷达两种制导模式。地空导弹地面保障系统复杂程度不同,工作模式不同导致地空导弹制导模式较多,但主要制导模式与空空导弹相类似。防空战术导弹作为精确制导武器,制导系统是激光武器最优打击部位。近程导弹一般采用红外光电制导模式,中远程导弹一般采用雷达制导的模式。

空空导弹和地空导弹的工作特点和制导方式基本类似,但是空空导弹相对于地空导弹发射距离更近,飞行速度更快。因此,空空导弹的作用时间较短,这就要求激光武器在短时间内选择易毁部件,完成捕获、跟踪、瞄准并实施打击,同时空空导弹口径相对更小,对于机载激光武器系统的响应时间、跟瞄精度和毁伤效能的要求更高,因此本文主要针对空空导弹进行分析。

目前,空空导弹主要分为雷达制导和红外制导两种模式。其中典型代表包括美国 AIM-120、AIM-9X 空空导弹以及欧洲流星、IRIS-T 导弹等。两种制导体制中比较有代表性的是 AIM-120 以及 AIM-9X 导弹。

1.1 AIM-120 “阿姆拉姆”(AMRAAM) 先进中距空空导弹

AIM-120 “阿姆拉姆”(AMRAAM) 先进中距空空导弹是美国研制并装备使用的第 4 代雷达型空空导弹,也是当今世界最先进入现役的、具有发射后不管和多目标攻击能力的雷达型空空导弹(图 1)。

AIM-120 具备全天候、超视距、发射后不用管和多个目标攻击能力,由 4 个主要部分组成:最前面是制导单元,包括主动雷达末制导导引头、平面天线和 TWT 放大发射机,天线外面是陶瓷天线罩,发射机后是电子单元,之后是惯导单元和武器舱,包括主动雷达近炸引信和战斗部,导弹的后半部分是火箭发动机和电动舵机。AIM-120 系列主要型号战术技术指标如表 1 所示^[2]。

1.2 AIM-9X “响尾蛇”近距格斗空空导弹

AIM-9X 是第 4 代 AIM-9 响尾蛇系列导弹,是美国海军空中系统司令部(NAVAIR)领导的海军和空军联合项目,也是该系列导弹的最新型号,在 AIM-9M 的基础上发展改进,在设计上有几处重大改进(图 2)。

AIM-9X 导弹采用 128×128 的中波碲化钢焦平面阵列红外成像制导系统,导引头采用了蓝宝石头罩,

并采用了内部低温制冷系统和雷锡恩公司的跟踪系统(图 3)。AIM-9X 的主要战术技术指标如表 2 所示。

2 自卫激光武器作战应用分析

2.1 毁伤模式分析

根据激光武器的功率大小和工作模式,可以对导弹目标造成“软毁伤”和“硬毁伤”两种毁伤模式。其中

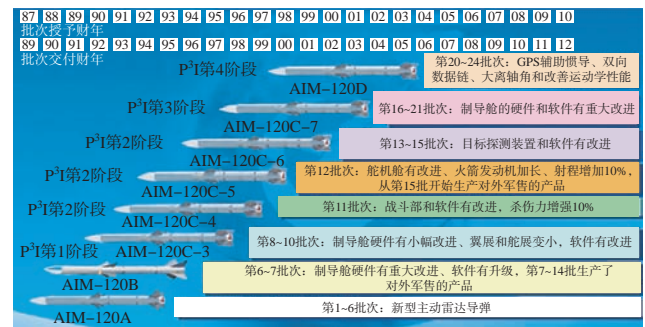


图 1 AIM-120 系列改进发展图

Fig.1 AIM-120 series development roadmap

表 1 AIM-120 系列主要型号战术技术指标

Table 1 Main tactical and technical indexes of AIM-120

| 战技指标 | AIM-120A/B | AIM-120C-5 |
|---------|------------------|---------------|
| 射程/km | 80 (最大) | 90 (最大) |
| 最大速度 | Ma=4 | Ma=4 |
| 弹长/m | 3.65 | 3.65 |
| 弹径/mm | 178 | 178 |
| 翼展/mm | 533 | 445 |
| 舵展/mm | 635 | 447 |
| 发射质量/kg | 157 | 161 |
| 动力装置 | 固体火箭发动机 | |
| 制导方式 | 惯性 / 指令修正 + 主动雷达 | |
| 战斗部 | 高爆定向破片, 22 kg | 高爆定向破片, 20 kg |
| 引信 | 主动雷达近炸及触发引信 | |



图 2 AIM-9X 空空导弹

Fig.2 AIM-9X air-to-air missile

软毁伤主要针对导弹导引系统,使其导引能力下降或者失效,导致脱靶量增大。对于采用红外制导模式的导弹,其光电装置损伤阈值比较低,小功率的激光即可“致盲”,甚至使其永久性损伤;对于雷达制导导弹,激光辐照可对其天线罩表面炭化或改性,使其测角误差斜率超标,导致导弹制导效能下降。硬杀伤主要针对导弹的结构组件、整流罩、天线罩、发动机、药柱以及战斗部,造成其穿孔、烧蚀、烧穿、折断,甚至空中爆炸解体^[3]。对典型导弹的具体毁伤模式如表3所示。

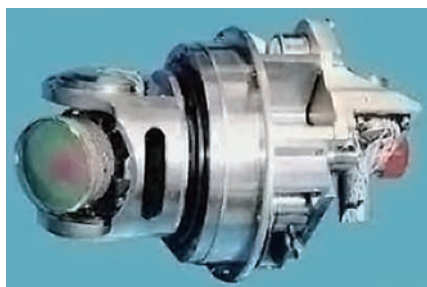


图3 AIM-9X 导引头
Fig.3 AIM-9X seeker

表2 AIM-9X 详细参数
Table 2 AIM-9X main parameters

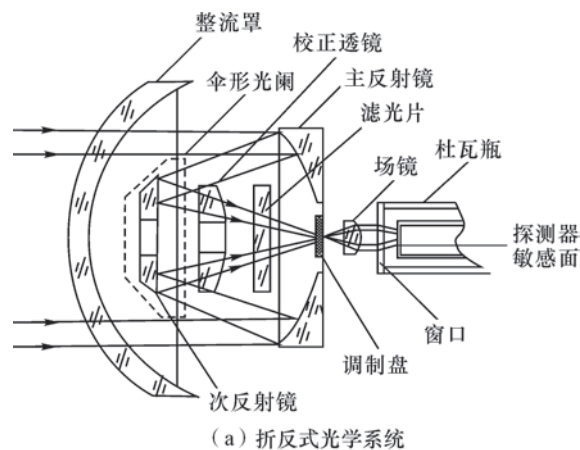
| 战技指标 | 参数 |
|----------|----------------|
| 长度 /m | 2.9 |
| 弹径 /mm | 127 |
| 翼展 /m | 0.44 |
| 发射质量 /kg | 85 |
| 射程 /km | 10 |
| 战斗部 | 高爆定向破片, 9.1 kg |
| 引信 | 激光(主动) |
| 制导方式 | 红外成像 |
| 推进系统 | 固体推进 |

表3 激光对典型导弹目标的毁伤模式

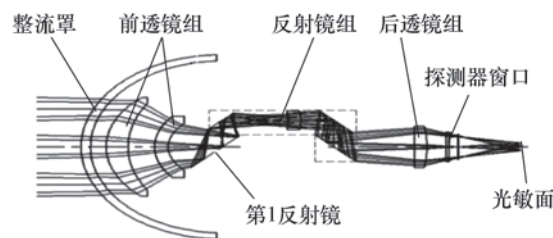
Table 3 Laser damage mode of typical missile target

| 毁伤模式 | 攻击对象及破坏方式 | 最大破坏程度 |
|------|---------------|----------|
| 软毁伤 | 光电导引头的光电传感器 | 永久性损伤致盲 |
| | 光电导引头光学组件、整流罩 | 膜系损伤、破裂 |
| | 雷达制导导弹的天线罩 | 表面炭化、改性 |
| 硬毁伤 | 导弹弹体的金属结构 | 穿孔、折断、解体 |
| | 固体火箭推进剂药柱 | 烧穿、引爆 |
| | 导弹战斗部 | 引爆战斗部 |
| | 天线罩、整流罩 | 破裂、解体 |

激光武器自卫作战时,根据载机飞行方向和导弹飞行轨迹的位置关系分析,导弹头部的导引系统最易受到激光武器瞄准和攻击,是首选的攻击部位。因为导弹在飞行过程中,弹轴大部分时间正对目标,导弹的导引探测系统需要始终指向目标,且根据比例导引特点,为保证末端的攻击性能,导弹在飞行后半段的攻角都会尽量控制,基本控制在 20° 以下。因此,自卫飞机发射的激光容易照射导弹头部,不容易照射导弹弹体。一般而言,红外导弹由于是光学探测体制,即便其探测波段与辐照激光不处于同一波段,也更容易受到激光辐照损伤。目前典型的红外制导空空导弹光学系统主要分为折反式和透射式两种,折反式主要是采用卡塞格林光学系统,透射式主要是采用透镜组成像,具体如图4所示。相对而言,折反式系统由于会聚光路前端部分多数采用反射镜,对于辐照的高能激光不仅没有阻断过滤作用,反而会将进入系统的光束能量会聚,使得光路后端的滤光系统和探测器更容易受到毁伤。透射式光学系统一般会采用特定波段的光学材料,如中红外导弹一般采用硅、锗材料制作光学透镜,而目前的高能短波激光很难穿透此类透镜进入到后端的探测系统中,因此相较于折反式光学系统,透射式光学系统更难被高能激光辐照毁伤,AIM-9X 导弹据称采用的就是透射式光学



(a) 折反式光学系统



(b) 透射式光学系统

图4 折反式与透射式光学系统

Fig.4 Catadioptric and transmissive optical system

系统。

对于雷达制导导弹,其导引头一般采用陶瓷天线罩,如图5所示。陶瓷材料属于透光性较差的材料,且其耐高温性能特别优异,受激光辐照时,难以被激光热烧蚀熔融破坏。但是陶瓷材料塑形变形区极小,脆性大,极易断裂,因此如果受到脉冲形式激光冲击,容易被激光脉冲引起的应力以及杂质缺陷吸收激光能量而导致局部炸裂破坏。总体而言,雷达制导导弹相对于红外光学制导导弹毁伤难度更大。

2.2 能力需求分析

对于典型空空导弹,近距格斗弹典型发射距离是5~10 km,中远距导弹典型发射距离在20 km以上,同时按照美国相关作战条例,对于大飞机目标或者较远距离发射时,一般会前后发射两枚导弹以确保对目标的摧毁。因此要真正实现载机自卫防护,对机载激光武器系统最低要求为系统有效作用距离不低于5 km;能够完成对两枚前后来袭导弹的毁伤;为保证载机安全,毁伤最小距离不得低于2 km。

根据美国海军实验室2008年提交的研究报告^[4],对于初始光斑半径为 ω_0 ,传输距离为 L 的激光束,通过聚焦系统聚焦后,目标位置处的长时平均光斑大小为

$$\omega(L) = (\theta_{\text{spread}}^2 L^2 + \omega_0^2 (1 - L/L_{\text{focal}})^2)^{1/2} \quad (1)$$

式中, L_{focal} 为系统聚焦距离; θ_{spread} 为系统总的发散半角,包括衍射极限发散半角 θ_{diff} 、光束质量引入的发散半角 θ_{quality} 、大气湍流引入的发散半角 θ_{turb} 、机械抖动半角 θ_{jitter} 、热晕发散半角 θ_{bloom} ,其关系为

$$\theta_{\text{spread}} = (\theta_{\text{diff}}^2 + \theta_{\text{quality}}^2 + \theta_{\text{turb}}^2 + \theta_{\text{jitter}}^2 + \theta_{\text{bloom}}^2)^{1/2} \quad (2)$$

式中, $\theta_{\text{diff}} = \lambda/\pi\omega_0$; $\theta_{\text{quality}} = (\beta - 1)\theta_{\text{diff}}$; $\theta_{\text{turb}} = 1.6\lambda/\pi r_0$; $r_0 = 0.184(\lambda^2/C_n^2 L)^{3/5}$; C_n^2 为大气湍流强度。由式(1)和(2)可以看出,当聚焦于目标位置处,即 $L=L_{\text{focal}}$ 时,光斑最小,此时 $\omega(L) = \theta_{\text{spread}}L$ 。假设激光波长为 $1.06 \mu\text{m}$,系统发射口径为350 mm,初始光斑半径为175 mm,大气传输光束质量为4,湍流强度为 $10^{-6} \text{m}^{-2/3}$,传输距离20 km,机械抖动 $2 \mu\text{rad}$ 时,传输总的发散半角为 $7.64 \mu\text{rad}$,聚焦光斑半径为152.8 mm,光斑面积为 733.5cm^2 。当发散全角为 $15 \mu\text{rad}$ 时,光斑面积为 706.5cm^2 。在晴天空气质量良好的情况下,以中纬度乡村型地区10 km高度,能见度23 km使用条件为例^[5],大气透过率如图6所示。

导弹壳体材料多为金属或合金,当照射激光功率密度为 $10^3 \sim 10^6 \text{W/cm}^2$,在其固定部位辐照3~5 s时,材料局部区域会发生熔融毁伤^[6]。考虑实现对导弹的硬毁伤,在激光到靶密度为 10^3W/cm^2 情况下的激光武器发射功率与有效作用距离的关系见表4。假设发射功率

为50 kW,则系统有效作用距离仅为5.2 km,在2~5 km距离范围内,要毁伤两枚空空导弹则有效的毁伤时间不能超过1.5 s,考虑转火时间,有效毁伤时间则在1 s左右,而根据已有文献[7]表明, 10^3W/cm^2 的到靶功率在1 s时基本不能实现对导弹的硬毁伤,因此要真正实现载机的有效自卫防御,激光发射功率至少应在100 kW以上,对目前的高能激光器系统和机载平台集成都有较大实现难度。

同时,为保证到靶功率密度,通常要求光斑直径 ≤ 2 倍弹径,以典型主动雷达型空空导弹AIM-120为例,要求远场光斑直径不超过350 mm。考虑激光武器在

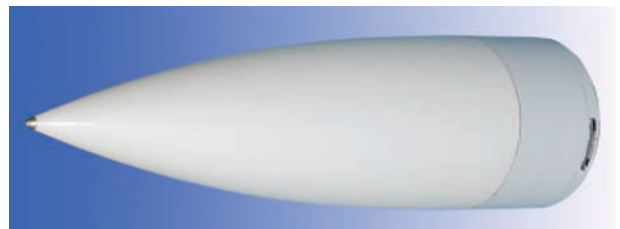


图5 典型雷达导弹陶瓷天线罩
Fig.5 Ceramic radome of typical radar missile

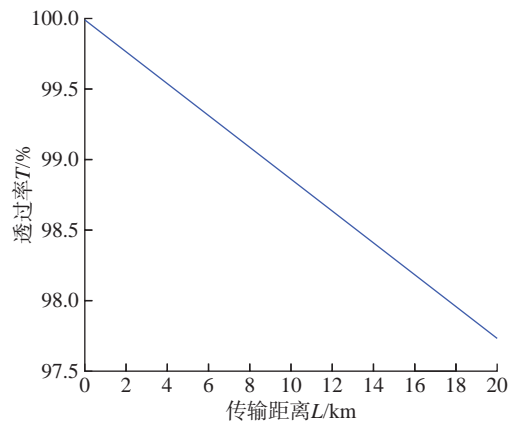


图6 晴天条件下大气透过率
Fig.6 Atmospheric transmittance on sunny days

表4 作用距离和发射功率对照表

Table 4 Comparison table of operating range and transmitting power

| 发射功率/kW | 有效作用距离/km |
|---------|-----------|
| 728 | 20 |
| 350 | 13.9 |
| 200 | 10.5 |
| 100 | 7.4 |
| 50 | 5.2 |

15 km 的距离上对导弹进行攻击,则要求激光的束散角不超过 20 μrad ;考虑大气传输的影响,高精度跟瞄要求辐照光斑抖动范围为光斑直径的 1/3~1/5^[8],因此对精确跟瞄照射精度要求在 5~8 μrad 左右。在高动态对抗条件下实现 μrad 量级的跟瞄精度,对机载自卫激光武器也是巨大的挑战。

3 机载激光武器发展现状分析

自 20 世纪 70 年代以来,美国通过多个项目支持了机载激光武器研究工作,从 ALL 到 ABL、从 ATL 到 SHIELD 项目,图 7 为美国主要机载激光武器项目的起始年份。不同项目针对的目标不同,但总体分为战略反导和战术自卫两类。通过多年的研究,美国在机载激光武器研究方面积累了大量经验,但是机载激光武器始终没有真正走入战场应用,在这中间存在着各种技术与工程问题。以目前美国空军主要支持的 SHIELD 项目为例,简要分析下机载激光武器目前的发展现状。

SHIELD 项目是美国空军作战司令部和空军研究实验室(AFRL)正在开发的自动防御高能激光验证系统,SHIELD 项目计划分为 3 个方面、两个阶段开展相关研究工作,3 个方面主要包括提升下一代紧凑环境的激光器(LANCE)、激光吊舱研究与发展(LPRD)以及束控和航空效应研究与发展(BARD)。两个阶段分为:第 1 阶段飞行试验将验证激光器能够在足够远的距离追踪目标,并随即以极快的速度打击目标;第 2 阶段将集成激光器,并在作战环境下评估激光器性能。目前 LPRD

项目由波音公司承包,BARD 由诺斯罗普·格鲁曼公司承包,LANCE 项目由洛马公司承包^[9]。

SHIELD 项目已经进行了一些地面试验,2019 年 4 月 23 日,在白沙导弹靶场完成了试射任务,试射中击落了飞行中的多枚导弹(但未透露击落导弹的具体种类和型号),地面原理样机如图 8 所示。该项目的飞行试验原计划在 2020 财年开展,但根据美国战区网 2020 年 6 月 30 日报道,美国空军推迟了 SHIELD 首次机载验证试验,由 2021 年推迟到 2023 年,给出的原因是新冠疫情和其他技术因素影响。

综合而言,机载激光武器研究几起几落,前期进展顺利的 SHIELD 项目也遭遇延期,可见机载激光武器虽然一直备受关注,且国内外也投入了大量的研究经费,但是面临的技术挑战还是非常大,相关应用的具体问题目前并没有得到彻底解决。

4 机载自卫激光武器的影响与挑战

机载自卫激光武器一旦应用,将给现有的空战模式和航空武器装备体系带来较大的冲击与影响,具体来说包括以下 3 个方面。

(1) 对传统空战战法的变革。

空空导弹都有不可逃逸攻击区的概念,是指飞机做任何形式机动都会被拦截的导弹最大、最小发射边界。一般而言,在不可逃逸攻击区发射的导弹,命中概率较高,且发射载机可以在此距离使用发射后脱离战术,保证攻击有效性的同时避免进入敌方攻击距离,利用先进的导弹最大程度地获取战场的主动权。但是一旦

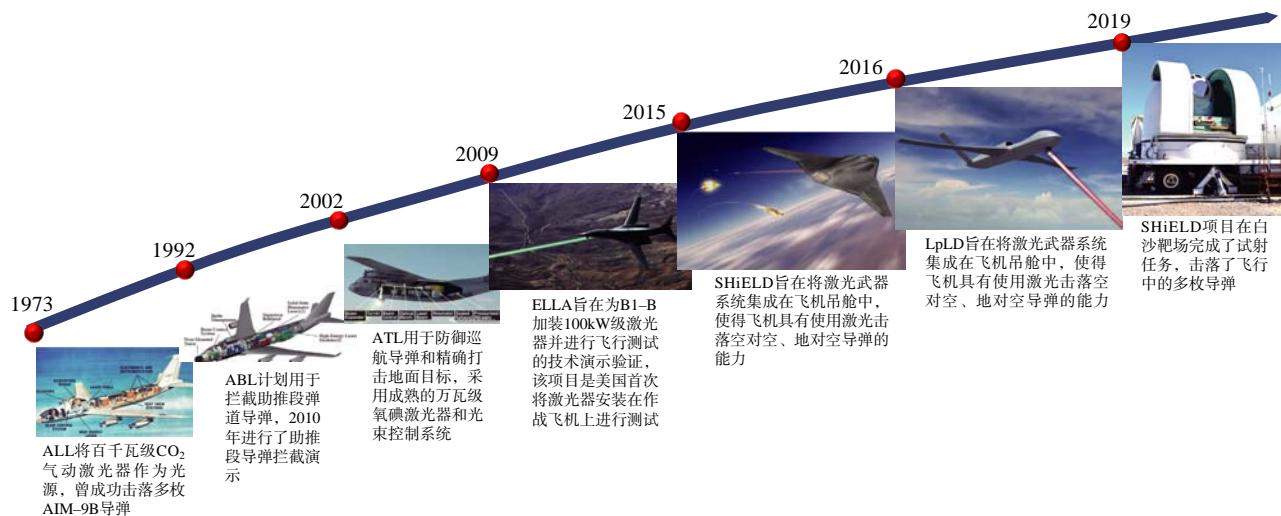


图 7 美国机载激光武器项目开展情况

Fig.7 Progress of American airborne laser weapon project

自卫激光武器成熟应用,即便在不可逃逸攻击区发射的导弹也有较大可能被拦截失效,这将直接导致类似发射-脱离-再入的推磨作战战法失去核心作战能力,使建立在现有导弹优势上的空战理论发生颠覆性改变。

(2) 部分取代现有近距离机载武器。

受大气传输以及机载平台载荷限制,机载激光武器难以远距离实现对目标的毁伤,但是相较于传统的航炮、近距格斗弹而言,激光武器具有攻击速度快、射击稳定性好、无后坐力、无污染、直接命中、无需考虑弹道和提前量、作战效费比高等特点,同时只要有能源供给,理论上具有无限弹舱。因此机载自卫激光武器未来不仅能够实现对导弹目标的防御拦截,在对抗无人集群目标、打击近距离地面或空中目标等方面也具有较好的应用前景,可以大部分取代现有航炮和红外近距格斗弹的功能。

(3) 促进导弹光电对抗技术的发展。

随着激光武器技术的发展,各军事强国也在采取措施对抗激光武器的威胁,从而促进了导弹导引头和弹体的激光防护技术研究。比如在光电系统中,对激光具有敏感性和易损性的部位,采取抗激光加固措施,消除或降低激光对光学整流罩、光学元件和探测器的损伤;在弹体和发动机壳体上,采用耐高温材料或高反射材料,提高损伤阈值或将激光大部分能量反射掉,从而减小高能激光对弹体内部器件和发动机的影响,保护导弹不受损伤。

机载激光武器虽然有好的应用前景,但纵观其发展历程和目前情况来看,实现机载激光武器列装应用的技术挑战还十分巨大,具体包括以下3方面。

(1) 武器系统装机挑战。

机载激光武器装机主要考虑3个方面:一是载机可接受的武器系统体积重量;二是载机可提供的能源;三是激光武器搭载的位置和可接受的发射口径大小。体积重量方面,根据目前和将来可能的战斗机能力水平,可搭载激光武器系统重量不能超过1000 kg,体积应不超过2 m³。具有实战效能的高能激光武器系统功重比要在5 kg/kW以内,这里的功重比5 kg/kW不仅包括激光输出部分,同时还应包括配套的水冷与电源,目前要实现这个指标的难度非常大。能源供应方面,高功率激光器工作时需要系统在短时间内提供极高的功率(数百千瓦以上),目前飞机可提供的整体供电可能也就几百千瓦,与机载激光武器要求有较大差距。另外激光武器发射转塔在飞机上的布置也会影响激光武器的能力。如果采用吊舱或转塔形式,需要考虑吊舱或转塔的气动外形对飞机气动力的影响,以及气流对激光光束传输的影响,装备隐身飞机时,集成时还需要考虑保形设计以及窗口的隐身处理等问题,搭载集成的难度较大。

(2) 基础技术挑战。

除了激光器与跟瞄等普适技术外,机载自卫激光武器还要解决载机附面层气流校正以及高速目标毁伤验证等基础技术问题。当载机以超声速或亚音速飞行时,其周围会形成复杂的附面层气流场,图9为转塔类型激光武器周围流场图。这种流场的不均匀性会导致光学折射率的不均匀,进而影响光束的传输。传统解决大气湍流扰动的方式是采用自适应校正光学系统,但是对于超音速附面层大气以及自卫防御作战应用而言,传统的自适应校正方式一是校正频率难以匹配附面层气流的

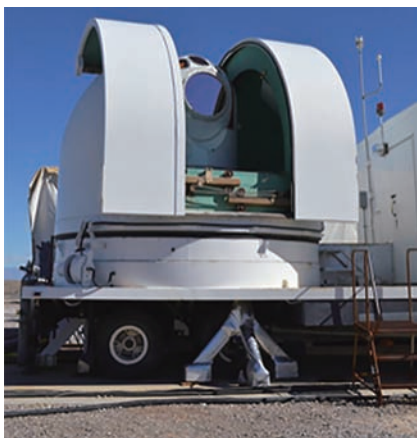


图8 SHIELD项目路线图及地面原理样机
Fig.8 SHIELD roadmap and prototype of ground principle

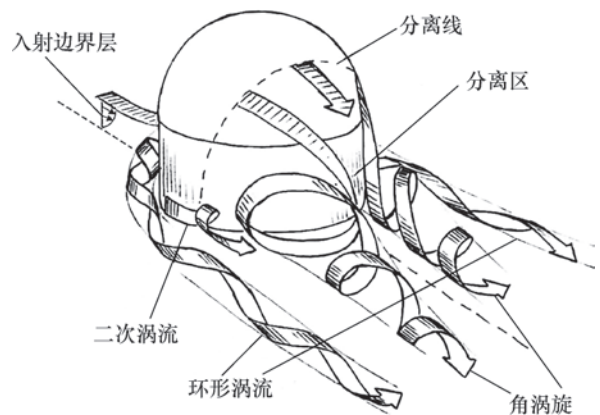


图9 机载激光武器转塔周围流场示意图
Fig.9 Flow field around turret of airborne laser weapon

高频变化,二是自适应校正一般是由目标返回的信标光提供校正的波面相位数据,而自卫防御中,目标尺寸较小且在持续运动中,难以通过回波有效解算校正相位。另外对于高速运动条件下的导弹目标,激光辐照效应与地面静态试验必然有较大差距,需要研究相关的毁伤效应。

(3) 对抗技术挑战。

激光武器有其明显的优点,但激光毁伤基本原理也决定了其有无法回避的缺点。(1)激光武器虽然是光速到达,但不是光速毁伤,毁伤需要时间积累,在高动态目标对抗时,有效的辐照时间决定了激光武器的成败,一旦目标采取自转或者快速机动变化的工作模式,将导致激光武器的杀伤效能大幅度下降^[10]。(2)激光武器要求的辐照精度非常高,对跟瞄系统的稳定性、快速性和精确性都有较高要求,目标如果采用干扰对抗激光跟瞄系统的方式,将导致高能激光无法准确辐照而失去作战效能。美国计划2021年启动的反高能激光(C-HEL)项目就是发展一种能够在高能激光武器毁伤之前探测、定位并扰乱激光武器杀伤链并为多种武器装备提供激光防护措施及作战概念。因此即便机载自卫激光武器走向成熟,也有可能因对抗技术的发展而导致无法真正发挥出实战效能。

5 结论

用于载机的自卫防御是机载激光武器的重要应用方向之一,要实现袭来防空战术导弹的有效拦截防御,需要激光输出功率达到百千瓦以上,跟瞄精度达到 μrad 量级,还要解决相应的装机问题以及大气传输问题,以目前技术水平来看,机载自卫激光武器仍然面临巨大的挑战,在5~10年内实现的可能性较小。同时机载自卫激光武器还面临未来激光对抗技术的挑战,即便实现列装,激光打击与导弹对抗也会在很长一段时期内处于对抗升级、共同进步的状态,但是随着机载激光武器的使用,未来空战场将更加变幻莫测。

参考文献

- [1] 宗思光,吴荣华,曹静,等. 高能激光武器技术与应用进展[J]. 激光与光电子学进展, 2013, 50(8): 158-167.
- ZONG Siguang, WU Ronghua, CAO Jing, et al. Developments and trends of high energy laser weapons[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2013, 50(8): 158-167.
- [2] 樊会涛,王秀萍,任森,等. 美国“先进中距空空导弹”AIM-120的发展及启示[J]. 航空兵器, 2015, 22(2): 3-9, 20.
- FAN Huitao, WANG Xiuping, REN Miao, et al. Development

of US AIM-120 advanced medium range air-to-air missile and its implications[J]. Aero Weaponry, 2015, 22(2): 3-9, 20.

[3] 胡晓璐. 高能激光武器对导弹毁伤能力研究[J]. 电光系统, 2015(3): 33-37.

HU Xiaolu. Research on damage effectiveness of high-energy laser weapon to missile[J]. Electronic and Electro-Optical Systems, 2015(3): 33-37.

[4] PHILLIP S, ANTONIO T, JOSEPH P, et al. Incoherent combining of high-power fiber lasers for directed-energy applications, NRL/MR/6790-08-9096[R]. Maryland: Naval Research Laboratory, 2008.

[5] 王英俭,范承玉,魏合理. 激光在大气和海水中传输及应用[M]. 北京:国防工业出版社, 2015.

WANG Yingjian, FAN Chengyu, WEI Heli. Laser beam propagation and applications through the atmosphere and sea water[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015.

[6] 宋宏伟,黄晨光. 激光辐照诱导的热与力学效应[J]. 力学进展, 2016, 46: 435-477.

SONG Hongwei, HUANG Chenguang. Progress in thermal-mechanical effects induced by laser[J]. Advances in Mechanics, 2016, 46: 435-477.

[7] 孙震宇. 激光模式对金属靶材烧蚀效应影响的数值模拟研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2014.

SUN Zhenyu. Numerical study on the effects of laser mode on the ablation of metallic targets[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014.

[8] 李凡营,熊珍凯,蔡杰. 激光武器跟瞄精度及其成因分析[J]. 自动化技术与应用, 2014, 33(1): 63-66.

LI Fanying, XIONG Zhenkai, CAI Jie. Analysis of tracking & pointing requirement and the factors for laser weapon[J]. Techniques of Automation and Applications, 2014, 33(1): 63-66.

[9] 曹秋生,路静,柳建光,等. 从SHIELD看机载激光武器的反导能力和技术挑战[J]. 中国电子科学研究院学报, 2019, 14(5): 443-451.

CAO Qiusheng, LU Jing, LIU Jianguang, et al. From SHIELD to look into the anti-missile capability and technical challenge of airborne laser weapon[J]. Journal of China Academy of Electronics and Information Technology, 2019, 14(5): 443-451.

[10] 刘晓明,何煦虹,张翼麟. 激光武器及导弹抗激光技术研究[J]. 战术导弹技术, 2014(4): 1-4, 37.

LIU Xiaoming, HE Xuhong, ZHANG Yilin. Study of laser weapon and anti-laser technology of missile[J]. Tactical Missile Technology, 2014(4): 1-4, 37.

通讯作者: 严毅,高级工程师,博士,主要研究方向为激光攻防对抗、激光导引探测等。

(责编 古系)

见微知著。

通过数十年的加工经验积累，我们了解到化学和力学之间有着复杂的联系。利用我们掌握的知识来优化您的工艺流程，使其保持稳定并快速解决问题。

欢迎前来W1-A005了解更多信息。
值得一试。



创造价值 贡献航空

2023年“高能束表面改性” 专栏征稿

选题背景

高能束流技术对材料表面的改性处理是利用激光、电子束、离子束及等离子体等高能量密度束流改变材料表面的组织结构或成分实现的，组织结构的改变包括组织和相的改变，成分的改变包括表面合金化和熔覆等，以提高零件的寿命和使用性能。应用高能束表面改性技术可以节约大量材料及能源，使材料表面获得各项优异的力学性能，为航空制造业拓展了新的发展方向，是满足航空武器装备研制及民用航空高速发展的重要技术途径。

征稿方向

面向航空航天常规材料及新型材料的高能束（激光、电子束、离子束及等离子体）表面改性技术，包含激光冲击强化、激光表面熔覆、激光合金化、激光非晶化、离子注入、电子束表面淬火、电子束表面熔凝、电子束表面熔覆、电子束表面合金化等。

投稿要求

1. 综述或研究论文均可，论文要体现出创新性，论点明确、论证充分、结论可靠。
2. 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。
3. 投稿请提前与本期责任编辑联系，论文发送至yifei625@outlook.com。

截稿日期

本专栏征稿截至2023年4月30日。

联系方式

学术编辑：崔逸飞
联系电话：15901138813（微信）
电子邮箱：yifei625@outlook.com

| 公司名称 | 位置 | 索引号 |
|------------------|-----|---------|
| 易加三维公司 | 封二 | 23-1001 |
| 北京韦林意威特工业内窥镜有限公司 | 封三 | 23-1005 |
| 郑州市钻石精密制造有限公司 | 封底 | 23-1067 |
| 格劳博机床（中国）有限公司 | 1 | 23-1080 |
| 埃马克（中国）机械有限公司 | 3 | 23-1022 |
| 北京新风航天装备有限公司 | 5 | 23-1030 |
| 维尔贝莱特集团 | 7 | 23-1049 |
| 北京迪蒙数控技术有限责任公司 | 9 | 23-1011 |
| 努曼公司 | 11 | 23-1017 |
| 北京博鲁斯潘精密机床有限公司 | 13 | 23-1044 |
| 巴索公司 | 114 | 23-1007 |
| 第十八届中国国际机床展览会 | 116 | 23-1085 |

CIMT 2023

第十八届中国国际机床展览会

THE 18TH CHINA INTERNATIONAL MACHINE TOOL SHOW

🕒 2023年4月10-15日

📍 北京·中国国际展览中心（顺义馆）

📍 北京顺义天竺裕翔路88号

Date: April 10-15, 2023

**Venue: China International Exhibition
Center (Shunyi Hall), Beijing**

**Address: 88 Yuxiang Road, Tianzhu,
Shunyi, Beijing, P.R.China**



CMTBA微信订阅号

主办：中国机床工具工业协会

承办：中国机床工具工业协会 中国国际展览中心集团有限公司

Sponsor: China Machine Tool & Tool Builders' Association (CMTBA)

Organizers: China Machine Tool & Tool Builders' Association (CMTBA)

China International Exhibition Center Group Limited (CIEC)

广告索引号23-1085



Part of Waygate Technologies, Baker Hughes

Everest Mentor Visual iQ™ VideoProbe™ 系列

韦林超级一体化手持式工业视频内窥镜系统

一直被模仿，从未被超越



CCD原生像素值可达120万以上



可搭载ADR人工智能辅助缺陷判断系统



单物镜相位扫描三维立体测量系统



整机一体化手持机式便携型设计

北京韦林意威特工业内窥镜有限公司

贝壳休斯检测科技业务美国韦林工业内窥镜产品及服务中国专门经销商

中国北京亚运村汇欣大厦B座0901室至0907室 电话 (8610) 8499 1572 手机 (86) 13901023370 网站 www.everestbj.com

广告索引号23-1005



Z-milling

郑钻焊接型PCD标准铣刀

无论用户面对哪种类型的铣削加工需求，还是想要实现提升加工效率、稳定性和增加刀具寿命的目的，郑钻都可以提供高效且性能强大的铣削解决方案，满足并超越客户预期。

轻快/高效/稳定



适用于铝合金、复合材料的插铣、侧铣、槽铣、轮廓铣、仿形等形式的高效铣削加工。

郑州市钻石精密制造有限公司

ZHENGZHOU DIAMOND PRECISION MANUFACTURING CO.,LTD.

地址：郑州经济技术开发区第七大街198号

Add: No.198, the 7th Ave of Zhengzhou Economic and Technological Development Zone, Henan, P.R.C

电话/ Tel: 0371-60300960 (13)

Http://www.zhengzuanchina.com

E-mail:sales@zhengzuanchina.com

传真/ Fax: 0371-60300963

邮编/ P.C.: 450016

广告索引号23-1067