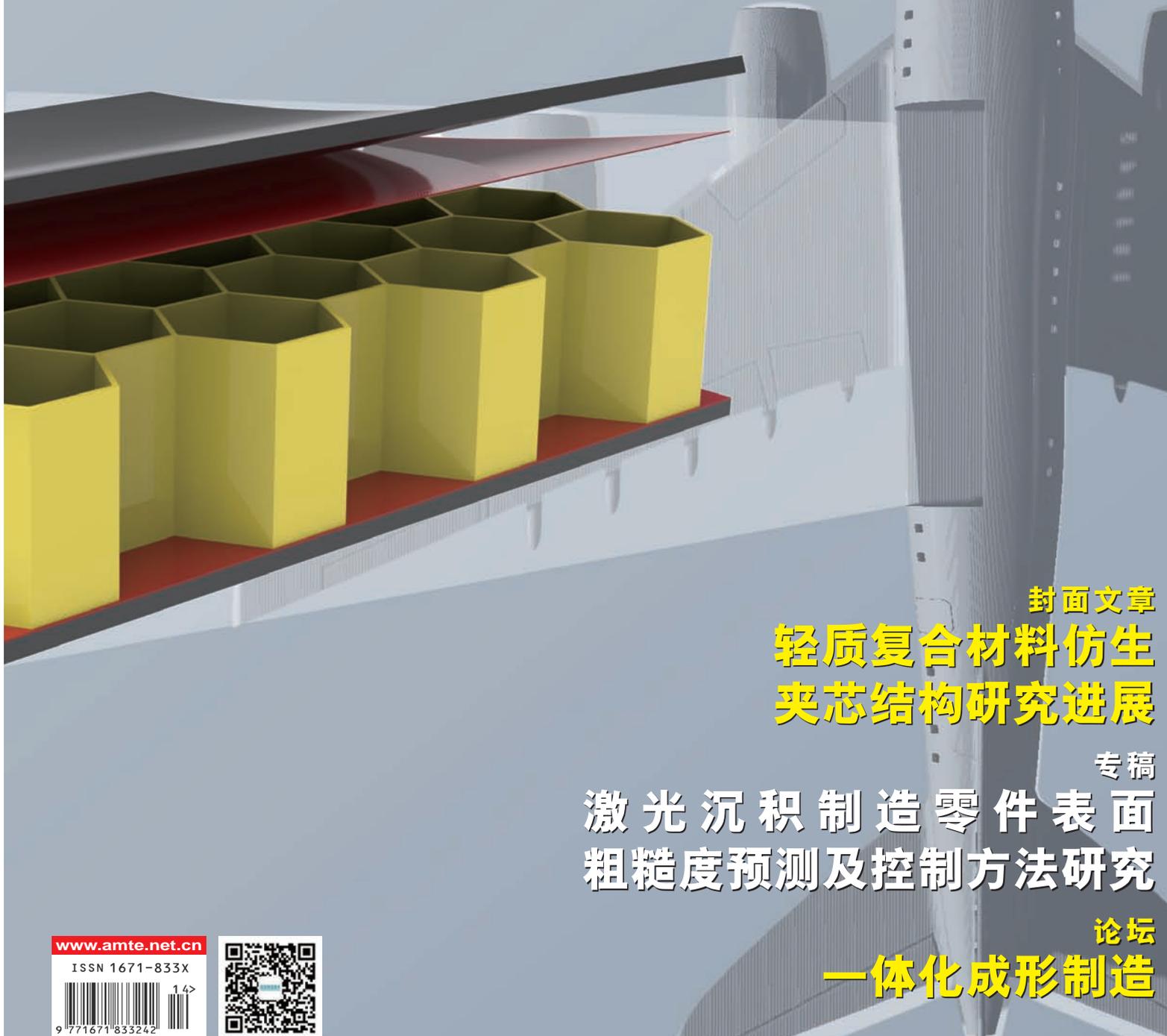


航空制造技术

2024年 第14期

Vol.67 No.14



封面文章
轻质复合材料仿生
夹芯结构研究进展

专稿
激光沉积制造零件表面
粗糙度预测及控制方法研究

论坛
一体化成形制造

www.amte.net.cn

ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V





瑞士型 模块式车刀杆

NEOSWISS
INDEXABLE HEADS

用于瑞士型自动
车床的全新系列，
快换刀头。
最小化对刀时间。



旋转式楔形机构设计，
将夹持力放大，
实现高刚性连接。



快换刀头
最小化
停机时间

各式右手及
左手刀头
均能装夹于
同一刀杆上



德国夹具王——瀚柏格夹具 车铣磨夹持解决方案专家



瀚柏格夹具系统技术(上海)有限公司
上海市闵行区中春路775号宝虹中心611-612
邮编:201101
电话:021-20916384
传真:021-20916383
email: sales@hainbuch.cn
www.hainbuch-china.cn

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 陈玮
Bao Jianwen Bi Yunbo Chen Wei
程普强 丁国智 董绍明
Cheng Puqiang Ding Guozhi Dong Shaoming

冯晶 高兰宁 郭洪波
Feng Jing Gao Lanning Guo Hongbo

赫晓东 晋严尊 李金山
He Xiaodong Jin Yanzun Li Jinshan

李克明 李黎 李文龙
Li Keming Li Li Li Wenlong

刘黎明 刘雪峰 刘战强
Liu Liming Liu Xuefeng Liu Zhanqiang

卿新林 沈洪才 师俊东
Qing Xinlin Shen Hongcai Shi Jundong

石竖鯤 史玉升 宋晓国
Shi Shukun Shi Yusheng Song Xiaoguo

陶飞 王俊升 王立平
Tao Fei Wang Junsheng Wang Liping

王清江 王先模 夏峥嵘
Wang Qingjiang Wang Xianmo Xia Zhengrong

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

徐正扬 杨辉 杨树明
Xu Zhengyang Yang Hui Yang Shuming

姚为 曾元松 张博
Yao Wei Zeng Yuansong Zhang Bo

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

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

朱利民
Zhu Limin

国际编委

International Members

Chrsitoph Hartl (Germany) Dae-Cheol Ko (Korea)

Jim Williams (U.S.) John Dear (UK)

Lihui Wang (Sweden) Paulo Martins (Portugal)

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

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

出版人 李志强
Publisher Li Zhiqiang

总编辑 罗京华
Chief Editor Andy Luo
执行主编 孙秀云
Executive Editor-in-Chief Sharon Sun
学术编辑 王燕萍/崔静
Academic Editor Emma Wang/Jaime Cui
文字编辑 郝爽/程学平/李明
Text Editor Seven Hao/Linda Cheng/Winne Li
市场总监 何欣
Marketing Director Xin He
设计/排版 王艳
Art Supervisor/Art Editors Yan Wang
编辑出版 《航空制造技术》编辑部
Edition Aeronautical Manufacturing Technology Magazine
广告总代理 北京贝特里科技发展有限公司
Advertising Agent Beijing BAMTRI Technology and Development Co., Ltd.
通信地址 北京市340信箱(100024)
Address P.O.Box 863, Beijing 100024 China
邮发代号 82-26
Subscription Code 82-26
国外发行 中国国际图书贸易集团有限公司
Distributor Abroad China International Book Trading Corporation
国外代号 BM6680
Code Abroad BM6680
印刷 北京市宣武兴华印刷厂
Printing Beijing Xuanwu Xinghua Printing House
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 zsckyjb@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。

车削
铣削
自动化
完整的解决方案



TAKE YOUR LEAD

创新的航空航天解决方案

发现 INDEX 多样化的航空航天解决方案! 多达 4 把刀同时加工, 动力强劲的电铣削轴可以实现 5 轴加工, 大型刀库, 可供机床和自动化系统选择的多种配置选项, 基于以上 4 点, INDEX 可以提供一切满足您要求的解决方案。INDEX 助您一路领先!



因代克斯贸易(上海)有限公司
Tel.: +86 (021) 54176612
Email: sales@indextraub-china.com
www.index-traub.cn

广告索引号24-1029

INDEX
better.parts.faster.



客座主编 王俊升

北京理工大学教授、博士生导师。主要研究方向为材料设计与制造的集成计算(ICME)模型开发、人工智能(AI)优化方法、X射线CT图像分析算法,专注于航空航天轻质铝合金、镁合金等结构材料一体化设计与制备,通过3D微观组织实现控形控性一体化,并将AI和ICME、XCT相结合实现轻合金材料的智能制造。共发表学术论文150余篇,授权40余项专利。

“一代材料、一代工艺、一代装备”,航空航天高端装备的升级换代很大程度上依赖于新材料的设计与成形制造。

近年来,随着“材料基因工程、集成计算、智能制造”等新技术的突破,航空航天结构件的材料设计、成形制造正逐步从成分与工艺的顺序迭代、正交试验和最终力学性能验证,向基于微观组织和力学性能的材料工艺一体化智能设计方向发展。以轻质合金为例,开发一种密度低、强度高、模量高的新材料,过去依赖大量成分、工艺正交试验,不但周期长,而且成本高。然而通过基于“成分—工艺—组织—性能”相关性的多场耦合、多尺度、全工艺流程集成计算材料工程(ICME)模型,结合人工智能新算法,可实现新合金、新工艺的高效、智能设计。

新一代航空航天结构对轻量化、梯度化、结构功能一体化的需求日益迫切,对零部件在成形制造中的组织结构、质量性能、成形精度等提出更高要求。随着数字化、智能化与成形制造的深度融合,一体化智能制造技术不但能够实现材料成分与成形一体化,而且能够实现结构设计、成形一体化、控形控性一体化,满足航空航天等领域高端装备发展对构件尺度、服役性能和成形精度的突破需求。整体结构在减重、减少零件数量和装配工作量、提高构件整体性能方面具有明显优势,已成为先进飞机和发动机的主要结构形式。因此,新材料零/构件高性能制造的重大技术需求牵引着相关基础研究,在新材料的组织结构与性能表征、成形成性的宏/微观机理与调控方法、制造工艺与装备等方面带来一系列新的科学技术问题,赋予制造技术新的生命力。

《航空制造技术》是传播科技成果和科技文化的优质平台,我们组织“一体化成形制造”专题,邀请业界专家共同讨论材料的组织性能与形状尺寸的一体化控制成形过程中的新材料、新工艺、新技术的结合,为满足航空、航天、国防等领域相关方向的科研生产与技术革新做一些探索和分享。

在国内各学术团队的关心与支持下,“一体化成形制造”专题将分上下两期正刊出版,持续为航空制造科研人员与工程技术人员推荐优秀研究成果、研究进展和前沿动态,以期为促进航空制造一体化成形“卡脖子”技术难题的解决提供思路。同时,作为《航空制造技术》期刊编委,希望能够帮助期刊吸引优势学科领域的稿件资源,进一步促进期刊的多模态、专业化发展。

WENZEL®

创新计量解决方案 INNOVATIONS IN METROLOGY

OUR PRODUCTS



3D Metrology
三坐标测量技术



Computed Tomography
工业CT



Large Gantry CMM
大型龙门坐标测量技术



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



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



Shopfloor CMM
车间型坐标测量技术



Gear Tester
齿轮测量解决方案



Mobile Measuring Arm
便携式关节臂



Handheld 3D Scanner
手持式3D扫描仪



温泽测量微信公众号

温泽测量仪器(上海)有限公司
上海市青浦区崧秀路219号

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

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

广告索引号24-1015

专稿 Feature

- 14 激光沉积制造零件表面粗糙度预测及控制方法研究
杨光 李昕彤 王雨时 任宇航 王向明
Research on Surface Roughness Prediction and Control Method of Laser Deposition Manufacturing Parts
YANG Guang LI Xintong WANG Yushi REN Yuhang WANG Xiangming

封面文章 Cover Story

- 24 轻质复合材料仿生夹芯结构研究进展
曹忠亮 杨思鑫 朱昊 顾付伟 胡可军
Research Progress on Biomimetic Sandwich Structures of Lightweight Composites
CAO Zhongliang YANG Sixin ZHU Hao GU Fuwei HU Kejun

论坛 Forum

一体化成形制造 Integrated Forming Manufacturing

- 40 碳纤维树脂基复合材料回转体的网格结构优化研究
王显峰 林国军 李星泽 刘浩
Optimization of Grid Structure of Carbon Fiber Resin Matrix Composite Rotary Body
WANG Xianfeng LIN Guojun LI Xingze LIU Hao
- 51 TiAl合金铸件的热处理组织调控机制
余稳 徐永东 朱秀荣 王俊升 刘辰 付玉 王荫洋
李雷 韩俊刚 王宇
Mechanisms of Microstructure Control Using Heat Treatments of TiAl Alloy Castings
YU Wen XU Yongdong ZHU Xiurong WANG Junsheng LIU Chen FU Yu
WANG Yinyang LI Lei HAN Jungang WANG Yu
- 59 RFI 整体成型复合材料帽型加筋壁板工艺设计及验证
杨龙英 刘志杰 刘阳阳
Process Design and Verification of RFI Integrated Molding of Composites Hat Stiffened Panel
YANG Longying LIU Zhijie LIU Yangyang
- 66 铝合金一体化压铸技术研究进展
谭云骧 马聚怀 赵海东 许庆彦
Progress in Integrated Die Casting of Aluminum Alloys
TAN Yunxiang MA Juhuai ZHAO Haidong XU Qingyan

精于五轴，灵于测量



顺应五轴数控加工趋势，雷尼绍AGILITY®五轴坐标测量机应运而生，它能充分发挥REVO®五轴多类型传感器系统的潜能，满足客户对测量精度、速度、灵活性及可靠性等诸多方面的严苛要求。此外，由雷尼绍直接提供的五轴测量解决方案及技术支持，能够更好地助力客户解决复杂测量问题。



www.renishaw.com.cn/AGILITY-china



扫描关注雷尼绍官方微信

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

天津 T +86 22 8485 7632 E tianjin@renishaw.com
成都 T +86 28 8652 8671 E chengdu@renishaw.com
重庆 T +86 23 6865 6997 E chongqing@renishaw.com
苏州 T +86 512 6660 6825 E suzhou@renishaw.com
沈阳 T +86 24 2334 1900 E shenyang@renishaw.com

青岛 T +86 532 8503 0208 E qingdao@renishaw.com
西安 T +86 29 8833 7292 E xian@renishaw.com
宁波 T +86 574 8791 3785 E ningbo@renishaw.com
郑州 T +86 371 6658 2150 E zhengzhou@renishaw.com

www.renishaw.com.cn

研究论文 Research

- 76 窄通道整体叶轮套料电解加工过程稳定性研究
张群 赵建社 张昌昊 王忠恒 柳世豪
Research on Stability of Electrochemical Trepanning Machining Process for Narrow Channel Integral Impeller
ZHANG Qun ZHAO Jianshe ZHANG Changhao WANG Zhongheng LIU Shihao
- 83 磷酸盐成分对石英纤维增强磷酸盐复合材料力学与介电性能的影响研究
李进 何培刚
Effect of Phosphate Composition on Mechanical and Dielectric Properties of Quartz Fiber-Reinforced Phosphate Composites
LI Jin HE Peigang
- 93 面向某太阳能无人机机翼的梁结构设计制造与验证
齐朝辉 朱胜利 杨殿国 王晓阳
Structural Design, Manufacturing and Verification of Composite Material Wing Beam for Solar-Powered UAV
QI Zhaohui ZHU Shengli YANG Dianguo WANG Xiaoyang
- 102 镍基高温合金GH4169端铣加工表面形貌研究
段春争 吕启东 韩世凯
Study on Surface Morphology of Nickel-Based Superalloy GH4169 by End-Milling
DUAN Chunzheng LÜ Qidong HAN Shikai
- 109 柔性工装装夹下复合材料薄壁件铣边变形预测
张洪浩 廖文和 李鹏程 田威 吴超 张霖
Prediction of Edge-Milling Distortion of Composite Thin-Walled Workpiece in Flexible Tooling System
ZHANG Honghao LIAO Wenhe LI Pengcheng TIAN Wei WU Chao ZHANG Lin

SF-4

精密数控电火花成形机床

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

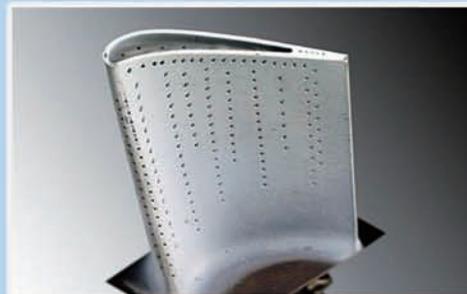
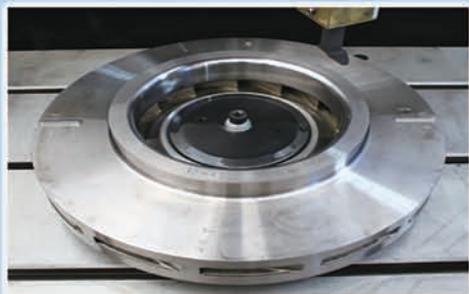
主要用于航空航天发动机整体叶轮、机匣、环件、等封闭扭曲型腔,及各种高温合金、钛合金、导电陶瓷等难加工材料的零件加工。



HS 600

精密数控电火花小孔机床

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



清华大学在感算一体全光机器视觉研究领域取得新进展

随着传感和计算模块在边缘基础设施的广泛部署,自然场景的高速感知、计算和重建至关重要。现有端侧视觉智能大多为感算分离范式,即通过传感器感知和采集光信号,转换为电信号后进行智能任务的计算。光和电之间的频繁转换,以及后摩尔时

代电子计算性能发展趋势的减缓,制约了端侧智能处理的速度和带宽。

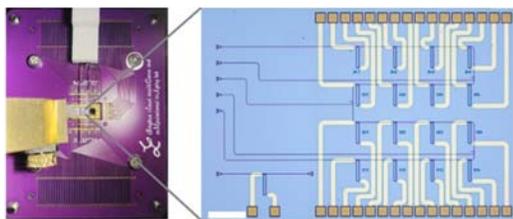
针对边缘系统面临的感算瓶颈,清华大学电子工程系方璐课题组提出了面向自然场景的感算一体全光智能计算架构,研制了并行化全光感算阵列(OPCA)芯片,突破了

非相干光场矩阵计算的难题,摒弃了“光感知-电计算”的感算分离范式,以“光入-光出”端到端的计算实现全光机器视觉,将非相干光场智能处理的速度提升至纳秒量级,支持每秒千亿像素规模的自然光场处理。近日,相关研究成果以“Parallel photonic chip for nano-second end-to-end image processing, transmission, and reconstruction”为题发表在 *Optica* 上。

研究人员建立了空谱域多维全光神经网络,突破了非相干光场智能感算难题,提出了全光片上谐振神经元模型,研制了全光感算一体阵列芯片OPCA,支撑自然场景光场信号的并行感知与高速计算。在此基础上,研究人员将感知、计算和重建融为一体,实现了端到端的全光编解码和光场重建任务,在纳秒时间尺度上可完成对自然场景的端到端重建。在视觉智能分类任务上,OPCA芯片实测响应时间为6.0 ns,视觉处理带宽达THz,即每秒可处理千亿像素规模,相比传

统相机采集、存储、智能处理感算分离系统,速度提升6个数量级,带宽提升2~3个数量级。

以OPCA芯片为代表的感算一体全光机器视觉,标志着智能光计算技术向端侧应用领域的发展迈出了重要的一步。OPCA芯片未来将大规模地与智能光计算芯片集成,突破光电/电光转换带来的速度和功耗桎梏,实现从光感知到光处理的端到端全光智能感算。左图为OPCA芯片进行图像处理。(本刊记者 大漠)



上海大学钟云波团队实现超级位错网结构共晶合金

在材料科学领域,共晶合金(CEAs)凭借其卓越的流动性和铸造性,已成为制造大型结构件的首选材料。近期,上海大学材料学院的钟云波教授团队成功制备出了一种独特的蚕茧状纳米位错网结构(CNN-D)共晶合金,突破传统共晶材料的强塑性记录。该成果以“Strong-yet-ductile eutectic alloys employing cocoon-like nanometer-sized dislocation cells”为题,发表在 *Advanced Materials* 上。

共晶高熵合金(EHEAs)由于共晶反应在凝固过程中不存在固液两相区(糊状区),而是通过均匀双相层的耦合生长,有效抑制了化学成分偏析、缩孔等铸造缺陷。团队以CEAs为研究对象,使用成分简单的NiFeAl合金代替多元合金,在兼顾制备工艺和制造成本的基础上达到了性能的协同提升。

以Ni-32.88Fe-9.53Al(质量分数,%)CEA为研究对象,通过流动性试验发现,相比于EHEAs,

CEA不仅在流动性和铸造性方面表现出显著的优越性,还具有良好的可操作性 and 经济性。与传统的TWIP和TRIP效应不同的是,这种强化策略在FCC/B₂共晶层片中同样表现出色,这是因为分布在FCC相的大量CNN-D纳米结构诱导了平面滑移,并通过界面传递到脆硬的B₂相,由此产生的滑移带细化和位错密度的动态积累显著提高了应变硬化能力并维持了稳定的流变应力。因此,这种易于铸造的简单共晶合金展现出令人惊讶的高强度和延展性组合。

研究团队通过纳米析出相工程在传统三元共晶NiFeAl合金中制备出一种蚕茧状的超级位错网结构,平均孔洞直径小到26 nm,实现了前所未有的共晶结构细化,因而顺序激活了多重新型的强韧化机制,实现了金属间化合物的室温塑化,克服了低温脆性,为开发低廉、实用、高性能的耐低温合金材料开辟了全新途径。

(本刊记者 大漠)

双限域策略构筑高性能层状纳米复合材料获新突破

高质量纳米结构单元(NBBs,如纳米线、纳米管和纳米片)的可控组装是其优异机械性能跨尺度传递的关键一环。将NBBs与聚合物基质整合为宏观组装体是制造高性能纳米复合材料的重要途径。然而,NBBs在聚合物基质中的分布和取向不可控、随机性高,这往往导致纳米复合材料的机械性能不尽人意,远低于NBBs的预期理论值。

在自然界中,生物体通过精确控制NBBs的大小、形状、界面和排列方式实现强韧化生物复合材料的构筑,引起了研究人员广泛重视。近年来,中国科学技术大学俞书宏院士领导的仿生材料研究团队围绕层状结构材料的基元调控与界面设计,创制了一系列强韧化、功能化的仿生层状纳米复合材料,有效推动了仿生结构材料领域的发展。

近日,该团队针对纳米片基元在组装过程中存在结构紊乱的关键问题,基于纳米片定向组装和致密化填充的设计理念,提

出“双限域”共组装策略,最终实现近乎完美的微纳层状结构。

相关成果以“Highly regular layered structure via dual-spatially-confined alignment of nanosheets enables high-performance nanocomposites”为题发表在 *Advanced Materials*。这种双限域策略有望将不同尺寸或功能的高质量纳米片有序集成,为可控构筑高性能或多功能纳米复合材料奠定方法基础。

对层状纳米复合材料而言,提高纳米片取向度、优化界面设计是提高其力学性能的关键。然而,大宽厚比(LAR)的纳米片在定向组装过程中常会出现孔隙和褶皱等缺陷,而小宽厚比(SAR)的纳米片由于高的空间自由度而难以实现定向排列。基于此,研究人员以氧化石墨烯(GO)和锂皂石(Lap)作为两种典型的纳米片,结合海藻酸钠/钙基体(CA),在湿纺和结构致密化系列过程中,充分发挥大小片空间协同作用,实现规整的层状结构。其

中,在微观尺度上,湿纺通道的微米级限域空间诱导LAR纳米片对齐。在纳米尺度上,相邻LAR纳米片在组装过程中逐渐缩小的间距作为纳米级限域空间诱导SAR纳米片定向排列。相对运动的SAR纳米片促进起皱的LAR纳米片平坦化,从而减少宏观组装体的褶皱和空隙等缺陷。

试验数据表明,GO-Lap/CA纳米复合材料在经过100000次弯曲循环后,其拉伸强度仍保持原始值的90%,表明规整的微观结构能够带来力学性能的提升。从纳米到宏观的多尺度力学分析进一步表明,规整的微纳层状结构可以实现高效的应力传递,将纳米尺度优异的性能传递到宏观结构。相较于常规的自蒸发和喷涂组装,双限域策略所制备的层状纳米复合材料具有优异的综合力学性能。

总体上,该研究将为纳米片基元的精准层状组装与组装体性能功能探索优化提供新思路。

(本刊记者 大漠)



DIC[®]-305

电火花钻孔液

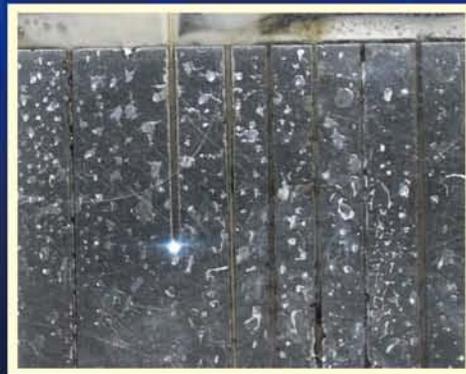
EDM drilling fluid

无锥度 电极损耗小

加工中电极不产生锥度 加工所得孔腔无锥度



采用水穿孔



采用 DIC[®]-305 钻孔液穿孔

钛合金变质层小于0.5 μm

北京东兴润滑剂有限公司

电话: 010-64368739 13901051209 传真: 010-64343485 邮编: 100102 广告索引号24-1004

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

产品执行标准: Q/CY DSR 0004-2023

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

上海交大提出具有自我感知适应能力的仿生脊椎软体机器人

近日,上海交大张文明教授团队在 *The Innovation* 上发表了题为“An intelligent spinal soft robot with self-sensing adaptability”的研究论文,提出了一种具有自我感知-适应能力的软体机器人,利用正逆压电效应,设计了具有“传感-驱动”功能一体化集成的仿生脊椎,赋予了软体机器人一定的运动能力和对不同环境的感知能力。

环境适应性是软体机器人实现高效运动的重要

特征。然而,现有软体机器人的感知系统与驱动系统相对独立,存在本征的感驱信息误差,使得两者协同控制效果受限。设计和开发一种像生物体一样具有独立决策和自发调节能力的智能软体机器人仍颇具挑战。针对上述问题,课题组仿照生物体运动器官(脊椎和软组织肌肉),利用压电效应的可逆性,设计了感驱一体的仿生脊椎。研究人员利用气动折纸驱动器作为人工肌肉,实现了一种具有自我感知

适应能力的智能软体机器人,该仿生脊椎利用可逆的物理效应,能够为软体机器人提供躯干支撑、驱动辅助和感知调节等功能。

在“自感知-适应”能力的作用下,仿生脊椎软体机器人能够流畅地完成从环境识别、自我决策到主动调节的闭环工作流程,从而高效地完成。为了验证仿生脊椎的可靠性,团队设计了一个具有全向运动及自我避障意识的软体两栖机器人。通过调节机

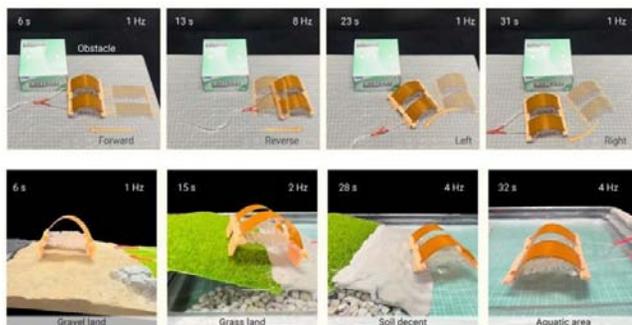
器人的运动姿态以及人工肌肉间的协同驱动能够控制机器人实现前进、后退以及转向运动。机器人展示出对于障碍物的感知与规避能力,以及在水陆两栖多地形任务中的较高效率,验证了仿生脊椎设计的可拓展性以及功能元件和系统的高简洁性。

具有协同效应的感驱

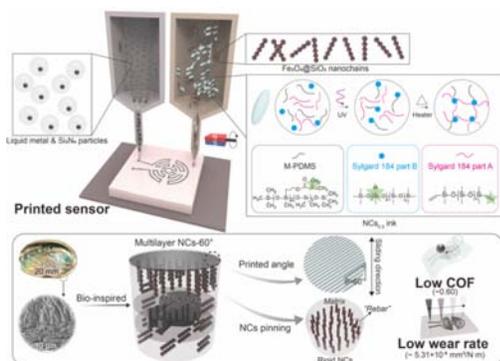
一体仿生脊椎不仅最大程度地减少了系统冗余,还构建了从感知识别到决策响应之间的桥梁。该研究能有效激发未来高智能、全天候、低成本的智能软体机器人研发。

下图为仿生脊椎软体机器人执行避障及水陆两栖多地形任务。

(本刊记者 大漠)



西交大在 3D 打印超耐磨柔性传感器领域取得进展



近日,西安交通大学秦立果团队和杨森团队仿照生物界中的鲍鱼壳的结构制备,采用磁辅助 3D 打印技术制备出在三维方向适应应力分布的复合材料,经调控,该复合材料具有局部定制化弹性模量的同时兼具耐磨特性。研究发现,以此复合材料作为传感器的封装耐磨性能远超同类。团队创新性地

在长时间的寿命试验中,定制化的传感器表现出了优异的抗磨损性能,定制化的封装层可以推广

至更多的柔性穿戴器件。在传感层方面,这项研究利用分子动力学揭示了液态金属本征亲柔性基底的特点,通过机械外力破除其氧化层使其更好地与基底粘接,实现可控的液态金属打印。这一工作为可穿戴设备长期服役带来了一种新的设计方法,可以有效地保护传感器延长其使用寿命,推动柔性穿戴设备领域发展。研究成果以“Magnetically assisted 3D printing of ultra-antiwear flexible sensor”为题发表在 *Advanced Functional Materials*。

上图 of 磁辅助墨水书写制备耐磨柔性传感器示意图。

(本刊记者 大漠)

西工大:镍基单晶高温合金近 [001] 取向中温蠕变取向敏感机理

由于镍基单晶高温合金 [001] 取向具有优异的综合性能且为合金择优生长方向,因此单晶涡轮叶片轴向通常沿着合金的 [001] 取向。然而,目前工业上用于单晶叶片生长的选晶法技术无法确保叶片轴向取向严格沿着合金的 [001] 取向,叶片轴向总会与合金 [001] 取向存在一定的取向偏离度。尽管工业界常将一次取向偏离 [001] 方向 15° 以内的叶片定为取向合格叶片,但是不同取向偏离的单晶叶片在服役过程中却表现出极大的寿命差异,这种差异尤以处在中温高应力服役条件的榫头、叶根和气冷通道等部位最为明显。因此,研究近 [001] 取向单晶高温合金中温高应力蠕变行为,澄清其取向敏感性机理,有助于阐明单晶叶片在实际服役过程中的损伤行为,为工业界单晶叶片制备及一次取向精确

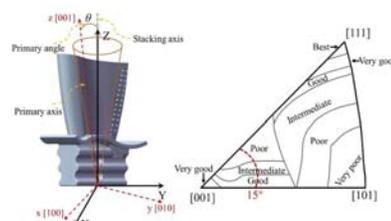
控制提供理论支持。

日前,来自西北工业大学材料学院、凝固技术国家重点实验室的杨文超教授团队通过研究近 [001] 取向单晶高温合金在中温蠕变过程中的取向转动行为,揭示了近 [001] 取向试样的取向转动路径,量化了取向偏离方向对中温蠕变不同阶段的影响,评估了不同滑移系对中温蠕变寿命及蠕变应变的贡献,揭示了镍基单晶高温合金在近 [001] 取向中温蠕变行为的取向敏感机理。研究发现,蠕变三阶段具有不同的主导滑移系,尽管近 [001] 取向试样具有相近的取向偏离角,但由于主导滑移系的开动

和取向转动路径不同,导致偏向 [001]-[111] 边界的样品产生了更大的取向转动程度,进而造成了更大的变形不均匀,使得试样局部应力集中加剧,最终导致偏向 [001]-[111] 边界样品具有较差的蠕变寿命。相关研究成果以“Unveiling the orientation sensitivity of creep life in near [001] oriented Ni-based single crystal superalloys at intermediate temperatures”为题发表于 *International Journal of Plasticity* 上。

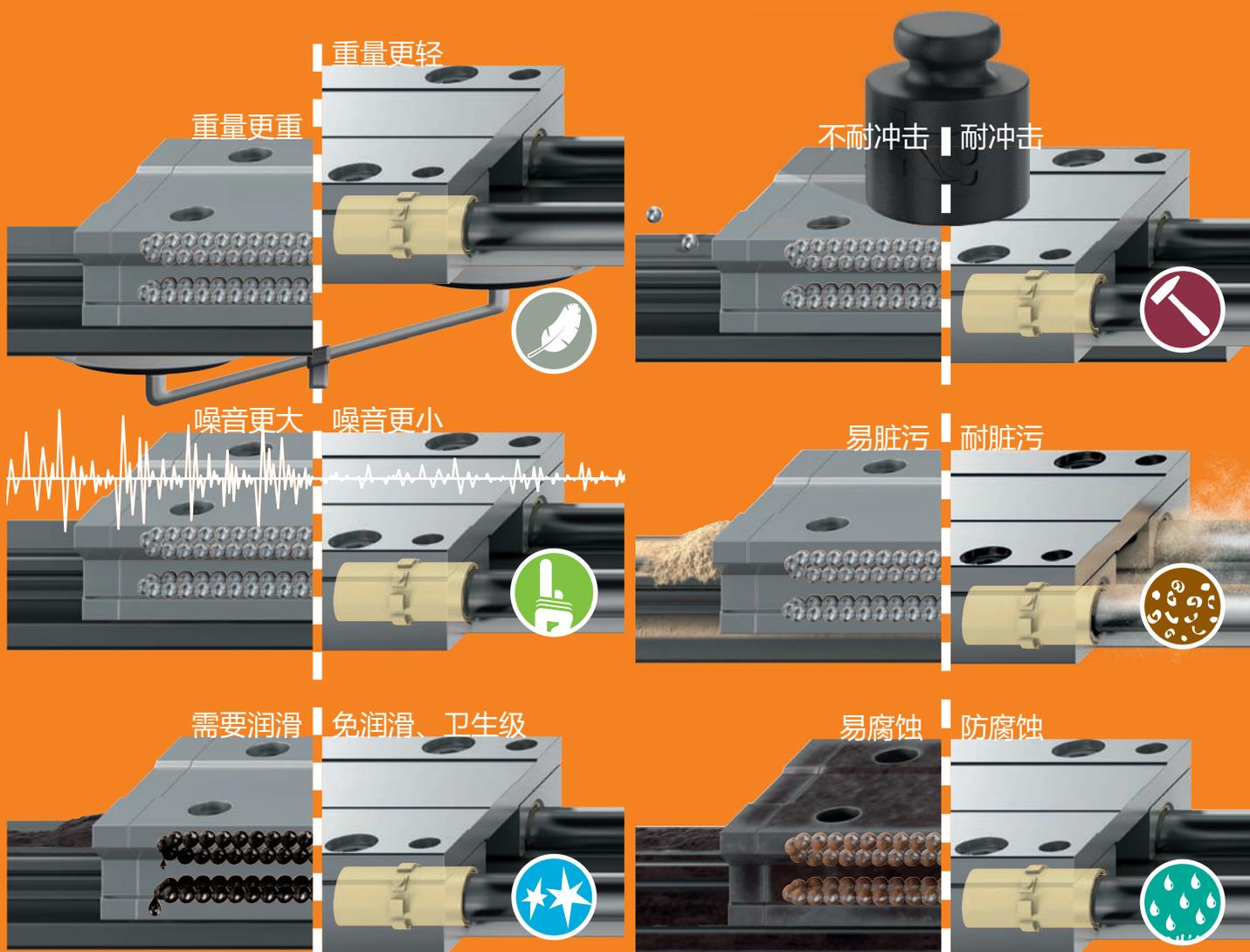
下图为单晶叶片取向偏离度及对中温蠕变寿命的影响。

(本刊记者 大漠)



运动应用？用塑料！

...drylin®直线轴承为您节约40%成本...



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



引文格式: 杨光, 李昕彤, 王雨时, 等. 激光沉积制造零件表面粗糙度预测及控制方法研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 14-23.

YANG Guang, LI Xintong, WANG Yushi, et al. Research on surface roughness prediction and control method of laser deposition manufacturing parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 14-23.

激光沉积制造零件表面粗糙度预测及控制方法研究*

杨光¹, 李昕彤¹, 王雨时¹, 任宇航², 王向明³

(1. 沈阳航空航天大学, 沈阳 110136;

2. 沈阳航空航天大学航空制造工艺数字化国防重点学科实验室, 沈阳 110136;

3. 航空工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

[摘要] 针对激光沉积制造(LDM)成形零件表面粗糙度高、成形质量差,以及打印后必须进行机加工等后处理的问题,自主搭建成形平台,使用“小光斑、小层厚、小粉末粒径”的工艺方法打印具有不同倾斜角度的薄壁零件,并考虑熔道搭接、层间抬升量及成形角度的影响,基于增材制造分层切片原理,给出了不同几何特征下典型薄壁零件的理论表面粗糙度预测模型,通过实际打印薄壁零件对其进行三维共聚焦观测表面形貌和粗糙度,测量验证了所提出的表面粗糙度预测模型的正确性,并在此基础上提出了激光沉积制造零件表面粗糙度的控制策略。

关键词: 激光沉积制造(LDM); Ti-6Al-4V; 薄壁件; 表面粗糙度; 预测模型

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.014



杨光

教授,博士生导师,博士,主要从事增材制造、激光沉积制造、激光加工、激光选区熔化成形、激光焊接等研究。

激光沉积制造(Laser deposition manufacturing, LDM)技术是一种快速制造近净成形三维金属试样的技术,具有稀释率低、热影响区小、冷却速度快、自动化程度高等优点^[1-3]。LDM可用于成形几何构型复杂的功能梯度试样或修复复杂结构部件,这是传统方法难以实现的。然而,LDM技术受到工艺参数和各种物理过程的制约,这些参数相互作用,导致LDM工艺在各种状态下的制造受限,使成形零件产生裂纹、冶金缺陷和表面质量差^[4-6]。增材制造零件的表面质量差对成品试样的几何精度和力学性能有负面影响^[7]。为了达到合格的表面质量,往往会增加几个后处理步骤,这增加了时间和操作成本^[8]。沉积件的表面质量主要受

工艺参数和物理过程的影响^[9]。为了提高增材制造零件的表面质量,国内外学者进行了大量的研究工作。Zhu等^[10]通过试验表明,粉末聚焦在基底下方,激光聚焦在基底上方可以获得较好的表面质量。Kulkarni^[11]和Majhi^[12]等的研究表明,降低各沉积层高度或优化重叠比例可以提高表面质量。Alimardani等^[13]还研究了激光功率和激光扫描速度对AISI 303L薄壁表面质量的影响,结果表明,提高扫描速度、适当的激光功率可以在整个成形过程中保持熔池温度,可有效提高表面质量。Tan等^[14]建立了粉末颗粒与熔池边缘的相互作用模型,研究粘附颗粒的形成机制。Gharbi等^[15-16]研究表明,高斯光束分布产生深度较大的熔池和较

* 基金项目: 国家重点研发计划(2022YFB4600901); 国家自然科学基金(52375359)。

小高度的沉积层,有利于粉末颗粒的熔化和外侧粘粉的减少。Gradl 等^[17]发现,零件表面纹理、粗糙度和波纹度随合金种类、参数和 LDM 熔池的不同而变化。Zhang 等^[18]利用数字条纹投影技术原位观测了熔合区域的表面纹理和不同工艺参数下沉积层平均高度下降的成形特征。Strano 等^[19]分析了不同成形角度零件上表面粗糙度与倾斜角度之间的相关性,发现在较小的倾斜角度下,台阶效应是影响表面质量的主要因素,而在较大的倾斜角度下,部分颗粒的团聚是主要因素。Gruber 等^[20]使用基准演示器比较了 3 种不同增材制造工艺(激光粉末床融合(LPBF)、电子束熔化(EBM)和激光熔化沉积(LMD))的尺寸精度和公差并得出结论,不同的工艺参数组合可能导致在同一工艺中出现显著不同的尺寸精度,工艺参数对表面质量和尺寸精度影响较大。

本文基于 LDM 工艺原理,根据在打印过程中观察到的熔道形貌、粉末粘附和台阶效应分别建立了多道单层搭接、单道多层垂直和倾斜薄壁零件的粗糙度理论预测模型。创新性地使用了“小光斑、小层厚、小粉末粒径”这一工艺方法进行典型零件打印,揭示了工艺参数、成形几何特征与零件表面粗糙度之间的定量关系,不仅可以降低试验成本,还可以摆脱设备与材料的限制,大大缩短

了生产时间,为 LDM 制件的表面粗糙度预测提供了理论依据,并且经试验验证了工艺模型的准确性,为直接增材制造典型零部件的工艺路线提供了一定的指导作用。

1 试验方法及材料

激光沉积制造系统由实验室自主搭建,使用凯普林 1500T 连续光纤激光器,通过芯径为 600 μm 的 QBH 光纤输出头与激光沉积头连接,保证波长范围为 (1080 ± 10) nm,发散角 N_A 为 0.22° ,光斑汇聚直径为 1 mm 的高质量光束输出。粉末原料由普非克 PFKL-PF-01A-2 送粉器通过氩气输送到三喷嘴同轴送粉头,送粉管内加装石英管保证粉末的汇聚性且不易发生堵粉,适用于 15~53 μm 小粒径粉末送入,奔日 980MDC 数控系统作为控制系统共同组成,图 1 为成形平台及样品制备示意图。

以气雾化 Ti-6Al-4V 钛合金粉末为原料,为提高成形精度和表面质量,使用常规选区激光熔化工艺打印用途的钛合金粉末,粒径范围为 15~53 μm ,粉末成分如表 1 所示。

试验过程中, Ti-6Al-4V 钛合金粉末经 120 $^\circ\text{C}$ 真空环境下干燥,保护气为高纯氩气,载气流量为 3 L/min,喷嘴尖端到粉末流焦点的距离为 20 mm,光斑直径为 1 mm,采用往复扫描的试验策略,为保证成形过程的稳定性,利用层间冷却减小热累积对沉

积宽度的负面影响。设置每沉积一层,冷却 5 s,再进行下一层沉积,以此往复。针对试样上表面形貌进行观测并建立理论模型,打印沿 x 、 y 方向的 20 mm \times 20 mm 工件,打印策略为蛇形扫描打印。由于层间形貌不同,叠加沉积后会对上表面形貌预测产生影响,从而导致理论预测模型无法真实体现工件打印成形后的表面质量,为了避免这一现象,对每个样件进行 8 层沉积打印。在对侧表面形貌进行观测和理论模型建立过程中,打印沿 x 、 z 方向的 50 mm \times 100 mm 的样件进行表面粗糙度测试和后续理论模型的建立和验证。

2 试样微观形貌及缺陷

2.1 上表面形貌及缺陷

基于光学显微镜观测出的伪彩色渲染图片,可以在未进行表面粗糙度测量的情况下,对打印成形的零件表面进行观测,从而分析在“小光斑、小层厚、小粉末粒径”的工艺条件下,影响表面粗糙度的主要因素及产生的原因。图 2 中亮色的位置为搭接道次中凸起的部分,颜色较深的位置为搭接后形成的峰谷,在定向能量沉积过程中,粉末粘附是影响表面粗糙度的重要因素,观察 4 个搭接率(不同的偏移量产生不同的搭接率)的上表面形貌,根据粘粉 3 个等级(粉末粘粉、颗粒粘粉、团聚粘粉)的情况对表面形貌进行划分。如图 2 (a)

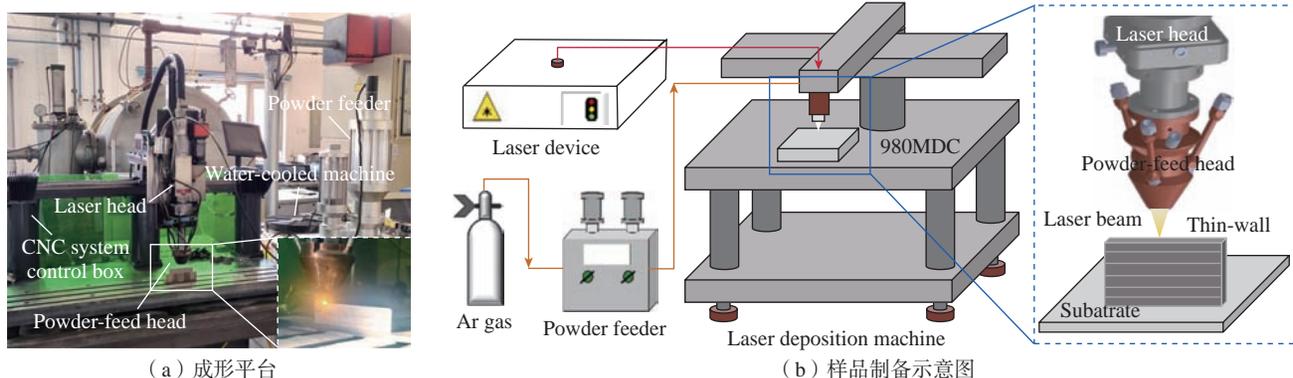


图 1 成形平台及样品制备示意图

Fig.1 Schematic diagram of the forming platform and the sample preparation

所示,在搭接率较小(偏移量较大)的情况下,可以观测到很明显的团聚粘粉(尺寸约 150~180 μm)现象。随着搭接率的提升(图 2 (b)),在相同扫描面积内,搭接的道次增加,粉末出现除了团聚粘粉之外的颗粒粘粉(尺寸约 80~120 μm)现象。继续提升搭接率(图 2 (c))可以发现熔道的边缘变得模糊,相邻道次之间存在垂直于扫描方向的横向的峰谷,导致试样表面粗糙度变大。当搭接率较小的时候,粉末粘附可以通过钢刷进行简单地刮擦,绝大部分小尺寸的粉末粘附没有形成有效的冶金结合,很容易去除。但由于热累积的作用,小尺寸的粉末粘附会逐渐堆积形成大尺寸的颗粒粘粉和团聚粘粉,难以去除,导致试样上表面质量变差。由此可以发现,搭接率对上表面粗糙度的影响要大于有一定随机特征的粉末粘附,所以在进行上表面粗糙度理论模型预测过程中,将打印过程中的偏移量及熔道宽度作为主要的参数变量进行建模。

2.2 侧表面形貌及缺陷

激光共聚焦显微镜可以通过较大的景深对表面形貌进行更清晰、明显地观测,红色、黄色为表面的峰值区域,蓝色、黑色为表面的峰谷区域,通过对侧表面形貌观测,会发现熔道出现明显地不连续现象,沿构建方向的层厚相对一致,但是沿扫描方向,轮廓峰值与谷底呈规律性地出现,且在熔道之间可以观察到粉末粘附、颗粒粘附、团聚粘附 3 种粘粉情况。图 3 (a)为构建单道多层薄壁件靠近基板位置及靠近顶部成形位置,由于温度累积不同,出现的粘粉形式也有显著不同,在靠近基板位置大部分为颗粒粘附,少量的粉末粘附,随着构件的尺寸不断变高,试样的散热现象变差,粉末的粘粉形式逐渐转变为团聚粘附。通过对图 3 (b)的观察分析可以发现,打印中段趋于温度平衡阶段,粉末的粘附现象得到明显改

善,熔道的层层累加产生的台阶效应为 LDM 零件侧表面粗糙度的产生原因,因此在进行侧表面粗糙度理论预测模型的建立中主要考虑熔道的几何形状、熔道高度及重熔层高度等参数。

2.3 薄壁件内部微观组织形貌及无损检测

通过工艺参数探索及内部微观组织观测,目前使用实验室自主搭建沉积设备成形的 Ti-6Al-4V 零部件致密度 $\geq 99.8\%$,可以达到增材制

表 1 Ti-6Al-4V 钛合金粉末的化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical composition of Ti-6Al-4V titanium alloy powder (mass fraction) %

Al	V	Fe	H	O	N	C	Ti
5.9	4.2	0.21	0.19	0.08	0.004	0.011	余量

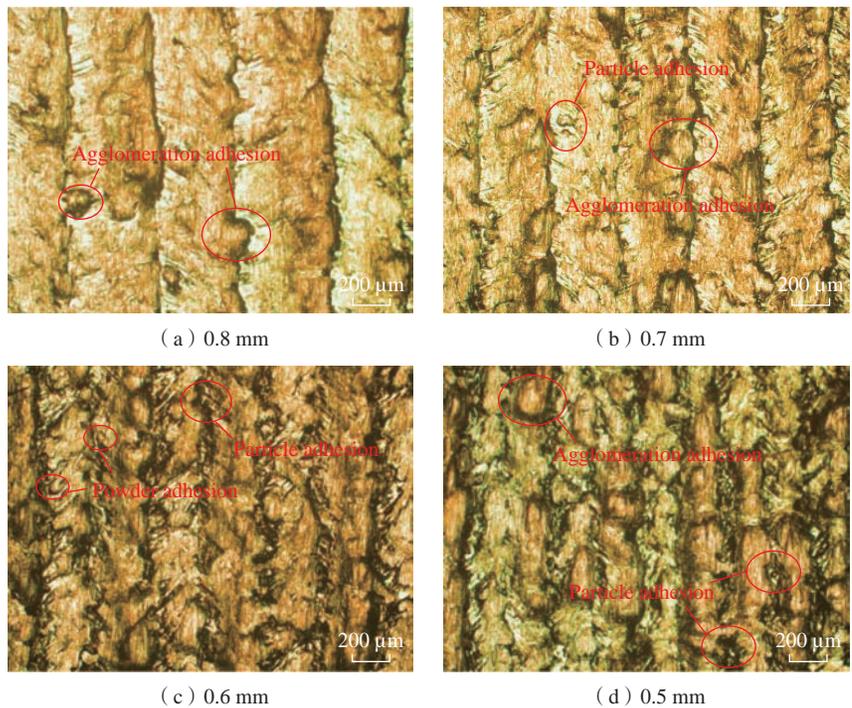


图 2 不同偏移量的试样上表面形貌

Fig.2 Upper surface topography of the parts with different offsets

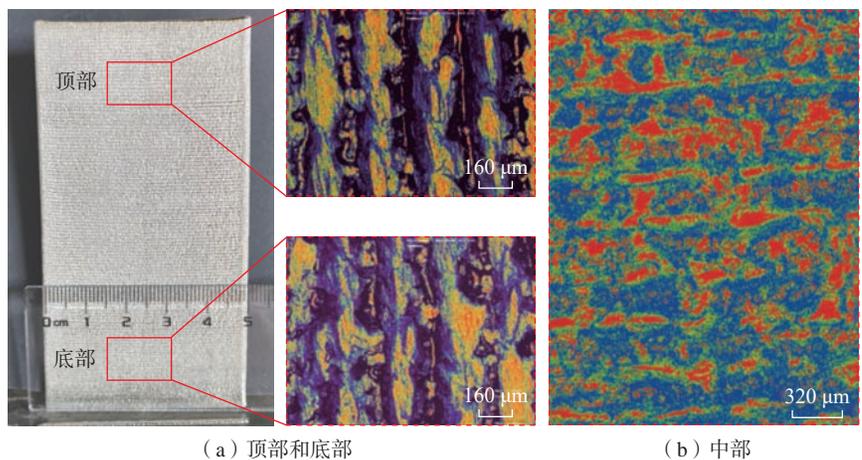


图 3 单道多层垂直侧表面形貌

Fig.3 Surface topography of single-channel multilayer vertical side

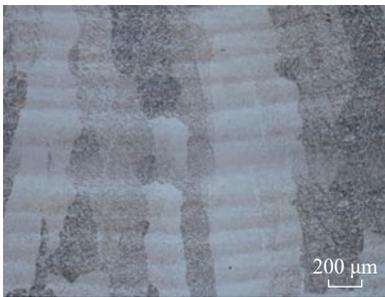
造零件的致密度要求,不会因为打印中出现的孔隙或者缺陷导致零部件力学性能恶化。如图4(a)所示,微观组织形貌可以清晰显示出层间抬升高度及重熔区域,没有明显的气孔和未熔合孔隙等;图4(b)为使用PVAM300超声波扫描显微镜进行探伤扫描结果,样件尺寸为50 mm × 150 mm,检测区域内均未见明显气孔及熔合不良等内部缺陷。

3 表面粗糙度理论预测模型

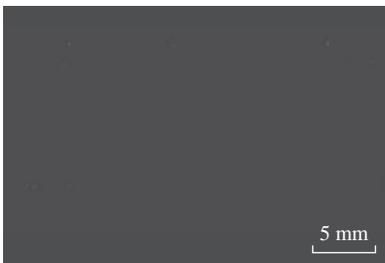
3.1 熔道宽度预测

在沉积过程中,无论是单道多层形成的薄壁试样,还是多道单层及多道多层形成的带有特定形状的试样,都是由单道进行沉积而成的,沉积层的上表面粗糙度主要由成形熔道的形貌和熔道的搭接情况决定,形貌的主要表征是熔道的熔宽,所以对熔宽进行预测计算。在已知研究中,激光光斑直径对熔宽影响很小,故不考虑光斑直径对熔宽的影响。打印过程中,熔道半径 r 为^[21]

$$r = \frac{5\xi P}{(T_s - T_0)(10\pi k + 2\epsilon\pi\rho C_p v)} \quad (1)$$



(a) 薄壁件内部微观组织形貌



(b) 超声探伤扫描结果

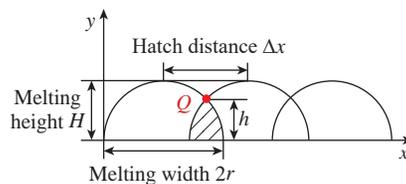
图4 LDM 试样内部微观组织

Fig.4 Internal microstructure of LDM sample

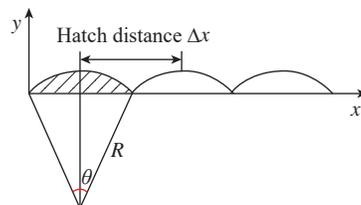
式中, ξ 为粉末对激光的吸收率, $\xi=0.35$; P 为激光功率, $P=450$ W; k 为材料的导热系数, $k=37$ W · m⁻¹ · K⁻¹; T_s 为 Ti-6Al-4V 粉末的熔点, $T_s=1878$ K; T_0 为打印前的初始温度, $T_0=373.15$ K; ρ 为材料的密度, $\rho=4.5$ g · cm⁻³; C_p 为材料的比热容, $C_p=670$ J · kg⁻¹ · K⁻¹; v 为激光扫描速度, $v=15$ mm · s⁻¹; e 取 2.71828。从式(1)中可以看出,熔道半径与激光功率成正比关系,与扫描速度成反比例关系。代入本次试验的工艺参数计算实际熔宽,故本次模型中,熔道半径 $r=676.5$ μm,在之后的计算中 r 为定量。

3.2 熔道搭接曲线建模

在打印过程中为了实现熔道的搭接会在垂直于单道扫描路径的轨迹上进行偏移,使用偏移量 Δx 来表示单道之间的偏移量,试样的上表面粘粉现象具有一定规律,但对于上表面粗糙度最重要的还是要考虑熔道形貌及相邻两熔道搭接程度的影响^[19]。熔道搭接的示意图如图5所示,其中, R 为熔道圆弧理论半径; θ 为熔道成形特征角度。熔道的截面简化为标准圆的一部分,设熔道宽度为 $2r$,熔道高度为 H ,扫描间距为 Δx 。设熔道圆弧曲线上的点满足 $x^2 + y^2 = R^2$,把圆弧上的点代入圆的方程得



(a) 熔道搭接截面



(b) 有效熔道搭接

图5 上表面粗糙度预测模型示意图

Fig.5 Schematic diagram of upper surface roughness prediction model

$$R = \frac{r^2 + H}{2} \quad (2)$$

在图5(a)所示的坐标系中,单一熔道的曲线方程为^[22]

$$y = f(x) = \sqrt{R^2 - (x - 2r^2)} + H - R \quad (3)$$

图5(a)所示熔道搭接示意图中的阴影区域为相邻熔道的搭接区域,搭接区域发生重熔,设重熔的深度为 h ,两个熔道的搭接交点在圆弧曲线上,故搭接深度可代入式(3),即

$$f_h \left(r + \frac{\Delta x}{2} \right) = \sqrt{R^2 - \frac{\Delta x^2}{4}} + H - R \quad (4)$$

对图5(a)进行分析,表面粗糙度的主要计算部分为 Q 点上部构成“峰、谷”的部分,为了简化计算过程,可以将熔道搭接的截面图向 x 轴负方向平移熔道半径与偏移量差值的一半,并向 y 轴的负方向偏移重熔高度 h ,得到可以直接进行计算的上表面粗糙度有效曲线示意图,如图5(b)所示,平移后有效的表面粗糙度曲线表达式为

$$y = \sqrt{R^2 - (x - r)^2} + H - h - R \quad (5)$$

3.3 试样上表面粗糙度预测模型

根据打印过程的可重复性,在对CNC程序进行编程后,可以假设接下来的打印过程是可重复的,在进行单道打印后水平进行以 Δx 为周期的偏移打印程序,故在计算上表面粗糙度时按照单一周期内熔道搭接曲线进行计算。

在一定测量长度 L 范围内,表面粗糙度计算公式为

$$R_a = \frac{1}{L} \int_0^L |y_1(x)| dx \quad (6)$$

根据式(6)可得试样的上表面粗糙度为

$$R_a = \frac{\pi R^2 \arcsin \frac{\Delta x}{2R}}{180 \Delta x} - \frac{1}{2} R \cos \left(\arcsin \frac{\Delta x}{2R} \right) \quad (7)$$

3.4 试样垂直侧表面粗糙度预测模型

在增材制造的逐层堆积过程中,

顶部熔池的形状主要由熔池的表面张力与自身重力共同决定^[23-24],根据毛细理论可以推导得到,对于Ti-6Al-4V钛合金形成半圆柱状熔池形貌的毛细管半径 $\kappa^{-1}=5.9\text{ mm}$,远大于试验中所使用的小尺寸熔池激光沉积制造成形薄壁过程中的熔池半径,因此薄壁构件的顶部熔池呈现出半圆柱状的形貌,结合打印过程中不同的层厚及熔宽对试样垂直侧表面模型进行建模,如图6所示。

几何模型中定义了层高 Δz 、熔道宽度 WW 、有效熔宽 EW 、重熔高度 RH 和熔道倾角 θ ,均为新的几何特征量。对沉积层进行分析,并将其与标准圆的几何特征进行比较,所示的尺寸用 $2r$ 和 Δz 参数化,通过式(8)~(10)可以得到对应的层几何参数。

$$\Delta z = 2r \cdot \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (8)$$

$$EW = 2r \cdot \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (9)$$

$$RH = r \cdot \left(1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\right) \quad (10)$$

根据打印过程的可重复性,可以假设单道多层熔道沉积曲线是以 Δz 为周期的周期函数,故在计算表面粗糙度时只需要选取一个周期内的曲线进行计算。

在一定测量长度 L 范围内,可以将原有的沉积曲线进行逆时针旋转 90° ,再根据熔道的圆心进行平移、建立新的单道多层熔道沉积曲线,在重新建模后形成的 P' 点以下为垂直侧表面粗糙度有效区域,根据建模过程中涉及的熔道成形角、熔道高度、重熔区有效半径得到图7所示的单道多层熔道沉积曲线及表面粗糙度计算模型,此时可得试样的垂直侧表面粗糙度为

$$R_a' = \frac{1}{l} \int_0^l |WW - EW| dx \quad (11)$$

式中, l 为一定测量长度 L 对应的具体长度数值。

3.5 试样倾斜侧表面粗糙度预测模型

在进行激光沉积制造倾斜侧壁

的过程中,通常会针对成形角度在打印前设定在 x 轴方向的偏移量及 z 轴方向的层间抬升量,这两个关键参数决定最终的零件成形角度,因此倾斜侧表面最大深度计算公式为

$$h_2 = R - [\sqrt{R^2 - (x - 2r^2)} - (\Delta x - r) \tan \alpha] \times \cos \alpha \quad (12)$$

如图8所示,在打印过程中由于熔道的层间搭接及重熔区的出现,会有部分熔池出现滑移,使最终的成形效果及预设的打印程序与图8(a)不一致,成形件会沿着所预设的成形角度进行垂直方向的零件生长,如图8(c)所示,因此建立图8(b)所示的预测模型,此时倾斜侧壁零件可以通过垂直侧表面粗糙度的计算公式(式(11))进行计算,结合粗糙度计算公式(式(6)),不考虑粘粉影响时,侧表面的粗糙度公式为

$$R_a'' = \frac{\pi R^2 \arcsin \frac{\Delta x}{2R} - \frac{1}{2}(R - h_2)}{180 \Delta x} \quad (13)$$

4 表面粗糙度检测结果与模型验证

4.1 试样三维形貌及表面粗糙度检测结果

4.1.1 上表面三维形貌及表面粗糙度
试样上表面三维微观形貌结构特征如图9所示,试样a~d的实际搭接宽度分别为 $(0.80 \pm 0.03)\text{ mm}$ 、 $(0.69 \pm 0.04)\text{ mm}$ 、 $(0.60 \pm 0.04)\text{ mm}$ 、 $(0.48 \pm 0.08)\text{ mm}$,通过凯视迈激光光谱共聚焦显微镜KC-X1000检测试样的表面粗糙度结果如表2所示。可以看出,试样a的上表面熔道清晰可见,存在非常明显的团聚粘粉现象,此时由于熔道偏移量大重熔区域小,出现轮廓谷的深度很大,粗糙度的值较高(图9(a));通过降低偏移量提高搭接率,试样b的粗糙度 R_a 值有所下降,此时团聚粘粉的尺寸下降,但是出现频率增加(图9(b));继续降低偏移量,试样c的团

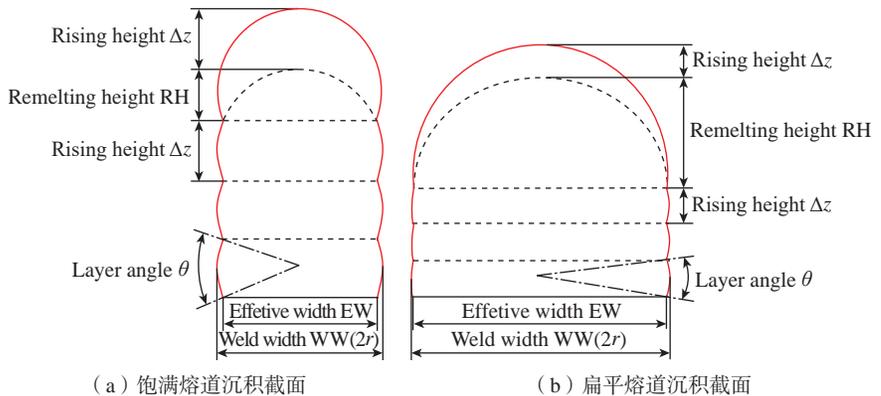


图6 单道多层熔道截面示意图
Fig.6 Schematic diagram of single-channel multi-layer melt channel cross-section

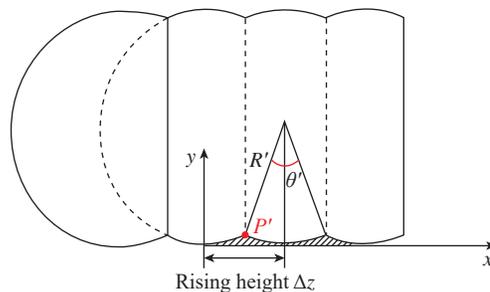


图7 单道多层熔道沉积曲线及表面粗糙度示意图
Fig.7 Schematic diagram of single-channel multi-layer deposition curve and surface roughness

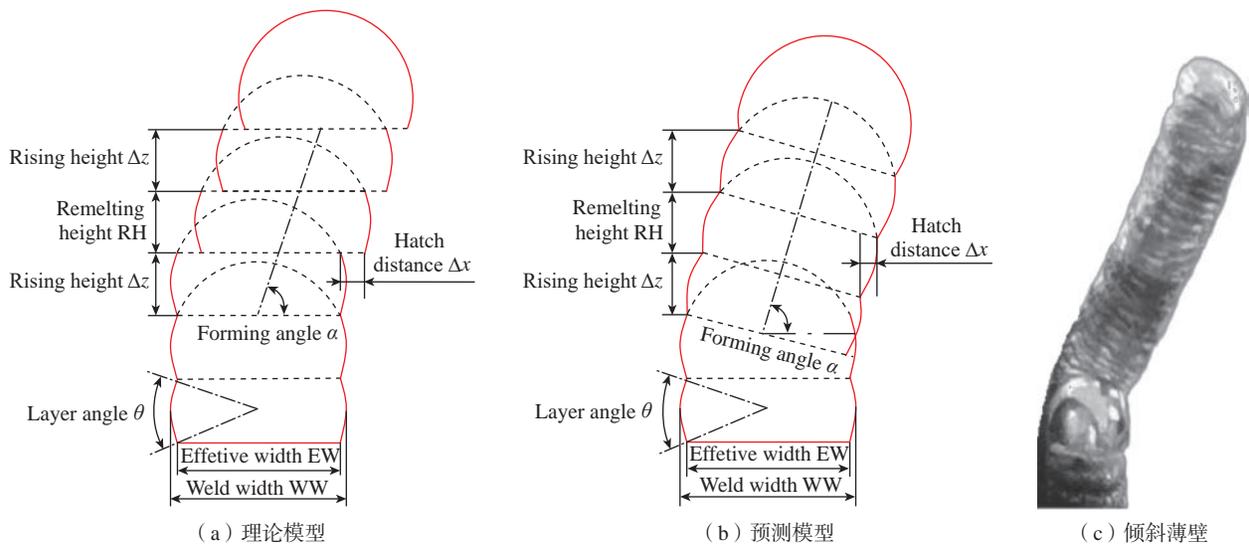


图8 等效倾斜侧表面粗糙度示意图

Fig.8 Schematic diagram of equivalent inclined side surface roughness

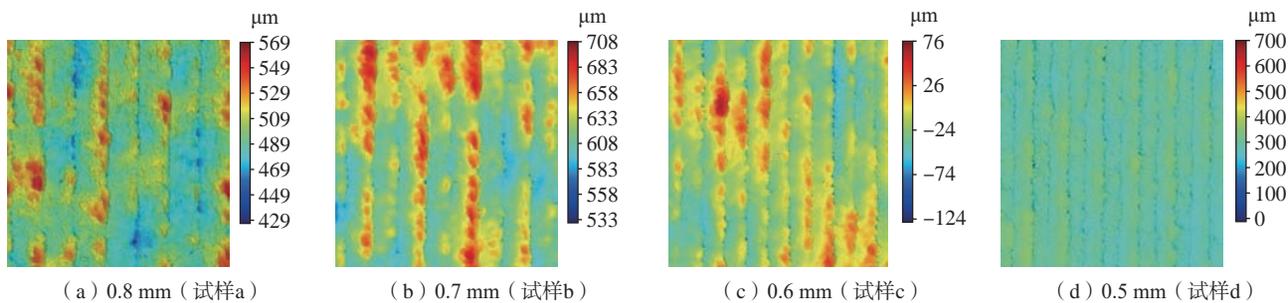


图9 不同偏移量的试样上表面三维微观形貌

Fig.9 Three-dimensional micromorphology of the upper surface of the sample with different offsets

聚粘粉现象有明显好转,逐渐转化为颗粒粘粉,并且在熔道搭接过程中轮廓峰的出现具有遗传效应,会导致沿着偏移方向重复出现较大的轮廓波动(图9(c));随着打印偏移量降低为0.5 mm,此时零件上表面粗糙度 R_a 最小,降低到10.5 μm ,只有少量的粉末粘粉,熔道均匀,峰谷的出现频率进一步提高,但是峰谷的轮廓值降低(图9(d))。

4.1.2 垂直侧表面三维形貌及表面粗糙度

垂直侧表面部分三维形貌如图10所示,此时试样a~d实际打印宽度分别为(1.38 ± 0.03) mm、(1.36 ± 0.04) mm、(1.35 ± 0.04) mm、(1.35 ± 0.02) mm,垂直薄壁件侧壁表面粗糙度检测结果如表3所示。由于沉积打印的过程特性,熔道在竖直方向

表2 试样上表面粗糙度检测结果

Table 2 Test results of upper surface roughness of samples

粗糙度	试样 a	试样 b	试样 c	试样 d
R_a	15.095	14.425	11.549	10.5
R_p	49.685	55.633	37.685	38.562
R_q	19.019	18.923	14.031	12.918
R_v	-69.109	-32.231	-23.756	-30.508
R_z	118.794	87.864	61.441	69.071
S_a	14.465	15.608	13.573	13.465
S_z	372.159	390.844	403.255	383.857

规律性出现层间的台阶效应,在层间抬升量为0.12 mm时(试样a),会在打印程序完成10层循环后出现收缩线,使最终的表面粗糙度检测结果较大,并且抬升量较小时,熔道重熔区域较大致使侧表面的单一熔道出现不均匀的现象,随着层间抬升量逐渐

增大,熔道的重熔区域减小,在竖直侧表面形成的表面逐渐趋于一致,峰谷轮廓的出现逐渐减小(试样d),表面粗糙度 R_a 降低到12.214 μm 。

4.1.3 倾斜侧表面三维形貌及表面粗糙度

如图11所示,沉积成形60°~85°

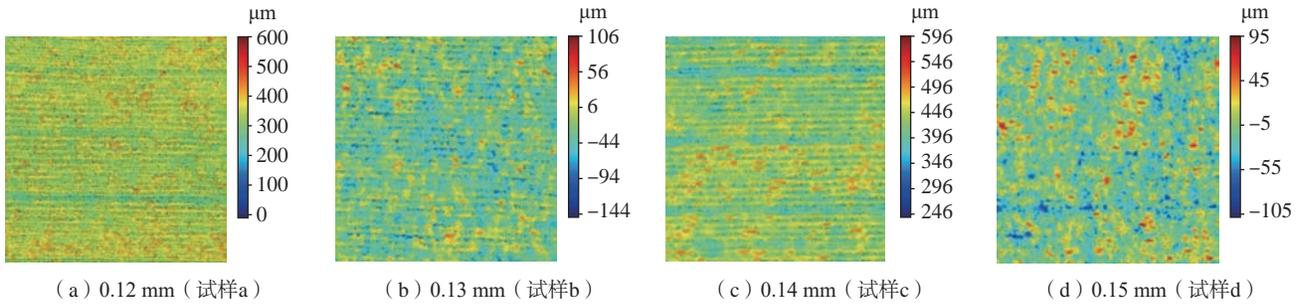


图 10 不同层间抬升量的垂直侧表面三维微观形貌

Fig.10 Three-dimensional micromorphology of vertical surface with different interlayer lifts

倾斜薄壁件过程中,发现随着成形角度的提升,实际成形角度越接近理论成形角度,此时试样实际成形角度分别为 $61^\circ \pm 0.5^\circ$ 、 $65^\circ \pm 0.3^\circ$ 、 $70^\circ \pm 0.3^\circ$ 、 $75^\circ \pm 0.2^\circ$ 、 $80^\circ \pm 0.1^\circ$ 、 $85^\circ \pm 0.1^\circ$ 。在沉积成形 60° 斜臂过程中,由于单臂熔池尺寸较小,每层偏移量占熔池尺寸接近 40%,成形效果较差。打印斜臂前增加底部单臂对散热有不良影响,但更易前期成形。相比原 LDM 制件壁厚显著减小,表面质量显著提高。打印过程中 x 正向与 x 负向相同偏移量下出现一侧打印易漏光现象,进行坐标轴调整后角度易出现偏差。打印过程中热累积现象加剧,采用 450 W-430 W-400 W-380 W-350 W 功率动态下降方式保证成形质量。在增加底部基台后,前期打印成形效果较好,但在第 2 个角度循环内依旧出现漏光现象,且更加严重。直接打印斜臂过程中,会在早期出现漏光现象,且均出现在 x 正向偏移方向,通过分析发现, x 正方向光粉耦合还存在问题。

65° 倾斜试样三维微观形貌结构特征如图 12 所示,试样倾斜侧表面的三维微观形貌依旧会出现类似台阶效应导致的阶梯状形貌特征,由于打印程序将连贯的倾斜表面切片成非连续的层状沉积层,会在层间出现较大的偏移轮廓误差,表面粗糙度相比于垂直侧表面会出现比较大的阶跃,这是由于粉末会更多地粘附在已经成形的倾斜试样表面,并且由于保护气及载气送粉的影响,粉末不均匀地附着在试样表面。 65° 倾斜试样侧

表 3 试样垂直侧表面粗糙度检测结果

Table 3 Test results of surface roughness on vertical side of samples

粗糙度	试样 a	试样 b	试样 c	试样 d
R_a	24.281	18.856	14.948	12.214
R_p	94.861	81.392	49.122	83.702
R_q	30.816	25.480	18.743	16.664
R_v	-101.813	-94.606	-41.086	-80.290
R_z	196.674	175.999	90.208	163.992
S_a	21.356	18.950	18.739	20.925
S_z	518.452	352.800	352.976	632.229

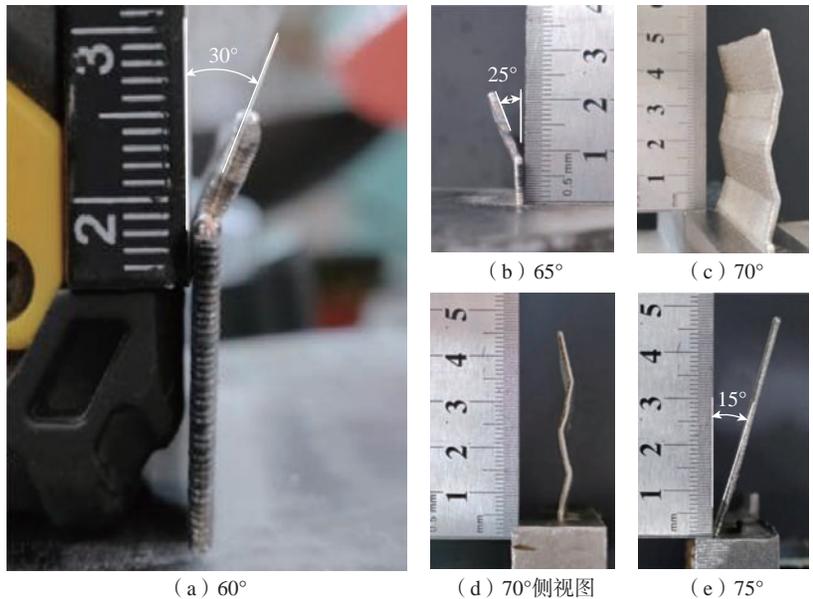


图 11 单道多层倾斜侧表面形貌

Fig.11 Single-channel multi-layer inclined side surface morphology

表面粗糙度检测结果如表 4 所示,此时由于部分重熔,会使试样表面轮廓谷的值增大,轮廓峰的值有所减小,打印过程不够稳定,使最终成形的侧表面粗糙度值较高。

4.2 模型验证与误差分析

通过验证不同激光功率下单一熔道宽度发生变化时的零件表面粗糙度,发现随着激光功率的增加,单位时间内能量输入增大,使得熔道的

重熔效果明显,表面粗糙度降低。但是当激光功率过高时,使用的小颗粒粉末在进入熔池前就发生气化,使打印过程中出现比较高的粉末粘附现象。在进行水平粗糙度预测的过程中,实际打印过程中的偏移量过低会出现热累积增加,短时间试样内部温度较高,使没有进入熔池的粉末被成形表面所捕获,造成粉末粘附或者团聚粘附,降低了水平打印平面的表面粗糙度。稍微增大打印过程中的偏移量会使熔道更加平整,热累积降低,粉末的粘附情况减弱,有效降低零件的表面粗糙度。但随着偏移量的进一步增大,会导致峰谷轮廓的大量出现,成为表面粗糙度的主要产生原因。在垂直侧表面粗糙度的实际测量中,随着层间抬升量的不断提高,层间打印离焦量会发生变化,使打印熔池与成形表面形成正离焦,并不能有效熔化粉末进行单道多层地累积。倾斜侧表面由于打印策略的影响,不同

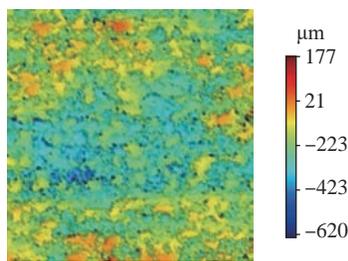


图 12 65° 倾斜试样三维微观形貌

Fig.12 Three-dimensional microstructure of 65° inclined specimen

表 4 65° 倾斜试样侧表面粗糙度检测结果
Table 4 Surface roughness test results of 65° inclined specimen side μm

粗糙度	值
R_a	20.394
R_p	42.504
R_q	24.240
R_v	-57.972
R_z	100.476
S_a	22.815
S_z	217.457

角度打印过程中都会出现比较严重的粉末粘附现象,致使预测的理论粗糙度值普遍低于实际测量值。

如图 13 所示,表面粗糙度预测值与试验值变化规律一致。不同扫描策略和打印成形特征下,试验值与预测值变化趋势有一定误差,主要是由离焦现象及不同程度的粉末粘附现象引起的,预测误差在 4.5%~15% 之间。层间抬升量过大和成形角度过小都会导致零件的表面粗糙度升高,降低最终的粗糙度预测误差。

4.3 激光沉积制造零件表面粗糙度控制策略

通过建立表面粗糙度理论预测模型和进行实际打印后对典型薄壁零件进行粗糙度测量,可以提出对于 LDM 零件表面粗糙度的控制策略。首先要通过工艺试验确定单一熔道打印的理想工艺窗口,在关注打印零件上表面粗糙度的过程中,熔道的偏移量成为影响表面粗糙度的主要原因,综合考虑通过实际打印和粗糙度

预测模型,本文中在使用“小光斑、小层厚、小粉末粒径”这一工艺方法条件下,通过调整不同工艺参数并结合式(1)熔道半径理论预测模型,得到单一熔道的最佳宽度为 1.353 mm,控制偏移量为 0.5 mm 时零件上表面粗糙度最小, $R_a=10.5 \mu\text{m}$, 面粗糙度 $S_z=383.857 \mu\text{m}$, 偏移量约占单一熔道的 36.95%, 此时零件熔道饱满,不易出现明显的颗粒粘粉和粉末粘粉现象。在进行垂直侧表面粗糙度的预测和打印过程中,层间抬升量为 0.15 mm 时侧壁粗糙度最小, $R_a=12.214 \mu\text{m}$, 面粗糙度 $S_z=632.229 \mu\text{m}$, 层间抬升量约占实际成形熔道高度的 83.3%, 此时侧壁表面几乎没有粉末粘附,表面质量较高并趋于一致。在进行倾斜薄壁件打印过程中,成形角度是影响表面粗糙度的主要原因,控制打印过程中水平偏移量小于等于单一熔道宽度的 40% 能够得到较好的倾斜薄壁件成形效果。通过调整打印策略,控制成形角度为 65° 时表面粗糙度最小,

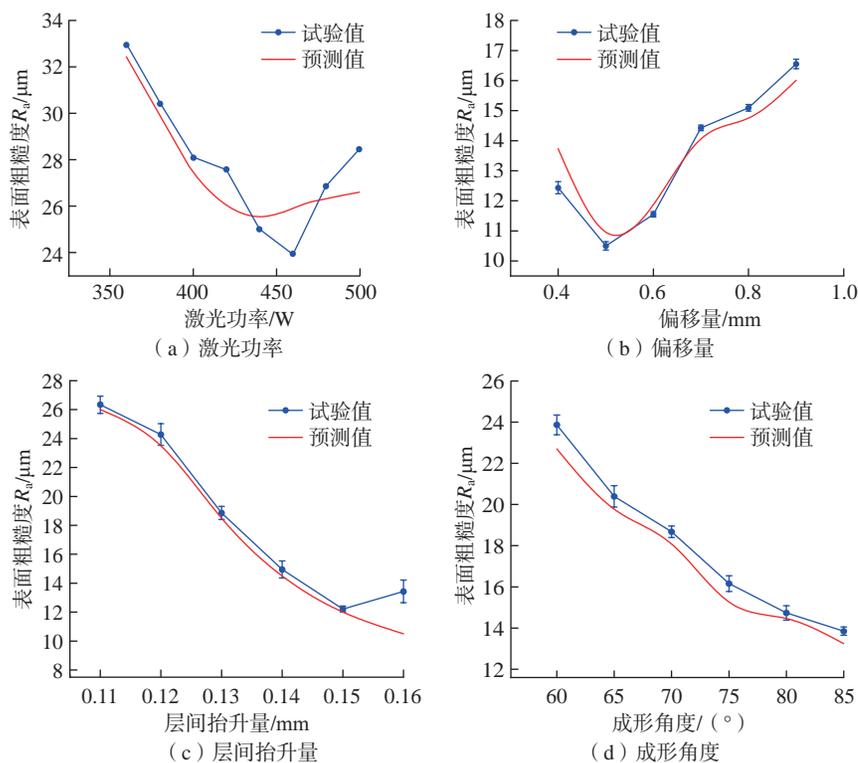


图 13 模型验证与测量结果

Fig.13 Model validation and measurement results

$R_a=20.394\ \mu\text{m}$, 面粗糙度 $S_z=217.457\ \mu\text{m}$, 此时台阶效应产生的阶梯状形貌得到明显改善, 并且由于激光的重熔效应, 部分粉末粘附被熔化, 使得面粗糙度值小于垂直薄壁侧面表面粗糙度。

5 结论

通过激光共聚焦显微镜观察不同打印策略下的试样三维微观形貌, 分析不同成形表面的粗糙度产生原因, 结合熔道搭接以及单道多层重熔原理得到不同工艺参数下的粗糙度理论预测模型, 针对不同成形特征的工艺提出优化策略, 主要结论如下。

(1) 试样的上表面粗糙度主要受不同程度的粘粉所影响, 在熔宽不变的情况下, 通过调整扫描策略改变搭接率, 形成粉末粘粉、颗粒粘粉、团聚粘粉这 3 种情况, 轮廓峰谷的出现主要由偏移量产生。垂直侧面受熔道层间重熔的影响, 随着层间抬升量的变化侧面形貌发生变化, 收缩线也会随着层间抬升量与熔道高度协调控制, 减少出现的频率, 同时还能够减少垂直侧面峰谷轮廓的出现。斜侧面粘粉比垂直侧面更严重, 粉末存在部分未完全熔化, 以及少数熔池偏移形成的沉积形貌和较多的粉末粘附, 致使斜侧面表面质量更差。

(2) 上表面粗糙度主要由熔道搭接进行计算, 建立搭接有效模型, 并将函数图像进行平移, 计算“峰谷之间最大高度差”, 得到上表面粗糙度预测模型。根据熔道宽度和层间抬升高度建立垂直侧面粗糙度预测模型, 考虑实际熔道宽度和初始预测熔道宽度之间的差别, 将侧面粗糙度的峰谷转化为水平表面的峰谷进行计算。根据打印过程及打印结果, 将斜侧面熔道建模进行优化, 由水平方向平移、垂直方向抬升转化为倾斜状态下垂直侧面熔道沉积, 使侧面粗糙度理论预测模型统一, 计算更加直接准确。

(3) 将熔道搭接与台阶效应相结合, 通过将构件的轮廓形状进行建模, 对几何模型进行旋转或平移, 得到最终的表面粗糙度预测模型, 粗糙度预测模型的主要参数为熔道偏移量、层间抬升量和倾斜角度, 熔道偏移量为 $0.5\ \text{mm}$ 时, 零件上表面粗糙度为 $10.5\ \mu\text{m}$; 层间抬升量为 $0.15\ \text{mm}$ 时, 垂直侧面粗糙度为 $12.214\ \mu\text{m}$; 成形角度为 60° 时倾斜侧面粗糙度理论误差最大, 粉末粘附现象是产生较大误差的主要原因。当成形角度为 65° 时, 通过优化后打印的表面粗糙度值 $R_a=20.394\ \mu\text{m}$, 面粗糙度 $S_z=217.457\ \mu\text{m}$ 。

(4) 在不同打印策略和工艺参数条件下理论粗糙度预测值与试验值的变化规律基本一致, 上表面粗糙度的理论预测误差小于 10% , 垂直侧面粗糙度预测误差小于 7.5% , 倾斜侧面粗糙度预测误差值不超过 15% , 因此最终得到的理论预测模型可用于预测不同工艺条件下不同成形特征的 Ti-6Al-4V 金属粉末 LDM 成形件表面粗糙度。

参考文献

- [1] 张冬云, 王瑞泽, 赵建哲, 等. 激光直接制造金属零件技术的最新进展[J]. 中国激光, 2010, 37(1): 18-25.
- [2] ZHANG Dongyun, WANG Ruize, ZHAO Jianzhe, et al. Latest advance of laser direct manufacturing of metallic parts[J]. Chinese Journal of Lasers, 2010, 37(1): 18-25.
- [3] 席明哲, 高士友, 刘博, 等. 扫描方式和退火热处理对激光快速成形TA15钛合金组织与性能的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2014, 43(2): 445-449.
- [4] XI Mingzhe, GAO Shiyu, LIU Bo, et al. Effect of scanning pattern and annealing heat treatment on microstructures and mechanical properties of TA15 titanium alloy formed by laser rapid forming process[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2014, 43(2): 445-449.
- [5] WU X H, LIANG J, MEI J, et al. Microstructures of laser-deposited Ti-6Al-4V[J]. Materials & Design, 2004, 25(2): 137-144.
- [6] 刘春泉, 熊芬, 彭龙生, 等. 超高速激

光熔覆技术的最新研究进展(一)——关键技术特点及优势, 设备研发及其技术参数[J]. 材料导报, 2023, 37(8): 22100058.

LIU Chunquan, XIONG Fen, PENG Longsheng, et al. The latest research progress of ultra-high-speed laser cladding technology (I)—Key technology characteristics and advantages, equipment research and development and its technical parameters[J]. Material Guide, 2023, 37(8): 22100058.

[5] 陈峰, 宋长辉, 杨永强, 等. 送粉式激光增材和铣削减材复合制造316L不锈钢的表面质量及力学性能[J]. 激光与光电子学进展, 2022, 59(1): 0114009.

CHEN Feng, SONG Changhui, YANG Yongqiang, et al. Surface quality and mechanical properties of 316L stainless steel manufactured by powder feeding laser additive and milling subtractive hybrid manufacturing[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2022, 59(1): 0114009.

[6] 蔡子豪, 朱勇强, 韩昌骏, 等. 不同工艺策略对机器人增材制造316L不锈钢表面质量和力学性能影响的研究[J]. 中国激光, 2023, 50(8): 0802301.

CAI Zihao, ZHU Yongqiang, HAN Changjun, et al. Effects of different process strategies on surface quality and mechanical properties of 316L stainless steel fabricated via hybrid additive-subtractive manufacturing[J]. Chinese Journal of Lasers, 2023, 50(8): 0802301.

[7] FU J, LI H, SONG X, et al. Multi-scale defects in powder-based additively manufactured metals and alloys[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2022, 122: 165-199.

[8] 于江, 丁红瑜, 耿遥祥, 等. 选区激光熔化金属零件后处理技术研究进展[J]. 材料导报, 2022, 36(Z1): 22010033.

YU Jiang, DING Hongyu, GENG Yaoxiang, et al. Research progress on post-processing of metal parts by selective laser melting[J]. Materials Reports, 2022, 36 (Z1): 22010033.

[9] 高航, 彭灿, 王宣平. 航空增材制造复杂结构件表面光整加工技术研究及进展[J]. 航空制造技术, 2019, 62(9): 14-22.

GAO Hang, PENG Can, WANG Xuanping. Research progress on surface finishing technology of aeronautical complex structural parts manufactured by additive manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(9): 14-22.

[10] ZHU G X, LI D C, ZHANG A F, et al. The influence of laser and powder defocusing characteristics on the surface quality in laser direct metal deposition[J]. Optics & Laser Technology, 2012, 44(2): 349-356.

- [11] KULKARNI P, DUTTA D. An accurate slicing procedure for layered manufacturing[J]. *Computer-Aided Design*, 1996, 28(9): 683–697.
- [12] MAJHI J, JANARDAN R, SMID M, et al. On some geometric optimization problems in layered manufacturing[J]. *Computational Geometry*, 1999, 12(3–4): 219–239.
- [13] ALIMARDANI M, FALLAH V, IRAVANI-TABRIZIPOUR M, et al. Surface finish in laser solid freeform fabrication of an AISI 303L stainless steel thin wall[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2012, 212(1): 113–119.
- [14] TAN H, HU G, ZHANG F Y, et al. Formation mechanism of adhering powder and improvement of the surface quality during laser solid forming[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2016, 86(5): 1329–1338.
- [15] GHARBI M, PEYRE P, GORNY C, et al. Influence of various process conditions on surface finishes induced by the direct metal deposition laser technique on a Ti–6Al–4V alloy[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2013, 213(5): 791–800.
- [16] GHARBI M, PEYRE P, GORNY C, et al. Influence of a pulsed laser regime on surface finish induced by the direct metal deposition process on a Ti64 alloy[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2014, 214(2): 485–495.
- [17] GRADL P, CERVONE A, COLONNA P. Influence of build angles on thin-wall geometry and surface texture in laser powder directed energy deposition[J]. *Materials & Design*, 2023, 234: 112352.
- [18] ZHANG B, ZIEGERT J, FARAHI F, et al. In situ surface topography of laser powder bed fusion using fringe projection[J]. *Additive Manufacturing*, 2016, 12: 100–107.
- [19] STRANO G, HAO L, EVERSON R M, et al. Surface roughness analysis, modelling and prediction in selective laser melting[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2013, 213(4): 589–597.
- [20] GRUBER S, GRUNERT C, RIEDE M, et al. Comparison of dimensional accuracy and tolerances of powder bed based and nozzle based additive manufacturing processes[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2022, 833: 142516.
- [21] 胡志恒. AlCu5MnCdVA 铝合金的激光选区熔化成形熔凝行为研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2018.
- HU Zhiheng. Study on melting behavior of AlCu5MnCdVA aluminum alloy by laser selective melting[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2018.
- [22] 宋剑锋, 宋有年, 王文武, 等. 金属粉末选区激光熔化成形表面粗糙度预测及控制方法研究[J]. *中国激光*, 2022, 49(2): 0202008.
- SONG Jianfeng, SONG Younian, WANG Wenwu, et al. Prediction and control on the surface roughness of metal powder using selective laser melting[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2022, 49(2): 0202008.
- [23] 刘睿诚, 杨永强, 王迪. 选区激光熔化成形金属零件上表面粗糙度的研究[J]. *激光技术*, 2013, 37(4): 425.
- LIU Ruicheng, YANG Yongqiang, WANG Di. Research of upper surface roughness of metal parts fabricated by selective laser melting[J]. *Laser Technology*, 2013, 37(4): 425.
- [24] RÍOS S, COLEGROVE P A, MARTINA F, et al. Analytical process model for wire + arc additive manufacturing[J]. *Additive Manufacturing*, 2018, 21: 651–657.

Research on Surface Roughness Prediction and Control Method of Laser Deposition Manufacturing Parts

YANG Guang¹, LI Xintong¹, WANG Yushi¹, REN Yuhang², WANG Xiangming³

(1. Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense of Aeronautical Digital Manufacturing Process, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

3. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

[ABSTRACT] Aiming at the problems of high surface roughness, poor forming quality, and post-processing such as machining after printing of laser deposition manufacturing (LDM) formed parts, the forming platform is built independently to print thin-walled parts with different inclination angles by using the process method of “small spot, small layer thickness and small powder particle size”. Based on the principle of layered slicing of additive manufacturing, the theoretical surface roughness prediction model of typical thin-walled parts under different geometric characteristics is given. On this basis, the control strategy of surface roughness of laser deposition manufacturing parts is proposed. The results show that it is feasible to obtain the prediction model of the mathematical model by rotating and translating the surface roughness prediction model of the component by combining the fusion lap with the step effect. The main parameters of the roughness prediction model are the fusion lap offset, the interlayer lift and the tilt angle. When the fusion lap offset is 0.5 mm, the upper surface roughness of the part is 10.5 μm . When the interlayer lifting amount is 0.15 mm, the surface roughness of the vertical side is 12.214 μm , and the theoretical error of the surface roughness of the inclined side with the forming angle of 60° is the largest. The powder adhesion phenomenon is the main reason for the large error.

Keywords: Laser deposition manufacturing (LDM); Ti–6Al–4V; Thin-walled parts; Surface roughness; Prediction model

(责编 七七)

引文格式: 曹忠亮, 杨思鑫, 朱昊, 等. 轻质复合材料仿生夹芯结构研究进展[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 24-37.

CAO Zhongliang, YANG Sixin, ZHU Hao, et al. Research progress on biomimetic sandwich structures of lightweight composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 24-37.

轻质复合材料仿生夹芯结构研究进展*

曹忠亮, 杨思鑫, 朱昊, 顾付伟, 胡可军

(江苏理工学院, 常州 213001)

[摘要] 轻质复合材料夹芯结构由薄而强的面板和轻质多孔的芯子组成, 其芯子结构的多样性推动着夹芯结构的发展。在自然界中, 各类生物在长期的进化过程中形成了最适宜其生存和繁衍的生物结构, 其中高强度结构启发了科研人员对夹芯结构芯子进行仿生设计。本文对水中动物、陆地动物、飞行动物以及植物果实、根茎、叶脉的仿生夹芯结构研究现状进行了综述, 阐述了仿生复合材料夹芯结构芯子及拓扑结构的设计理念。介绍了复合材料仿生夹芯结构对力学性能的改进和在相关工程中的应用。最后, 基于仿生复合材料夹芯结构的发展现状, 提出了科学挑战, 并进行了展望。

关键词: 复合材料; 夹芯结构; 仿生结构; 力学性能; 拓扑结构

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.024



曹忠亮

教授, 博士, 研究方向为复合材料夹芯板设计、铺放成型工艺等。

轻质高强夹芯结构一直是航空航天、交通运输、建筑等相关领域中实现结构减重的重要形式, 夹芯结构中的面板主要负责承受弯曲载荷, 而芯子则起到支撑面板和传递载荷

的作用, 有着典型的轻重量、高刚度和高强度特征^[1-2]。轻质夹芯结构最早在二战时期的飞机机翼中得到应用, 当时主要使用木质芯子制作夹芯结构件。21世纪初, 欧美国家相继启动了结构轻量化的研发工程, 例如: 航天卫星、海军战舰等。随着航空航天、武器装备等尖端技术的迅猛发展, 对结构轻量化、多功能化发展的迫切需求, 推动了以复合材料作为基材的新型轻质夹芯结构的快速发展与广泛应用。图1所示为波音公司研发的波音787客机^[3], 全机复合材料夹芯板的使用量超过了50%; 2002年欧洲生产的新一代Pendolino高速列车^[4], 车头和车身均大量使用泡沫夹层结构; 瑞典Visby Class隐身护卫舰作为世界上第一艘按照全隐身规范制造的战舰^[5], 大部分结构由玻璃纤维和碳纤维复合材料夹芯结构组成; 嫦娥三号和五号探测器^[6]

的着陆架均采用蜂窝夹芯结构, 吸收着陆时的冲击能量进而降低冲击力。这些实例充分展示了轻质高强夹芯结构在现代科技领域中的广泛应用和重要作用。

复合材料夹芯板的芯子多为轻质多孔材料, 可以提高结构的抗剪切能力, 因此夹芯结构相较于传统均质结构具有较高的比刚度和比强度。在普通的静态或动态加载条件下夹芯结构主要承载能力由上下面板提供, 因此对面板的材料性能和几何非对称性设计可以提高复合材料夹芯结构的承载能力^[7]。对芯子的几何构型、材料性能、梯度系数等特性进行优化设计, 使夹芯结构不仅可以满足承载要求, 还可实现负泊松比、传热、隔音、吸波隐身等多功能前沿需求。典型的芯子结构包括蜂窝夹芯结构^[8]、点阵夹芯结构^[9]、褶皱夹芯结构^[10]、格栅夹芯结构^[11]、泡沫夹芯

* 基金项目: 江苏省高等学校自然科学研究重大项目(21KJA460004); 江苏省重点研发计划(BE2023014-3)。

结构^[12]、波纹夹芯结构^[13]等。熊健等^[14]总结了轻质复合材料夹芯结构的设计、制备、力学性能研究现状和未来发展应用趋势及应用领域。邓云飞等^[15]阐述了复合材料褶皱夹芯结构的构型优化方案及制备工艺,归纳了褶皱夹芯结构的力学性能及多功能的研究现状,并对褶皱夹芯结构的重点研究方向进行了展望。

仿生学作为探索自然智慧与人工创造结合的前沿领域,正逐步引领材料科学迈向新的高峰。它通过对生物体结构和功能的深入研究和模仿,旨在创造出既具备自然界中的生物材料优异特性,又满足人类工程应用需求的先进结构。在这一领域中,

■ Carbon laminate ■ Other composites
■ Carbon sandwich ■ Aluminium
■ Titanium



(a) 波音787材料分布^[13]



(b) Pendolino高速列车^[14]



(c) 瑞典海军Visby Class隐身护卫舰^[15]



(d) 嫦娥五号着陆支架^[16]

图1 复合材料夹芯结构的应用

Fig.1 Application of composite sandwich structures

仿生夹芯结构因其独特的创新性和实用性而受到了广泛关注。复合材料仿生夹芯结构通过对自然界中生物体的分层、梯度、多孔、螺旋等特性的模仿,实现了性能与设计的完美融合。例如,模仿日本甲虫的螺旋结构,通过增强芯层的稳定性,不仅优化了整体结构,而且显著提升了结构的抗弯曲性能;仿生蜂窝和骨小梁的梯度结构,从材料一端到另一端力学性能的逐渐变化,使得材料能够适应不同的力学需求,保持优异的性能;仿生海绵和木材的多孔结构,不仅实现了轻质和高比强度的特点,而且具有良好的能量吸收能力,在减振、隔热、吸音等方面有着广泛的应用;此外,仿生甲虫羽翅和豪猪刺中的负泊松比结构,在受到压缩时材料横向膨胀,为提高能量吸收和抗压性能提供了新的解决方案。随着复合材料制备技术的发展,仿生夹芯结构的研究和应用已经取得了显著的进步。这些轻质仿生夹芯结构的研发,不仅是对自然界的深刻理解,也是材料科学领域的重大突破。通过深入研究和模仿生物体的独特结构,仿生夹芯结构在力学性能和适应性方面都有了质的飞跃,为人类工程应用提供了更为广阔的空间。

基于近年来复合材料仿生夹芯结构的研究进展,本文概述了各类仿生夹芯结构设计的研究现状,分析了芯子的拓扑构型及其力学性能,并探

讨了这些结构在工程应用中的潜力。最后,对复合材料仿生夹芯结构的研究现状进行了总结,并对未来的研究方向进行了展望。

1 动物仿生夹芯结构

夹层结构的设计可以追溯到“仿生”科学,在自然界中,生物在长期的进化过程中形成了最适宜生存和繁衍的环境结构,因此,国内外许多学者越来越重视从生物和自然的实例中汲取灵感,开展仿生结构的设计研究,并取得了一定的成果^[16]。

1.1 水中动物仿生

高刚度的芯子是夹层结构的重要组成部分,在芯子的设计过程中引入功能性基元,在微观与宏观尺度上对材料结构进行改造,将使芯子的物理性能得到显著提升。单个芯子胞元的性能提升有限,将多个胞元在空间内有序或无序排列,引发基元间的耦合,从而使得芯子性能得到显著提高。

受到鱼骨与青蛙骨骼的启发,李响等^[17]将仿生概念与层次概念相结合,仿生设计出梯度层级类蜂窝结构,如图2所示。由于蜂窝结构的多孔特性,使其面内承载能力远小于面外承载能力。梯度层级类蜂窝结构相当于在蜂窝胞元内增加了一系列稳定的三角形结构,解决了当单胞壁厚较薄时共面结构坍塌问题。推导了组合型蜂窝夹芯结构 x 和 y 方向的等效弹性模量,并通过压缩试验和

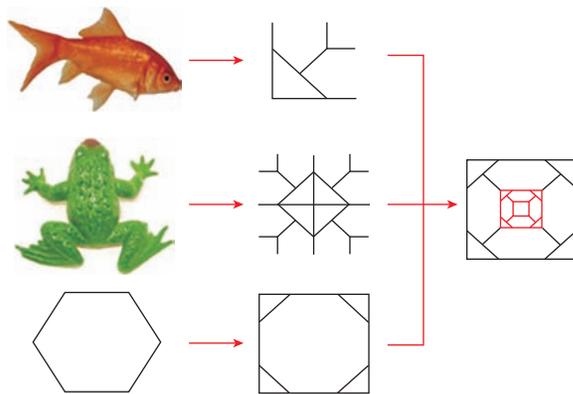


图2 组合型类蜂窝层级结构仿生设计^[17]

Fig.2 Bionic design of combinatorial honeycomb-like hierarchical structure^[17]

数值仿真验证了等效力学参数的正确性。

Yang 等^[18]针对不对称扭曲的 S 形墨鱼骨结构,利用互补的三维(3D)结构和四维(4D)力学分析结合参数化力学建模进行了墨鱼骨的仿生结构设计,如图 3(a)所示,结果表明,该仿生夹芯结构比八柱点阵及聚合物泡沫金属芯子显示出更好的力学性能和能量吸收效果,通过层内的波纹壁和多层结构实现高强度和高吸能(图 3(b))。为了进一步证明仿墨鱼骨材料的优越性, Mao 等^[19]通过 3D 打印设计和制造机械高效的仿生墨鱼骨夹芯结构,并与图 3(c)中不同成分、不同孔隙率的多孔结构进行了比较;仿墨鱼骨多孔结构的比强度和能量吸收是聚合物泡沫的 20 和 25 倍,金属泡沫的 2.5 和 3.5 倍。甚至,这种结构还被推算出能够承受其自身重量的 20000 倍。

龟类等两栖动物的甲壳是一种典型的轻质、高韧性、结构一体化的复合夹芯结构,能抵抗各种静载荷和冲击载荷,这正是航空航天、交通运输等领域轻量化、高强度防护结构设计所追求的目标。杨爽^[20]研究了龟壳角质层夹芯结构特点,对角质层多尺度微结构特征和拉伸力学性能进行试验研究,结果表明,独特的角质层夹层结构具有轻质、高比强度、高韧性等优异的力学性能。Pei 等^[21]基于龟甲的角蛋白皮、松质骨和脊椎的微观结构,设计了一种由平板、核心和背板组成的仿生夹芯结构,如图 4 所示。质量和体积相同,在 100 m/s 的冲击载荷条件下,仿生龟甲夹芯结构的装甲有着显著的抗冲击能力,该仿生龟甲夹芯结构为后续航空航天应用防护装备提供了借鉴。受石鳖鳞片镶嵌组织的启发, Connors 等^[22]利用参数化建模和多材料 3D 打印技

术,制作了一种合成柔性鳞片装甲模拟物,并评估了方向依赖的灵活性和保护能力。

通过对鱼骨、青蛙骨骼和龟类甲壳等生物结构的仿生研究,研究人员设计出了一系列具有优异力学性能和能量吸收效果的仿生夹芯结构。这些结构借鉴了生物结构的轻质、高强度、高韧性等特点,为航空航天、交通运输等领域的轻量化、高强度防护结构设计提供了新思路。通过层次概念和梯度层级类蜂窝结构的设计,解决了共面结构坍塌问题,提高了结构的稳定性。仿生墨鱼骨夹芯结构、仿龟甲夹芯结构等在力学性能和能量吸收方面表现出色,为防护装备的设计提供了有益参考。仿生鳞片装甲模拟物的研究也展示了方向依赖的灵活性和保护能力。

1.2 陆地动物仿生

豪猪的背刺和甲虫的角质层是

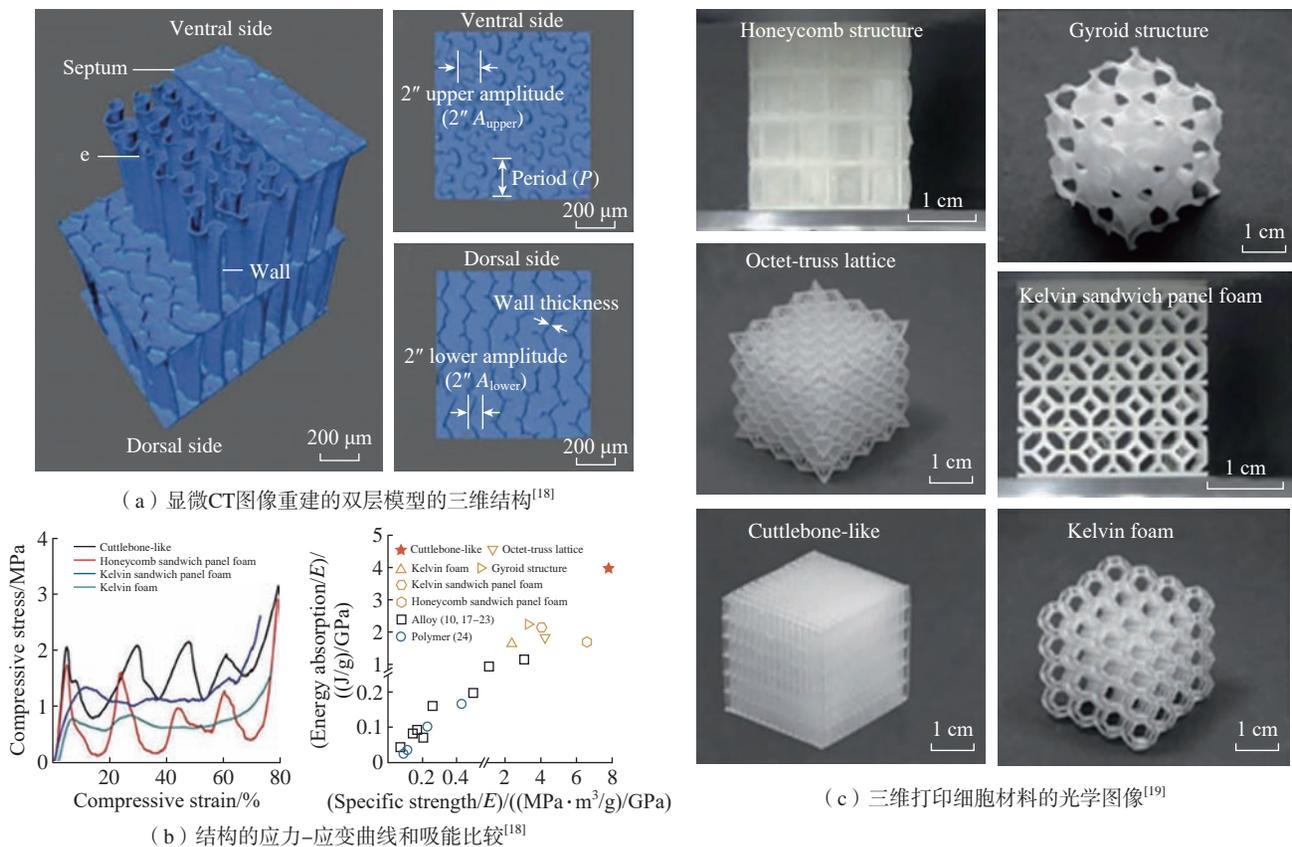


图3 仿生墨鱼骨夹芯结构设计

Fig.3 Design of bionic cuttlefish bone sandwich structure

自然界中两种独特的结构,它们在生物进化过程中形成了独特的力学性能和能量吸收能力,为提高能量吸收和抗压性能提供了新的解决方案,为材料科学和工程领域提供了丰富的设计灵感。

豪猪的背刺又轻又硬,具有致密的外壳(皮层)和泡沫状的核心,皮层承受了大部分的压缩载荷,而泡沫状的核心则增强了临界屈曲强度、屈曲应变、弹性应变和能量吸收能力,尽管其长细比高,但具有极好的抗屈曲和抗弯曲性能。Tee等^[23]借助nTopology软件实现了复杂几何图形的仿生设计方案,并仿照真实豪猪背刺中的闭孔泡沫,基于实心圆柱体中生成的随机点创建整个泡沫结构,如图5(a)所示,该仿生结构在骨组织工程生物支架中具有潜在的应用价值。根据上述特征,Ghazlan等^[24]参考了豪猪背刺的蜂窝结构特征,设计了参数易于调整的周期性仿生夹芯结构,如图5(b)所示,与原始蜂窝夹芯结构进行爆破仿真对比,结果表明,凹度设计是有必要的,能够促进上子单元的屈曲,而凸度设计则为下子单元提供了承载能力;凹形区域的设计有利于爆破面附近的快速塌陷,从而延迟峰值反作用力的影响;特别是在爆破压力较高且存在失效风险的情况下,凸形区域的设计更有利于有效地抵抗爆破面的破坏。

甲虫的角质层具有不同硬度梯度的多级层状结构,这种结构用作抵御捕食者撞击的防御装甲。以往的研究显示,甲虫角质层的结构通常由表皮层、外角质层和内角质层组成^[25]。通常,外角质层更坚固,可以有效避免冲击对角质层造成的损伤;而内角质层则更具弹性,有利于吸收冲击能量,防止损伤扩展。最新研究表明,古藤荻苓内层比外层更坚硬。研究人员首次证明,较硬的内层角质层能够提高角质层的机械性能^[26]。此外,马玉秋等^[27]根据鞘翅的断面微观结

构提出了两种仿生芯体结构,并选择双螺旋层合板作为面板,将面板与芯子结合形成新型仿生夹芯结构。所设计的仿前翅复合材料夹芯结构相比蜂窝夹芯结构具有更优异的韧性,如图6(a)所示。Du等^[28]利用扫描电子显微镜观察了鞘翅的显微结构,并基于观察结果,建立了一种具有不同填充层次顺序的仿生蜂窝状结构,如图6(b)所示。研究人员进一步比较了不同填充单元尺寸的不同仿生模型的能量吸收能力。结果表明,随着填充孔尺寸的增大,仿生蜂窝结构的吸收能明显增加。Zhang等^[29]采用有限元分析的方法研究了面板厚度、边缘厚度、小梁半径和拐角半径4个结构参数对仿生甲虫前翅夹芯板力学和保温性能的影响规律。

Cai等^[30]对甲虫前翅的微观结构进行了表征,并基于这些结构特征,提出并制造了一种抗冲击仿生结构,该仿生夹芯结构具有良好的抗冲击性能,可用于实际工程应用。Meng等^[31]从甲虫前翅壳的双层形态中获得灵感,提出了元胞镶嵌方案,设计了一系列具有双曲特征的格栅结构,如图6(c)所示,在压缩载荷条件下,格栅结构展现出显著的扭转效应,对于缓冲板和能量吸收装置的设计具有重要的参考价值。目前,甲虫鞘翅的研究已取得不少成果,但较小尺度鞘翅的结构特征仍有待进一步探索。

豪猪的背刺和甲虫的角质层展示了优异的生物结构设计,通过借鉴生物结构,研究人员成功设计出具有优异性能的仿生夹芯结构和多级层

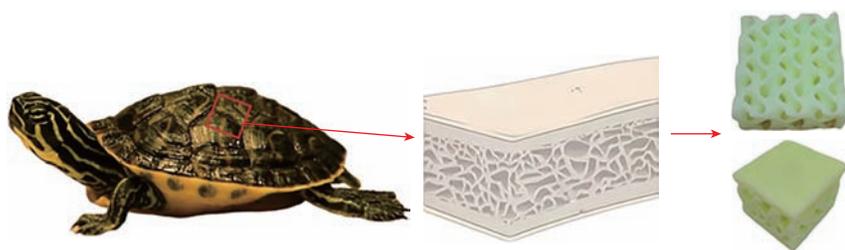
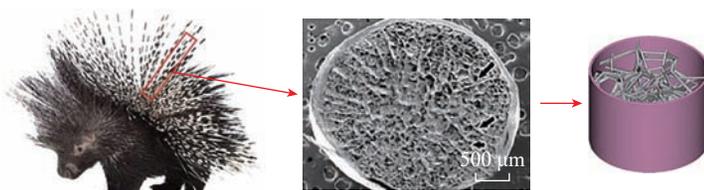
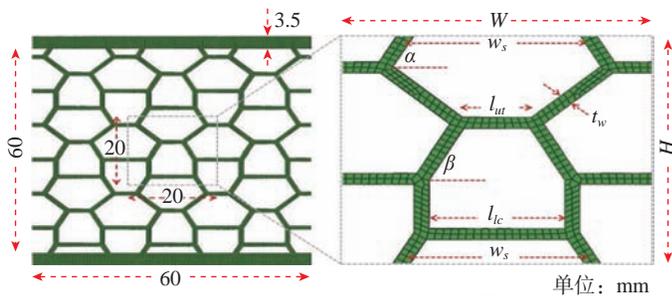


图4 乌龟壳仿生设计^[21]

Fig.4 Bionic design of turtle shell^[21]



(a) 随机泡沫仿生结构^[23]



(b) 六边形网状仿生细胞结构^[24]

图5 豪猪刺仿生设计

Fig.5 Bionic design of porcupine spine

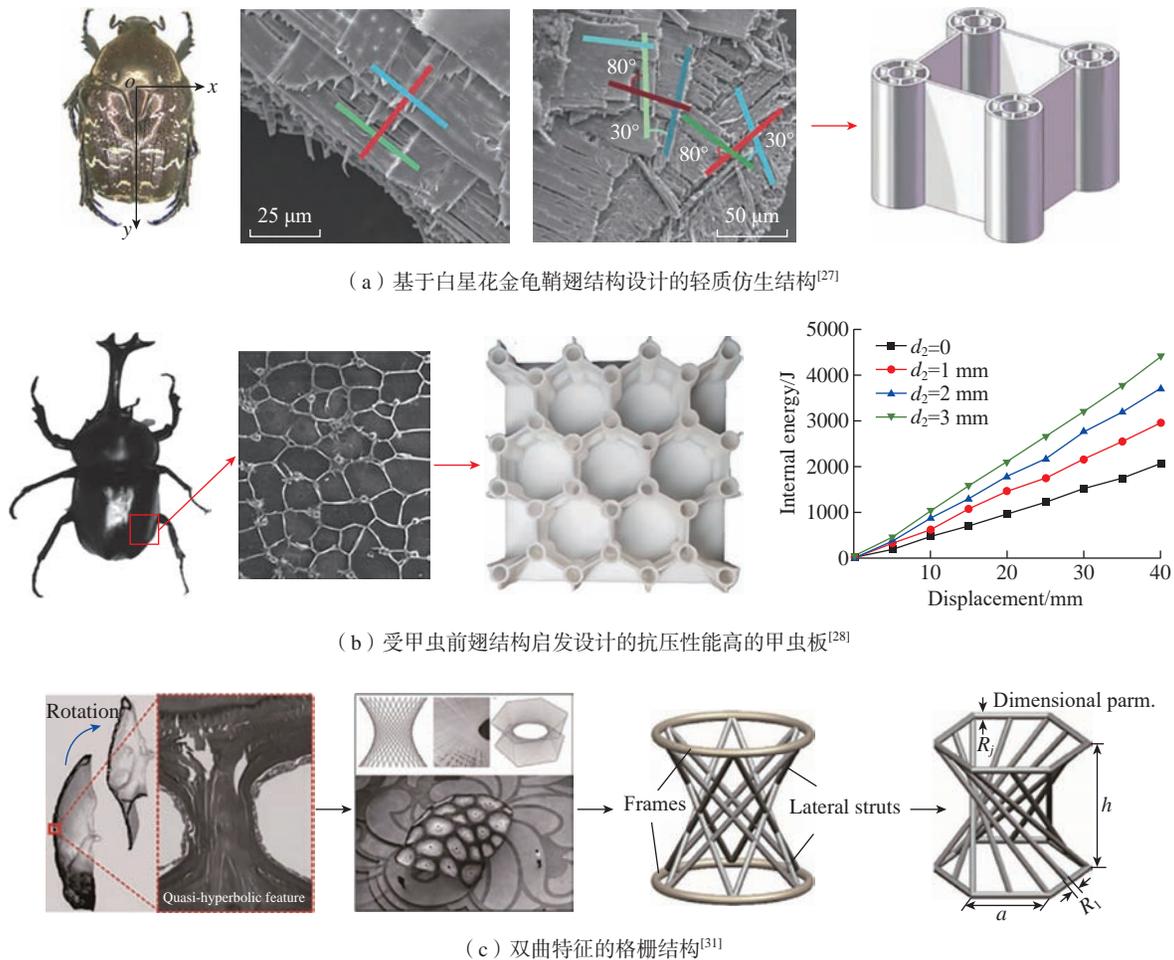


图 6 甲虫前翅仿生设计

Fig.6 Bionic design of beetle forewing

状结构等。这些仿生设计不仅在骨组织工程和生物支架领域具有潜在应用,还在防御装甲和工程材料方面展现出广阔的应用前景。通过结合先进的仿生设计软件和有限元分析等方法,研究人员不断优化仿生结构的设计,提高其性能和适用性。

在日常啄食和防御过程中,鸟类的喙频繁受到外部冲击载荷的作用。喙的特殊结构能够吸收冲击能量,保护鸟类的大脑和身体免受损伤。鸟的喙部是设计能量吸收生物结构的一个很好的候选者。Deng等^[32]以啄木鸟喙的微波结构为灵感,提出了一种新型仿生正弦夹芯结构,如图7(a)所示。在相同质量条件下,仿生正弦蜂窝比传统蜂窝产生更多的褶皱,从而显著提高了其吸能效果。

Kueh等^[33]以啄木鸟头部的喙、颅骨、舌骨和海绵骨为仿生材料,设计了顶部和底部为碳纤维增强聚合物层压侧拱形结构和铝蜂窝组成的仿生夹芯梁。Zhang等^[34]以啄木鸟的喙、舌骨等结构为设计模板,研制了一种新型生物仿生夹芯板,该夹芯板采用金属纤维层压面板和双芯结构,旨在改善其低速冲击性能。Sabah等^[35-37]在创新设计夹层梁时从啄木鸟头部构造中获得了丰富的灵感,将碳纤维复合材料(CFRP)面板、铝蜂窝和橡胶结合在一起,获得了比传统夹层梁高出数倍的抗冲击性能。在反复冲击载荷环境下,该结构的比能量吸收提高了1.25倍。为便于实际操作,绘制了梁的失效机制图(图7(b))^[37]。通过对鸟喙结构的仿生研

究所设计出的仿生夹芯结构,能够提高材料的吸能效果,改善结构的抗冲击性能,为设计更轻、更坚固的材料和结构提供了新思路。

2 植物仿生夹芯结构

2.1 植物果实仿生

植物果实能启发人们设计具有显著能量吸收能力的新型结构,例如柚子,其独特的海绵状果皮层即使从高空坠落也不会造成明显的外部损伤。同样地,榴莲撞击地面时,其外壳的特殊刺结构能很好地吸收撞击能量,而坚果则展现出优异的抗冲击性和抗穿刺性。还有椰子壳、丝瓜络都具有优异的力学性能以及良好的缓冲性能。Li等^[38]以柚子皮为灵感,通过一步发泡工艺和不同织物

结构的组合,制备出了仿生泡沫复合材料,该结构能显著提高能量吸收能力。在后续研究中,Li等^[39]进一步对柚子皮进行了仿生研究,采用柱状晶格模具和两步发泡技术,设计了一种由聚酰胺非织造布作为表面增强层,双层间隔布作为底层吸能层的有效缓冲复合材料夹层结构。

椰子壳是一种具有优异抗冲击性能的典型天然材料,由外果皮、纤维状中果皮和坚硬的内果皮3层构成。当椰子掉落时,3层果壁能够保护其免受冲击破坏,如图8所示,前两层主要起到耗散能量和缓冲巨大

冲击力的作用;成熟的内果皮具有独特的结构,能够巧妙地将负荷转移到纤维素结晶纳米结构上;在纤维破裂的过程中,这些纤维会消耗冲击能量,从而有效防止果实破裂,并提高果实的韧性^[40-41]。椰壳结构的优势在于3层不同结构和功能的椰壳,这为研究多尺度分层椰壳结构的抗冲击性控制提供了一个很好的范例。受此启发,卢浩浩^[42]基于椰子果皮纤维的微观观察,设计了仿生多级能量吸收结构,并优化了仿生结构的参数。任毅如等^[43]结合竹子的梯度结构和椰子树的同心胞结构,提

出了两种单向梯度和两种双向梯度同心仿生负泊松比拉胀内凹蜂窝结构(ARH),并对其进行了碰撞仿真试验。结果表明:梯度同心设计方法不仅可诱导结构进行渐进抗冲击行为,而且其较低的等效壁厚可增加吸能;与传统的ARH相比,梯度同心ARH有更高的平台应力和比吸能,且平台应力的上升和压溃变形模式均呈梯度变化。Ha等^[44]提出了用于商品包装的仿造榴莲壳结构特征的仿生结构,该结构包括厚厚的泡沫,外面则覆盖着一层由另一种材料制成的薄层。白海龙等^[45]提取了丝

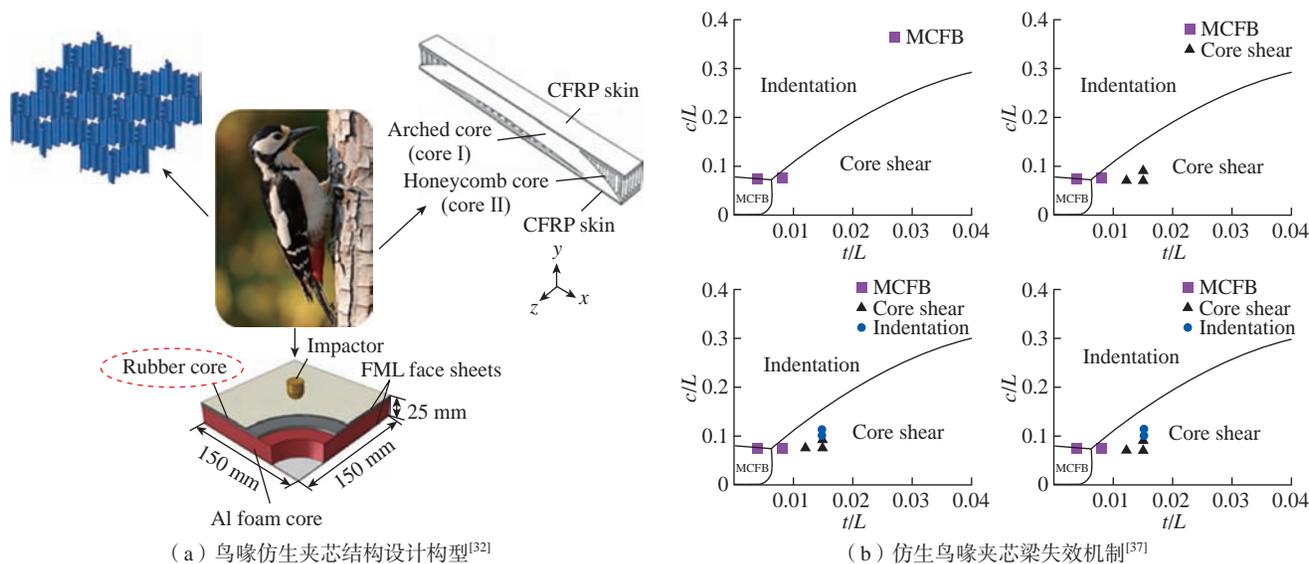


图7 鸟喙仿生设计

Fig.7 Bionic design of bird's beak

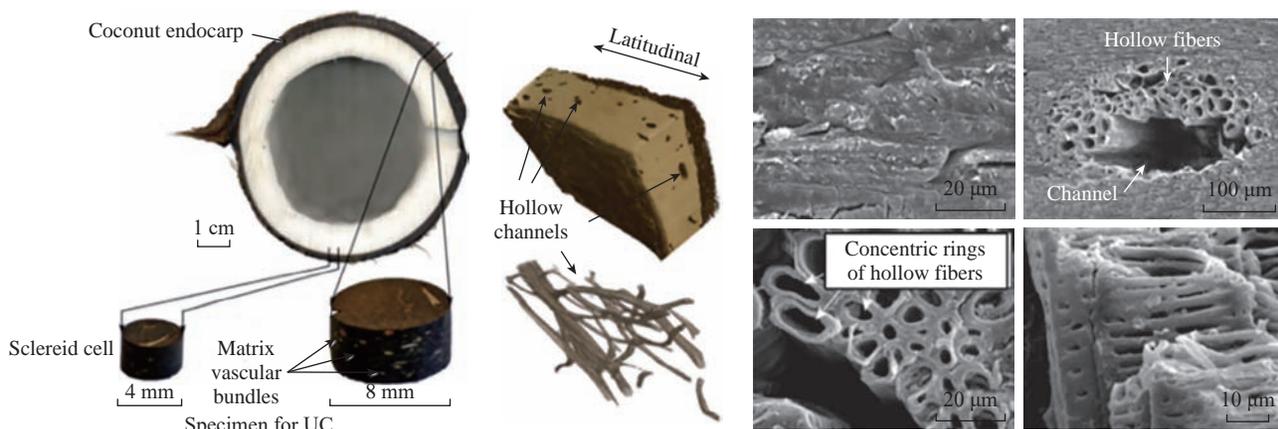


图8 椰子果皮微观示意图^[40-41]

Fig.8 Microscopic schematic of coconut pericarp^[40-41]

瓜络的缓冲特性结构,以热塑性聚氨酯(TPU)为原料,通过3D打印技术设计并制备了丝瓜络的仿生结构,如图9所示,该结构能有效减小临界载荷并提高缓冲性能。

上述研究表明植物果实结构在吸收能量、减缓冲冲击力以及提高抗冲击性和抗穿刺性方面表现出优异的性能。通过仿生设计出的夹芯结构能够有效提高材料的能量吸收能力,改善结构的缓冲性能,同时实现轻量化设计。特别是椰子壳的3层结构和椰壳纤维在破裂过程中消耗冲击能量的机制为多尺度分层结构的抗冲击性控制提供了有益启示。

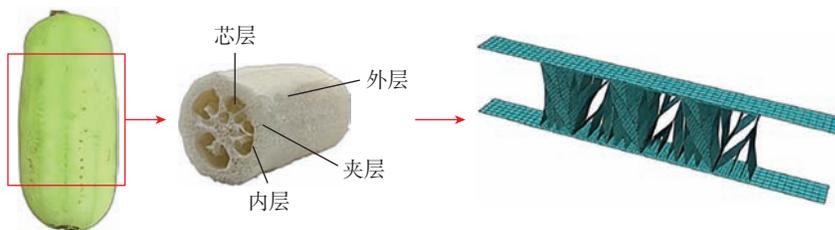


图9 丝瓜络仿生设计^[45]
Fig.9 Bionic design of loofah^[45]

2.2 植物茎秆 / 树干仿生

茎秆 / 树干能够输送养料和支撑植物,一般具有轻质高强的力学特征。挪威云杉是目前存活最久的树木之一,其茎结构具有支撑和疏导作用,是具有特殊功能的优良植物结构。棕榈树的茎被描述为具有许多节点的锥状柱子,该节点增强了抗弯和抗压强度。受茎秆 / 树干结构启发,研究人员设计出了多种具有优异力学特性的夹芯结构。如图10所示, Hu等^[46]受挪威云杉茎的微结构启发,采用选择性激光熔化(SLM)技术设计并制造了4种轻质夹层结构。结果表明,具有梯度结构的夹层结构

表现出最高的比吸收能和极限强度。此外,这种结构的应力分布最均匀,并具有优异的抗压性能。Liu等^[47]以棕榈树干中的纤维束形状和分布为灵感,对单细胞、双细胞和三细胞纤维增强混凝土(FRC)和铝方管进行了仿生设计和制作。Ha等^[48]模拟椰子树形状的管状波纹结构,设计了一种锥形的波纹管结构,相比于常规圆管和锥形管具有更加稳定的变形,并且具有比正弦波纹管更高的吸能效率。纤维素是树干木质部的主要成分,起骨架支撑作用,秦施琦等^[49]借助3D打印技术对其进行了仿生设计和制造,构建了木材细胞壁螺旋结构,该螺旋交叉结构可用于提高成型结构的综合性能。

在自然界中,竹子是一种典型的轻质量、高刚度、高强度、性能稳定的植物,经常受到外界的风、雨、雪等多向载荷的影响,并承担自身茎秆的重力,经常发生弯曲、扭转和压缩变形,这与竹子自身特殊的空间结构密切相关。Sato等^[50]研究发现竹子优异

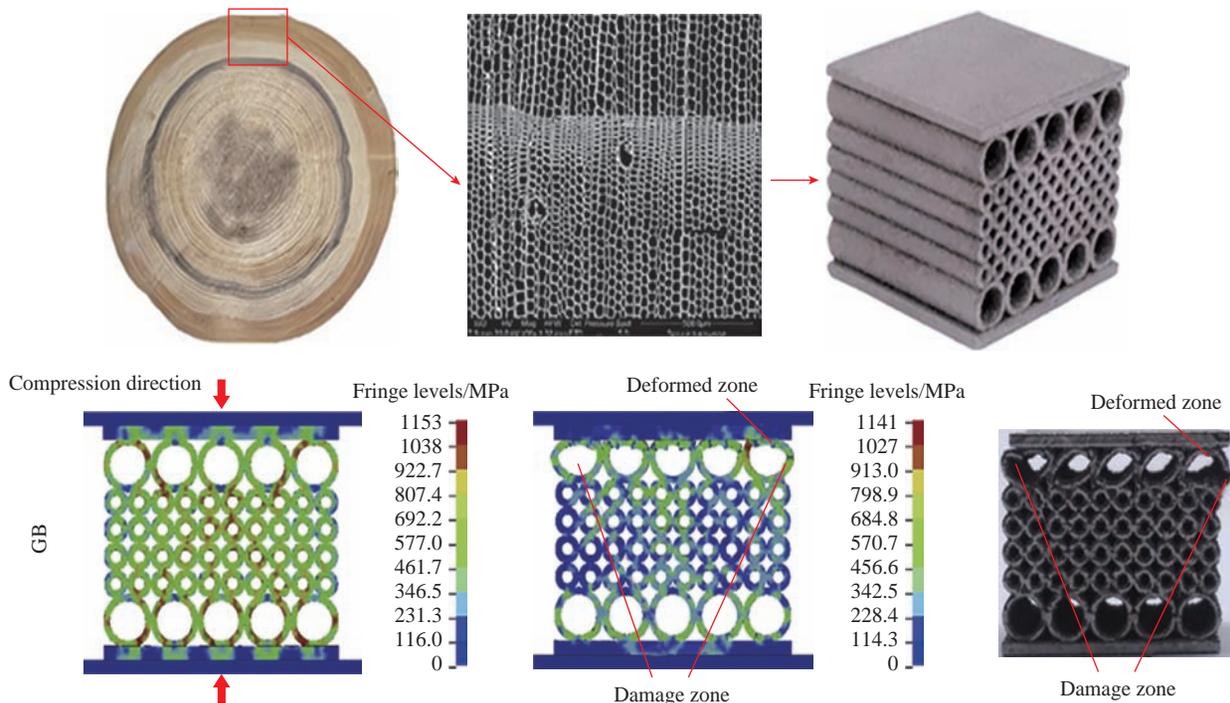


图10 挪威云杉茎仿生设计^[46]
Fig.10 Bionic design of Norway spruce stems^[46]

的柔韧性与竹子管状结构相关,以弹性理论为基础,对增强纤维在中空圆柱形复合材料中的最优分布规律进行了分析,研究结果对功能梯度材料仿生优化研究具有一定借鉴意义。于鹏山等^[51]受自然界毛竹微观结构的启发,通过在内外管之间引入了双菱形肋,设计出了初始峰值力小、比能量吸收大、压缩效率高的仿生薄壁圆管新结构,如图 11(a)所示,新型的仿竹薄壁圆管与传统双圆管相比,比吸能提高了 85.85%,压缩力效率提高了 89.96%;随着双菱形肋骨数目的增加,结构的比吸能逐渐增加,初始峰值力也随之提高,如图 11(b)所示。赵知辛等^[52]将仿竹结构应用于起落架的滑筒中,该结构可以显著提高结构的承载能力和能量吸收以及对复杂地形的适应性。徐玉凯等^[53]研究了不同截面竹子的性质,设计了一种仿生夹层动臂结构,经过仿生设计后,在满足强度要求的前提

下,动臂重量减轻了 17.03%,实现了装载机动臂的轻量化。

植物茎秆/树干的结构启发研究人员设计出了具有优异力学特性的夹芯结构。这些仿生设计不仅提高了材料的比吸收能和极限强度,还改善了应力分布均匀性,增强了抗压性能。仿生设计出的新型夹芯结构在工程领域具有广泛的应用前景,能够提高结构的承载能力、能量吸收性能和适应性等。

2.3 植物叶脉仿生

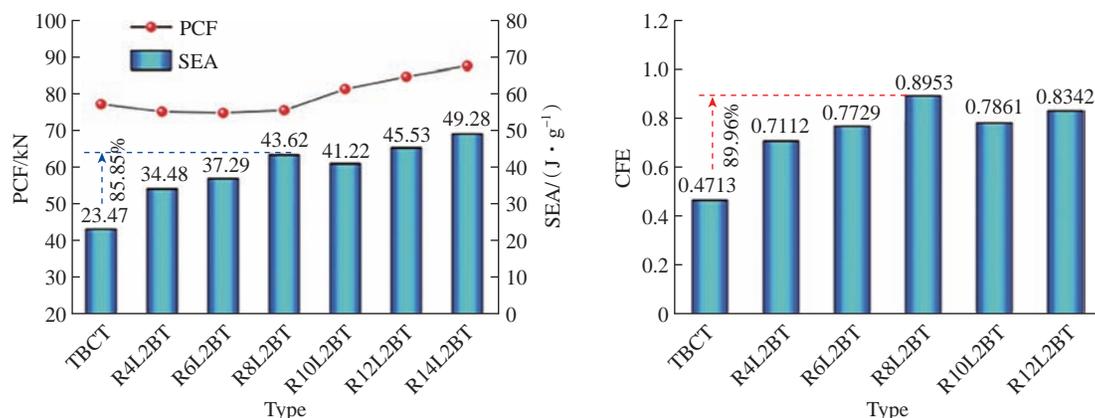
荷叶、王莲具有相对规则的微脉夹层结构,以表层-多孔核结构为基础,规则地分布晶格微脉,主要是刚度大、强度高的纤维,纹路直径远大于纤维面板的厚度,可使其结构刚度变大,强度增高。Peng 等^[54]受荷叶微脉夹层结构组织的启发,设计了格栅增强泡沫外骨骼背板的夹层结构,如图 12 所示,在该格栅强化泡沫夹层构造中,正交格栅相当于荷叶组

织中的格纹,负责提高结构的刚度和强度,泡沫作为组织中的核心,负责提供功能和结构弯曲性能。王海任等^[55]以某叶脉仿生芯层结构为研究对象,改变结构中不同位置的壁厚,引入面内和面外梯度,设计了一种双向梯度夹芯圆板。研究发现,设计合理的双向梯度仿生夹芯圆板能有效减小后面板挠度和增加芯层能量吸收。Gao 等^[56]根据叶脉结构对机床立柱的内部加强筋进行了重新排列,设计了一种仿生立柱,该叶脉仿生结构提高了机床立柱的静态和动态性能。

综上所述,植物在生存过程中,要受到各种各样的外界载荷,逐渐形成了独特的轻质高强结构,以满足生存的需要。天然材料通过排列、分布、尺寸、方位等基本特征变化,构成复杂巧妙的组织结构,并赋予了优异的力学性能,启发研究人员在确保整体结构力学性能的同时进一步减轻



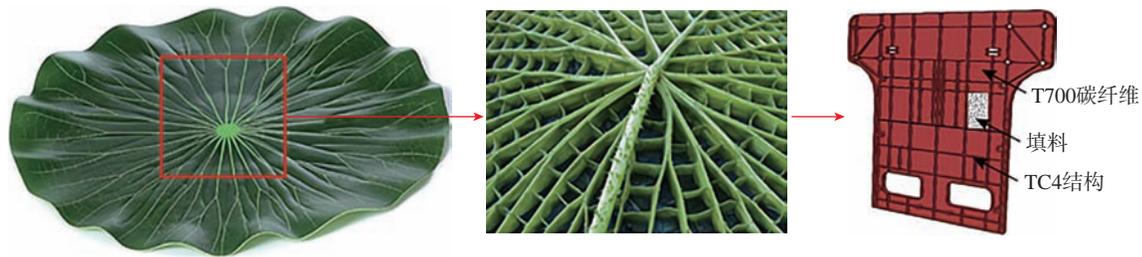
(a) 仿竹薄壁圆管设计



(b) 初始峰值力、比吸能和压缩力效率对比

图 11 竹子仿生设计^[51]

Fig.11 Bionic design of bamboo^[51]

图 12 叶脉仿生设计^[54]Fig.12 Bionic design of leaf vein^[54]

结构重量。随着科学技术的进一步发展,生物体中优异的性能也会随着仿生技术的发展应用于工程实践中,为人们创造更大的借鉴价值。

3 工程领域内的仿生夹芯结构设计与应用

3.1 基于力学性能的仿生夹芯结构设计及应用

仿生设计主要是面向应用,最终目的是解决人类生产生活中的实际问题,指导工程结构材料的制造,如目前广泛使用的蜂窝板、甲虫板和防弹衣等。如图 13 (a)所示,受螳螂虾独特结构的启发,研究人员制造出一种具有优异的抗冲击性和能量吸

收能力的夹芯板,可用作汽车中的防撞结构^[57]。基于分形分布叶脉的树叶,研究人员提出了一种结合拓扑优化技术的高抗压刚度仿生夹芯板,研究表明,将仿生思想与拓扑优化技术相结合,是一种设计出具有良好力学性能的工程材料的有效技术^[58]。一些极端条件下的工程应用对夹芯板提出了更高的要求,夹芯板的芯层结构可根据不同的应用条件设计成不同的形式,以满足不同力学性能的需要。

玻璃在人们的生活中需求量很大,但存在固有的韧性差、抗冲击性能低等缺点。钢化和夹层作为提高玻璃抗冲击性能的传统方法,但并不

能有效地解决玻璃易碎的问题。Yin等^[59]利用鱼鳞和节肢动物的角质层的微结构制作玻璃的层压结构,制备了高强度、韧性和透明的玻璃,如图 13 (b)所示,利用激光雕刻技术,制造出了 4 种仿生结构的玻璃:交叉层、布利甘层、分段布利甘层和珍珠层。仿生夹层玻璃的冲击试验表明,通过调节玻璃构件的尺寸并采用普通层和构件层相结合的混合设计,可以显著提高玻璃的机械性能。

随着军事技术的飞速发展,轻质坚固防弹衣的设计和制造引起了广泛关注。迄今为止,鱼鳞、珍珠、海螺、甲壳类、外骨骼和皮质骨已被研究用于防弹部件,研究表明,鱼鳞片的片

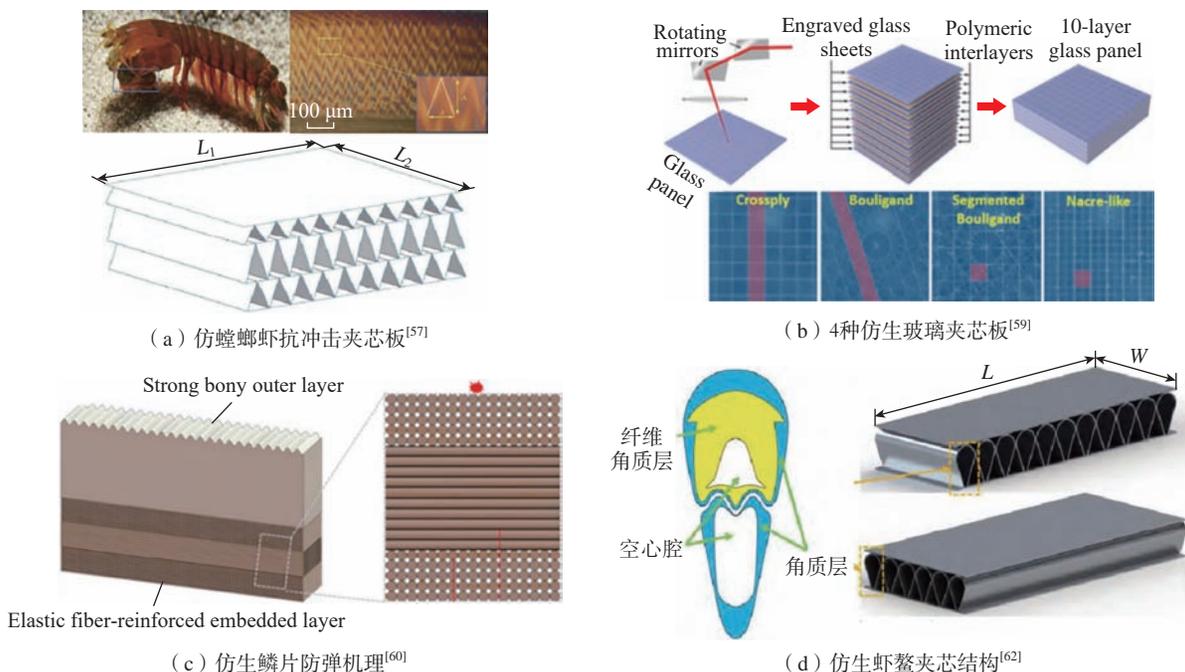


图 13 仿生夹芯结构的应用

Fig.13 Application of bionic core structures

状重叠结构能够有效地将外部破坏力分散到更大的区域,骨质层坚固耐用,可抵御局部穿孔,而嵌入的胶原层则通过类似于纤维增强复合材料中的裂缝缓解机制,来提高材料的弹性与韧性,如图 13 (c) 所示^[60]。朱德举等^[61]基于鱼鳞的多级结构和叠加方式,设计并制备了一种由圆弧面双层复合鱼鳞构成的柔性防护装备,考虑到实际应用环境,利用鱼鳞的独特结构设计了柔韧的防弹衣。为了满足军事防护领域对多种功能的整合需求,受到螳螂的虾螯撞击区正弦结构和周期区螺旋结构的启发,研究人员将两种结构巧妙地耦合在一起,如图 13 (d) 所示,杨欣等^[62]制备了一种新型波纹结构夹芯板,可用于提高飞机外壳的耐撞性。

3.2 基于多功能化的仿生夹芯结构设计及应用

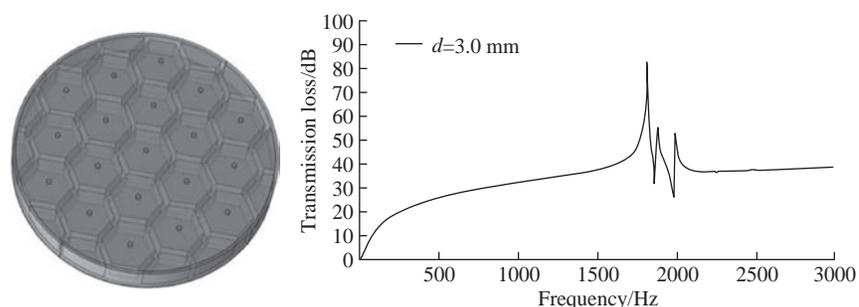
低频噪声因具有很强的穿透性,一直是环境污染的重要组成部分,传统的轻质多孔材料难以有效抑制其传播。如何打破质量定律的限制,实现低频噪声的吸声隔音,不仅是当前研究的热点,也是亟待解决的工程问题^[63]。如图 14 (a) 所示, Gai 等^[64]结合了蜂窝夹层结构的轻量化特点和亥姆霍兹共振特性,提出了一种蜂窝夹层声学超材料,并通过阻抗管试验测试了蜂窝状夹层声学超材料的隔声性能,确认了优异的隔音能力。结果表明,蜂窝夹层声学超材料结构参数的合理设计可以有效解决薄层轻量化结构对低频噪声抑制的问题。

仿生多孔结构通过增强入射电磁波的多次反射和散射,实现了对雷达波的吸收和损耗,是吸波隐身的高效结构。由于多孔结构的设计和形态控制相对容易实现,因此形成了一类典型的优良吸波结构,包括微球、气凝胶和蜂窝结构。如图 14 (b) 所示, Luo 等^[65]设计了一种双层蜂窝状微波吸收系统,该系统采用夹层结构,其蜂窝芯涂有炭黑和环氧树脂的

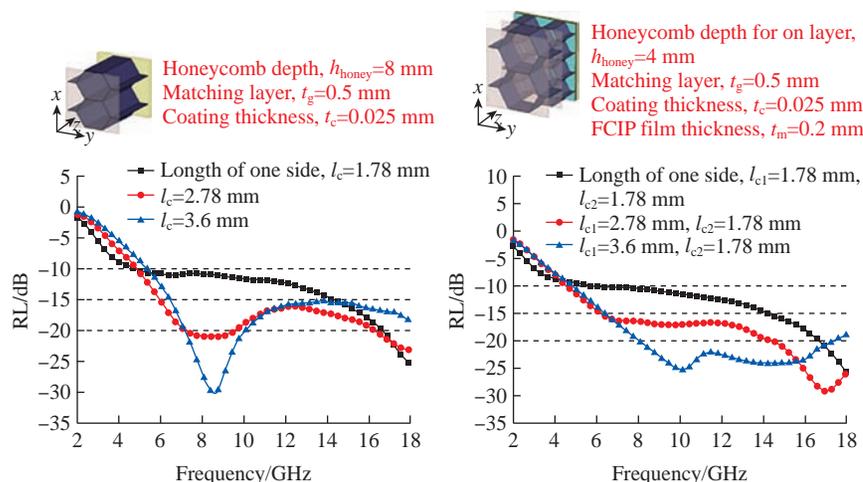
混合物,顶层采用阻抗匹配层,底层采用片状羰基铁粉 (FCIP) 薄膜;比较了单层蜂窝芯体和双层蜂窝芯体作为蜂窝夹层结构吸波材料的吸波性能。结果表明,双层蜂窝芯体经过壁厚、直径长度等参数调整后,有效吸收带宽可达 13.1 GHz,在 8.7~16.4 GHz 范围内最大反射损耗可达 22.5 dB,有效提高了系统的吸波能力。Khurram 等^[66]在两种不同厚度的蜂窝芯的涂层材料中使用了不同的碳粉填料含量,并发现 15% 和 10% 是最佳填料含量,在 2~18 GHz 频段的宽频率范围内在 5 mm 和 20 mm 蜂窝中获得最大反射损耗。

在航空航天、电力系统、交通运输等重大工程领域,主要结构件通常需要承受极高的热流密度和压力载荷^[67]。例如,热保护系统 (TPS) 需重量轻,动态声压下具有高强度,并能

在高超音速飞行期间承受空气动力加热。受生物分层结构的启发,将夹层结构引入到 TPS 的设计中,以提高结构的承载能力和散热能力。Blosser 等^[68]提出了在金属 TPS 面板中使用蜂窝夹层结构,该结构可以在 1073 K 的高温下使用。然而,将蜂窝芯材焊接到面板上是一个很大的挑战,不易于制造。因此, Le 等^[69]基于孔雀螳螂的齿指棒的微观结构,设计了单向波纹芯夹层结构 (UCS) 和双向波纹芯夹层结构 (BCS),如图 15 所示,在模拟气动加热的条件下,对两种波纹芯夹层结构进行热机械分析,并给出总挠度和热应力的数据。结果表明,在一定的升温速率下,波纹芯的最小厚度为 0.2 mm,这不仅显著降低了夹层结构的重量,还保证了挠度极限,可以代替面积重量相近的蜂窝夹层结构作为金属热防护板的蒙皮结构。



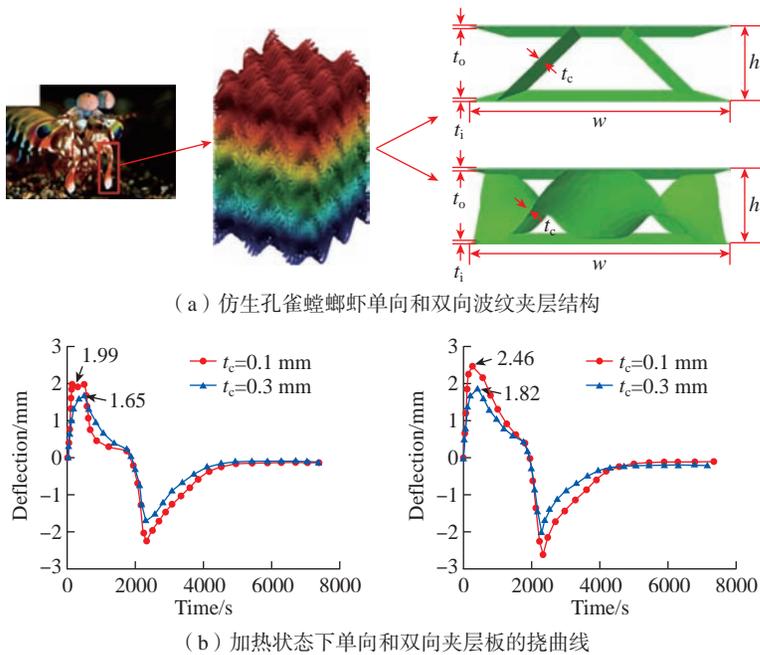
(a) 仿生蜂窝夹层声学超材料^[64]



(b) 单层与双层蜂窝夹层结构的反射损耗^[65]

图 14 蜂窝夹层结构声学超材料

Fig.14 Acoustic metamaterial of honeycomb sandwich structures

图 15 波纹芯夹层结构^[69]Fig.15 Corrugated sandwich structures^[69]

总体而言,夹芯结构的仿生设计为工程结构设计和制造提供了源源不断的创新灵感。然而,生物体的身体结构经过亿万年的自然选择和演化,已经达到了力学性能与功能化的完美统一,如何通过模仿自然结构来实现优良力学性能与功能化统一,以及如何对仿生结构进行精确的模仿和优化,这些都是工程结构设计与制造领域所面临的严峻挑战。

4 总结与展望

本文综述了近年来轻质复合材料仿生夹芯结构的研究现状,并探讨了生物体独特的结构对于力学性能的重要影响。其中,水中生物、陆地生物、植物果实、植物根茎和植物叶脉等具有分层、梯度、多孔、正弦、螺旋、负泊松比等结构。这些结构中,分层结构可以提高材料的抗冲击性;梯度结构可以增强材料的刚度和强度;多孔结构能降低材料的密度并提高比强度;正弦和螺旋结构有助于增强材料的抗疲劳性能;负泊松比结构则能提高材料的弹性和抗压性能。这些结构特性对轻质高强度特

性的形成起到了重要作用。

相较于传统夹芯结构,仿生夹芯结构不仅拥有更优越的机械性能,还具备更广泛的应用场景。然而,由于生物结构的复杂性和高度优化性,仿生夹芯结构的设计与制备仍然面临着诸多挑战。因此,实现生物高性能化的策略可以启发研究人员设计和制造具有显著机械性能的结构材料,例如高强度、高抗冲击性和轻质的夹芯结构。然而,仿生夹芯结构的设计和制备仍然面临着许多挑战。

(1) 生物材料以其独特的结构和功能特性在材料科学和工程领域占据重要地位。这些特性对于材料的力学性能和功能性至关重要。然而,许多生物材料的化学组成、结构、界面特性以及在生活条件下的机械和功能特性仍有待于探索。因此,对具有优异性能的生物材料的机理进行更深入研究是极其重要的。这不仅有助于推动人工材料的设计与发展,还能更好地模仿和利用自然界的奇迹,以应对人类面临的各种挑战和问题。

(2) 虽然材料科学和制造技术

的进步已经使得人工合成复合材料的仿生结构性能超越了其天然对应物,但大多数人造仿生夹芯结构的芯体不规则性限制了其制造成型的能力。3D 打印技术虽然为制造复杂结构提供了可能性,但目前仍难以实现大规模和低成本工业化生产。因此,开发新的成型技术和制造工艺是实现仿生夹芯结构大规模应用的关键。

(3) 生物体可以对外界刺激做出积极的反应。因此,不仅要模仿生物体优异的力学性能,还要模仿能量传递性能,这对下一代多功能复合材料夹芯结构的设计提出了更高的要求。这意味着仿生夹芯结构不仅要模仿生物体的力学性能,还要模仿其能量传递和响应特性,要求材料能够在不同环境和应力条件下自我调节和优化性能。

(4) 生物材料通常具有多物理场的特性,这对其力学性能和功能特性具有重要影响。因此,建立多物理场的建模和仿真方法对于理解和预测仿生夹芯结构的性能至关重要。同时,需要综合运用计算力学、材料科学、生物学等多个学科的知识,发展多物理场的建模和仿真技术,以揭示生物材料的微观结构和宏观性能之间的关系,为仿生夹芯结构的设计和优化提供理论指导。

随着科技的飞速发展和研究的不断深入,仿生复合材料夹芯结构的未来发展前景广阔,但也面临着众多挑战。这些挑战涉及结构设计、生产制造、力学性能优化、环境适应性和多功能性等多个方面。为了精确地模仿自然界中生物材料的结构和功能,设计者们需要深入理解生物材料的宏观结构和微观构造,并将这些特性转移到人工材料中。开发新的合成方法和加工技术对于实现复杂结构的精确控制和大规模生产至关重要。同时,通过材料设计和结构优化来提高材料的力学性能,如强度、刚度、韧性和抗疲劳性能,需要深入研

究材料的微观结构与宏观性能之间的关系。此外,轻质复合材料仿生夹芯结构的环境适应性、自修复、多尺度模型的建立与验证、界面相互作用的优化都是当前研究的重点。为了实现这些目标,需要跨学科的合作,共同解决研究过程中遇到的复杂问题。通过这些努力,可以逐步克服挑战,推动轻质复合材料仿生夹芯结构在航空航天、武器装备、建筑、体育器材等领域的广泛应用,为实现可持续发展和技术创新做出贡献。

未来,仿生复合材料夹芯结构的研究和应用将为人类社会的发展带来巨大的潜力和价值,有望在多个领域实现突破和创新,为人类的发展和进步做出更大的贡献。

参考文献

- [1] OLIVEIRA P R, MAY M, PANZERA T H, et al. Bio-based/green sandwich structures: A review[J]. *Thin-Walled Structures*, 2022, 177: 109426.
- [2] 吴文涛, 方耀楚, 倪康. 非连续芯层夹芯结构稳定性研究综述[J]. *工程建设*, 2021, 53(4): 1-8.
- [3] WU Wentao, FANG Yaochu, NI Kang. Research review on stability of sandwich structure of discontinuous core layer[J]. *Engineering Construction*, 2021, 53(4): 1-8.
- [4] GEORGIADIS S, GUNNION A J, THOMSON R S, et al. Bird-strike simulation for certification of the Boeing 787 composite moveable trailing edge[J]. *Composite Structures*, 2008, 86(1-3): 258-268.
- [5] 王杰. 复合材料泡沫夹层结构低速冲击与冲击后压缩性能研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.
- [6] WANG Jie. Study on the low-velocity impact and compression-after-impact behavior of foam-core sandwich panels[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013.
- [7] 崔天宁, 秦庆华. 轻质多孔夹芯结构的弹道侵入行为研究进展[J]. *力学进展*, 2023, 53(2): 395-432.
- [8] CUI Tianning, QIN Qinghua. Ballistic performance of lightweight cellular sandwich structures: A review[J]. *Advances in Mechanics*, 2023, 53(2): 395-432.
- [9] 荣伟. 航天器进入下降与着陆技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018.
- [10] RONG Wei. Spacecraft entry, descent and landing technology[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018.
- [11] KIM J, SWANSON S R. Effect of unequal face thickness on load resistance of sandwich beams[J]. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 2004, 6(2): 145-166.
- [12] 韦兴宇, 熊健, 王杰, 等. 纤维增强复合材料蜂窝结构的研究进展[J]. *中国科学: 技术科学*, 2020, 50(8): 1123-1124.
- [13] WEI Xingyu, XIONG Jian, WANG Jie, et al. Research progress of fiber reinforced composite honeycomb structure[J]. *Scientia Sinica (Technologica)*, 2020, 50(8): 1123-1124.
- [14] 陈东, 吴永鹏, 李忠盛, 等. 轻质高强多功能点阵夹层结构研究进展[J]. *装备环境工程*, 2020, 17(4): 77-84.
- [15] CHEN Dong, WU Yongpeng, LI Zhongsheng, et al. Research progress of light weight, high strength and multi-function lattice sandwich structure[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2020, 17(4): 77-84.
- [16] 杨阳, 王新筑, 蹇开林. 复合材料褶皱夹芯结构的制备及压缩性能研究[J]. *包装工程*, 2022, 43(23): 144-151.
- [17] YANG Yang, WANG Xinzhu, JIAN Kailin. Preparation and compression performance of composite folded sandwich structure[J]. *Packaging Engineering*, 2022, 43(23): 144-151.
- [18] 范华林, 金丰年, 方岱宁. 格栅结构力学性能研究进展[J]. *力学进展*, 2008, 38(1): 35-52.
- [19] FAN Hualin, JIN Fengnian, FANG Daining. Structural mechanics of lattice grids[J]. *Advances in Mechanics*, 2008, 38(1): 35-52.
- [20] 孙麟, 陈世龙, 张凯祺, 等. 泡沫铝复合材料的研究进展与展望[J]. *金属功能材料*, 2022, 29(5): 49-56, 68.
- [21] SUN Lin, CHEN Shilong, ZHANG Kaiqi, et al. Research progress and prospect of aluminum foam composites[J]. *Metallic Functional Materials*, 2022, 29(5): 49-56, 68.
- [22] 郭锐, 张钱城, 周昊, 等. 轻质波纹夹层结构的制备及其多功能应用研究进展[J]. *力学与实践*, 2017, 39(3): 226-239.
- [23] GUO Rui, ZHANG Qiancheng, ZHOU Hao, et al. Progress in manufacturing lightweight corrugated sandwich structures and their multifunctional applications[J]. *Mechanics in Engineering*, 2017, 39(3): 226-239.
- [24] 熊健, 杜昉桐, 杨雯, 等. 轻质复合材料夹芯结构设计及力学性能最新进展[J]. *宇航学报*, 2020, 41(6): 749-760.
- [25] XIONG Jian, DU Yuntong, YANG Wen, et al. Research progress on design and mechanical properties of light-weight composite sandwich structures[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(6): 749-760.
- [26] 邓云飞, 曾宪智, 周翔, 等. 复合材料褶皱夹芯结构研究进展[J]. *复合材料学报*, 2020, 37(12): 2966-2983.
- [27] DENG Yunfei, ZENG Xianzhi, ZHOU Xiang, et al. Research progress for the composite sandwich structure with foldcore[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2020, 37(12): 2966-2983.
- [28] PENG X C, ZHANG B J, WANG Z, et al. Bioinspired strategies for excellent mechanical properties of composites[J]. *Journal of Bionic Engineering*, 2022, 19(5): 1203-1228.
- [29] 李响, 段宇, 宋小俊, 等. 组合型类蜂窝夹芯结构设计及面内力学性能研究[J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(7): 168-176.
- [30] LI Xiang, DUAN Yu, SONG Xiaojun, et al. Design of combined quasi-honeycomb core structure and research on its in-plane mechanical properties[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(7): 168-176.
- [31] YANG T, JIA Z A, CHEN H S, et al. Mechanical design of the highly porous cuttlebone: A bioceramic hard buoyancy tank for cuttlefish[J]. *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, 2020, 117(38): 23450-23459.
- [32] MAO A R, ZHAO N F, LIANG Y H, et al. Mechanically efficient cellular materials inspired by cuttlebone[J]. *Advanced Materials*, 2021, 33(15): e2007348.
- [33] 杨爽, 彭志龙, 姚寅, 等. 龟壳角质层的微结构特征及拉伸力学性能[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2020, 50(9): 189-197.
- [34] YANG Shuang, PENG Zhilong, YAO Yin, et al. The microstructure and tensile property of the cuticle of turtle shells[J]. *Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2020, 50(9): 189-197.
- [35] PEI B Q, GUO L, WU X Q, et al. Impact resistant structure design and optimization inspired by turtle carapace[J]. *Materials*, 2022, 15(8): 2899.
- [36] CONNORS M, YANG T, HOSNY A, et al. Bioinspired design of flexible armor based on chiton scales[J]. *Nature Communications*, 2019, 10: 5413.
- [37] TEE Y L, MACONACHIE T, PILLE P, et al. From nature to additive manufacturing: Biomimicry of porcupine quill[J]. *Materials & Design*, 2021, 210: 110041.

- [24] GHAZLAN A, NGO T, LE V T, et al. A bio-mimetic cellular structure for mitigating the effects of impulsive loadings—A numerical study[J]. *Journal of Sandwich Structures & Materials*, 2021, 23(6): 1929–1955.
- [25] BARBAKADZE N, ENDERS S, GORB S, et al. Local mechanical properties of the head articulation cuticle in the beetle *Pachoda marginata* (Coleoptera, Scarabaeidae)[J]. *The Journal of Experimental Biology*, 2006, 209(Pt 4): 722–730.
- [26] WANG L Y, JAFARPOUR M, LIN C P, et al. Endocuticle sclerotisation increases the mechanical stability of cuticle[J]. *Soft Matter*, 2019, 15(41): 8272–8278.
- [27] 马玉秋, 郭策, 陈光明, 等. 仿生轻质高强韧夹芯结构设计及其韧性性能分析[J]. *机械科学与技术*, 2022, 41(5): 801–807.
- MA Yuqiu, GUO Ce, CHEN Guangming, et al. Design and toughness analysis of bionic lightweight sandwich structure with high strength and toughness[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2022, 41(5): 801–807.
- [28] DU J X, HAO P. Investigation on microstructure of beetle elytra and energy absorption properties of bio-inspired honeycomb thin-walled structure under axial dynamic crushing[J]. *Nanomaterials*, 2018, 8(9): 667.
- [29] ZHANG Z J, CHEN J X, ELBASHIRY E M A, et al. Effects of changes in the structural parameters of bionic straw sandwich concrete beetle elytron plates on their mechanical and thermal insulation properties[J]. *Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials*, 2019, 90: 217–225.
- [30] CAI Z B, LI Z Y, DING Y, et al. Preparation and impact resistance performance of bionic sandwich structure inspired from beetle forewing[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2019, 161: 490–501.
- [31] MENG L, SHI J X, YANG C, et al. An emerging class of hyperbolic lattice exhibiting tunable elastic properties and impact absorption through chiral twisting[J]. *Extreme Mechanics Letters*, 2020, 40: 100869.
- [32] DENG X L, QIN S G, HUANG J L. Out-of-plane impact analysis for a bioinspired sinusoidal honeycomb[J]. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2022, 29(28): 7259–7276.
- [33] KUEH A B H, SIAW Y Y. Impact resistance of bio-inspired sandwich beam with side-arched and honeycomb dualcore[J]. *Composite Structures*, 2021, 275: 114439.
- [34] ZHANG W P, LI R N, YANG Q Z, et al. Impact resistance of a fiber metal laminate skin bio-inspired composite sandwich panel with a rubber and foam dual core[J]. *Materials*, 2023, 16(1): 453.
- [35] ABO SABAH S H, KUEH A B H, AL-FASIH M Y. Comparative low-velocity impact behavior of bio-inspired and conventional sandwich composite beams[J]. *Composites Science and Technology*, 2017, 149: 64–74.
- [36] ABO SABAH S H, KUEH A B H, AL-FASIH M Y. Bio-inspired vs. conventional sandwich beams: A low-velocity repeated impact behavior exploration[J]. *Construction and Building Materials*, 2018, 169: 193–204.
- [37] ABO SABAH S H, KUEH A B H, BUNNORI N M. Failure mode maps of bio-inspired sandwich beams under repeated low-velocity impact[J]. *Composites Science and Technology*, 2019, 182: 107785.
- [38] LI T T, WANG H Y, HUANG S Y, et al. Bioinspired foam composites resembling pomelo peel: Structural design and compressive, bursting and cushioning properties[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2019, 172: 290–298.
- [39] LI T T, ZHANG C W, WANG H Y, et al. Pomelo-inspired sandwich composites: Manufacturing and cushioning property[J]. *Textile Research Journal*, 2022, 92(19–20): 3844–3856.
- [40] GLUDOVATZ B, WALSH F, ZIMMERMANN E A, et al. Multiscale structure and damage tolerance of coconut shells[J]. *Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials*, 2017, 76: 76–84.
- [41] LAUER C, SCHMIER S, SPECK T, et al. Strength-size relationships in two porous biological materials[J]. *Acta Biomaterialia*, 2018, 77: 322–332.
- [42] 卢传浩. 椰子及其仿生结构的抗冲击性能研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2020.
- LU Chuanhao. Study on the impact resistance of coconut and its bionic structure[D]. Changsha: Hunan University, 2020.
- [43] 任毅如, 蒋宏勇, 金其多, 等. 仿生负泊松比拉胀内凹蜂窝结构耐撞性[J]. *航空学报*, 2021, 42(3): 223978.
- REN Yiru, JIANG Hongyong, JIN Qiduo, et al. Crashworthiness of bio-inspired auxetic reentrant honeycomb with negative Poisson's ratio[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(3): 223978.
- [44] HA N S, LU G X, SHU D W, et al. Mechanical properties and energy absorption characteristics of tropical fruit durian (*Durio zibethinus*)[J]. *Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials*, 2020, 104: 103603.
- [45] 白海龙, 刘争号, 陈南宁, 等. 基于3D打印制备丝瓜络仿生夹芯材料的缓冲性能研究[J]. *塑料工业*, 2020, 48(7): 65–69.
- BAI Hailong, LIU Zhenghao, CHEN Nanning, et al. Buffer properties of luffa sponge bionic sandwich material based on 3D printing[J]. *China Plastics Industry*, 2020, 48(7): 65–69.
- [46] HU K M, LIN K J, GU D D, et al. Mechanical properties and deformation behavior under compressive loading of selective laser melting processed bio-inspired sandwich structures[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2019, 762: 138089.
- [47] LIU Q, MA J B, HE Z H, et al. Energy absorption of bio-inspired multi-cell CFRP and aluminum square tubes[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2017, 121: 134–144.
- [48] HA N S, LU G X, XIANG X M. High energy absorption efficiency of thin-walled conical corrugation tubes mimicking coconut tree configuration[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2018, 148: 409–421.
- [49] 秦施琦, 任泽春, 王辰希, 等. 基于3D打印的木材细胞壁仿生设计[J]. *复合材料学报*, 2023, 40(2): 1085–1095.
- QIN Shiqi, REN Zechun, WANG Chenxi, et al. Bionic design of wood cell wall based on 3D printing[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2023, 40(2): 1085–1095.
- [50] SATO M, INOUE A, SHIMA H. Bamboo-inspired optimal design for functionally graded hollow cylinders[J]. *PLoS One*, 2017, 12(5): e0175029.
- [51] 于鹏山, 刘志芳, 李世强. 新型仿竹薄壁圆管的设计与吸能特性分析[J]. *高压物理学报*, 2021, 35(5): 104–114.
- YU Pengshan, LIU Zhifang, LI Shiqiang. Design and energy absorption characteristic analysis of a new bio-bamboo thin-walled circular tube[J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2021, 35(5): 104–114.
- [52] 赵知辛, 郭强, 黄鸣远, 等. 仿竹设计在无人机起落架结构中的应用[J]. *机械科学与技术*, 2021, 40(11): 1798–1804.
- ZHAO Zhixin, GUO Qiang, HUANG Mingyuan, et al. Application of imitation bamboo design in unmanned aerial vehicle landing gear structures[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2021, 40(11): 1798–1804.
- [53] 徐玉凯, 祝海林, 何宜玖, 等. 基于竹

子结构的装载机动臂仿生轻量化设计[J]. 常州大学学报(自然科学版), 2022, 34(4): 52–59.

XU Yukai, ZHU Hailin, HE Yijiu, et al. Bionic lightweight design of movable arm of loader inspired by the structure of bamboo[J]. Journal of Changzhou University (Natural Science Edition), 2022, 34(4): 52–59.

[54] PENG X F, DAI Z M, LIU J S, et al. Design and simulation of sandwich structure of exoskeleton backplate based on biological inspiration[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1885(5): 052066.

[55] 王海任, 李世强, 刘志芳, 等. 王莲仿生梯度蜂窝的面外压缩行为[J]. 高压物理学报, 2020, 34(6): 84–92.

WANG Hairen, LI Shiqiang, LIU Zhifang, et al. Out-of-plane compression behavior of Wanglian bionic gradient honeycomb[J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2020, 34(6): 84–92.

[56] GAO H J, SUN J F, CHEN W Y, et al. Structural bionic design for a machine tool column based on leaf veins[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2018, 232(16): 2764–2773.

[57] 黄晗, 许述财, 陈姮. 仿生波纹夹层结构耐撞性分析及优化[J]. 爆炸与冲击, 2021, 41(8): 36–46.

HUANG Han, XU Shucai, CHEN Heng. Crashworthiness analysis and optimization of bionic corrugated sandwich structures[J].

Explosion and Shock Waves, 2021, 41(8): 36–46.

[58] SUN Z, LI D, ZHANG W S, et al. Topological optimization of biomimetic sandwich structures with hybrid core and CFRP face sheets[J]. Composites Science and Technology, 2017, 142: 79–90.

[59] YIN Z, BARTHELAT F. Stiff, strong and tough laminated glasses with bio-inspired designs[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2021, 16(2): 026020.

[60] GHAZLAN A, NGO T, TAN P, et al. Inspiration from Nature's body armours—A review of biological and bioinspired composites[J]. Composites Part B: Engineering, 2021, 205: 108513.

[61] 朱德举, 赵波. 仿生柔性防护装具的设计及防弹性能测试[J]. 复合材料学报, 2020, 37(6): 1411–1417.

ZHU Deju, ZHAO Bo. Design and ballistic performance testing of bio-inspired flexible protection devices[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(6): 1411–1417.

[62] 杨欣, 王阳, 宋家锋, 等. 基于虾螯结构的仿生夹层板设计与数值研究[J/OL]. 吉林大学学报(工学版), [2023–07–18]. <http://doi.org/10.13229/j.cnki.jdxbgxb20220605>.

YANG Xin, WANG Yang, SONG Jiafeng, et al. Design and numerical study of bionic sandwich panel based on shrimp chevron structure[J/OL]. Journal of Jilin University (Engineering Edition), [2023–07–18]. <http://doi.org/10.13229/j.cnki.jdxbgxb20220605>.

[63] YARAGHI N A, KISAILUS D. Biomimetic structural materials: Inspiration from design and assembly[J]. Annual Review of Physical Chemistry, 2018, 69: 23–57.

[64] GAI X L, GUAN X W, CAI Z N, et al. Acoustic properties of honeycomb like sandwich acoustic metamaterials[J]. Applied Acoustics, 2022, 199: 109016.

[65] LUO H, CHEN F, WANG X, et al. A novel two-layer honeycomb sandwich structure absorber with high-performance microwave absorption[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2019, 119: 1–7.

[66] KHURRAM A A, ALI N, RAKHA S A, et al. Optimization of the carbon coating of honeycomb cores for broadband microwave absorption[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2014, 56(5): 1061–1066.

[67] VALDEVIT L, VERMAAK N, ZOK F W, et al. A materials selection protocol for lightweight actively cooled panels[J]. Journal of Applied Mechanics, 2008, 75(6): 1.

[68] BLOSSER M, CHEN R, SCHMIDT I, et al. Advanced metallic thermal protection system development[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Virginia, 2002.

[69] LE V T, GOO N S. Thermomechanical performance of bio-inspired corrugated-core sandwich structure for a thermal protection system panel[J]. Applied Sciences, 2019, 9(24): 5541.

Research Progress on Biomimetic Sandwich Structures of Lightweight Composites

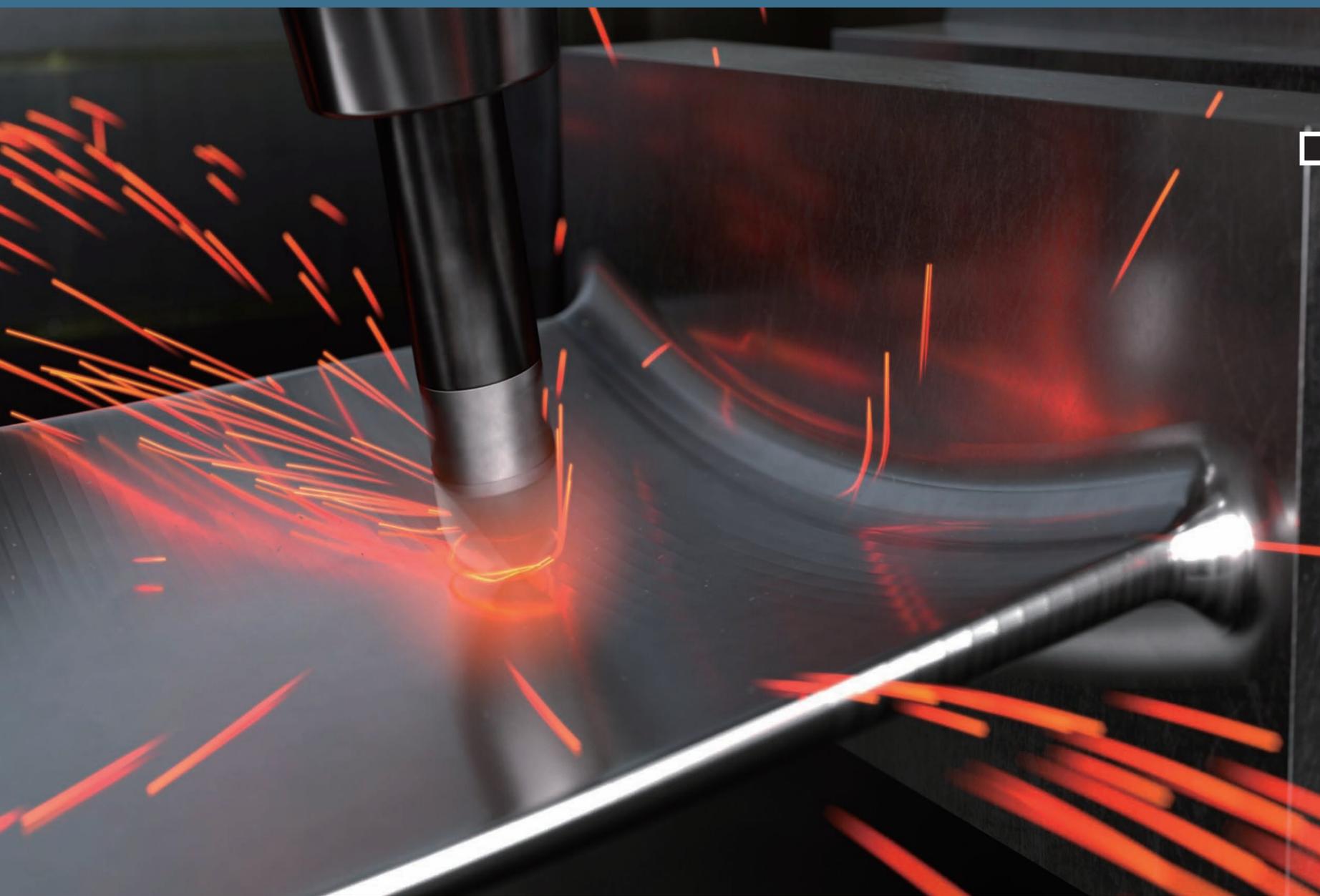
CAO Zhongliang, YANG Sixin, ZHU Hao, GU Fuwei, HU Kejun

(Jiangsu University of Technology, Changzhou 213001, China)

[ABSTRACT] Lightweight composite sandwich structures consist of thin and strong panels and lightweight porous cores, and diversity of their core structures drives the development of sandwich structures. In nature, various types of organisms have formed the most suitable biological structure for their survival and reproduction during the long-term evolution process, in which the high-strength structure has inspired researchers to carry out biomimetic design of sandwich structure cores. In this paper, research status of biomimetic core structure of water animals, land animals, flying animals, as well as plant fruits, roots, stems, and leaf veins is reviewed, and design concepts of biomimetic composite sandwich structure cores and topologies are described. The improvement of mechanical properties of bionic composite sandwich structure and its application in related engineering are introduced. Finally, based on the current development status of bionic composite sandwich structures, scientific challenges are presented and outlook is given.

Keywords: Composites; Sandwich structures; Bionic structures; Mechanical properties; Topology structure

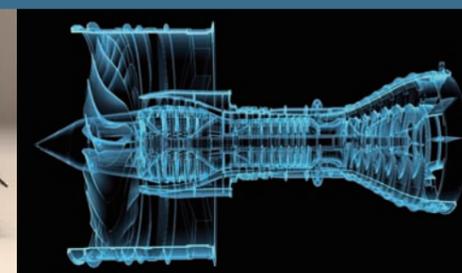
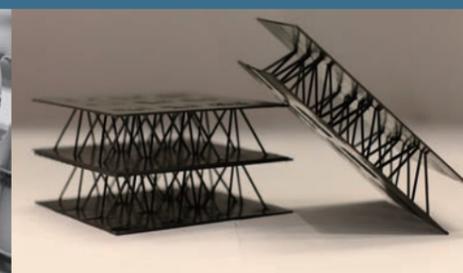
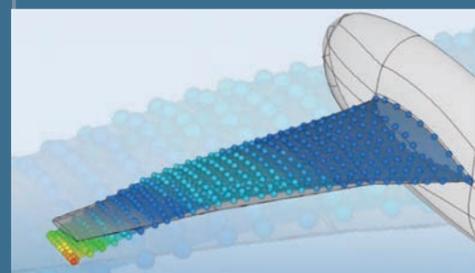
(责编 大漠)



一体化成形制造

Integrated Forming
Manufacturing

多材料多尺度结构的一体化制造需要协调基本制造单元之间,以及不同尺度结构之间的组织、变形和性能连续性,从而实现高性能构件的材料-结构一体化制造。



引文格式:王显峰,林国军,李星泽,等.碳纤维树脂基复合材料回转体的网格结构优化研究[J].航空制造技术,2024,67(14):40-50.
WANG Xianfeng, LIN Guojun, LI Xingze, et al. Optimization of grid structure of carbon fiber resin matrix composite rotary body[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 40-50.

碳纤维树脂基复合材料回转体的网格结构优化研究

王显峰,林国军,李星泽,刘浩

(南京航空航天大学,南京 210016)

[摘要] 针对复杂回转体的网格结构参数进行优化,以最大载荷质量比为优化目标,筋条几何参数及数量为设计变量,ABAQUS有限元屈曲分析为手段,确定模型结构承载效率的评价指标,进行单因素分析。其中,纵筋数量、纵筋宽度、筋条高度3种因素对模型承载效率影响较为显著。环筋数量与环筋宽度对模型承载效率的影响显著性较低,并结合实际制造条件分析得出用于正交试验的因素范围。利用数理上的正交性原理设计了 $L_{16}(4^5)$ 正交表与适用于复杂网格结构的正交试验方案。通过数值模拟,得到16组试验结果,并对试验结果进行极差分析。发现各因素对目标值影响程度的排序均为:纵筋宽度>筋条高度>纵筋数量>环筋数量>环筋宽度,并得出最优参数组合。最后对最优参数组合进行试验验证,找出使用最优参数组合的回转体所能承受最大载荷的理论值与实际值之间的差异,并分析差异出现的原因。

关键词:网格结构;屈曲分析;承载效率;正交试验;自动铺放

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.040



王显峰

教授,博士,研究方向为复合材料成型技术。

自20世纪70年代开始,随着复合材料网格结构的应用范围逐渐增加,其优异的性能被国内外航空航天领域学者、专家广泛关注。同时,作为新兴的结构形式,其力学性能及结构形式也相继被国内外学者深入研究^[1]。

Jaunky等^[2-3]以网格最小质量为设计目标,以筋条高度、宽度、间距、蒙皮铺层和网格构型为设计变量,在整体屈曲约束下,利用遗传算法的离散优化器优化得到设计变量最佳值。Vasiliev^[4]、Totaro^[5]、何景轩^[6]等同样以网格质量最小为优化目标,以缠绕角度、筋条高度、筋条间距比为优化变量,利用模拟分析法对网格结构尺寸进行优化,推导出在特定外载荷下的变量最佳组合。Afonso^[7]

和张卫红^[8]等提出了板壳加筋结构的系统优化方法,对壳结构与筋条布局进行拓扑优化并在此基础上对加筋壳进行了尺寸和形状优化。意大利的Sano等^[9]对机身结构进行了网格加强优化,机身形状为非对称双曲率网格加强结构,与本文所用不规则结构相似。荷兰ATG公司的Maes等^[10]通过分析网格结构节点位置的特点,提出了一种较为有效的网格结构优化方法,相比于传统的试错法,该方法可实现大于20%的结构减重设计,并且该方法成功地在阿里安6号运载火箭的级间段得以应用。

梁东平^[11]和黄蔚^[12]等利用遗传算法对网格加筋板进行布局优化研究,将环筋与纵筋的高度、宽度、厚度及排布作为设计变量,通过参数化

的等效平铺刚度进行计算,之后通过有限元分析进行验证。荣晓敏等^[13]利用进化神经网络找到优化变量与优化目标值之间的非线性关系,代替了优化过程中的大量有限元计算,并以遗传算法为优化求解器,最终得到了一种可解决大型复合材料结构优化的高效方法。林再文等^[14]通过对锥壳的光壳、纵筋与螺旋筋的研究,发现螺旋筋可大幅提升整个构件的承载能力。何景轩等^[6]对轴压载荷下的复合材料圆柱网格结构进行优化,通过引入网格整体、局部屈曲及压缩强度安全系数,优化得到网格结构参数,此方法针对网格结构优化非常有效。北京航空航天大学任康熙等^[15]针对等格栅圆柱壳结构,在结构质量不变的情况下,优化筋条的结构参数,并建立了CATIA、ABAQUS从建模到分析的整套优化流程,为网格加筋结构的设计及优化提供了参考和依据。

综上,目前国外针对复合材料网格筋结构的研究已经成熟,并取得了较为理想的效果。而国内由于复合材料的研究起步较晚,目前针对复合材料网格结构大多停留在研究阶段,并未过多地投入实际使用。综合国内外的研究发现,针对复合材料网格结构的应用大多是在圆柱、圆锥等规则回转体或曲面板上,在复杂、不规则回转体上的应用并未过多涉及。

网格结构作为一种新兴的复合材料结构形式,由于其结构的复杂性和成型工艺的难度较高,试验所花费的时间较长、成本较高,故在设计时以数值模拟为主。本文通过建模、有限元前/后处理建立完整的非线性屈曲分析流程,基于结构参数进行单因素分析,找到各因素影响规律,确定变量取值。针对复杂回转体的网格筋结构参数进行优化,以最大载荷质量比为优化目标,以筋条尺寸及数量为设计变量,将连续变量变为离散变量,利用正交试验找出最优参

数组组合。

1 复杂回转体网格筋结构分析及方法

1.1 复杂回转体网格筋结构分析

1.1.1 材料

本文选择的材料为江苏恒神股份有限公司生产的T800/BH108碳纤维树脂基预浸料,材料密度为 1.56 g/mm^3 ,材料的弹性性能参数如表1所示。

1.1.2 复杂回转体结构分析

本文研究的模型为给定的复合材料复杂回转体网格结构,下端为直径 1120 mm 的圆,上端为对称分布的不规则曲线,整体高度为 1010 mm ,壁厚约 3.5 mm 。由于构件高度及直径都远大于壁厚,因此在建模及分析时,将构件作为薄壳单元处理,

模型具体形状如图1所示。主要设计工况为承受轴向压缩载荷,加载至上端端框的连接孔处。

筋条分为环筋和纵筋,且筋条分布位置只在蒙皮区域内,不涉及端框位置。在蒙皮区域内,环筋由上至下根据筋条数量不同均匀分布,纵筋以蒙皮与下端框连接处为基准,呈圆周状均匀分布,具体形式如图2所示。

1.1.3 网格筋结构形式及参数选择

(1) 网格筋结构形式选择。

复合材料网格筋结构主要有菱形、三角形、矩形、三角形与六边形相间,网格的工艺难度、力学性能及结构对比如表2所示。本文所用复杂回转体构件的构型基于实际生产设计,因此在选择网格结构时优先考虑工艺性及生产效率。菱形和三角形网格筋结构简单,但菱形结构承

表1 T800/BH108 碳纤维树脂基的弹性性能参数

Table 1 Elastic property parameters of T800/BH108 carbon fiber resin base

E_1/GPa	E_2/GPa	μ	G_{12}/GPa	G_{13}/GPa	G_{23}/GPa
120	9	0.3	7	7	7

注: E_1 、 E_2 为复合材料 1、2 方向的弹性模量; μ 为复合材料的泊松比; G_{12} 、 G_{13} 、 G_{23} 为复合材料 12、13、23 面的剪切模量。

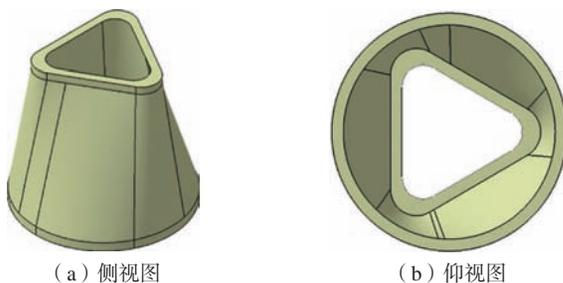


图1 模型外形示意图

Fig.1 Schematic diagram of model shape

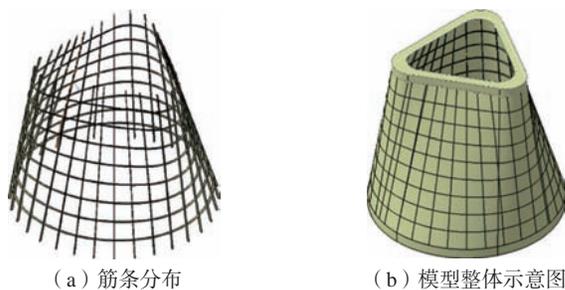


图2 筋条结构示意图

Fig.2 Schematic diagram of rib structure

表 2 典型网格结构对比
Table 2 Comparison of typical grid structures

网格形式	工艺难度	力学性能	结构示意图
菱形	可通过纤维缠绕成型, 自动化程度高	缺少环向筋, 承载能力差	
三角形	可通过纤维缠绕成型, 节点处堆积较高, 影响性能	结构稳定, 但节点处 3 筋条相交, 稳定性差	
矩形	可通过连续纤维缠绕、铺放成型, 工艺实现容易, 自动化程度高	整体承载能力足够, 但无斜向肋, 部分工况不适用	
三角形与六边形相间	可通过连续纤维缠绕获得, 自动化程度高, 但工艺复杂	结构稳定, 承载力好	

载效率较低,在轴压载荷作用下稳定性差;三角形结构由于在每个节点处都是 3 根筋条相交,使整体力学性能及稳定性降低。而三角形与六边形相间的结构虽稳定性好,但结构及制造工艺较为复杂,不适用于本文模型。矩形结构可通过连续纤维缠绕成型,也可通过铺放成型、手糊成型,成型方式多变、自动化程度高、生产效率高,并且整体承载效率较高,环纵筋交错结构可满足多种工况的承载要求。但由于本文构件结构的复杂性,在某些区域并不能确保构型是规整的矩形结构,因此,本文的网格结构选择以矩形结构为主的类矩形结构进行设计优化。

(2) 网格筋参数选择。

本文采用矩形网格筋结构形式,筋条包括环筋、纵筋两种。在蒙皮区域内,环筋由上至下根据筋条数量不同均匀分布,纵筋以蒙皮与下端框连接处为基准,呈圆周状均匀分布,因此对于筋条的分布参数值使用筋条数量来表示。考虑工艺实现成本,将环筋与纵筋设置相同高度。具体筋条参数为纵筋数量 N_L 、纵筋宽度 a_L 、筋条高度 b 、环筋数量 N_C 、环筋宽度 a_C 。由于蒙皮外形需要满足装配要

求,且作为承压构件,网格筋的结构效率远高于蒙皮,因此本文仅针对网格筋参数进行优化,蒙皮的设计参数不作为变量。

1.2 网格筋结构分析方法

1.2.1 经典复合材料层合板基本理论

(1) 层合板的基本假设。

复合材料由纤维和基体组合制造而成,其结构如图 3 所示,1 轴表示单向纤维长度方向;2 轴表示垂直于纤维方向;3 轴表示材料厚度方向。复合材料由高强度、高模量的纤维作为增强体通过树脂结合成为整体。由于纤维材料具有各向异性,且纤维材料作为增强体与基体之间性能差距较大,使复合材料呈明显各向异性的特点。本文所研究的内容均在复合材料宏观力学的基础上开展。

在研究复合材料相关力学性能时应遵循以下 3 种基本假设。

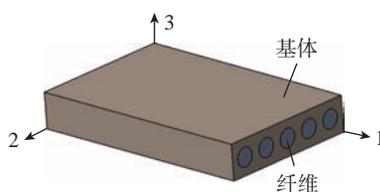


图 3 复合材料结构示意图
Fig.3 Schematic diagram of composite structure

直线假设法:层合板垂直于中面(复合材料层合板厚度方向上的中间平面)的法线,在载荷作用下变形后,该法线仍垂直于变形后的中面,即层合板截面上剪切应力为 0。

$$\gamma_{23}=0; \gamma_{13}=0 \quad (1)$$

等线假设法:层合板受载发生形变时,垂直于中面的法线长度不变,即沿 3 方向的应变为 0。

$$\epsilon_{33}=0 \quad (2)$$

平面应力假设:与单层板中面垂直的应力远小于面内应力分量。

$$\sigma_{33}=\sigma_{13}=\sigma_{23}=0 \quad (3)$$

(2) 经典复合材料层合板合力及合力矩。

层合板中第 k 层应力表示为

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{Bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{Bmatrix}_k \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

式中, σ_i 为对应方向的应力; ϵ_i 为对应方向上的应变; τ_{ij} 为对应方向的剪切应力; γ_{ij} 为对应方向的剪切应变; κ_{xy} 为扭曲率,表示中面在 x 方向的斜率随 y 方向的变化率,也就是中面在 y 方向的斜率随 x 方向的变化率; Q_{ij} 为化简后刚度系数,可由材料本身工程常数获得,如式(5)所示。

$$\begin{cases} Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} \\ Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} \\ Q_{12} = \frac{\mu_{21}E_2}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} = \frac{\mu_{12}E_1}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} \\ Q_{44} = G_{23} \\ Q_{55} = G_{13} \\ Q_{66} = G_{12} \end{cases} \quad (5)$$

复合材料层合板是由多层不同方向的单层板铺叠而成,单层板的材料方向往往与层合板坐标系不同。针对不同于坐标系的单层板应力-

应变关系可通过坐标转换矩阵进行转换。假设如图 4 所示,材料方向与层合板坐标系夹角为 θ 。

偏轴状态下,应力与一般正交状态下的应力转换关系如下。

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin \theta \cos \theta & -\sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{bmatrix} = [T_2]^{-1} \begin{bmatrix} \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, T 为转换坐标矩阵, T_1 、 T_2 分别定义为

$$[T_1] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix}$$

$$[T_2] = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

综合式(7),偏轴状态下应力-应变关系为

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T_1]^{-1} \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [T_1]^{-1} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{bmatrix} = [T_2]^{-1} \begin{bmatrix} Q_{44} & 0 \\ 0 & Q_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} = [T_2]^{-1} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} \\ \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{bmatrix} \quad (8)$$

层合板的合力与合力矩就是层合板中各单层板在某方向上的合

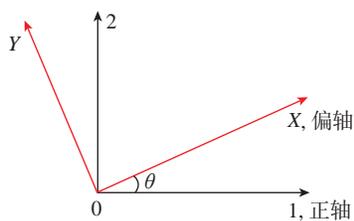


图 4 偏轴坐标系

Fig.4 Off-axis coordinate system

力与合力矩,如图 5 所示。

层合板面内合力为

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad (9)$$

层合板的合力矩为

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz \quad (10)$$

式中, N_i 为层合板面内合力; M_i 为层合板面内合力矩; t 为层合板的厚度; Z_k 为层合板中面到第 k 层板底部的距离。将式(8)代入到式(9)和式(10)中并化简得到

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (11)$$

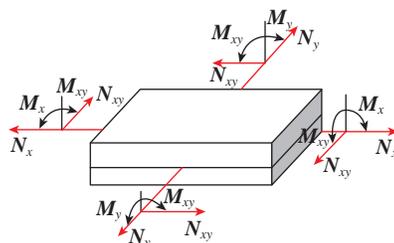
$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (12)$$

其中,

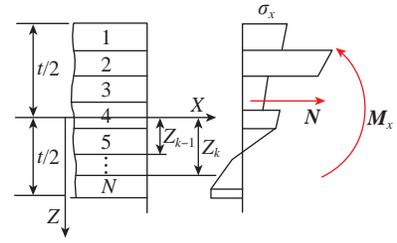
$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (Z_k - Z_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (Z_k^2 - Z_{k-1}^2) \quad (13)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (Z_k^3 - Z_{k-1}^3)$$



(a) 层合板的力学分析



(b) 层合板所受合力与力矩分布

图 5 层合板的合力与合力矩

Fig.5 Resultant force and resultant moment of laminates

用矩阵的形式表示为

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ \kappa \end{Bmatrix} \quad (14)$$

式中, A 为面内刚度矩阵; B 为耦合刚度矩阵; D 为弯曲刚度矩阵。

1.2.2 强度失效准则

复合材料的破坏形式较为复杂,在结构设计中强度破坏准则有 10 多种,常见的有 Hoffman 准则、Puck 准则、Hashin 准则、Tsai-Hill 准则、Tsai-Wu 准则、最大应变准则等,不同构件、不同工况下适用不同的失效准则。本文主要应用 Hashin 准则,可以将复合材料纤维与基体之间的失效有效区分,包括以下 4 种失效模式。

纤维拉伸失效 ($\sigma_{11} \geq 0$):

$$(\sigma_{11}^2 / X_T^2)^{1/2} \geq 1 \quad (15)$$

纤维压溃 ($\sigma_{11} < 0$):

$$(\sigma_{11}^2 / X_C^2)^{1/2} \geq 1 \quad (16)$$

基体开裂 ($\sigma_{22} \geq 0$):

$$(\sigma_{22}^2 / Y_T^2 + \tau_{12}^2 / S_{12}^2)^{1/2} \geq 1 \quad (17)$$

基体压溃 ($\sigma_{22} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C} \left(\frac{Y_C}{4S_{23}} - 1 \right) + \frac{\sigma_{22}^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{4S_{12}^2} \right)^{1/2} \geq 1 \quad (18)$$

式中, X_T 、 X_C 为轴向拉伸强度、轴向压缩强度, MPa; Y_T 、 Y_C 为横向拉伸强度、横向压缩强度, MPa; S_{12} 、 S_{23} 为横向剪切强度、轴向剪切强度, MPa; σ_{11} 、 σ_{22} 分别为 1、2 方向应力分量, N; τ_{12} 为 1、2 方向切应力分量, N。

1.2.3 非线性屈曲分析

为探究模型结构的实际屈曲极限,本文采用非线性屈曲分析,需从分析开始就引入微小干扰,使分析过程更加接近于实际情况。非线性屈

曲方程为

$$\mathbf{K}_T(q)\Delta q = \Delta p(q) \quad (19)$$

式中, \mathbf{K}_T 为模型在某增量步上的切线刚度矩阵; Δp 为构件当前外在增量; Δq 为结构当前的位移增量。

在实际工况下,该模型作为连接段构件,主要承受拉伸、压缩、扭转载荷,且在实际应用中拉伸及压缩所受载荷最大。对于薄壳结构,拉伸往往不是使其发生失效的主要原因,在压缩载荷下更容易发生屈曲失效,因此本文主要对模型进行压缩屈曲分析。

2 复杂回转体网格筋结构有限元仿真及结构参数分析

2.1 有限元屈曲分析

基于二维 Hashin 失效准则,在 ABAQUS 中利用用户 USDFLD 子程序与 Static General 分析步实现复合材料的非线性屈曲分析,材料在不同失效模式下的退化模型如表 3 所示。

根据实际压缩工况,本文设置模型边界条件:上端固定,下端位移边界条件为位移量 30 mm,如图 6 所示。

有限元分析结果如图 7 所示,由于载荷直接传递至端框,同时端框与蒙皮件具有几何不连续性,此处存在应力集中,因此有限元结果显示端框区域出现基体损伤。之后随着载荷位移的增加,模型所受载荷也增加,直至达到材料强度极限,所承受压缩载荷开始下降,最终得到模型承受的轴向压缩载荷随位移变化情况,最大载荷 $F_{max} = 1511.02$ kN,载荷-位移曲线如图 8 所示。

2.2 单因素对复杂回转体网格筋承载能力的影响研究

复合材料网格结构具有轻质、高强的特点,理论上增加纵筋与环筋的数量,以及横截面的长度、宽度会使模型压缩载荷增加,但模型重量也会增加,增加材料成本^[16-17]。在航天领域,降低飞行器质量会增加运载能力、减少推进剂消耗,以及加大飞行距离或射程,因此使构件具有更高的

承载效率是优化的更好方向。

本文将采用最大屈曲载荷表征模型的轴向承载能力,同时采用载荷质量比,即最大屈曲载荷除以模型总质量来表示整个构件的轴向承载效率。变量初始值: $N_L=29$ 个、 $a_L=7$ mm、 $b=15$ mm、 $N_C=7$ 个、 $a_C=5$ mm。进行单因素分析时,只对需要分析的变量取不同值,其他变量值保持不变。

2.2.1 纵筋数量的影响研究

纵筋数量 N_L 对模型轴向承载能力具有最直接的影响。根据工程经验,初步确定纵筋数量的范围为 25~32 个,有限元分析结果见图 9。

分析有限元模拟数据,模型所受最大屈曲载荷在 N_L 达到 29 个之前增加较为明显,后续增加较为缓慢,甚至有下降趋势。这是因为纵筋数量 N_L

表 3 材料 Camanho 退化模型
Table 3 Camanho degradation model of materials

E_1	E_2	μ	G_{12}	G_{23}	G_{13}	FV1	FV2	FV3	FV4
120000	9000	0.3	7000	7000	7000	0	0	0	0
120000	1800	0.045	1540	1540	1540	1	0	0	0
120000	3600	0.045	2800	2800	2800	0	1	0	0
8400	630	0.021	490	490	490	0	0	1	0
8400	1800	0.045	1540	1540	1540	1	0	1	0
16800	1260	0.042	980	980	980	0	0	0	1
16800	3600	0.045	2800	2800	2800	0	1	0	1

注:FV表示预定义场变量,即引入的初始损伤。FV1为基体拉伸损伤;FV2为基体压缩损伤;FV3为纤维拉伸损伤;FV4为纤维压缩损伤。



图 6 模型有限元分析边界条件

Fig.6 Model finite element analysis boundary conditions

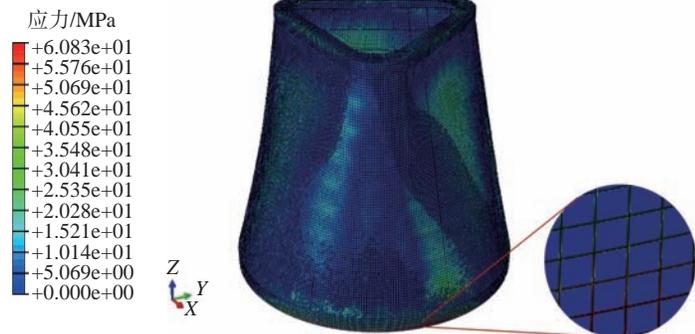


图 7 非线性屈曲分析

Fig.7 Nonlinear buckling analysis

的增加必然带来纵筋位置的改变,对于复杂回转体而言,筋条位置不同也会给所加载荷分布带来改变,在曲率较大处排布筋条,会使承载能力增加的幅度较大,而在曲率较小处排布筋条所增加的承载能力较少。纵筋数量 N_L 越大,曲率较小处排布的筋条就越多,回转体承受最大载荷增量变小,质量增加越多,使载荷质量比增量减少甚至下降。在 $N_L=26$ 时,承载效率达到拐点,最大值为 43.58 kN/kg,之后 N_L 的增加会使载荷质量比下降。纵筋优化时,可取 $N_L=26$ 为基点,取其前后几组数据进行分析。

2.2.2 纵筋宽度的影响研究

根据工程经验及自动化缠绕的机械限制,纵筋宽度 a_L 设定范围为 5~10 mm,分析结果如图 10 所示。根据有限元模拟结果分析,纵筋宽度的增加会使模型轴向承载效率下降,但同时会使整体承载能力上升,对于纵筋数量及环筋数量,其对承载能力的提升更加显著,因此在做正交试验时将其作为考虑因素之一。另根据实际生产情况,选取 a_L 正交试验取值范围 6~9 mm。

2.2.3 筋条高度的影响研究

在设计优化过程中,考虑到生产工艺的可行性,故设置相同的环筋高度和纵筋高度。根据工程经验,设定筋条高度 b 范围为 12~17 mm,分析结果如图 11 所示。根据有限元模拟结果分析,模型的承载能力随着筋条高度 b 的增加而增加,载荷质量比随

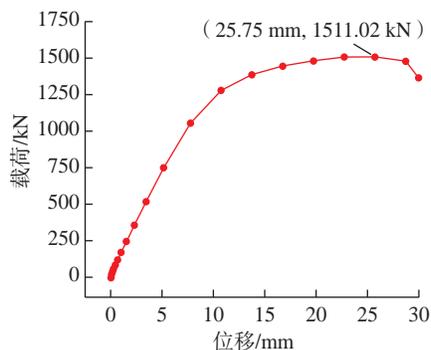


图 8 载荷-位移曲线

Fig.8 Load-displacement curve

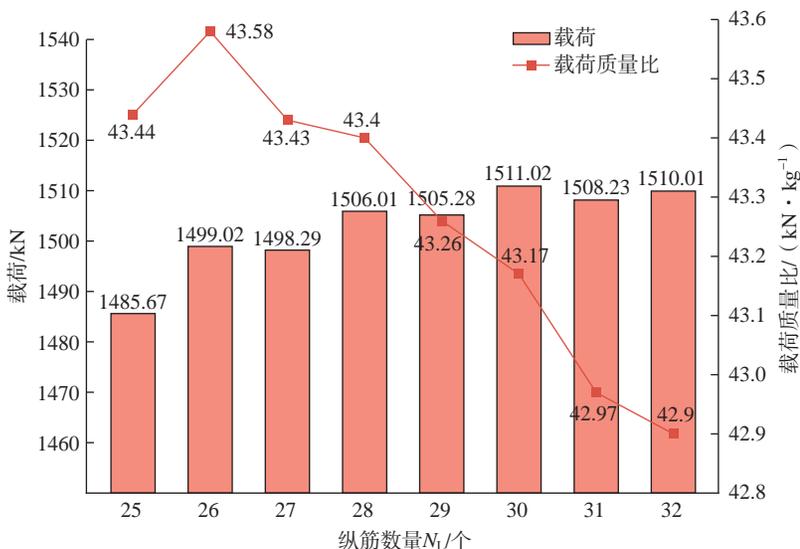


图 9 纵筋数量对载荷与载荷质量比的影响

Fig.9 Effect of the number of longitudinal ribs on load and the ratio of load to mass

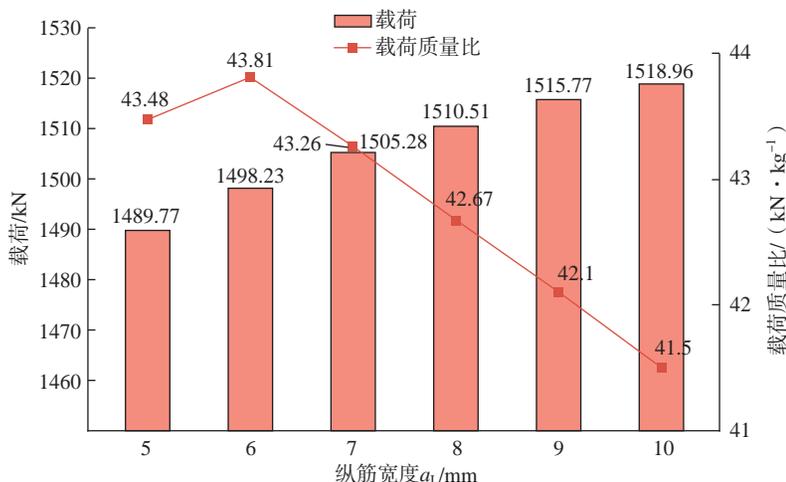


图 10 纵筋宽度对载荷与载荷质量比的影响

Fig.10 Effect of longitudinal rib width on load and the ratio of load to mass

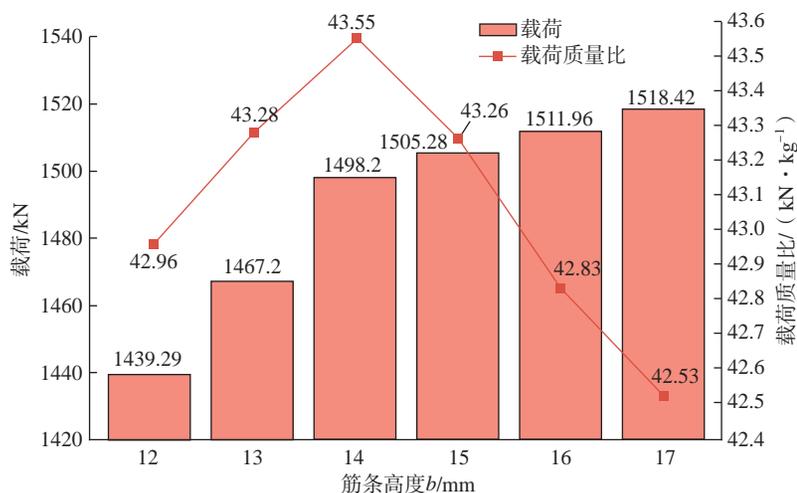


图 11 筋条高度对载荷与载荷质量比的影响

Fig.11 Effect of rib height on load and the ratio of load to mass

着筋条高度 b 的增加而先增后降,在 $b=14\text{ mm}$ 时承载效率到达最高值。筋条高度 b 对模型承载效率有着显著影响,但筋条过高会使承载效率降低。因此在正交试验选择因素水平时,以 $b=14\text{ mm}$ 为基准,取相应组数进行试验分析。

2.2.4 环筋数量的影响研究

根据工程经验,环筋数量 N_c 对模型轴向承载能力影响力较低,确定环筋数量 N_c 的范围为 3~10 个,分析数据及结果如图 12 所示。可以看出,随着环筋数量 N_c 增加,模型的载荷质量比下降,因为从施加载荷开始至载荷最高处,环筋所承受的应力较小,因此对于本模型,环筋数量 N_c 的增加并不能使结构的轴向承载效率增加。在正交试验分析时,环筋数量需作为因素之一,以获得最佳参数组合。在试验数据中载荷质量比的平均值为 43.49 kN/kg ,基于工程经验与平均值取值,可选 N_c 正交试验因素水平组为 5~8 个。

2.2.5 环筋宽度的影响研究

环筋宽度 a_c 根据工程经验及自动化缠绕技术限制,设定范围为 4~9 mm,分析结果如图 13 所示。根据试验结果分析,环筋宽度 a_c 的增加会使模型轴向承载效率下降,且 a_c 的增加并未使承载能力有显著的提升,与纵筋宽度 a_l 相比, a_l 每增加 1 mm,其承载效率平均降低 1.32%,而 a_c 每增加 1 mm,其承载效率平均降低 1.28%。因此在做正交试验时,需将环筋宽度 a_c 作为因素之一,以便获得最佳参数组合。根据实际生产情况可选取正交试验因素水平组为 5~8 mm。

3 基于正交试验的网格筋结构参数优化

正交试验是在概率论与数理统计的基础上,运用标准化的正交表格,在所有可能的试验中,选择一定数量且具代表性的因素组合来进行

试验,进而分析各因素的影响规律,并将试验结果进行数学处理的一种科学方法^[18]。本文分析了网格筋各结构参数对模型承载效率的影响程度,结合分析结果与实际生产经验,找出了参数的合理范围。但在设计时,各个参数并不是独立存在,而是存在相互作用关系的。为更好地提高结构的承载效率,需要对各种参数组合进行研究,全因素分析工作量大且耗时较长,因此采用正交试验法,可在保证试验结果准确性的同时,减少试验分析次数,从而对各参数组合

进行优化。

3.1 试验因子及水平

本文所优化的网格筋模型采用矩形网格筋,筋条包括环筋与纵筋。由单因素试验分析得知,网格筋结构参数包括纵筋数量、纵筋宽度、筋条高度、环筋数量、环筋宽度。本文选取以上 5 种工艺参数为此正交试验的试验因子,并且每个因子都选出 4 个水平,具体如表 4 所示。

3.2 正交试验及结果分析

3.2.1 正交试验方案

由表 3 选定的因素与水平数可

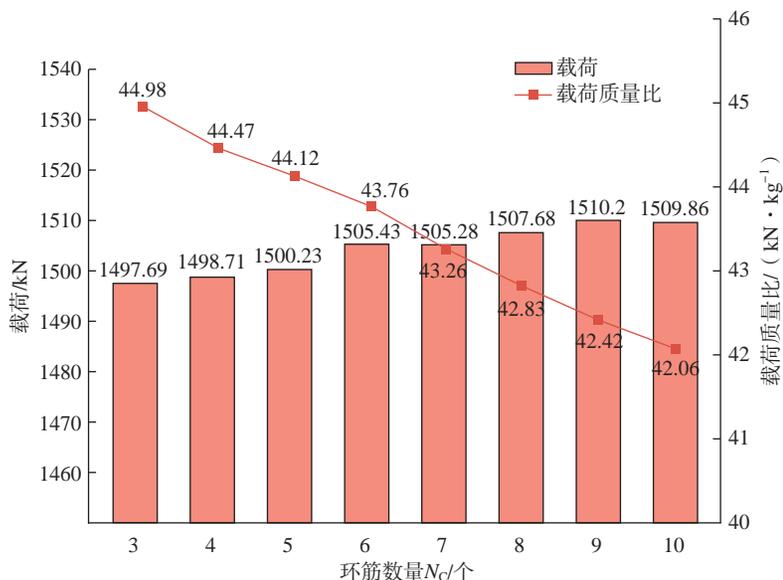


图 12 环筋数量对载荷与载荷质量比的影响

Fig.12 Effect of the number of ring ribs on load and the ratio of load to mass

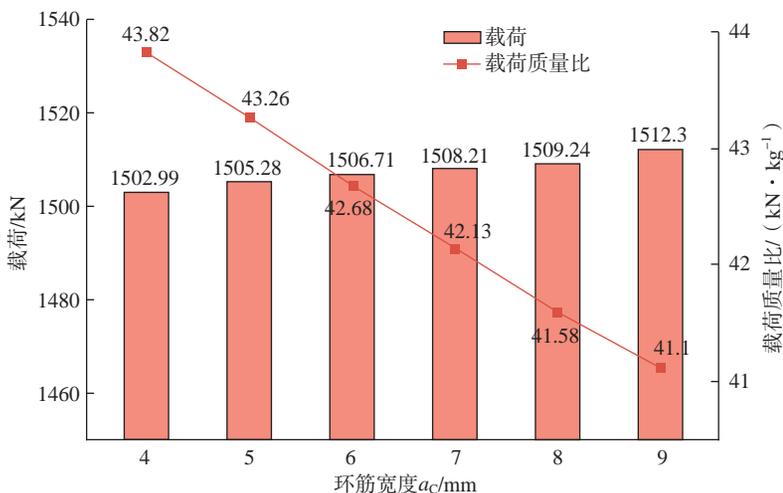


图 13 环筋宽度对载荷与载荷质量比的影响

Fig.13 Effect of ring rib width on load and the ratio of load to mass

知,本次试验为5因素4水平正交试验,所以选用 $L_{16}(4^5)$ 正交表。仿真试验结果见表5。

3.2.2 试验优化结果分析

常用的正交试验分析法有极差分析法和方差分析法两种,两种方法均可单独使用,亦可联合运用。本文使用极差分析法。

通常在同一正交试验中,各因素对目标函数的作用程度不同,其极差值也不同,且极差值的大小与对目标函数的作用程度成正比,表6为正交试验结果的极差分析表。根据表6数据绘制模型承载效率的极差关系,如图14所示。可以看出,各结构参数对模型承载效率的极差影响大小排序为纵筋宽度 B >筋条高度 C >纵筋数量 A >环筋数量 D >环筋宽度 E 。对于连接段模型来说,模型承载效率越高越好,故得出的最佳工艺参数组合为 $A2B1C1D4E3$,即纵筋数量26个、纵筋宽度6 mm、筋条高度14 mm、环筋数量8个、环筋宽度7 mm。

为验证优化参数的可靠性,依照网格筋最佳结构参数,重新建模并进行有限元分析,得到载荷-位移曲线,如图15所示。经过分析,得到优化后模型的最大载荷为1539.71 kN,对应模型质量为34.9 kg,载荷质量的比值为44.12 kN/kg,如图16所示,优化后的模型载荷相较于正交试验组的平均载荷增加了38.62 kN,且载荷质量比比正交试验组增加1.24 kN/kg,同时质量相较于正交试验组的平均质量减轻了0.3 kg。综合比较,优化后的模型拥有更好的结构参数组合,力学性能更优秀,更符合需求。

4 复杂回转体网格筋构件制备及性能测试

4.1 复杂回转体网格筋构件制备工艺

4.1.1 成型方法选择

常见复合材料网格结构成型方法有人工铺放、纤维缠绕、纤维铺放。本文选用纤维铺放技术进行复杂回

表4 试验因素水平表

Table 4 Experimental factor level table

水平	因素				
	纵筋数量A/个	纵筋宽度B/mm	筋条高度C/mm	环筋数量D/个	环筋宽度E/mm
1	25	6	14	5	5
2	26	7	15	6	6
3	27	8	16	7	7
4	28	9	17	8	8

表5 正交试验仿真结果

Table 5 Orthogonal test simulation results

试验编号	纵筋数量A/个	纵筋宽度B/mm	筋条高度C/mm	环筋数量D/个	环筋宽度E/mm	最大载荷F/kN	载荷质量比Y/(kN·kg ⁻¹)
1	25	6	14	5	5	1466.66	43.91
2	25	7	15	6	6	1486.01	43.32
3	25	8	16	7	7	1496.30	42.39
4	25	9	17	8	8	1507.26	41.52
5	26	6	15	7	8	1492.44	40.03
6	26	7	14	8	7	1490.66	43.84
7	26	8	17	5	6	1516.01	42.23
8	26	9	16	6	5	1518.31	42.18
9	27	6	16	8	6	1498.46	43.56
10	27	7	17	7	5	1510.43	42.55
11	27	8	14	6	8	1495.47	43.10
12	27	9	15	5	7	1509.99	42.30
13	28	6	17	6	7	1508.51	43.10
14	28	7	16	5	8	1509.91	42.90
15	28	8	15	8	5	1510.22	42.78
16	28	9	14	7	6	1500.77	42.40

表6 极差分析表

Table 6 Range analysis table

因素	纵筋数量A	纵筋宽度B	筋条高度C	环筋数量D	环筋宽度E
K_1	171.15	174.60	173.25	171.33	171.42
K_2	172.27	172.60	172.43	171.70	171.51
K_3	171.50	170.50	171.02	171.35	171.63
K_4	171.17	168.39	169.40	171.71	171.54
k_1	42.79	43.65	43.31	42.83	42.85
k_2	43.07	43.15	43.11	42.92	42.88
k_3	42.88	42.62	42.75	42.84	42.91
k_4	42.79	42.10	42.35	42.93	42.88
R	0.28	1.55	0.96	0.09	0.05

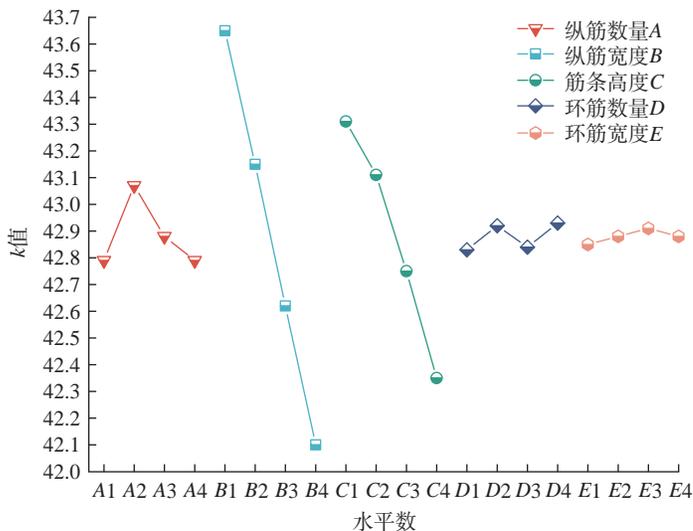


图 14 极差关系
Fig.14 Range relationship

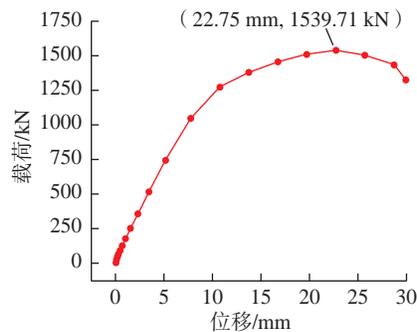


图 15 载荷-位移曲线优化结果
Fig.15 Optimization result of load-displacement curve

转体网格筋结构成型。将预浸料以一定方式铺放在模具相应位置,压辊与模具接触,可通过提供一定的压力及温度实现产品的制备,最终使制件拥有更好的成型性能。纤维铺放技术不仅使产品拥有更好的成型性能,且能完成复杂曲面结构产品的生产,其切断与重送功能也大大提高了生产效率。

4.1.2 模具准备

在网格筋结构铺放成型过程中,影响构件质量的重要因素之一是成型模具。一般根据成型的过程所选模具不同,可以将网格筋结构成型方法分为自由成型法、轻质泡沫模具成型法、硅橡胶模具成型法、金属模具成型法、石膏模具成型法等。考虑到模具成本和制备的难易程度,本文采用硅橡胶-金属组合模具成型方法,如图 17 所示。金属芯模的作用是提供整个模具的承载刚度,同时用来安装外围的硅胶模具,最后可在模具两端安装法兰,为后期模具固定于主轴配合自动化成型做准备。硅橡胶模具能够铺覆在硬质金属模具表面,同时具有良好的耐高温性能。在固化过程中,硅胶模具会受热膨胀变形,对肋条产生较大的侧向挤压力,使纤维更加密实,减少肋条中的孔隙率。

此外为了便于脱模与模具安装,模具采用分段式安装。

4.2 制备及性能测试

本文设计的复杂回转体网格筋结构使用多丝束网格筋铺丝设备及 16 丝束卧式铺丝设备成型,根据网格结构的形状尺寸,编写了筋条铺放相应程序并生成数控系统的 NC 代码。再利用 CATIA 二次开发自动生成蒙皮自动铺放轨迹点,经过后置处理生成卧式机床 NC 代码。铺放成型前,要将模具表面清理干净,涂刷

脱模剂,方便固化成型后脱模。铺放过程中筋条及端框铺放局部图如图 18 所示,筋条节点处采用的是堆叠铺放形式。

构件铺放完成之后采用热压罐工艺固化,如图 19 所示。固化工艺:从室温加热至 $(90 \pm 5)^\circ\text{C}$,保温 3 h;升至 $(120 \pm 5)^\circ\text{C}$,保温 3 h;升至 $(150 \pm 5)^\circ\text{C}$,保温 4 h;升至 $(180 \pm 5)^\circ\text{C}$,保温 4 h;升至 $(195 \pm 5)^\circ\text{C}$,保温 5 h;之后随炉冷却降温。固化后产品如图 20 所示。

固化结束后,会对产品再次进行一系列的加工,包括边切削、打孔、去除毛刺等。之后进行多项性能测试,本文只关注在轴压作用下的最

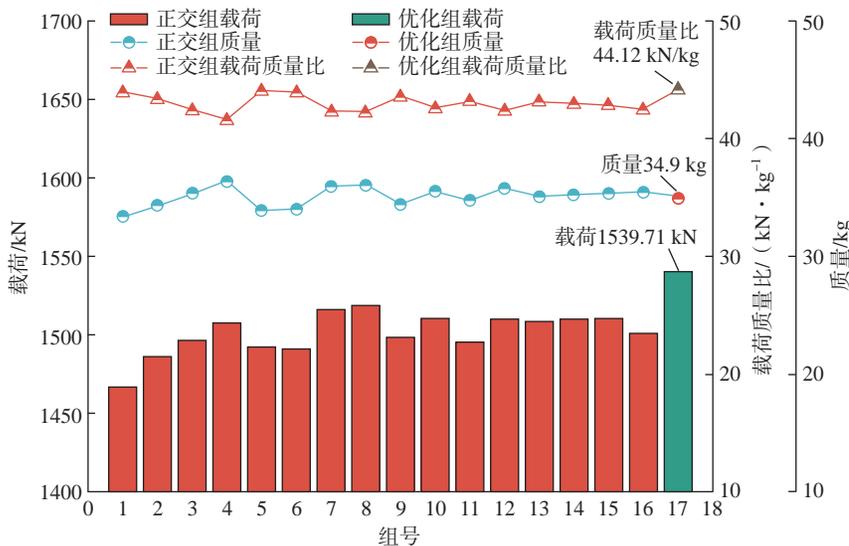


图 16 初始组与优化组数据对比
Fig.16 Comparison of original and optimized group data

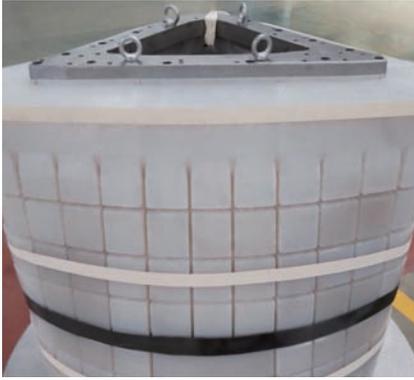


图 17 硅橡胶-金属组合模具
Fig.17 Silicone rubber-metal combination mold



图 18 筋条及端框铺设局部图
Fig.18 Partial diagram of rib and end frame laying



图 19 固化过程示意图
Fig.19 Schematic diagram of curing process

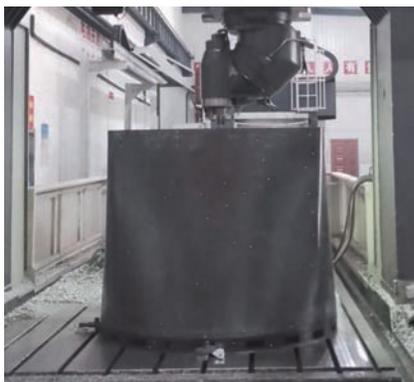


图 20 固化后产品
Fig.20 Cured product

大载荷。通过测试得到最大载荷为 1418.27 kN, 而本产品实际制造后的质量为 35.9 kg, 实际载荷质量比为 39.51 kN/kg。其中实际载荷达到理论载荷的 92.1%。通过分析, 实际载荷低于理论计算载荷可能存在的原因: 首先, 理论计算时选取的是 Hashin 失效准则, 涉及基体及纤维的失效, 失效强度均为单层板的强度, 但是复合材料结构有分层现象出现, 尤其是在筋条与蒙皮之间存在一定的分层现象; 其次, 在实际制造过程中, 由于设备、材料、环境等因素, 不可避免地造成一定的夹杂、重叠、褶皱等缺陷, 使得实际载荷低于理论计算载荷; 此外, 对产品进行边切削、打孔等机械加工也会使实际载荷低于理论计算载荷。

5 结论

本文利用有限元屈曲分析方法对复杂回转体的网格筋结构进行单因素分析, 设计了适用于复杂网格筋结构的正交试验方案, 通过数值模拟, 以及对试验结果进行极差分析, 发现各因素对目标值影响程度的排序为: 纵筋宽度 > 筋条高度 > 纵筋数量 > 环筋数量 > 环筋宽度, 得出最优参数组合: 纵筋数量 26 个、纵筋宽度 6 mm, 筋条高度 14 mm、环筋数量 8 个、环筋宽度 7 mm。优化后的模型载荷相较于正交试验组的平均载荷增加 38.62 kN, 且载荷质量比相较于正交试验组的平均值增加 1.24 kN/kg, 同时质量相较于正交试验组的平均质量减轻了 0.3 kg。最后对优化模型进行了试验验证, 实际载荷达到理论载荷的 92.1%, 发现使用最优参数组合的回转体承受最大载荷理论值与实际值间的差异并分析差异出现的原因: 理论计算时未考虑复合材料结构不可避免的分层现象的出现; 实际制造过程中由于设备、材料、环境等因素, 不可避免地造成一定的夹杂、重叠、褶皱等缺陷。

参考文献

- [1] GIUSTO G, TOTARO G, SPENA P, et al. Composite grid structure technology for space applications[J]. Materials Today: Proceedings, 2021, 34: 332-340.
- [2] AMBUR D R, JAUNKY N. Optimal design of grid-stiffened panels and shells with variable curvature[J]. Composite Structures, 2001, 52(2): 173-180.
- [3] JAUNKY N, KNIGHT Jr N F, AMBUR D R. Optimal design of general stiffened composite circular cylinders for global buckling with strength constraints[J]. Composite structures, 1998, 41(3-4): 243-252.
- [4] VASILIEV V V, MOROZOV E V. Optimal composite structures[J]. Advanced Mechanics of Composite Materials, 2007, 74: 437-480.
- [5] TOTARO G, GÜRDAL Z. Optimal design of composite lattice shell structures for aerospace applications[J]. Aerospace Science and Technology, 2009, 13(4-5): 157-164.
- [6] 何景轩, 何国强, 侯晓. 复合材料格栅圆柱结构优化设计[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(1): 87-89, 99.
HE Jingxuan, HE Guoqiang, HOU Xiao. Optimization design of composite cylindrical lattice structure[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(1): 87-89, 99.
- [7] AFONSO S, BELBLIDIA F, SIENZ J. Design of plates and shells using several optimization strategies[C]//Proceedings of the 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston: AIAA, 2004: AIAA2004-4416.
- [8] 张卫红, 章胜冬, 高彤. 薄壁结构的加筋布局优化设计[J]. 航空学报, 2009, 30(11): 2126-2131.
ZHANG Weihong, ZHANG Shengdong, GAO Tong. Stiffener layout optimization of thin walled structures[J]. Acta Astronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(11): 2126-2131.
- [9] SANO T, CATALANO J, CASEM D, et al. Microstructural and mechanical behavior characterization of ultrasonically consolidated titanium-aluminum laminates[C]//TMS Annual Meeting, TMS2008-137th Annual Meeting and Exhibition Supplemental Proceedings: Materials Processing and Properties. Boise, 2009.
- [10] MAES V K, PAVLOV L, SIMONIAN S M S. An efficient semi-automated optimisation approach for (grid-stiffened) composite structures: Application to Ariane 6 interstage[J]. Composite

Structures, 2019, 209: 1042–1049.

[11] 梁东平, 徐元铭, 彭兴林. 复合材料格栅加筋板布局优化设计[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(5): 527–530, 542.

LIANG Dongping, XU Yuanming, PENG Xinglin. Configuration optimum design of grid-stiffened composite panels[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(5): 527–530, 542.

[12] 黄蔚, 杨勇, 王立朋, 等. 层合复合材料网格加筋结构有限元分析方法研究[C]//中国力学大会. 2017 暨庆祝中国力学学会成立60周年大会. 北京, 2017.

HUANG Wei, YANG Yong, WANG Lipeng, et al. Study on finite element analysis method of grid-reinforced structures of laminated composite materials [C]//Chinese Mechanics Congress. 2017 and Celebrating the 60th Anniversary of the Establishment of Chinese Mechanics Society. Beijing, 2017.

[13] 荣晓敏, 徐元铭, 吴德财. 进化神经

网络在复合材料格栅结构设计中的应用[J]. 固体火箭技术, 2006, 29(4): 305–309.

RONG Xiaomin, XU Yuanming, WU Decai. Application of evolutionary neural networks to grid-stiffened composite structure design[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(4): 305–309.

[14] 林再文, 杜善义, 侯涤洋. 纤维增强聚合物基复合材料网格加筋锥壳[C]//2011中国材料研讨会论文摘要集. 北京: 冶金工业出版社, 2011.

LIN Zaiwen, DU Shanyi, HOU Diyang. Fiber reinforced polymer matrix composite mesh reinforced conical shell[C]//2011 China Materials Conference abstracts. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2011.

[15] 任康熙, 李星, 何为. 先进复合材料格栅加筋(AGS)圆柱壳结构优化设计[C]//第十五届中国科协年会. 贵阳, 2013.

REN Kangxi, LI Xing, HE Wei. Optimal

design of advanced composite grid reinforced (AGS) cylindrical shell structure [C]//The 15th Annual Meeting of China Association for Science and Technology. Guiyang, 2013.

[16] AHMADI H, RAHIMI G. Analytical and experimental investigation of transverse loading on grid stiffened composite panels[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 159: 184–198.

[17] MOBASHERI ZAFARABADI M M, AGHDAM M M. Semi-analytical solutions for buckling and free vibration of composite anisogrid lattice cylindrical panels[J]. Composite Structures, 2021, 275: 114422.

[18] 张毅. 基于CAE技术的车灯面罩翘曲变形分析与优化[D]. 长春: 吉林大学, 2020.

ZHANG Yi. Analysis and optimization of warping deformation of car lamp mask based on CAE technology[D]. Changchun: Jilin University, 2020.

Optimization of Grid Structure of Carbon Fiber Resin Matrix Composite Rotary Body

WANG Xianfeng, LIN Guojun, LI Xingze, LIU Hao

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] In this paper, the grid structure parameters of complex rotary body are optimized, with the maximum load-mass ratio as the optimization objective and the geometric parameters and number of ribs as the design variables, the evaluation index of load bearing efficiency of the model structure was determined, and the single factor analysis was carried out by using the buckling analysis of ABAQUS. The number of longitudinal ribs, width of longitudinal ribs and height of longitudinal ribs have significant effects on the model's bearing efficiency. The number and width of ring ribs have a low influence on the model's bearing efficiency. The factor range for orthogonal test is obtained by analyzing actual manufacturing conditions. The orthogonal table $L_{16}(4^5)$ is designed by using the principle of orthogonality in mathematics. An orthogonal test scheme suitable for complex grid structure is designed. Through numerical simulation, 16 groups of test results were obtained, and the test results were analyzed by range analysis. It is found that the order of influence degree of each factor on the target value is: Longitudinal rib width > rib height > number of longitudinal rib > number of ring rib > ring rib width, and the optimal parameter combination is obtained. Finally, the optimal parameter combination is verified by experiment, and the difference between the theoretical value and the actual value of the maximum load of the rotary body using the optimal parameter combination is found, and the reason of the difference is analyzed.

Keywords: Grid structure; Buckling analysis; Bearing efficiency; Orthogonal test; Automatic laying

(责编 七七)

引文格式: 余稳, 徐永东, 朱秀荣, 等. TiAl 合金铸件的热处理组织调控机制[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 51-58.

YU Wen, XU Yongdong, ZHU Xiurong, et al. Mechanisms of microstructure control using heat treatments of TiAl alloy castings[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 51-58.

TiAl合金铸件的热处理组织调控机制*

余 稳¹, 徐永东¹, 朱秀荣¹, 王俊升², 刘 辰¹, 付 玉¹, 王荫洋¹, 李 雷¹, 韩俊刚¹, 王 宇¹

(1. 中国兵器科学研究院宁波分院, 宁波 315103;

2. 北京理工大学, 北京 100081)

[摘要] TiAl 合金铸态组织粗大, 致使其铸件强度低、塑性差, 必须通过热处理细化铸态组织。利用 OM 和 SEM 研究了 Ti-47Al-2Cr-2Nb 合金铸件不同热处理组织演变规律, 优化制定了双态和近片层组织热处理工艺, 实现了晶粒细化, 揭示了细化机理。结果表明, 1185 °C/6 h/ 炉冷双态组织热处理和 1185 °C/6 h/ 炉冷+1330 °C/0.25 h/ 炉冷近片层组织热处理可分别将铸态组织晶粒尺寸细化 75.51% 和 40.21%。双态组织热处理晶粒细化机制是在片层团晶粒内部析出大量 γ 晶粒打断原始粗大的片层团晶粒, γ 晶核在片层团晶粒内形核来源于 Al 元素偏析和 γ 片层连续粗化。近片层组织热处理晶粒细化机制是在 α 单相区短时保温时发生了 $\gamma \rightarrow \alpha$ 转变, 破坏了原始粗大的片层团晶粒。等轴 γ 晶粒对 α 晶粒长大有钉扎作用, 使得冷却后形成的片层团晶粒尺寸较小。

关键词: TiAl 合金铸件; 热处理; 双态组织; 近片层组织; 晶粒细化

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.051



余 稳

助理研究员, 博士, 研究方向为 TiAl 基金属间化合物精密成形技术、显微组织优化、表面处理和力学性能。

TiAl 合金密度低^[1]、比强度高^[2]、抗蠕变^[3]和抗氧化^[4]性能优异, 在 700~900 °C 条件下可部分替代镍基高温合金用来制造高压压气机和低压涡轮叶片^[5], 是航空航天领域最具潜力的轻质高温结构材料。由于 TiAl 合金的本征脆性, 熔模精密铸造仍然是制造 TiAl 合金结构件的主要手段。然而, 由于 TiAl 合金在凝固过程中的冷速很快, 铸态组织为粗大的柱状晶组成的全片层组织, 该组织强度低、塑性差, 必须通过热处理对其进行细化。TiAl 合金的热处理工艺(如循环热处理)通常需要先经过淬火或均匀化预备热处理, 然后再经过多次循环热处理^[6-8], 且每次循环热处理均需严格控制保温温度和时间、升温、冷却速率, 淬火+回火/时效热处理^[9]、淬火+循环热处理^[10]

工艺复杂、流程长、对设备要求高且会导致铸件发生变形甚至开裂, 因此只能应用于铸锭而不能应用于实际铸件。目前关于调控 TiAl 合金铸件组织的热处理工艺较少, 且对合金成分限制较大。因此, 必须对 TiAl 合金铸件热处理组织演变规律和晶粒细化机制进行深入研究, 从而为 TiAl 合金铸件热处理组织调控提供试验依据和理论指导。

将热变形 TiAl 合金在不同温度区间进行热处理可以获得 4 种不同的典型组织^[11]: 刚高于 α 转变点 T_α 以上的全片层 (Fully lamellar, FL) 组织; T_α 以下 10~20 °C 的近片层 (Nearly lamellar, NL) 组织; T_α 以下 50 °C 的双态 (Duplex, DP) 组织; 刚高于共析转变点 T_c 的近 γ (Near gamma, NG) 组织。其中, DP 和 NL

* 基金项目: 冲击环境材料技术重点实验室基金 (6142902220104); 宁波市科技创新 2035 重大专项 (2024Z104)。

组织由于含有一定体积分数的等轴 γ 晶粒而具有较小的晶粒尺寸,综合力学性能较好,是 TiAl 合金铸件最具实际应用的组织类型。本文以 Ti-47Al-2Cr-2Nb 合金铸件为研究对象,利用 OM (DM8000 M, Leica) 和 SEM (JSM-IT800, JSM) 深入分析了不同热处理组织演变规律,揭示了 DP 和 NL 组织热处理晶粒细化机制,为 TiAl 合金铸件热处理工艺设计提供了新思路。

1 试验及方法

1.1 试验材料

试验材料为 Ti-47Al-2Cr-2Nb 合金,其原子数分数为 47.01% Al、2.02% Cr、2.09% Nb、0.13% O、余量 Ti。首先通过两次真空自耗电弧炉熔炼和一次真空自耗凝壳炉熔炼制备母合金锭;然后通过真空自耗凝壳炉重熔母合金锭后浇注到面层涂有 Y_2O_3 的陶瓷型壳中,浇注前型壳在 800 °C 预热 8 h;最终经喷砂清壳后获得圆柱形棒材。

1.2 试验方法

为了制定 Ti-47Al-2Cr-2Nb 合金的热处理制度,利用差示扫描量热法 (Differential scanning calorimetry, DSC) 试验测试了合金的 T_c 和 T_a ,测得 T_c 为 1130 °C, T_a 为 1320 °C。为了调控合金的铸态组织,将其在 $\alpha+\gamma$ 相区及 T_a 附近进行了一系列热处理试验,使用的设备为真空管式炉,以及利用线切割从圆柱形棒材上切取的尺寸为 10 mm × 10 mm × 5 mm 的块状试样。本文首先根据热变形 TiAl 合金的热处理工艺设计了铸造 TiAl 合金的常规 NL 和 DP 组织热处理工艺,如图 1 (a) 所示。然而,对热处理组织观察发现,常规热处理工艺对铸态组织晶粒的细化作用较小,因此,对常规热处理工艺进行了优化,如图 1 (b) 所示。其中,1185 °C/6 h 一步热处理是为了获得 DP 组织,1185 °C/6 h+1330 °C/(1 h、0.5 h、

0.25 h) 两步热处理是为了获得 NL 组织。试样随炉升温至保温温度,炉内气氛为高纯氩气,升温速率为 10 °C/min,随炉冷却至室温后出炉。

Ti-47Al-2Cr-2Nb 合金的组织表征通过 OM 和 SEM 完成。对于 OM 试样,观察表面经粗磨、精磨和机械抛光后,还要经过由 HNO_3 、HF、 H_2O 按体积百分比 5 : 3 : 92 混合而成的 Kroll 溶液腐蚀。对于 SEM 试样,观察表面不需进行腐蚀处理,组织观察在背散射电子 (BSE) 模式下进行。利用 OM 图片分析不同组织中片层团晶粒和等轴 γ 晶粒的尺寸和体积分数。利用 SEM-BSE 图片分析不同组织中的相组成。

2 结果与讨论

2.1 铸态组织分析

图 2 (a) 为铸态 OM 低倍组织,

可见合金为主要由片层团晶粒组成的 FL 组织,这些片层团晶粒展现出从边缘向中心生长的柱状晶形貌,其尺寸是不均匀的。图 2 (b) 为铸态 OM 高倍组织,可见,在合金的铸态组织中除了片层团晶粒外,还存在少量等轴 γ 晶粒。

图 3 (a) 为铸态 SEM-BSE 低倍组织,暗衬度区为 Al 元素富集区,是合金在凝固过程中形成的枝晶偏析。图 3 (b) 为铸态 SEM-BSE 高倍组织,该组织表明合金主要由 γ 相 (TiAl, $L1_0$ 型有序面心正方结构) 和 α_2 相 (Ti_3Al , $D0_{19}$ 型有序六方结构) 组成,另外还含有少量的 B_2 相 (成分与 α_2 相接近但含有更少量的 Al,有序体心立方结构),这 3 种相在 SEM-BSE 原子序数衬度下依次表现为暗、稍亮和亮 3 种衬度。其中, γ 相和 α_2 相主要以片层形式交替排列组

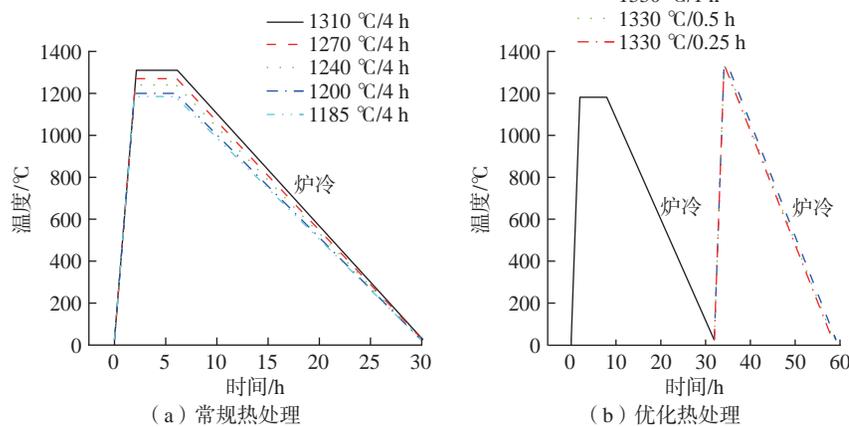


图 1 热处理工艺曲线

Fig.1 Heat treatment process curve

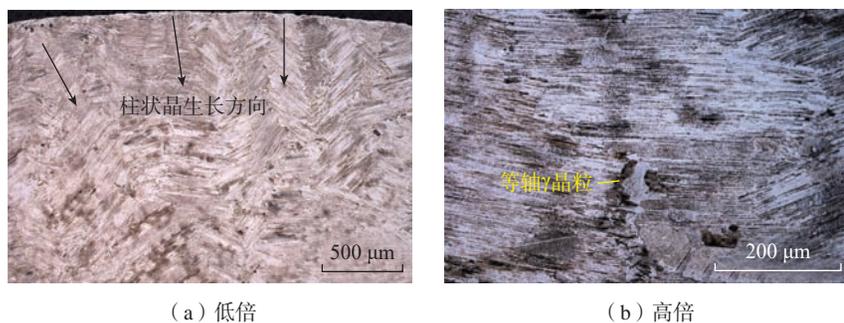


图 2 铸态 OM 组织

Fig.2 As-cast OM microstructures

成片层团晶粒,少量的 B_2 相则是以条状或颗粒状分布在片层团晶界上。 $Ti-47Al-2Cr-2Nb$ 合金的凝固路径表述为 $L \rightarrow L+\beta \rightarrow L+\alpha \rightarrow \alpha \rightarrow \alpha+\gamma \rightarrow \alpha_2+\gamma$,其中 L 代表液相, β 相是高温无序相,具有体心立方结构。由于凝固冷却速度很快,高温 β 相未完全转变为 α 相,在低温时有序化为 B_2 相。在低温时,高温无序 α 相有序为 α_2 相。

2.2 热处理组织演变

2.2.1 常规热处理组织演变

本文首先根据热变形 $TiAl$ 合金的热处理工艺设计了铸造 $TiAl$ 合金的NL和DP组织热处理工艺。对于热变形 $TiAl$ 合金而言,NL组织热处理温度通常为 T_a 以下 $10^\circ C$,DP组织热处理温度通常为 T_a 以下 $50^\circ C$ 。DSC试验测得 $Ti-47Al-2Cr-2Nb$ 合金的 T_a 为 $1320^\circ C$,则其NL和DP组织热处理温度应分别为 $1310^\circ C$ 和 $1270^\circ C$ 。此外,考虑到铸造 $Ti-47Al-2Cr-2Nb$ 合金中不存在由热变形产生的高密度晶体缺陷,缺乏 γ 相再结晶驱动力, $\alpha \rightarrow \gamma$ 相转变的发生仅能通过热处理温度下的平衡相体积分数进行。根据杠杆定律,降低

热处理温度可以促进 $\alpha \rightarrow \gamma$ 相转变,为了增加DP组织中的等轴 γ 晶粒体积分数以提高对铸态组织的细化作用,本文额外增加了3个热处理温度点,即 $1240^\circ C$ 、 $1200^\circ C$ 和 $1185^\circ C$ 。尽管 Nb 元素在固相中的扩散能力较差,但其含量较低,因此本文选取的保温时间为 $4h$ 。

图4为不同热处理后的OM组织。从图4(a)~(c)可以看出,在 $\alpha+\gamma$ 相区热处理时片层团晶粒具有遗传性,热处理后仍展现出与铸态组织相同的从边缘向中心生长的柱状晶形貌;从图4(d)~(f)可以看出, $1310^\circ C$ 和 $1270^\circ C$ 热处理组织中

的等轴 γ 晶粒主要分布于片层团晶界上,而 $1185^\circ C$ 热处理组织中的等轴 γ 晶粒既分布于片层团晶界上,也分布于片层团晶粒内部。 $1240^\circ C$ 和 $1200^\circ C$ 热处理组织中的等轴 γ 晶粒分布位置与 $1270^\circ C$ 热处理组织中的相似,因此,本文没有列出二者的热处理组织,仅对其组织参数演变规律和晶粒细化作用进行分析。

图5(a)为不同热处理温度对片层团晶粒和等轴 γ 晶粒体积分数的影响,可见,随热处理温度降低,片层团晶粒体积分数逐渐降低,等轴 γ 晶粒体积分数逐渐升高。根据DP组织中等轴 γ 晶粒体积分数介于

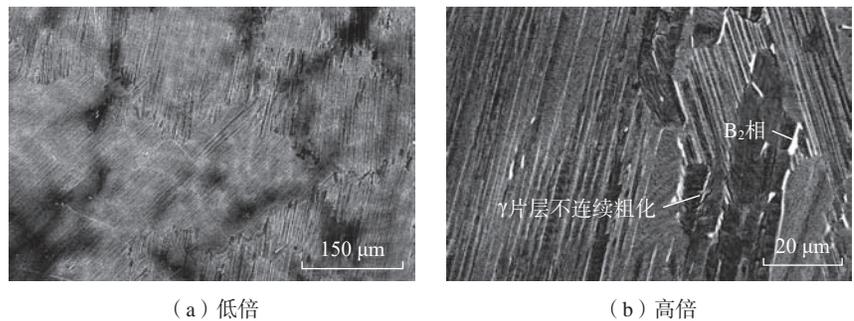


图3 铸态SEM-BSE组织

Fig.3 As-cast SEM-BSE microstructures

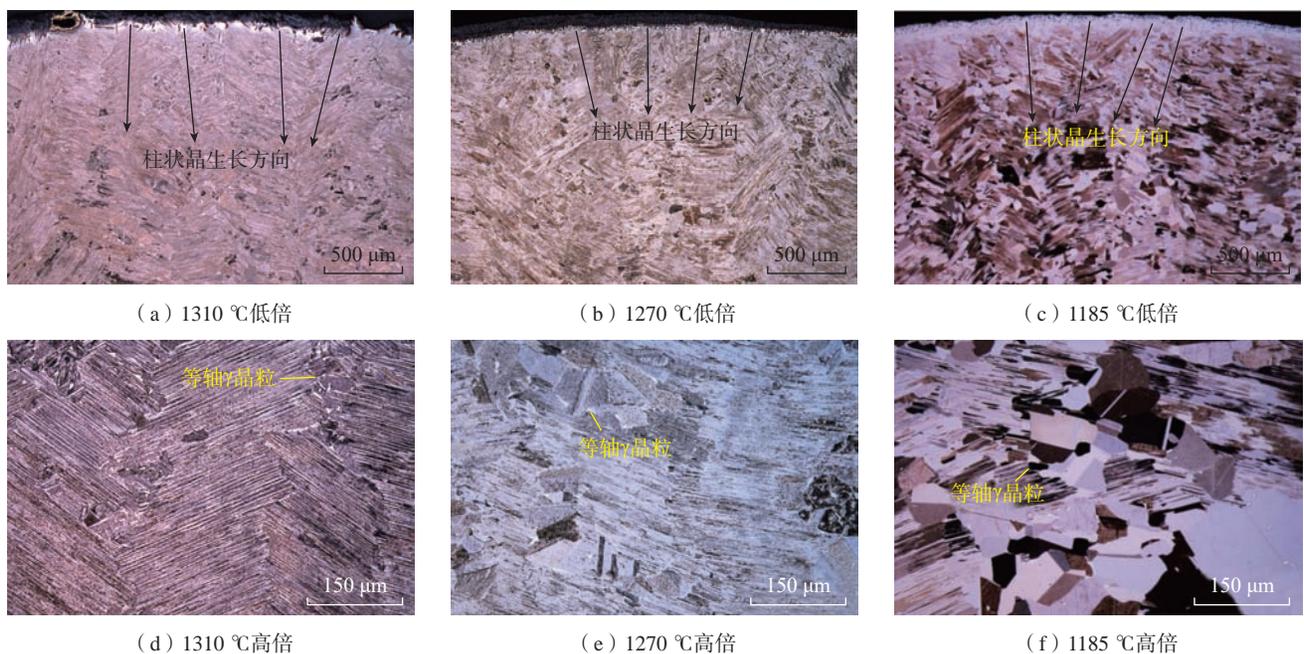


图4 不同热处理后的OM组织

Fig.4 OM microstructures after different heat treatments

30%~70% 可知^[12], 1310~1200 °C 热处理获得的均是 NL 组织, 而 1185 °C 热处理获得的是 DP 组织。图 5 (b) 为不同热处理温度对片层团晶粒和等轴 γ 晶粒尺寸的影响, 可以看出, 随热处理温度降低, 片层团晶粒尺寸逐渐降低, 等轴 γ 晶粒尺寸逐渐升高。

为了分析不同热处理对整个组织的晶粒细化作用, 对片层团晶粒和等轴 γ 晶粒尺寸进行等效处理, 等效晶粒尺寸为

$$d_{eq} = d_l \times V_l + d_\gamma \times V_\gamma \quad (1)$$

式中, d_{eq} 是等效晶粒尺寸; d_l 是片层团晶粒尺寸; V_l 是片层团晶粒体积分数; d_γ 是等轴 γ 晶粒尺寸; V_γ 是等轴 γ 晶粒体积分数。根据式 (1) 计算得到的等效晶粒尺寸及不同热处理对铸态组织的细化作用如表 1 所示, 可以看出, 随热处理温度降低, 等效晶粒尺寸逐渐减小, 对铸态组织的细化作用逐渐增加。

不同热处理后的 SEM-BSE 组织如图 6 所示。图 6 (a) 表明, 1310 °C 热处理消除了合金铸态组织中的枝晶偏析, Al 元素在整个组织中的分布变得均匀。图 6 (b) 和 (c) 表

明, 1270 °C 和 1185 °C 热处理不能消除铸态组织中的枝晶偏析, Al 元素偏析一部分保持不变, 另一部分通过

$\alpha_2 \rightarrow \gamma$ 相变转变成 γ 晶粒。图 6 (d) 表明, 1310 °C 热处理组织中的 α_2 片层是十分连续的, 几乎没有观察到 α_2

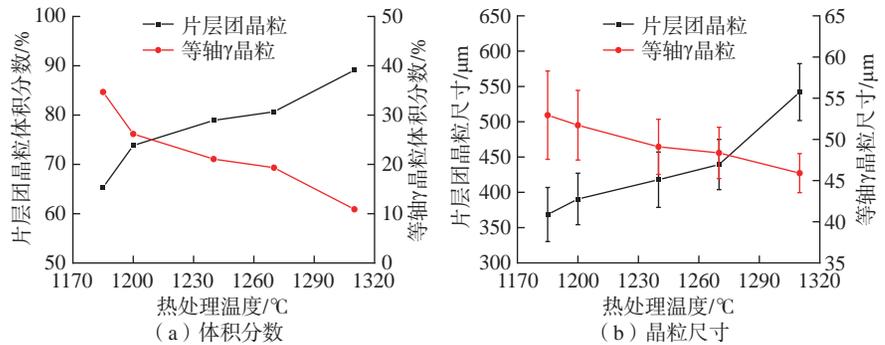
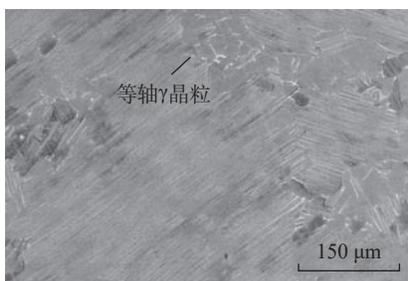


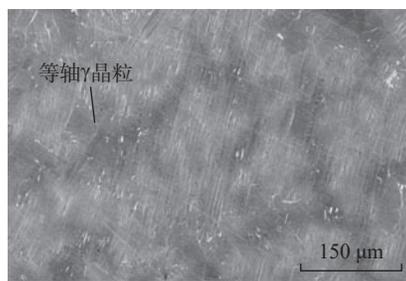
图 5 不同热处理温度对片层团晶粒和等轴 γ 晶粒体积分数和晶粒尺寸的影响
Fig.5 Effects of different heat treating temperatures on lamellar colony grain and equiaxed γ grain volume fractions and sizes

表 1 不同热处理对铸态组织的细化作用
Table 1 Refinement effect of different heat treatments on as-cast microstructure

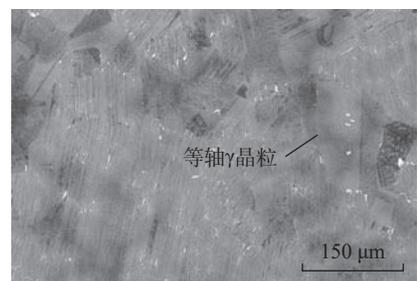
合金状态	组织类型	等效晶粒尺寸/ μm	相对铸态组织变化率/%
原始铸态	FL	561.03	—
1310 °C/4 h	NL	488.01	-13
1270 °C/4 h	NL	363.78	-35
1240 °C/4 h	NL	340.09	-39
1200 °C/4 h	NL	301.92	-46
1185 °C/4 h	DP	259.15	-54



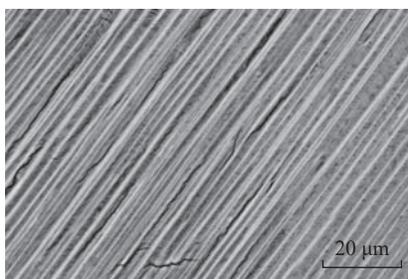
(a) 1310 °C 低倍



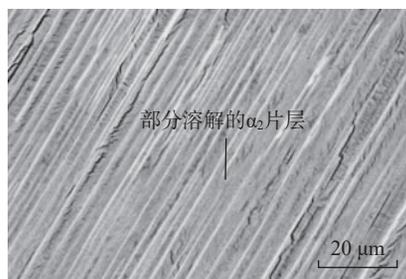
(b) 1270 °C 低倍



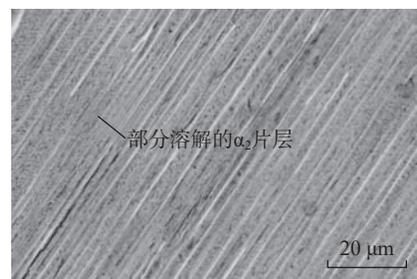
(c) 1185 °C 低倍



(d) 1310 °C 高倍



(e) 1270 °C 高倍



(f) 1185 °C 高倍

图 6 不同热处理后的 SEM-BSE 组织

Fig.6 SEM-BSE microstructures after different heat treatments

片层的溶解。然而,图6(e)和(f)表明,1270℃和1185℃热处理组织中的 α_2 片层是不连续的, α_2 片层均发生了部分溶解,且热处理温度越低, α_2 片层的溶解越多。

2.2.2 优化热处理组织演变

根据以上试验结果可知,在常规NL组织热处理温度1310℃时可以获得NL组织,但不利于铸态组织晶粒细化;在常规DP组织热处理温度1270℃时甚至无法获得DP组织;只有当热处理温度降低到1185℃时才获得了DP组织,但该组织中的等轴 γ 晶粒体积分数仅有34.67%,等效晶粒尺寸仍然较大。因此,对常规热处理工艺进行了优化,由上文可知,Ti-47Al-2Cr-2Nb合金经过1185℃/4h热处理后已获得DP组织,但由于热处理温度较低,合金元素的扩散速率较慢,得到的DP组织中轴 γ 晶粒体积分数较低,晶粒细化作用有限。为了使铸态组织得到进一步细化,需要提高等轴 γ 晶粒体积分数,因此,对DP组织热处理工艺优化考虑延长热处理时间至6h。对于NL组织热处理而言,由于在 $\alpha+\gamma$ 相区热处理时片层团晶粒具有遗传性,在热处理温度保温时没有重新生成 α 晶粒,铸态组织中粗大的柱状片层团晶粒取向也没有发生变化,因此得到的NL组织晶粒细化作用十分有限。在优化NL组织热处理工艺时,考虑以1185℃/6h热处理得到的DP组织为基体,再对其进行进一步1330℃(即 T_α 以上10℃)短时保温热处理。由于DP组织中存在大量的等轴 γ 晶粒,对 α 晶粒的长大有钉扎作用,因此 α 晶粒不会急剧长大,冷却后形成的片层团晶粒也不会太大。但在1330℃热处理时的时间不能太长,一旦等轴 γ 晶粒完全转变为 α 相,则 α 晶粒将会急剧长大,因此将热处理时间设置为1h、0.5h和0.25h。

图7为1185℃/6h热处理后的DP组织。当保温时间增加至6h后,

等轴 γ 晶粒体积分数为55.04%,等效晶粒尺寸为137.39 μm ,与铸态组织相比,晶粒尺寸降低了75.51%,与保温时间为4h的DP组织相比,等轴 γ 晶粒的体积分数明显增多,分布于片层团晶粒内部的 γ 晶粒数量也更多(图7(a));由图7(b)可知,该组织也由 γ 相、 α_2 相和 B_2 相组成,同时,也观察到了 α_2 片层的部分溶解,与保温时间为4h的DP组织相比, α_2 片层的溶解也明显增多。由于片层团晶粒内部的 γ 晶粒析出数量增多,片层团晶粒内部的 B_2 相数量也增多,

依附于发生部分溶解的 α_2 片层。

图8显示了将DP组织试样在1330℃保温1h和0.5h后炉冷得到的OM组织,可见二者均为片层团晶粒组成的FL组织。原始铸态组织中粗大的柱状晶已转变为等轴片层团晶粒,但其尺寸发生了显著长大,平均晶粒尺寸分别为1550.28 μm 和849.46 μm 。

将DP组织试样在1330℃的保温时间降低至0.25h后,得到了片层团晶粒尺寸较小的NL组织,如图9所示。从图9(a)可以看出,原始铸

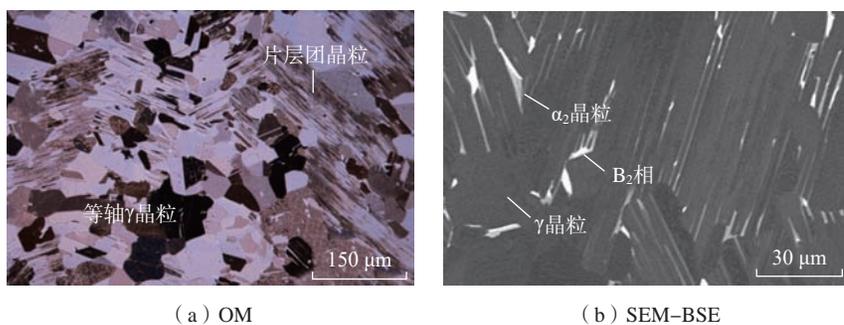


图7 1185℃/6h热处理后的DP组织
Fig.7 DP microstructures after heat treatment at 1185℃/6h

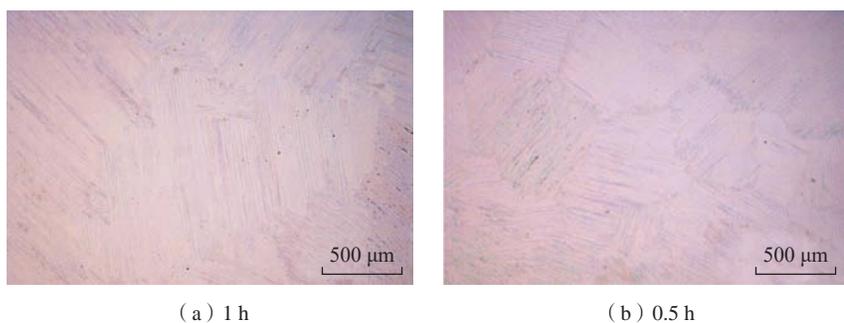


图8 DP组织试样在1330℃/1h和1330℃/0.5h热处理后的OM组织
Fig.8 OM microstructures of specimen with DP microstructure after heat treatments at 1330℃/1h and 1330℃/0.5h

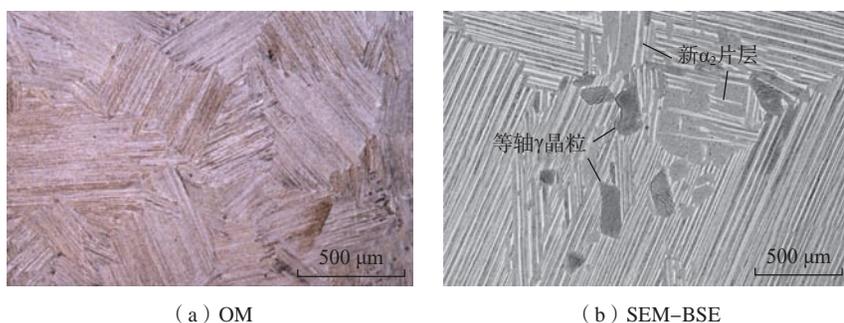


图9 DP组织试样1330℃/0.25h热处理后的组织
Fig.9 Microstructures of specimen with DP microstructure after heat treatment at 1330℃/0.25h

态组织中粗大的柱状片层团晶粒变成了较小尺寸的等轴片层团晶粒,等轴 γ 晶粒的体积分数为6.34%,等效晶粒尺寸为335.46 μm ,与铸态组织相比,晶粒尺寸降低了40.21%;从图9(b)可以看出,DP组织中的等轴 γ 晶粒几乎完全转变成了片层团晶粒,只有极少量的等轴 γ 晶粒残留下来。另外,可以发现在某些等轴 γ 晶粒中有新 α_2 片层析出,但未见 B_2 相存在。

表2为1185 $^{\circ}\text{C}/6\text{h}$ 炉冷和1185 $^{\circ}\text{C}/6\text{h}$ 炉冷+1330 $^{\circ}\text{C}/0.25\text{h}$ 炉冷热处理后获得的DP和NL组织试样的室温拉伸性能。与NL组织试样相比,DP组织试样的强度和塑性均更高,因此Ti-47Al-2Cr-2Nb铸件实际应用时应选择DP组织热处理工艺。由于DP组织的晶粒尺寸较小,晶界数量更多,对位错运动的阻力更大,因此强度更高。同时,由于DP组织的晶粒尺寸较小,使得分散在每个晶粒内的位错密度减小,材料的变形变得比较均匀而不至于造成很大的应力集中,因此塑性更高。此外,由于TiAl合金的变形主要由 γ 相提供,与NL组织相比,DP组织中含有的大量等轴 γ 晶粒在片层团晶粒变形受阻时可以起到很好的缓解应力集中和协调变形的作用,而且片层团晶粒内部 α_2 片层发生的部分溶解也有利于塑性应变的横向传递,这也是DP组织试样塑性更高的原因。

2.3 热处理组织调控机制分析

2.3.1 Al元素偏析和 γ 片层连续粗化对DP组织晶粒细化的影响

Ti-47Al-2Cr-2Nb合金在1185 $^{\circ}\text{C}/6\text{h}$ 热处理后获得了晶粒细化的DP组织,细化机制如图10所示。Ti-47Al-2Cr-2Nb合金的铸态组织由从边缘向中心生长的柱状片层团晶粒组成,如图10(a)所示,在片层界面上存在多种缺陷,主要包括界面台阶、中断片层、有序畴界、 120° 旋转有序界面,分别由数字1、2、3、4表

示。当将合金从室温升至1185 $^{\circ}\text{C}$ 时,在升温前中期,由于片层界面缺陷和平直界面之间存在溶质浓度差的问题,使得缺陷和平直界面之间容易发生体扩散,进而形成溶质原子扩散流,由数字1、2、3、4代表的缺陷分别以台阶迁移、端部收缩、界面分解、界面迁移的方式发生连续粗化,如图10(b)所示。在升温中后期, γ 晶核开始形成,由于在片层团晶界上存在较多的组织缺陷, γ 晶核在片层团晶界上形成比较容易。与之相反,由于 α/γ 片层界面存在Blackburn取向关系: $\{0001\}_{\alpha} // \{111\}_{\gamma} <11\bar{2}0>_{\alpha} // <110>_{\gamma}$,因此该界面理论上十分平直完整且晶格匹配度较高, γ 晶核在片层团晶粒内部形成比较困难。 γ 晶核在片

层团晶粒内部形成主要来源于两个方面:一方面来源于铸态组织中的Al元素偏析,在Al元素偏析的位置化学自由能大,在此驱动力下 γ 晶核易于形成;另一方面来源于 γ 片层在 α/γ 和 γ/γ 界面上的连续粗化。最终形成的 γ 晶核同时分布于片层团晶界上和片层团晶粒内部,如图10(c)所示。当合金在1185 $^{\circ}\text{C}$ 保温时, γ 晶核继续形成并逐渐长大成 γ 晶粒,通过Al元素偏析和片层团晶界上组织缺陷形成的 γ 晶核随着保温时间的延长很容易长大成 γ 晶粒;而通过连续粗化形成的 γ 晶核一部分可以长大成 γ 晶粒,另一部分则表现为 α 片层的部分溶解和 γ 片层的粗化。由于等轴 γ 晶粒的大量形成打断了

表2 DP和NL组织试样的室温拉伸性能

Table 2 Tensile properties of specimens with DP and NL microstructures at room temperature

组织类型	抗拉强度 R_m/MPa	屈服强度 $R_{p0.2}/\text{MPa}$	伸长率 $A/\%$
DP	490	377	2.5
NL	428	353	1.6

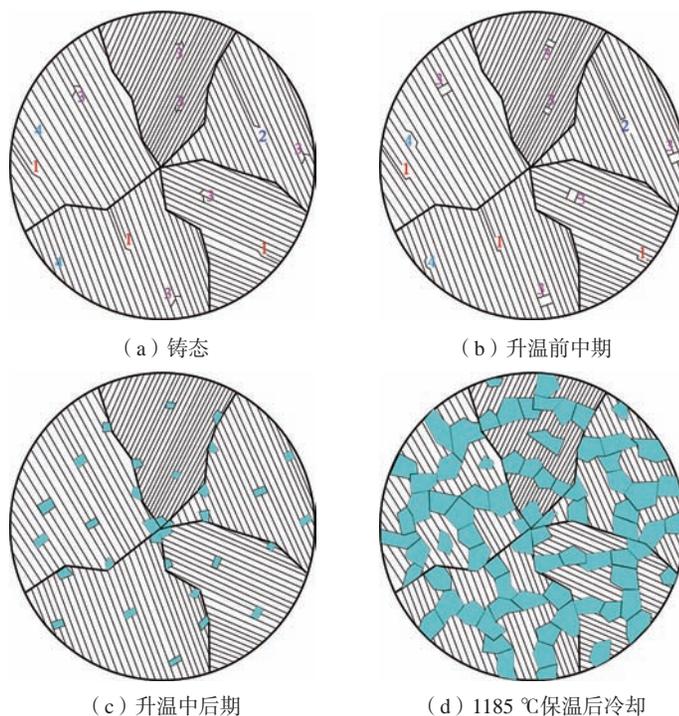


图10 DP组织热处理晶粒细化机制示意图

Fig.10 Schematic diagrams of grain refinement mechanism of DP microstructure heat treatment

铸态组织中粗大的柱状片层团晶粒,因此冷却后组织中的晶粒得到了明显的细化,如图 10 (d) 所示。

2.3.2 等轴 γ 晶粒和 α 相区短时热处理对 NL 组织晶粒细化的影响

对 Ti-47Al-2Cr-2Nb 合金在 1185 °C/6 h 热处理后获得的 DP 组织进行 1330 °C/0.25 h 的短时热处理后,获得了晶粒细化的 NL 组织,细化机制如图 11 所示。图 11 (a) 为 1185 °C/6 h 热处理后获得的 DP 组织,该组织由体积分数近乎相等的片层团晶粒和等轴 γ 晶粒组成。当在 1330 °C 保温时,由于处于 α 单相区内,将发生 $\gamma \rightarrow \alpha$ 转变。保温初期,将发生两种类型的组织转变:(1)片层团晶粒内部的 γ 片层逐渐溶解转变为 α 相;(2)新的 α 片层从等轴 γ 晶粒中析出,如图 11 (b) 所示,随保温时间的延长,片层团晶粒内部的 γ 片层完全转变为 α 相,形成等轴 α 晶粒,并逐渐吞并附近的等轴 γ 晶粒。由于保温时间较短,且有等轴 γ

晶粒的钉扎作用,等轴 α 晶粒不会急剧长大,如图 11 (c) 所示。最后,在冷却过程中, γ 片层逐渐从等轴 α 晶粒中析出形成了等轴片层团晶粒,而在等轴 γ 晶粒中新形成的 α 片层则会部分溶解,最终形成了由等轴片层团晶粒和少量等轴 γ 晶粒组成的 NL 组织,如图 11 (d) 所示。由于在 1330 °C 保温时发生了 $\gamma \rightarrow \alpha$ 转变,破坏了原始粗大的片层团晶粒且保温时间较短,等轴 γ 晶粒对 α 晶粒的长大有钉扎作用使得形成的等轴 α 晶粒尺寸较小,因此冷却后形成的片层团晶粒尺寸也较小。将 1330 °C 保温时间增加至 0.5 h 和 1 h 后,等轴 γ 晶粒有充足时间完全转变为 α 相, α 晶粒急剧长大,从而使得在随后冷却过程中形成的片层团晶粒尺寸也显著增大。

3 结论

(1) Ti-47Al-2Cr-2Nb 合金铸态组织由粗大的片层团晶粒组成,在常

规 $\alpha + \gamma$ 相区热处理时片层团晶粒具有遗传性,热处理后片层团晶粒取向不变。随热处理温度降低,等轴 γ 晶粒的体积分数逐渐增加,热处理组织由 NL 向 DP 转变。

(2) 制定了晶粒细化的 DP 组织一步热处理工艺 1185 °C/6 h/ 炉冷和 NL 组织两步热处理工艺 1185 °C/6 h/ 炉冷 + 1330 °C/0.25 h/ 炉冷,可分别将铸态组织的晶粒尺寸从 561.03 μm 细化至 137.39 μm 和 335.46 μm 。DP 组织试样的屈服强度略高于 NL 组织试样, DP 组织试样的延伸率相较于 NL 组织试样有大幅度提升,因此 Ti-47Al-2Cr-2Nb 铸件实际应用时应选择 DP 组织热处理工艺。

(3) DP 组织热处理晶粒细化机制是在片层团晶粒内部析出大量 γ 晶粒,从而打断原始粗大的片层团晶粒, γ 晶核在片层团晶粒内部形成来源于铸态组织中 Al 元素偏析和 γ 片层连续粗化。NL 组织热处理晶粒细化机制是在 α 单相区短时保温时发生了 $\gamma \rightarrow \alpha$ 转变破坏了原始粗大的片层团晶粒,且由于保温时间较短,等轴 γ 晶粒对 α 晶粒长大有钉扎作用使得形成的等轴 α 晶粒尺寸较小,因此冷却后形成的片层团晶粒尺寸也较小。

参考文献

- [1] YU W, YIN Y J, ZHOU J X, et al. Surface condition evolution and fatigue evaluation after different surface processes for TiAl₄₇Cr₂Nb₂ alloy[J]. Materials, 2022, 15(16): 5491.
- [2] YU W, YIN Y, ZHOU J X, et al. Surface characteristics and high cycle fatigue behaviors of Ti₄₇Al₂Cr₂Nb alloy subjected to different surface processes and thermal exposure[J]. Journal of Materials Research and Technology, 2022, 21: 3703-3718.
- [3] WANG L, ZHOU W L, SHEN C, et al. Effect of substrate temperature on microstructure and mechanical properties of TiAl alloy fabricated using the twin-wire plasma arc additive manufacturing system[J]. Journal of Materials

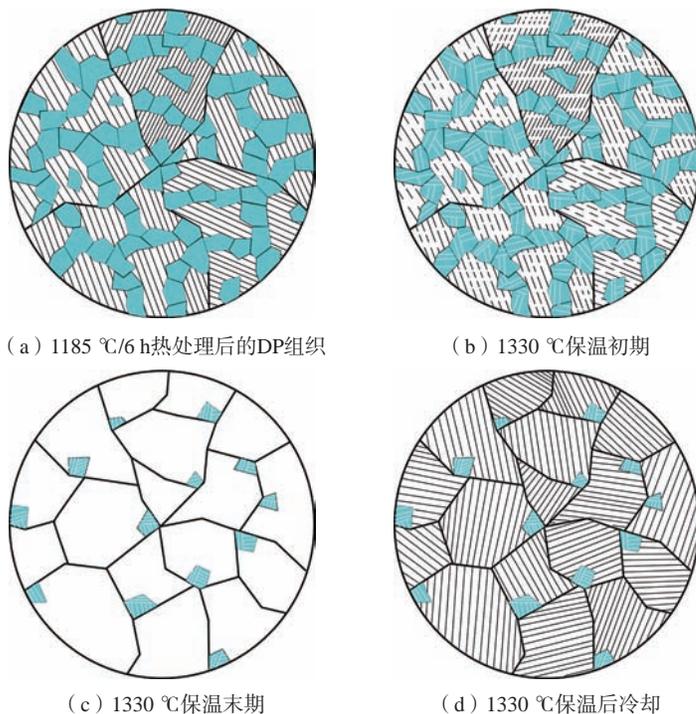


图 11 NL 组织热处理晶粒细化机制示意图

Fig.11 Schematic diagrams of grain refinement mechanism of NL microstructure heat treatment

Science, 2022, 57(19): 8940–8955.

[4] DUAN B H, YANG Y C, HE S Y, et al. History and development of γ -TiAl alloys and the effect of alloying elements on their phase transformations[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2022, 909: 164811.

[5] CHEN G, PENG Y B, ZHENG G, et al. Polysynthetic twinned TiAl single crystals for high-temperature applications[J]. Nature Materials, 2016, 15(8): 876–881.

[6] KIM J K, KIM J H, KIM J Y, et al. Producing fine fully lamellar microstructure for cast γ -TiAl without hot working[J]. Intermetallics, 2020, 120: 106728.

[7] SZKLINIARZ A. Grain refinement of Ti-48Al-2Cr-2Nb alloy by heat treatment

method[J]. Solid State Phenomena, 2012, 191: 221–234.

[8] KOŚCIELNA A, SZKLINIARZ W. Effect of cyclic heat treatment parameters on the grain refinement of Ti-48Al-2Cr-2Nb alloy[J]. Materials Characterization, 2009, 60(10): 1158–1162.

[9] CLEMENS H, BARTELS A, BYSTRZANOWSKI S, et al. Grain refinement in γ -TiAl-based alloys by solid state phase transformations[J]. Intermetallics, 2006, 14(12): 1380–1385.

[10] WANG J N, XIE K. Grain size refinement of a TiAl alloy by rapid heat treatment[J]. Scripta Materialia, 2000, 43(5): 441–446.

[11] CLEMENS H, MAYER S. Design, processing, microstructure, properties, and applications of advanced intermetallic TiAl alloys[J]. Advanced Engineering Materials, 2013, 15(4): 191–215.

[12] GAO Z T, YANG J R, WU Y L, et al. A newly generated nearly lamellar microstructure in cast Ti-48Al-2Nb-2Cr alloy for high-temperature strengthening[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2019, 50(12): 5839–5852.

通讯作者: 徐永东, 研究员, 博士, 研究方向为轻质材料精密成形技术、显微组织优化、表面处理 and 力学性能。

Mechanisms of Microstructure Control Using Heat Treatments of TiAl Alloy Castings

YU Wen¹, XU Yongdong¹, ZHU Xiurong¹, WANG Junsheng², LIU Chen¹, FU Yu¹,
WANG Yinyang¹, LI Lei¹, HAN Jungang¹, WANG Yu¹

(1. Ningbo Branch of Chinese Academy of Ordnance Science, Ningbo 315103, China;

2. Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

[ABSTRACT] The as-cast microstructures of TiAl alloys have low strength and poor plasticity due to their coarse grains, and they must be refined by heat treatment. The microstructure evolutions of Ti-47Al-2Cr-2Nb alloy castings after different heat treatments were studied using OM and SEM. The heat treatments of duplex (DP) and nearly lamellar (NL) microstructures were optimized and established, which realized the grain refinement. The mechanisms of grain refinement were revealed. The results show that the DP microstructure heat treatment of 1185 °C/6 h/furnace cooling and the NL microstructure heat treatment of 1185 °C/6 h/furnace cooling + 1330 °C/0.25 h/furnace cooling can refine the as-cast grain size by 75.51% and 40.21%, respectively. The grain refinement mechanism of DP microstructure heat treatment is that a large number of γ grains precipitate inside the lamellar colony grains and break the original coarse lamellar colony grains. The nucleation of γ nuclei in the lamellar colony grains comes from Al element segregation and continuous coarsening of γ lamellae. The grain refinement mechanism of NL microstructure heat treatment is that the $\gamma \rightarrow \alpha$ transformation takes place in the α single phase region for a short time which destroys the original coarse lamellar colony grains, and the equiaxed γ grains can pin the growth of α grains, so that the lamellar colony grains formed after cooling are smaller.

Keywords: TiAl alloy castings; Heat treatment; Duplex microstructure; Nearly lamellar microstructure; Grain refinement

(责编 七七)

引文格式: 杨龙英, 刘志杰, 刘阳阳. RFI整体成型复合材料帽型加筋壁板工艺设计及验证[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 59-65.

YANG Longying, LIU Zhijie, LIU Yangyang. Process design and verification of RFI integrated molding of composites hat stiffened panel[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 59-65.

RFI 整体成型复合材料帽型加筋壁板 工艺设计及验证

杨龙英, 刘志杰, 刘阳阳

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610091)

[摘要] 复合材料树脂膜熔渗(Resin film infusion, RFI)工艺是复合材料成型工艺中广泛使用的一种整体制造技术, 非常适合制造大型、带加强筋且具有复杂型面的航空结构件。本文选取了一种典型的复合材料帽型加筋壁板, 完成工装结构及工艺流程等整体成型工艺设计, 同时对不同树脂膜位置和固化压力下树脂渗透过程进行模拟仿真, 并根据模拟结果选择合理的树脂膜位置和固化压力, 最终根据所选方案完成工艺试验验证, 典型件外观质量和无损检测均合格, 验证了帽型加筋壁板 RFI 整体成型工艺设计及模拟分析的有效性。

关键词: 复合材料; 帽型加筋壁板; RFI 整体成型; 工艺设计; 模拟仿真; 液体成型

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.059



杨龙英
高级工程师。

复合材料加筋壁板具有承载效率高、结构刚度好、受力发生屈曲后剩余承载能力较强等优点, 其中帽型加筋壁板的加强筋切面尺寸较大, 加筋壁板两边与蒙皮一起构成闭合切面, 承受的载荷较大, 受压稳定性较

好, 因此复合材料帽型加筋壁板是飞机结构中常用的构件^[1]。大部分复合材料加筋壁板构件采用热压罐/预浸料胶接共固化或二次胶接成型工艺方法完成制备^[2]。但传统的热压罐/预浸料成型工艺存在工艺过程烦琐、高额的材料成本、高昂的制造成本等问题^[3], 限制了复合材料进一步扩大应用。如何在减轻重量的同时降低制造成本, 提高复合材料的性价比是目前制造高性能复合材料面临的主要问题之一^[4]。整体成型不仅能减少金属连接件, 起到减重的作用, 还能减少进热压罐的次数, 降低制造成本。因此, 复合材料构件的整体化制造是新一代复合材料发展的方向^[5]。复合材料树脂膜熔渗(Resin film infusion, RFI)工艺是复合材料成型工艺中广泛使用的一种整体化制造技术, 其成型原理如图 1 所示, RFI 成型过程中树脂沿厚度

方向流动, 树脂浸润路径大为缩短, 在制造大尺寸构件上具有明显优势, 非常适合大型、带加强筋且具有复杂型面的航空结构件的整体化成型。相较于热压罐/预浸料工艺, RFI 工艺所采用的原材料是干纤维和树脂膜, 在成本上低于相同材料制成的预浸料, 且原材料的保质期也更长^[6], 同时 RFI 制件还具有纤维含量高、力学性能优异、制品重现性好、孔隙率低等优点^[7]。因此, RFI 液体成型技术是一种非常具有发展潜力的复合材料整体化制造技术。高艳秋等^[8]针对传统 RFI 工艺存在的不足, 建立了新的 RFI 工艺树脂流动模型, 突破了 RFI 工艺对加筋高度的限制, 实现了任意高度复合材料加筋壁板结构的 RFI 整体成型。张国利等^[9]采用 RFI 液体成型工艺制造 T 型加筋壁板, 确定了 T 型加筋 RFI 成型工艺参数。本文以典型的帽型加筋壁板

为研究对象,采用PAM-RTM软件对不同树脂膜位置、不同压力下树脂渗透过程进行模拟仿真,完成RFI成型帽型加筋壁板成型工艺设计,并结合帽型加筋壁板RFI工艺仿真结果进行验证。

1 成型工艺设计

1.1 原材料

采用中简科技股份有限公司的ZT7H3194U碳纤维单向织物(单层厚度0.2 mm);中航复合材料有限公司的QY9512高温双马树脂膜(单层厚度1 mm)及LCM01增韧膜。

1.2 试验件的制备

选取的典型结构帽型加筋壁板如图2所示,包含蒙皮和8根帽型筋条。蒙皮厚度为3.8~4.2 mm,横向宽度为1200 mm,纵向宽度为650 mm,蒙皮的铺层设计为 $[+45/-45/90/0/+45/0/0/+45/90/-45]_s$,共计20层;帽型筋条厚度为1.85~2.15 mm,铺层设计为 $[+45/-45/0/90/-45]_s$,共计10层;8根帽型筋条有4种尺寸,4根筋条长度为450 mm,另外4根筋条长度为500 mm,两种长度的筋条又各自包含两种截面尺寸,帽型筋条截面见图3,两种帽型筋条截面尺寸如表1所示。

1.3 成型工装

复合材料帽型加筋壁板RFI整体成型时,筋条采用阴模成型,筋条外表面采用钢模,使用龙门架定位钢模,保证筋条位置的准确性。帽型筋条内型面采用由橡胶硫化后形成的口型工艺软模,这种口型工艺软模既是工装的一部分,用来维持帽型筋条的形状,也是后续封装真空系统时真空袋的一部分,筋条内表面无须再封装真空袋,固化时压力通过软模传递给筋条,确保筋条受压,工装结构如图4所示,工装表面粗糙度为 $R_a 1.6 \mu\text{m}$,龙门架的定位精度为 $\pm 0.1 \text{ mm}$ 。

1.4 工艺流程

RFI整体成型帽型加筋壁板工

艺流程设计如图5所示,包括以下工序内容。

(1)工装制备:检查工装表面无凹坑、划伤等缺陷,检查工装附件(龙门架等)齐全,清洗工装表面至无油污等,并在工装表面铺贴脱模布。

(2)软模制备:软模采用Airpad橡胶成型,在专用的软模成型模中阴模成型,在4个R区铺放2层Airpad橡胶,其余位置为1层Airpad橡胶,组合好以后进热压罐硫化,脱模后在软模表面铺贴脱模布。

(3)筋条预制体制备:筋条预制体在阳模铺叠模上铺叠,按铺层角度逐层铺叠,铺叠完成以后去除四周余量,从阳模铺叠模上取下来。

(4)蒙皮预制体制备:在成型工装上铺叠蒙皮,在每层铺层的余量位置用胶带将铺层固定在工装上,防止铺层滑移,铺叠过程中不可出现纤维架桥、皱褶、屈曲、夹杂物等现象。

(5)组装定位:采用专用的定位卡板将筋条定位到蒙皮上,定位卡板为铝材质,轻巧便于搬运。定位卡板

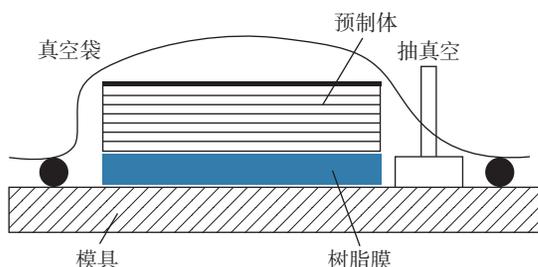


图1 RFI成型工艺原理示意图

Fig.1 Schematic diagram of RFI molding process principle

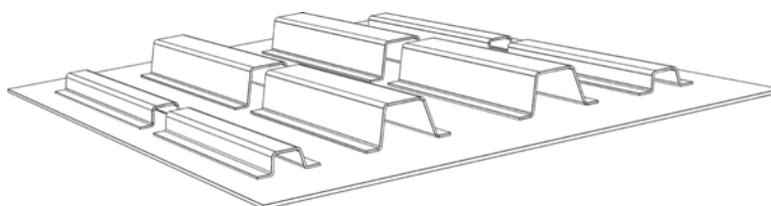


图2 典型帽型加筋壁板结构

Fig.2 Typical structure of hat stiffened panel

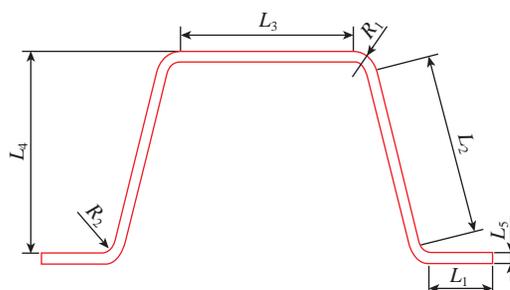


图3 帽型加强筋截面示意图

Fig.3 Section diagram of the hat stiffener

表1 两种帽型筋条截面尺寸

Table 1 Two types of hat stiffener sizes

帽型筋条	L_1/mm	L_2/mm	L_3/mm	L_4/mm	L_5/mm	R_1/mm	R_2/mm
大筋条	16	50	46	56	3	7	3
小筋条	16	18	26	26	3	7	3

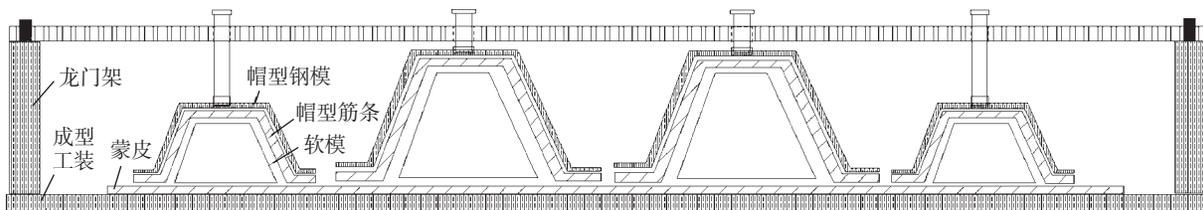


图4 帽型加筋壁板 RFI 成型工装

Fig.4 RFI molding tooling of hat stiffened panel

可以同时定位软模和筋条,定位筋条的卡板距离筋条上表面的理论外型面 3~5 mm,卡板距离筋条两侧的里路外型面 0.5 mm,定位卡板上有一个可拆卸的马蹄形卡片,定位软模时装上马蹄形卡片,马蹄形卡片距离筋条内表面 0.5 mm,如图 6 所示,定位筋条时取下马蹄形卡片,先采用马蹄形卡片将软模定位到成型工装上,再用定位卡板将筋条定位到软模上,保证筋条位置的准确性,确保筋条轴线度满足要求;取下定位卡板,在蒙皮和筋条上铺放树脂膜,完成树脂膜铺放后再将钢模和龙门架组装到工装上。

(6) 封装真空袋及气密检测: 在组装完树脂膜后,在树脂膜上依次放置隔离膜、透气毡等工艺辅助材料,然后封装真空袋,软模作为帽型筋条内部的真空袋,与蒙皮上的真空袋连接成整体,随后抽真空并检测真空度,真空度满足 5 min 内真空泄漏不超过 0.001 MPa。

(7) 固化成型: 按照 QY9512 树脂膜工艺规范固化成型,室温下抽真空至 ≤ 0.085 MPa,然后升温至 (120 ± 5) °C,保温 (30 ± 10) min,开始施加 0.4~0.9 MPa 的压力,继续升温至 (180 ± 5) °C,保温 120~140 min,再升温至 (200 ± 5) °C,保温 240~260 min,最后降温至 70 °C 以下,卸压出罐。

(8) 脱模: 待工装温度降至 60 °C 以下时,揭掉真空袋除去工艺材料,拆卸龙门架和钢模,将零件从工装上取下来。

1.5 树脂渗透方案

RFI 成型工艺中树脂浸润纤维

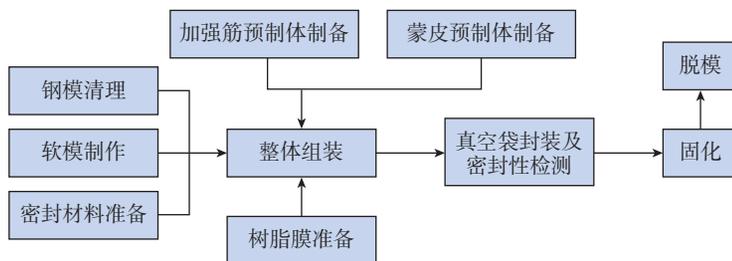


图5 RFI 成型帽型加筋壁板流程图

Fig.5 Flow of the steps of RFI molding hat stiffened panels

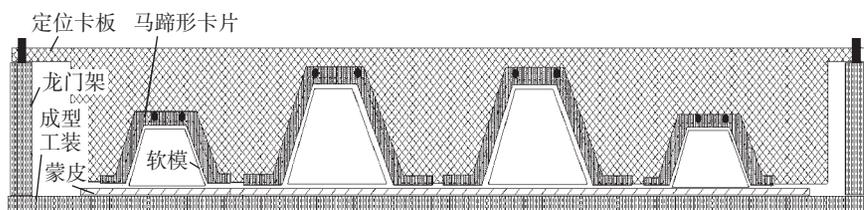


图6 定位卡板定位软模

Fig.6 Location pallet positioning the soft mold

预制体的过程可视为不可压缩流体在多孔介质中的流动过程,其树脂渗透过程需遵循动量守恒、质量守恒及能量守恒三大基本定律。Darcy 定律^[10]可描述流体的动量守恒,这也是 PAM-RTM 模拟计算的基础。

Darcy 定律的公式为

$$\vec{v} = -\frac{\mathbf{K}}{\mu} \nabla P \quad (1)$$

式中, v 为树脂流动速度; \mathbf{K} 为渗透率张量; μ 为树脂黏度; P 为压力。

预制体渗透率 \mathbf{K} 是 Darcy 定律中的关键参数,将直接影响树脂浸润速度,进而影响成型质量。作为流动模拟的重要参数之一, \mathbf{K} 对树脂流动特性起着决定性作用^[11]。

为保持树脂渗透过程中树脂质量平衡,需满足连续性方程,即

$$\nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (2)$$

式(1)和(2)结合可得树脂渗

透过程的控制方程,即

$$\nabla \cdot \left(\frac{\mathbf{K}}{\mu} \nabla P \right) = 0 \quad (3)$$

树脂浸润纤维预制体内的过程较复杂,因此为简化整个数值模拟过程,需对建立的帽型加筋壁板三维实体模型做以下假设:(1)树脂浸润过程可视为等温过程,忽略树脂间的热传递,以及忽略热压罐中预制体与周围环境的热交换;(2)忽略树脂浸润过程中的黏度变化,视为在一定温度下的固定量;(3)忽略纤维预制体在整个树脂浸润过程中的变形;(4)树脂为牛顿流体,在整个树脂浸润过程中密度保持不变^[12]。

在 RFI 成型工艺渗透过程中,处于不断变化的是树脂渗透前沿的位置,这是一个瞬态过程。PAM-RTM 中采用有限元/控制体积法追踪树脂渗透前沿,有限元/控制体积法中,

网格始终保持最初的状态,而后建立由各个相邻四面体中心连接组成的控制体^[13]。控制体内树脂渗透的前沿位置可由控制系数 F 表征,即

$$F = \frac{V_{\text{resin}}}{V_{\text{control}}} \quad (4)$$

式中, V_{resin} 为控制体内树脂体积; V_{control} 为控制体体积。

当 $F=1$ 时,控制体内树脂完全浸润;当 $0 < F < 1$ 时,控制体部分被树脂浸润;当 $F=0$,控制体内无树脂浸润。

利用 ABAQUS/CAE 建立三维实体模型,模型尺寸与典型帽型加强筋壁板结构尺寸一致,蒙皮尺寸为 $1200 \text{ mm} \times 650 \text{ mm} \times 4 \text{ mm}$,帽型筋条共有 8 根,4 种尺寸。将该模型导入 HyperMesh 中进行网格划分,分别建立了蒙皮和加强筋的三维实体模型并划分网格,蒙皮与加强筋实体模型的网格示意图如图 7 和 8 所示。

将网格划分后的三维实体模型导入 PAM-RTM 仿真软件中,进行参数设置。从图 9 树脂膜的动态黏度曲线可以看出, $90 \sim 160 \text{ }^\circ\text{C}$ 时,树脂膜的黏度都很低,因此树脂膜的加压窗口在 $90 \sim 160 \text{ }^\circ\text{C}$ 之间。图 10 为树脂膜在渗透温度 $120 \text{ }^\circ\text{C}$ 条件下的恒温黏度曲线,由于树脂膜在 $120 \text{ }^\circ\text{C}$ 时完全熔化为树脂,此时加压,树脂开

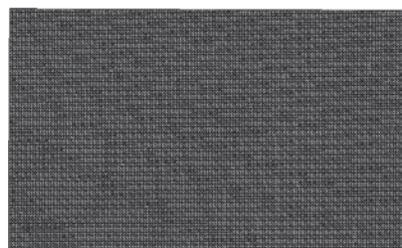


图 7 蒙皮实体模型的网格示意图
Fig.7 Mesh diagram of skin soild model

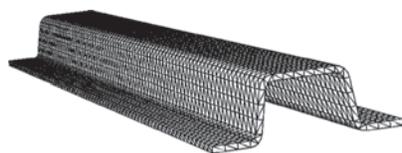


图 8 加强筋实体模型的网格示意图
Fig.8 Mesh diagram of stiffener soild model

始渗透纤维预制体。本文研究的树脂渗透时间不超过 15 min ,环境室温几乎不会改变测量过程中树脂的黏度,因此,在仿真设置参数时将黏度视为常数。

1.5.1 树脂膜位置对树脂渗透情况的影响

为分析 RFI 成型工艺过程中树脂膜位置对树脂渗透情况的影响,分别模拟树脂膜置于纤维预制体下方和树脂膜置于纤维预制体上方时的树脂渗透情况,在模拟时改变树脂注入口以获得不同的树脂膜位置,考虑重力加速度并将压力设置为 0.4 MPa 。

由帽型加强筋壁板的结构可知,当树脂膜置于纤维预制体下方时,树脂浸润完蒙皮后很难向上浸润,即树脂无法浸润至加强筋内^[14]。正常情况下,树脂渗透情况受树脂黏度和外加压力影响较大,但即使大幅地加大外加压力,树脂依旧无法浸润至加强筋内^[15]。结合试验结果可知,蒙皮和加强筋的树脂浸润过程基本上是不影响的,可以分开模拟,且蒙皮厚

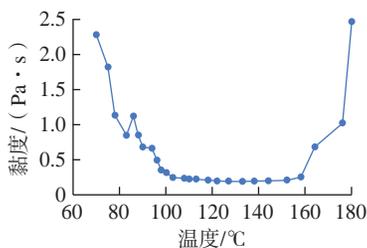


图 9 树脂膜在不同温度下的黏度曲线
Fig.9 Resin isothermal viscosity curve under different temperatures

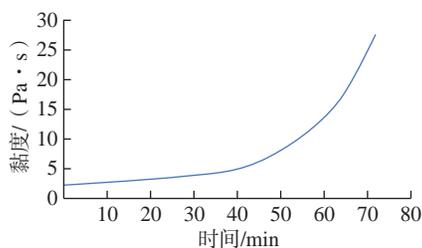
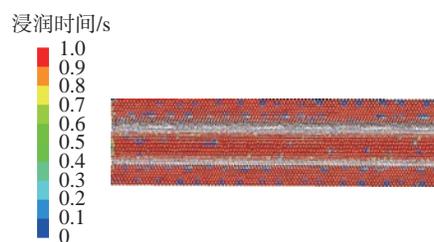


图 10 树脂膜在渗透温度 $120 \text{ }^\circ\text{C}$ 条件下的恒温黏度曲线
Fig.10 Constant temperature viscosity curve of resin film at permeation temperature of $120 \text{ }^\circ\text{C}$

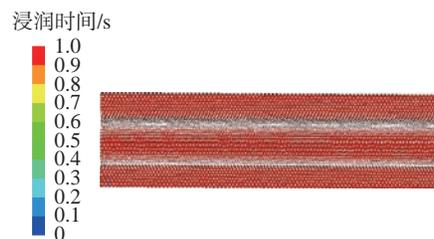
度仅有 4 mm ,远低于 RFI 成型工艺对高度的限制。因此,树脂膜位置和外加压力对蒙皮浸润质量的影响不大,对帽型加强筋壁板三维整体模型的模拟可以认为是对加强筋在树脂膜不同位置下树脂渗透情况的模拟。

对加强筋不同树脂膜位置的树脂渗透情况进行模拟,加强筋表面树脂流动过程及树脂浸润完成如图 11 所示。

对比图 11 (b) 和 (d) 可知,树脂膜位于加强筋上方和下方时树脂



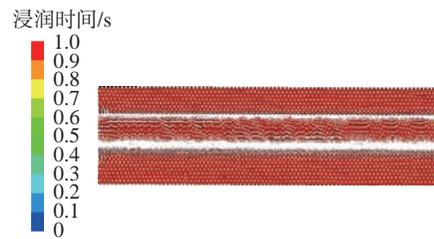
(a) 树脂膜在下时加强筋表面树脂流动过程



(b) 树脂膜在下时加强筋树脂浸润完成



(c) 树脂膜在上时加强筋表面树脂流动过程



(d) 树脂膜在上时加强筋树脂浸润完成

图 11 树脂膜位置不同时,加强筋表面树脂流动过程及树脂浸润完成图

Fig.11 Simulation process and results of resin flowing and infusion completion on stiffener surface with resin in different position

均可以完成对帽型加强筋的浸润,但树脂膜位于加强筋下方时的浸润质量更低,图 11 (b) 中可明显看到在树脂渗透过程中,加强筋表面仍存在少量未浸润区域,即气孔缺陷。由图 11 (a) 可知,树脂膜位于下方渗透时,加强筋表面出现较多的蓝色未浸润区域;而树脂膜置于上表面时,加强筋表面基本看不到未浸润区,只出现了较多的绿色未完全浸润区(图 11 (c))。

如图 12 所示,在厚度方向上树脂渗透完成时的效果基本一致,均完全浸润,基本看不到未浸润区域,仅从渗透完成图无法得出二者浸润方式的不同。对比图 12 (a) 和 (c) 可知,相同渗透时间,树脂膜在下时树脂厚度方向渗透不均匀,加强筋上部明显存在较多的蓝色未浸润区。

这些现象出现的主要原因是树脂膜置于加强筋下表面,树脂向上浸润需依靠外加压力并克服其本身的重力^[16]。从图 12 (b) 和 (d) 可明显看出树脂膜位置对于树脂渗透情况的影响,树脂膜在加强筋下表面时,树脂受重力影响不易上升,并且由图 13 压力分布图可知,树脂膜在下时的最大压力为 4.99×10^5 Pa,而树脂膜在上时仅为 4.74×10^5 Pa。树脂膜置于加强筋下,树脂渗透时树脂上部无压力(图 13 (d)),与之相反,树脂膜置于加强筋上表面,树脂的浸润反而能依靠其自身重力获得更好的浸润效果。因此树脂膜置于加强筋下表面的纤维预制体的树脂浸润效果较差,且易导致出现气孔、缺胶等缺陷^[17]。

综上,树脂膜位置对 RFI 液体成型工艺的成型质量有较大影响,树脂膜置于加强筋下方时树脂浸润质量较差,易出现气孔、富树脂等缺陷。

1.5.2 压力对树脂渗透情况的影响

压力的选择会影响树脂渗透完

成所需时间,厂家提供的合适压力为 0.4~0.8 MPa。为分析 RFI 成型工艺中压力对树脂渗透过程的影响,选取的压力为 0.5 MPa、0.6 MPa 和 0.7 MPa,其中,树脂膜位于加强筋上表面。

本文进行了 0.5 MPa、0.6 MPa、0.7 MPa 这 3 个压力下的树脂压力分布和渗透完成时间的仿真试验,但仿真过程截屏只截取了 0.5 MPa 的图,

如图 14 所示。由模拟仿真结果可知,3 种压力下理论完成渗透所需时间基本一致,即随着压力的增加,渗透完成所需时间相差不大。由图 14 可知,0.5 MPa 时渗透完成所需时间仅为 0.0146 s,完成渗透所需时间过短,无法比较出差异。对比试验结果可知,这 3 种压力下获得的制件表面质量和内部质量相差无几,即这 3 种压力下渗透质量一致。这是由于帽型

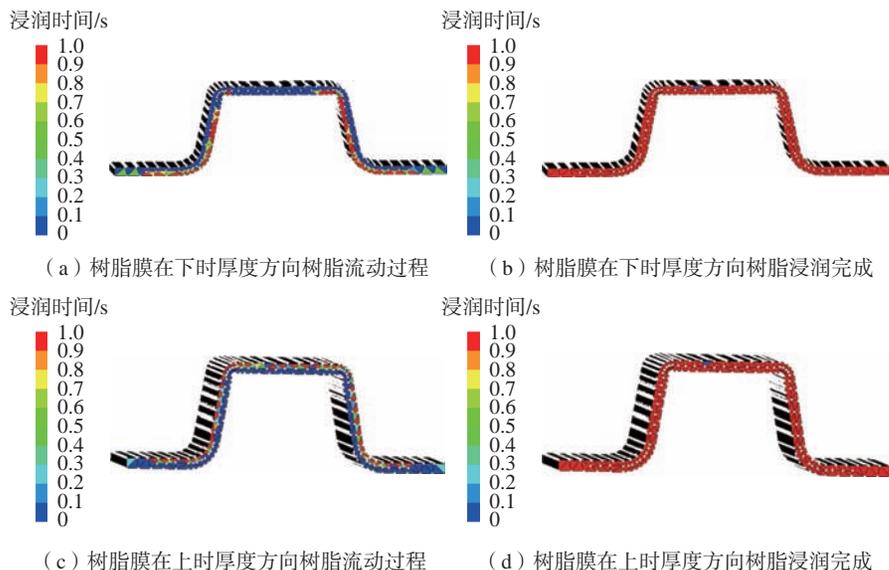


图 12 树脂膜位置不同时,加强筋厚度方向树脂流动过程及树脂浸润完成图

Fig.12 Simulation process and results of resin flowing and infusion completion in the thickness direction of stiffener with resin in different position

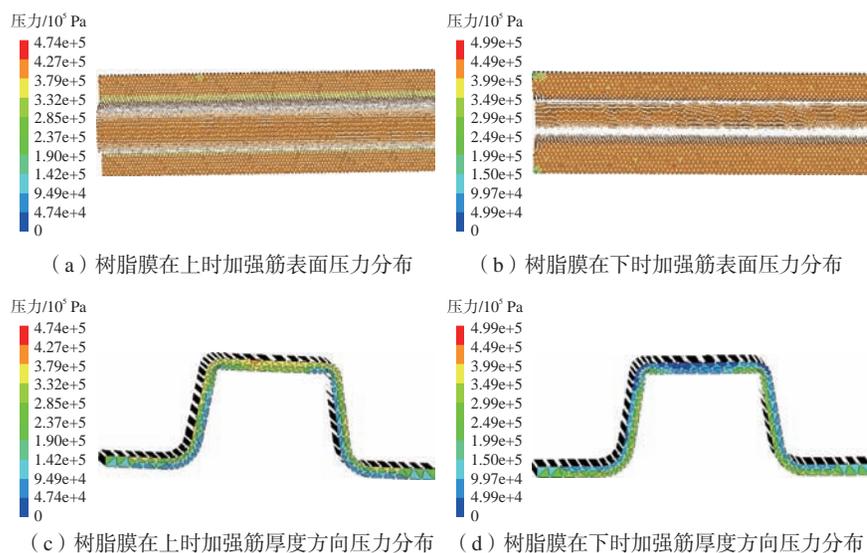


图 13 树脂膜位置不同时加强筋表面和厚度方向压力分布图

Fig.13 Pressure distribution on the surface and thickness direction of stiffener with resin in different position

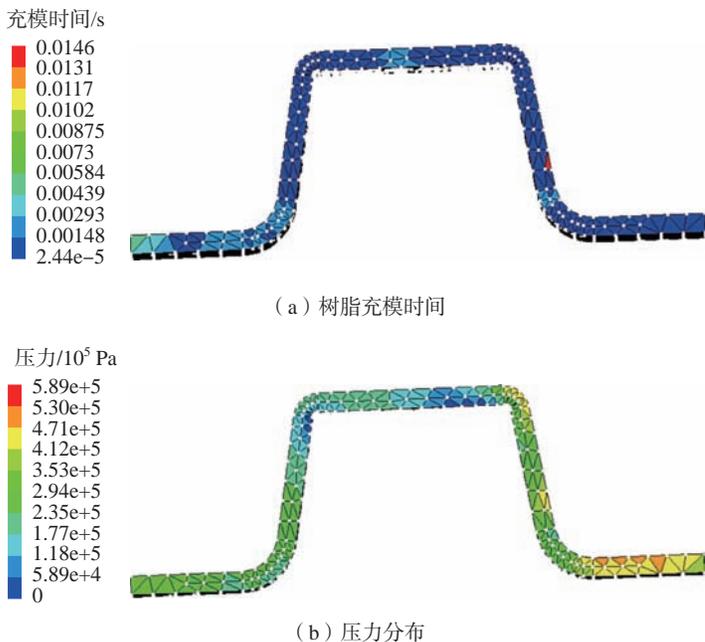


图 14 0.5 MPa 时的树脂压力分布及渗透完成所需时间图

Fig.14 Distribution of resin pressure and the time required for penetration at 0.5 MPa

加强筋的纤维预制体的厚度太薄,只需给予一定量的压力即可完成渗透过程,而后增加压力,对树脂渗透完成所需时间的影响不大^[18]。

2 工艺试验验证

根据上述工艺设计方案和模拟仿真结果完成了复合材料帽型加强筋壁板的 RFI 整体成型工艺验证,模拟结果为树脂膜位于筋条上方,并且固化压力为 0.5~0.7 MPa 时有利于筋条成型质量,因此工艺验证时将树脂膜置于筋条上方,固化压力设置为 0.6 MPa。工艺验证的复合材料帽型加强筋壁板表面平整无褶皱、无积胶和贫胶、无干斑等缺陷,帽型筋条 R 区质量好,无积胶;采用检验卡板检测筋条轴线度,筋条轴线度满足 ± 1.2 mm 的要求;使用 5 MHz 的超声波探伤仪(超声 A 扫)检测其内部质量情况,从图 15 的检测波形图可以看出,表面回波与底面回波之间无其他波形,且沿检测路径缓慢移动时,波形无变化。由此可知,RFI 成型工艺制造的帽型加强筋壁板内无明显缺陷。

3 结论

(1) 开展了 RFI 整体成型复合材料帽型加强筋壁板工艺设计,成型工装采用定位卡板和龙门架定位筋条,保证了筋条的位置精度,并对制造工艺流程中的难点和重点问题进行了研究,保证成型质量。

(2) 采用 PAM-RTM 模拟仿真了树脂膜位置对 RFI 成型工艺中树脂渗透过程及成型质量的影响,结果表明,树脂膜位于筋条上方更有利于获得产品质量满足要求的帽型加强筋壁板。并对固化压力进行了模拟,结果显示 0.5 MPa、0.6 MPa 和 0.7 MPa 3 种压力下获得的制件表面质量和内部质量相差无几,增加压力对树脂渗透完成所需时间的影响不大。

(3) 结合工艺设计方案和模拟仿真结果设置了验证工艺参数:树脂膜位于筋条上方,固化压力为 0.6 MPa。完成工艺验证并制备了 RFI 帽型加强筋壁板典型件,对其进行筋条轴线度和超声无损检测,无损检测结果显示构件内部无明显缺陷,筋条

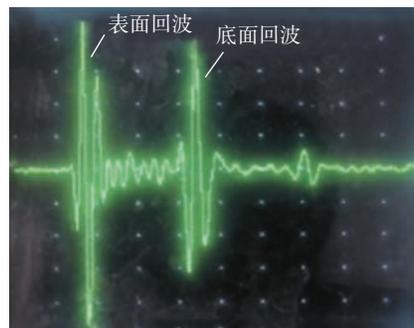


图 15 无损检测波形图

Fig.15 Nondestructive testing oscillogram

轴线度测量结果显示筋条轴线度在 ± 1.2 mm 的范围内,满足要求。

参考文献

- [1] 马刚, 张晓哲, 唐文峰. 大型复合材料加强筋壁板自动化制造技术研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(14): 91-96.
- [2] MA Gang, ZHANG Xiaozhe, TANG Wenfeng. Automated manufacturing technology of large stiffened panel[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(14): 91-96.
- [3] 顾轶卓, 李敏, 李艳霞, 等. 飞行器结构用复合材料制造技术与工艺理论进展[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2773-2797.
- [4] GU Yizhuo, LI Min, LI Yanxia, et al. Progress on manufacturing technology and process theory of aircraft composite structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2773-2797.
- [5] 王彝. 复合材料的应用与展望[J]. 中国新技术新产品, 2018(6): 40-41.
- [6] WANG Ben. Application and prospect of composite materials[J]. New Technology & New Products of China, 2018(6): 40-41.
- [7] 曹魏, 陈立新, 董建娜, 等. 树脂膜熔渗(RFI)工艺及其发展现状[J]. 中国胶粘剂, 2008, 17(3): 41-46.
- [8] CAO Wei, CHEN Lixin, DONG Jianna, et al. Actuality and development of resin film infusion (RFI) process[J]. China Adhesives, 2008, 17(3): 41-46.
- [9] 李吻. Z-pin 增强帽型加强筋壁板连接机理与力学性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [10] LI Wen. Study on connection mechanism and mechanical properties of Z-pin reinforced hat stiffened panel[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [11] 邱航波, 胡清, 黄智勇, 等. 先进复合

材料整体壁板RFI成型工艺探讨[J]. 装备制造技术, 2013(8): 49–51.

QIU Hangbo, HU Qing, HUANG Zhiyong, et al. Discussion on RFI process of advanced composite material integral panel[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2013(8): 49–51.

[7] GARSCHKE C, PARLEVIET P P, WEIMER C, et al. Cure kinetics and viscosity modelling of a high-performance epoxy resin film[J]. Polymer Testing, 2013, 32(1): 150–157.

[8] 高艳秋, 赵龙, 吴刚, 等. 高加筋壁板结构树脂膜渗透(RFI)技术研究[J]. 航空制造技术, 2014, 57(15): 52–55.

GAO Yanqiu, ZHAO Long, WU Gang, et al. Study on the resin film infusion (RFI) process in manufacturing high stiffener structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(15): 52–55.

[9] 张国利, 李嘉禄, 李学明. T型壁板RFI缝合复合材料的屈曲性能[J]. 纺织学报, 2006, 27(3): 67–70.

ZHANG Guoli, LI Jialu, LI Xueming. Buckling performance of T-shape RFI stitched composites panel[J]. Journal of Textile Research, 2006, 27(3): 67–70.

[10] XU W W, GU Y Z, LI M, et al. Co-curing process combining resin film infusion with prepreg and co-cured interlaminar properties of

carbon fiber composites[J]. Journal of Composite Materials, 2014, 48(14): 1709–1724.

[11] MA X Q, YANG Z J, GU Y Z, et al. Manufacture and characterization of carbon fiber composite stiffened skin by resin film infusion/prepreg co-curing process[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2014, 33(17): 1559–1573.

[12] CHUANG K, YIP T, KOLLMANSBERGER R, et al. Evaluation of RTM370 polyimide composites by resin film infusion (RFI)[J]. Sampe Journal, 2017, 53(3): 7–12.

[13] 丛晶洁, 陈志平, 胡忠民. 加筋壁板VARI整体成型工艺设计与验证[J]. 航空制造技术, 2017, 60(18): 83–87.

CONG Jingjie, CHEN Zhiping, HU Zhongmin. Process design and verification of VARI integrated forming of stiffened panels[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(18): 83–87.

[14] 马刚, 唐文峰. 民用航空含 Ω 型长桁复合材料加筋壁板制造技术研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(12): 74–77.

MA Gang, TANG Wenfeng. Study on manufacturing technology of Ω type stiffened panel of civil aviation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(12): 74–77.

[15] 卢秉贺, 李希岩, 叶军, 等. 复合材料 Ω 形加筋壁板细节加强技术概述[J]. 航空制造技术, 2013, 56(22): 78–79.

LU Binghe, LI Xiyan, YE Jun, et al. Review on strengthen design of Ω type composites stiffened panel[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(22): 78–79.

[16] 金迪, 寇艳荣. 复合材料加筋壁板结构选型设计[J]. 复合材料学报, 2016, 33(5): 1142–1146.

JIN Di, KOU Yanrong. Structural style-selection design of composite stiffened panel[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(5): 1142–1146.

[17] DEVALVE C, PITCHUMANI R. Simulation of void formation in liquid composite molding processes[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2013, 51: 22–32.

[18] 高艳秋, 赵龙, 吴刚, 等. 帽型加筋壁板整体结构的RFI液体成型工艺研究[C]//第17届全国复合材料学会会议论文, 北京: 中国宇航出版社, 2012.

GAO Yanqiu, ZHAO Long, WU Gang, et al. Study on stitching/RFI process of hat wall integrated structure[C]//Proceedings of 17th National Conference on Composite Materials, Beijing: China Space Press, 2012.

Process Design and Verification of RFI Integrated Molding of Composites Hat Stiffened Panel

YANG Longying, LIU Zhijie, LIU Yangyang

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610091, China)

[ABSTRACT] Resin film infiltration (RFI) process is a widely used integrated manufacturing technology in composite material molding, which is very suitable for manufacturing large, reinforced, and complex aviation structural components. This article selected a typical composite hat stiffened panel, completed the integrated design of the fixture structure and process flow, and simulated the resin penetration process under different resin film positions and curing pressures. Based on the simulation results, reasonable resin film positions and curing pressures were selected. Finally, process experiments were completed according to the selected scheme, and the apparent quality and non-destructive testing of the typical parts were qualified, verifying the effectiveness of RFI integrated design and simulation analysis for hat stiffened panel.

Keywords: Composites; Hat stiffened panel; RFI integrated molding; Process design; Simulation; Liquid molding of composites (责编 七七)

引文格式: 谭云骧, 马聚怀, 赵海东, 等. 铝合金一体化压铸技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 66-75.

TAN Yunxiang, MA Juhuai, ZHAO Haidong, et al. Progress in integrated die casting of aluminum alloys[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 66-75.

铝合金一体化压铸技术研究进展*

谭云骧¹, 马聚怀¹, 赵海东^{2,3}, 许庆彦¹

(1. 清华大学材料学院先进成形制造教育部重点实验室, 北京 100084;

2. 华南理工大学, 广州 510640;

3. 国家金属材料近净成形工程技术研究中心, 广州 510640)

[摘要] 铝合金密度小、比强度高, 广泛应用于航空航天和汽车领域的轻量化成形制造。一体化压铸技术生产大型复杂薄壁铸件, 能有效帮助飞机、汽车减重增程, 是重要的一体化成形技术。全面综述铝合金大型一体化压铸技术的发展, 分析免热处理铝合金的成分设计与已开发的铝合金特点, 介绍了国内外大型一体化压铸机和压铸模具的研制情况, 归纳总结了一体化压铸件充型、凝固、缺陷、微观组织、热应力和疲劳寿命预测的数值模拟研究现状, 对一体化压铸技术的发展提出展望。

关键词: 一体化压铸; 免热处理铝合金; 压铸机; 数值模拟

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.066



谭云骧

博士研究生, 研究方向为大型薄壁复杂铸件一体化压铸成形微观组织表征、数值模拟与工艺寻优。

轻量化制造可减少航空航天领域的能源消耗、提升机动性能, 降低燃油车油耗和排放、增加电动车续航里程, 是航空航天和汽车领域的重要研究方向^[1-2]。铝合金的密度为钢的1/3左右, 比强度高、耐腐蚀性强, 常作为轻量化材料替代传统材料制造结构件, 能显著减轻飞机、汽车的质量, 在航空航天和汽车领域得到广泛应用^[3]。

铝合金在减重、提速方面的优势非常明显。近年来, 尤其在大型复杂薄壁零部件的制造方面, 铝合金一体化压铸技术在航空航天和汽车领域得到了广泛应用, 极大地推动了铝合金在高端装备制造中的应用, 成为轻量化制造研究的一个重要方向。压铸机、模具和合金材料并称为压铸三要素, 共同决定了压铸件的质量、效率和性能^[4]。

1 一体化压铸的提出与发展

汽车领域, 结构件轻量化能降低能耗, 提高里程, 缩短制动距离, 符合节能减排的趋势。传统的汽车制造工艺一般包括冲压、焊装、涂装、总装4个环节, 车身用料复杂, 原材料回收率较低^[5]。特斯拉在2019年首次提出一体化压铸技术, 将多个零部件通过整体压铸成型工艺集成为一个复杂整体结构件, 实现了零部件的集成化和轻量化制造, 如图1所示^[6]。

一体化压铸成形过程一般包括合模、浇注、真空排气、压射、开模、顶出取件、铸件后处理等工序, 有上百个工艺参数, 其中重要的工艺参数有平均低速、平均高速、最高速度、高速起点、稳态压力、铸造压力、料柄厚度、周期时间、压射行程、填充时间、锁模力、填充阻力、炉温、顶出力、真

* 基金项目: 北京市自然科学基金-小米创新联合基金(L223001)。

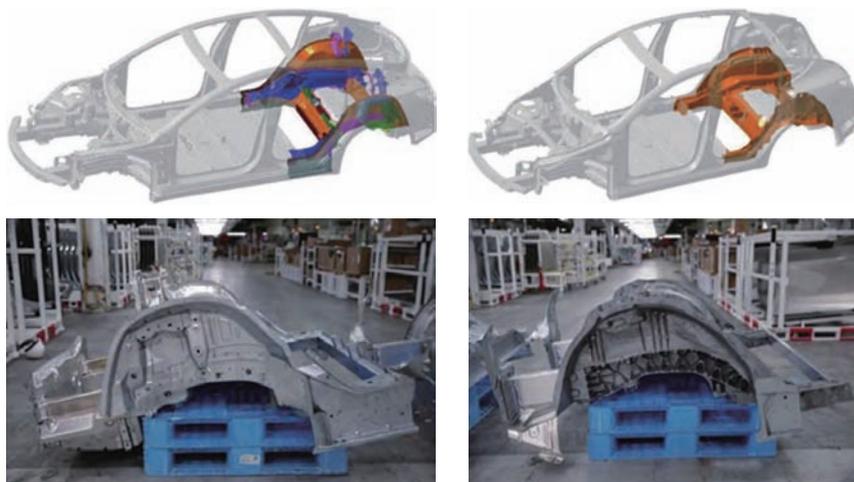


图1 一体化压铸成形的 Model Y 后底板

Fig.1 Integrated die casting of Model Y rear underbody panel

空值等。2020年,特斯拉在 Model Y 上成功应用一体化压铸技术大批量生产后底板,将零件从 70 个减少至 2 个,减少焊点 1600 余个^[7]。2024 年,小米汽车也一体化压铸量产了小米 SU7 的后底板。

和传统制造技术相比,一体化压铸能实现较高的材料利用率,大幅度减少焊接点位,减少相应冲焊设备的购置,节约成本;另外,一体化压铸能将生产过程的工序大幅减少,提升制造效率与研发周期;零部件几乎全为铝合金,减少连接材料,由此提高零部件的回收利用率^[8]。一体化压铸件的形状复杂、壁厚不均匀、尺寸大,热处理后易引起零部件尺寸变形或表面裂纹,对合金材料要求高,需要具有良好的铸造性能,且铸态下要具有优良的强度与韧性,节省后续热处理工序,降低成本,提高大型结构件的良品率^[9]。

2 一体化压铸免热处理铝合金研究进展

合金材料是构成一体化压铸件质量的基石,不同的合金成分和微观结构直接影响铸件的力学性能、耐腐蚀性及加工性能等^[10-11]。热处理是增强铝合金铸件力学性能的有效方法,能够改善铝合金铸件的微观组

织,有效提升屈服强度和延伸率^[12]。随着航空航天和汽车铸件的大型薄壁化,热处理易造成压铸件变形,增加后续整形难度以及报废率。针对大型薄壁压铸件,研究人员提出了免热处理铝合金材料,材料无需进行热处理,在铸态条件下就能达到力学性能要求^[13]。

在压铸铝合金的生产过程中,常向合金中添加 Si、Fe、Cu 等元素来调节合金性能。Si 元素的添加能增进铝合金的流动性,有助于实现复杂结构的成形,减少缩孔、缩松等铸造缺陷,形成 Mg₂Si 共晶强化相^[14]。Mg 和 Mn 的加入能大幅提升铝合金的综合力学性能,同时 Mn 也能代替 Fe 来促进压铸件脱模^[15-16]。Cu 元素可以固溶在 α-Al 中形成两种结构的 Al₂Cu 相,其中球状颗粒相能显著提升铝合金的强度,在沿晶界分布的网状结构会降低铝合金的延伸率^[13,17]。Ti 元素的引入能够在铝基体中生成稳定的金属间化合物 Al₃Ti,在铝熔体中作为异质形核剂,显著提高铝合金的铸态组织细化效果,组织细化后的铸态合金展现出更优异的力学性能^[18]。当 Ti 与 B 一起加入时,可形成能作为异质形核核心的 TiB₂ 相,显著促进基体细化,但当 Zr 或 Sc 元素和 Ti-B 同时存在时,Zr、Sc 和 Ti-B 的晶粒细

化效果无法实现,发生中毒现象^[19]。

目前免热处理铝合金主要分为 Al-Si 系和 Al-Mg 系,市场上免热处理铝合金的化学成分如表 1 所示,铸态下的力学性能如表 2 所示。美国铝业公司(Alcoa)在免热处理铝合金行业布局较早,开发了一系列免热处理铝合金,其中有 Al-Si 系的 C611,也有 Al-Mg 系的 C446F(560)合金以及由 C446F 合金改进而来的 A152/A153 合金,已被广泛应用。铸态下的 C611 合金屈服强度 123 MPa、抗拉强度 268 MPa、延伸率达 16.2%。铸态下的 C446F 合金抗拉强度、屈服强度和延伸率等力学性能均超过经过 T6 热处理工艺的 AlSi10MnMg 合金铸件,由于其凝固温度范围太宽,导致压铸过程中的热裂倾向非常高,不适用于厚度变化明显的复杂零件。美国铝业公司在上述 C446F 合金的基础上为改善热裂性能,开发出了新型镁含量为 3% 的 A152 合金和镁含量为 4% 的 A153 合金。莱茵菲尔德公司(Rheinfelden)还开发了 Magsimal 59 合金,通过添加 Si 元素改善合金的热裂性能以及提升铸造过程中的流动性。另外,Magsimal Plus 的高强度可实现非常轻薄的设计,与使用 AlSi10MnMg 的设计相比,质量最多可减轻 40%,且该合金具有出色的耐腐蚀性,通常无需保护涂层;Castaduct 42 为 Al-Mg 系合金,合金中 Mn 质量分数较低,Fe 质量分数较高,合金具有较优的抗粘模性,且生产过程中易于采用回收铝合金材料,对降低碳排放有一定的优势。Aural 5 合金(374)和 Aural 6 合金(375),均由麦格纳公司(Magna)开发。Aural 5 合金成分与前文介绍的 C611 合金基本一致。Aural 6 合金的化学成分与 Castasil 37 合金相似,但该合金不添加 Mo 和 Zr,通过少量的 Mg 来获得一定的强化效果。特斯拉在 2021 申请了 Al-Si 系免热处理压铸铝合金材料的专利,共有 3 个牌号,其硅含

表 1 部分免热处理压铸合金化学成分
Table 1 Chemical Composition of some non-heat-treatment aluminum alloys

分类	品牌型号	合金元素(质量分数)/%									
		Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti	Sr	其他	Al
Al-Si 系	Alcoa C611 EZCast™ 370	6.0~9.0	<0.15	—	0.4~0.8	0.15~0.3	—	<0.10	0.01~0.03	—	余
	Rheinfelden Castasil 37 AlSi9MnMoZr	8.5~10.5	0.15	0.05	0.35~0.6	0.06	0.07	0.15	0.006~0.025	Mo, Zr	余
	Magna Aural 5 374	6.5~8.5	0.1~0.25	0.02	0.35~0.7	0.1~0.4	0.03	0.15	0.01~0.015	—	余
	Magna Aural 6 375	9.5~11.5	0.1~0.25	0.02	0.3~0.7	0.15	0.03	0.04~0.15	0.01~0.015	—	余
	特斯拉 Tesla Alloy1	6.5~7.5	≤0.4	0.4~0.8	0.35~0.7	0.1~0.4	—	≤0.15	0.015~0.03	V, Cr	余
	特斯拉 Tesla Alloy2	6.0~11.0	≤0.5	0.3~0.8	0.35~0.8	0.15~0.4	—	≤0.15	0.015~0.05	V, Cr	余
	特斯拉 Tesla Alloy3	6.0~11.0	≤0.5	0.3~0.8	0.35~0.8	0.1~0.4	—	≤0.15	0.015~0.05	V, Cr	余
	广东宏图 Al-Si-Mn-Mg-Re 系	7.5~8.5	≤0.15	≤0.05	0.3~0.4	0.2~0.3	—	≤0.10	0.01~0.02	Re	余
	立中集团 Al-Si-Mn-Fe	9.1~10.0	≤0.15	≤0.03	0.35~0.6	≤0.06	≤0.05	0.06~0.15	0.015~0.025	Ni, Sn, Pb, Ca, Cr, Na, P, Cd, Li, Zr, B, Hg, Mo	余
	上海永茂泰 Al-Si-Mn-Mg 系	9.0~11.0	≤0.16	—	0.5~0.8	0.1~0.5	1.0~3.0	—	≤0.0004	Re	余
上海交通大学 JDA1	8.0~10.0	≤0.2	0.05~0.5	0.5~0.8	0.1~0.5	—	0.05~0.2	0.01~0.05	V, Re	余	
Al-Mg 系	Alcoa C446F 560	0.25	0.2	—	1.1~1.4	2.8~3.6	0.05	0.15	—	—	余
	Alcoa 560.1	0.25	0.15	—	1.1~1.4	2.85~3.60	0.05	0.15	—	—	余
	Alcoa A152 560 改进版	—	—	—	—	3.0	—	—	—	—	余
	Alcoa A153 560 改进版	—	—	—	—	4.0	—	—	—	—	余
	Rheinfelden Magsimal 59 AlMg ₅ Si ₂ Mn	1.8~2.6	0.2	0.03	0.5~0.8	5.0~6.0	0.07	0.2	—	Be	余
	Rheinfelden Magsimal Plus AlMg ₅ Si ₂ MnZr	—	—	—	—	—	—	—	—	—	余
	Rheinfelden Castaduct 42 AlMg ₅ Fe ₂	0.2	1.5~1.7	0.2	0.15	4.1~4.5	3.0	0.2	—	Be	余
	Rheinfelden Castaduct 18 AlMg ₅ Zn ₃ Fe ₂	0.2	1.5~1.7	0.2	0.15	4.1~4.5	3.3~3.6	0.2	—	Be, Cr	余
	上海交通大学 JDA2b AlMg ₅ Si ₃	2.0~3.6	—	—	0.6~0.9	6.0~8.0	—	0.15~0.2	—	Be, Ca, V, Zr, Re	余
上海交通大学 JDA2 AlMg ₅	—	—	0.5~1.5	0.6~0.9	4.5~7.5	—	0.1~0.2	—	Be, Re	余	

量范围较宽。铸态下,截面厚度为 3 mm 时,该牌号合金的屈服强度约为 130 MPa,折弯角至少约为 20°。

广东鸿图 2015 年发明公开的 Al-Si-Mn-Mg-Re 系压铸铝合金,微量杂质的单个元素的含量≤0.05%,且微量杂质的总量≤0.15%。该合金具有高强度高韧性,无须进行 T6 热处理,在铸态下就可获得良好力学性能。铸件由高真空压铸工艺压铸,其壁厚为 4 mm,铸态下本体抗拉强度≥230 MPa,屈服强度≥150 MPa,伸长率≥6%,硬度≥75HB。该合金材

料用于轿车底盘副车架、车门立柱等关键零部件的制造,可满足轿车轻量化发展需求。上海永茂泰 2019 年发明公开的 Al-Si-Mn-Mg 系压铸铝合金通过加入强化元素 Zn,并采用 Sr/ 稀土复合变质剂变质,在铸态下可获得屈服强度达 160 MPa、抗拉强度达 270 MPa、延伸率达 7%。立中集团 2020 年发明公开的铝合金,力学性能可以达到抗拉强度≥220 MPa、屈服强度≥110 MPa、伸长率≥12%,将其应用于汽车电池包壳体,可一次铸造成形。上海交通大学

轻合金中心丁文江院士、彭立明教授团队经过多年积累,已成功开发 2 种合金体系共 5 个亚型的免热处理压铸铝合金材料。JDA 压铸铝合金材料在铸态下即可达到优异的力学性能。JDA1 合金已成功应用于乘用车、商用车领域十几款支架类受力结构件。JDA1b 合金由于其优异的铸态强塑性主要批量应用于一体化车身结构件。JDA1c 合金由于其较高的铸态强度,特别是屈服强度,主要应用于电机壳体等高强要求铸件。JDA2 体系合金由于高强高韧特性主

表2 部分免热处理压铸合金铸态下的力学性能

Table 2 As-cast mechanical properties of some non-heat-treatment die casting aluminum alloys

出品方	合金名称	部件厚度/ mm	屈服强度/ MPa	抗拉强度/ MPa	伸长率/%
Rheinfelden	Magsimal 59	<2	>220	>300	10~15
		2~4	160~220	310~340	12~18
		4~6	140~170	250~320	9~14
		6~12	120~145	220~260	8~12
	Magsimal Plus	2~4	190~230	310~355	8~13
		4~6	160~200	280~340	9~14
	Castasil 37	2~3	120~150	260~300	10~14
		3~5	100~130	230~280	10~14
		5~7	80~110	200~250	10~14
	Castaduct 42	2~3	125~135	245~265	11~15
		3~4	120~130	245~265	12~16
	Alcoa	C611 EZCast™	2.8	128.8	279
3			123	268	16.2
C446F		3	150~156	262~274	17~23
A152 EZCast-NHT™		—	142~150	267~283	14~17
A153 EZCast-NHT™	—	160~175	250~290	7.5~17	
Magna	Aural 5	—	122	262	11.83
特斯拉	Tesla Alloy1	—	≥130	—	—
	Tesla Alloy2	—	≥130	—	—
	Tesla Alloy3	—	≥130	—	—
广东宏图	—	4	≥230	≥150	≥6
立中集团	—	—	≥220	≥110	≥12
上海永茂泰	—	—	160	270	7
上海交大	JDA1	—	180~200	300~330	6~8
	JDA1b	—	130~150	260~300	12~15
	JDA1c	—	220~250	300~350	4~6
	JDA2a	—	160~180	300~320	15~20
	JDA2b	—	220~240	360~400	10~15

要应用于底盘类零件,满足铸件较高冲击、疲劳耐久要求;另外 JDA2 体系合金存在典型的薄壁效应,在大型薄壁车身结构件领域应用前景广泛。

3 一体化压铸设备的发展

通过将高性能的铝合金,在高压下快速充填模具,形成具有精确尺寸

和复杂形状的铸件,一体化压铸设备及工艺有效地解决了传统制造方法难以克服的技术难题^[20]。

3.1 一体化压铸机

大型压铸机作为一体化压铸生产的核心设备,性能直接影响到铸件的成形速度和精度,决定了生产的效率和成本。模具作为一体化压铸过

程中材料成形的直接载体,设计和制造质量不仅决定了铸件的几何尺寸、表面质量和力学性能,还直接关系到模具的使用寿命和生产的稳定性^[21]。在一体化压铸工艺中,对于压铸机、模具和合金材料的研究和优化已成为提升压铸技术水平,满足更高质量要求的关键^[22]。压铸机锁模力是压铸机向模具施加的力,主要是为了避免浇注液态金属时模具被压力顶开。压铸机一般按照锁模力的大小进行分类,目前大型压铸机研制情况如表3所示。

在当前高端制造业的背景下,研发及制造大型压铸设备所面临的技术难题尤为复杂,有能力制造大型压铸机的企业数量较少。力劲科技长期致力于大型一体化压铸机的生产,为特斯拉生产了6000 t的大型压铸机,随后又研制出9000 t压铸机。2022年9月,力劲科技与广东鸿图科技有限公司共同将锁模力提升到12000 t,标志着大型压铸机领域技术进步的新里程碑。除了力劲科技之外,布勒公司在大型压机技术领域同样表现突出,具备较深厚的技术积累,开发交付了两模板结构的8400 t和9200 t的Carat 840/920大型压铸机。伊之密公司也已成功制造了7000 t级压铸机,并于2022年完成了9000 t压铸机的研发工作。海天金属设计并制造了HDC系列大型冷室压铸机,锁模力覆盖了180~8800 t,并在2022年9月投入使用了HDC 8800 t压铸试模单元。部分大型压铸机技术参数如表4所示。

3.2 一体化压铸模具

一体化压铸件的形状复杂、尺寸大、壁厚不均匀、压射速度快、压射流程长,造成一体化压铸模具工作环境较恶劣、结构复杂,工作时受到的冲击大,因此一体化压铸模具的加工难度大,制造周期长,且设计时要依赖大量试验和经验^[23]。一体化压铸模具尺寸达到1.6~2 m。压铸模一般

由成形部分、模架部分、温控系统、排溢系统和浇注系统组成^[24]。成形部分一般由动模、定模型芯和侧滑块组成,形成压铸件的形状,直接决定零部件的尺寸精度,是整个压铸模的核心部件^[25]。模具温度会显著影响铸件质量,因此温控系统中需要设计合理的加热和冷却系统,来控制模具热平衡。为满足大规模和复杂压铸零部件的需求,一体化压铸模具钢需具有良好的综合性能,包括优良的淬透性、热稳定性、热导率、韧性和

较长的服役寿命。一体化压铸模具常用的材料为 5CrMnMo、5CrNiMo、4CrNi4Mo、4Cr3Mo3SiV 和 3CrW8V 等热作模具钢^[26]。

模具厂商通常选择外购模架,而大型模架的结构与模具相似。当前市场中,科佳模架制造有限公司占据了较大的份额,广州型腔和赛维达等超大型模具生产企业也主要从该公司采购模架。为了进一步提升产品质量,减少对外部供应商的依赖,压铸企业正逐步打通上游模具制造环

节,积极开展一体化压铸模具的开发与研究。科佳作为大型模架制造的龙头企业之一,在湖州地区率先生产大型模架,大型新能源一体化压铸模架月产能达 6~7 套。

4 一体化压铸工艺开发及数值模拟技术的发展

一体化压铸一个循环的工艺流程一般分为合模、浇注、开启真空、抽真空排气、压射液态金属、开模、取出铸件、喷涂和再次合模等。一体化压铸工艺参数主要包括浇注温度、模具温度、压射曲线、定量给料、等待时间、模具温度、保压压力和保压时间等,合适的工艺参数能提高零部件的力学性能,减少缺陷,提高铸件的良品率,对零部件的生产有显著影响。在实际生产中,不合适的参数设置会导致一体化压铸件出现浇不足、缩松缩孔、卷气等铸造缺陷,降低力学性能,甚至影响一体化压铸模具的寿命。采用传统的试错法确定合适的一体化压铸工艺参数需耗费大量的人力物力,工艺参数优化的周期长,目前市场上运用一体化压铸技术进行大规模生产的企业寥寥可数,特斯拉实现了一体化压铸后底板和前纵梁的大规模批量生产。因此,采用数值模拟方法对一体化压铸过程进行模拟对充型过程、凝固过程、缺陷预测,以及微观组织演变和模具热平衡进行模拟仿真,对优化铸造工艺,获得高质量一体化铸件具有重要工程价值。

一体化压铸全流程的数值模拟主要包括充型、凝固、微观组织、热应力以及变形等过程^[27]。首先,充型模拟关注的是液态金属在压力作用下填充一体化模具型腔的行为及其与一体化模具壁面的相互作用;其次,凝固模拟过程着重于液态金属在型腔内凝固形成固态铸件的过程,这包括凝固路径、温度梯度以及凝固速率等因素,预测和优化铸件的微观

表 3 大型压铸机研制情况

Table 3 Development status of large die-casting machines

锁模力/t	压铸机研制情况
3000~4000	伊之密 LEAP3500T, 海天金属 HDC 3500T
4000~6000	海天金属 HDC 4500T, 力劲 4500T, 布勒 Carat 440, 布勒 Carat 560
6000~7000	意得拉 6000T, 力劲 6000T, 力劲 6800T, 海天金属 HDC 6800T, 布勒 Carat 610
7000~8000	伊之密 LEAP7000T, 海天金属 HDC 7000T, 力劲 7000T
8000~9000	海天金属 HDC 8800T, 布勒 Carat 840
9000~12000	伊之密 LEAP9000T, 力劲 GigaPress 9000T, 布勒 Carat 920, 力劲 12000T

表 4 部分大型压铸机技术参数

Table 4 Technical specifications of some large die-casting machines

压铸机型号	锁模力/kN	压射力/kN	锤头直径/mm	射料量/kg	最大铸造面积 (40 MPa)/cm ²
HDC 2500	25000	1700	140~180	31.7~52.5	6250
HDC 3000	30000	2110	150~190	41.4~66.4	7500
HDC 3500	35000	2410	160~200	52.8~82.5	8750
HDC 4000	40000	2500	160~200	60.3~94.2	1000
HDC 4500	45000	2500	180~220	76.3~114	11250
LEAP 4500U	45000	2800	160~220	60~114	11250
LEAP 5000U	50000	2800	160~220	60~114	11250
LEAP 6000	60000	2920	210~250	110~156	15000
LEAP 7000	70000	4000	220~260	128~180	17500
LEAP 8000	80000	4800	250~300	193~278	20000
LEAP 9000	90000	5340	250~300	193~278	22500
Carat 560	56000	4295	170~240	64~128	14000
Carat 610	61000	4295	170~240	64~128	15250
Carat 840	84000	5412	200~300	105~236	21000
Carat 920	92000	5412	200~300	105~236	23000

结构以及避免缩孔、热裂等缺陷的产生。微观组织的模拟则进一步深入到铸件的微观层面,研究凝固过程微观组织演变过程中枝晶尺寸、析出相、二次枝晶臂间距等,从而得到工艺条件对微观组织的影响规律。总之一体化压铸模具造价高昂,对压铸模具热平衡模拟与寿命预测具有重要工程价值。

4.1 宏观充型、凝固和缺陷模拟

一体化压铸生产中,铸件尺寸大,壁厚不均,液态金属在充型时压力大,充型速度快,流动常表现为紊流,会将尚未排出型腔的气体卷入其中,若残余气体不能及时逸出,将随着凝固转变为铸件的卷气缺陷。另外,压铸过程的冷却速度快,凝固过程中伴随着氧化、热传递、冲击等物理化学变化,若凝固收缩过程中无法得到液态金属的补充,还易产生缩松缩孔等缺陷^[28]。

在压铸宏观数值模拟中,主要对液态金属的充型过程和凝固过程进行计算模拟^[29]。将压铸充型过程中的液态金属作为黏性不可压缩的牛顿流体,其充型过程中的流动行为遵循连续性方程、动量守恒方程和能量守恒方程。压铸充型模拟的关键问题是流动和压力在 Navier-Stokes (N-S) 方程中的同时求解问题^[30]。现在常用的计算流程的算法有 SIMPLE 算法^[31], MAC 算法^[32],美国 LOS Alamos 实验室提出的 SOLA-VOF 算法与 Boltzmann 算法^[33]。充型凝固过程中,压室和铸型的界面换热行为会显著影响液态金属的热量传递。曹永友^[34]基于液态金属与铸型界面传热反算模型,研究得到了压铸单个循环下界面换热系数存在快速上升、高值持续、快速下降和低值维持 4 个阶段,使后续充型过程、凝固过程的温度场计算更加准确。

铸件缩松缩孔的预测有等温曲线法、温度梯度法和等固相率法等^[35],目前应用最广的是 1981 年提

出的考虑单元的温度梯度 G 和单元的冷却速度 R 的 Niyama 判据。Niyama 判据通过计算并比较 G/\sqrt{R} 的极大值与临界值,进而预测该单元缩孔缩松缺陷^[36]。Kang 等^[37]提出了一种 Niyama 判据来预测铸件的缩松缩孔形成,将该模型从简单铸件情况推广到复杂薄壁铸件情况。

ProCAST 公司对大型薄壁铸件的一体化压铸充型过程进行模拟,铸件尺寸约为 1800 mm × 1500 mm × 740 mm,浇注质量约为 100 kg,获得的充型过程中的温度场结果如图 2 所示^[38]。张伟等^[39]基于 GPU+CPU 并行的自适应结构化网格剖分算法,大幅提高计算效率;用不可压缩格子玻尔兹曼热流求解器,显著提高了超大规模流体模拟的计算

稳定性。Magma 公司对大型一体化压铸结构件中的充型过程进行模拟,可以更准确观察到充型过程中模具型腔内的气体随着金属液充型的走向和最后滞留的位置,预测了气体缺陷的分布,如图 3 所示^[40]。

4.2 微观组织模拟

目前针对铝合金一体化压铸微观组织的模拟报道较少,现有研究大多对压铸过程开展数值模拟研究。在压铸铝合金微观组织的数值模拟方面,模拟微观组织的形核与生长模型,研究晶粒、树枝晶、共晶、成分偏析和显微孔洞的演变过程。微观组织模拟的数值方法包括确定性方法、随机性方法、相场 (PF) 方法。这些方法中,元胞自动机 (CA) 方法和 PF 方法最受研究人员关注。CA 方

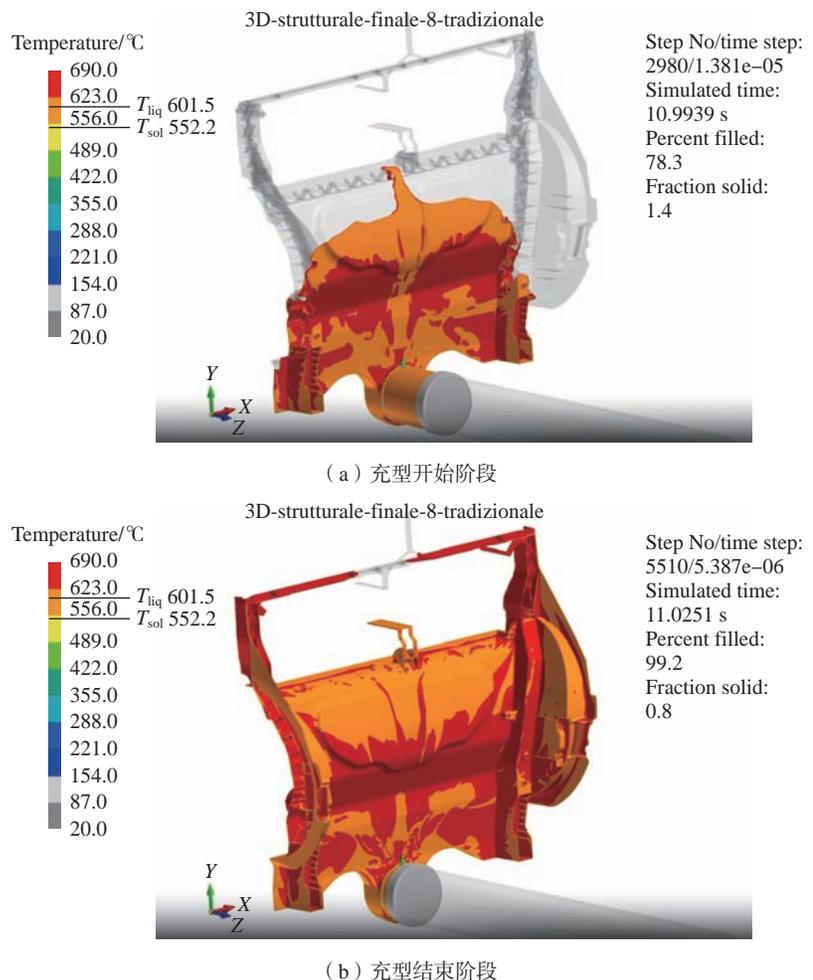


图2 一体化压铸充型过程模拟结果^[38]

Fig.2 Simulation results of integrated die casting filling process^[38]



图3 Magma 软件预测的缺陷分布模拟结果^[40]
Fig.3 Simulation results of defect distribution predicted by Magma software^[40]

法考虑过冷度、溶质浓度的作用,基于物理基础和生长动力学理论,通过一定的体系演化规则及管理随机过程,模拟凝固过程中微观组织的演变,其计算效率高、尺度大,能满足实际工程要求^[41]。PF方法以金兹堡-朗道理论为基础,通过相场函数 ϕ 来确定计算域中的固液相状态,避免了跟踪固液相界面,但PF方法计算量大,目前只能模拟较小的计算域^[42]。Li等^[43]考虑了压力下凝固对形核的热力学机制,建立CA模型模拟了枝晶生长,并基于模拟结果讨论了压力对铸件组织演变的影响。Chen等^[44]采用改进的虚拟前沿跟踪方法,消除了网格各向异性,对三元铝合金的单枝晶和多枝晶的生长进行模拟。Gu等^[45]建立三维CA模型,对Al-7Si-Mg合金直接生长和氢气孔演变进行模拟,并通过X射线断层扫描和光学显微镜等表征方法进行验证。Ren等^[46]耦合了CA模型和FVM模型,实现了对枝晶生长、溶质诱导枝晶重熔过程的模拟,研究得到枝晶重熔存在4个阶段。Tan等^[47]建立了改进的CA模型,对三元Al-Si-Mg合金的初生相枝晶生长过程进行模拟,并开展阶梯件试验进行验证。Zhang等^[48]采用相场格子玻尔兹曼方法,结合并行计算与自适应网格算法,模拟了二维和三维的Al-Cu合金树枝晶演化,定量讨论了溶质对流和过冷对枝晶生长的影响。

4.3 模具热平衡分析及寿命预测

一体化压铸中,模具的成本高,生产周期长。模具的冷却系统常采用多路水冷的方案,该方案冷却效率高,但会造成模具内部温度分布不均,从而产生热应力,影响模具的使用寿命^[49]。在实际生产中,随着生产周期的变动,模具型腔表面温度会发生剧烈的周期性波动,模具材料由于热传导的关系,导致型腔表面不断热膨胀和受冷收缩,在模具表面产生残余应力^[50]。极端的热应力变化最终可能会使模具出现热疲劳失效^[51]。通过模拟一体化压铸模具的温度场,能对模具的冷却系统和预热系统等设计方案进行优化,为模具结构和工艺参数设定等提供理论指导,具有重要的工程价值^[52]。一体化压铸模具所承受的热应力分布的数值模拟结果能有效预测模具使用寿命,对优化模具设计方案,提高模具使用寿命提供帮助^[53]。一体化压铸模具的应力模型一般采用热弹塑性模型,该模型假定材料在屈服之前呈线性弹性行为,屈服之后转变为塑性行为,其中弹性模量和屈服应力均与温度有关,能实现较好的模拟精度和稳定性^[54]。对于材料的疲劳失效,局部应力-应变分析法认为材料首先会发生塑性变形,一定程度后产生疲劳微小裂纹,并进一步扩大。因此应变集中处的最大应力和最大应变决定了压铸模具疲劳强度和寿命^[55]。

虞康^[54]采用四点关联法和寿命

估算模型Coffin-Manson方程对铝合金压铸模具寿命进行预测,计算出该压铸模具的寿命约为100000模次。刘明泽等^[56]通过ProCAST软件对压铸循环热平衡状态的温度场进行模拟,并将温度场的热载荷作为初始条件,进一步运用ABAQUS软件对压铸循环中的热应力与热疲劳寿命进行预测,预测结果与实际疲劳失效试验结果如图4所示。曹永友^[34]对一汽铸造模具厂盖板压铸件进行了模具热平衡预测,得到了连续30个循环下盖板铸件表面温度的变化。Magma公司对轮廓尺寸为1300mm×1500mm×535mm的铸件模具进行热平衡模拟,对比分析了增加温控前后模具温度的分布,并根据模拟结果对模具的油水路进行优化,控制到最佳的换热系数,模拟结果如图5所示^[40]。

5 结论与展望

(1) 免热处理铝合金通过成分调整和工艺优化,无需后续热处理即可实现所需力学性能的铝合金材料。免热处理铝合金在一体化压铸领域的应用极大地简化了航空航天和汽车领域零部件的生产流程,降低了能耗和成本。当前,通过微合金化技术的应用和晶粒细化方法,免热处理铝合金的强度、韧性和耐蚀性等综合性能得到了显著提升。目前,国内外企业和单位包括特斯拉、莱茵菲尔德、美国铝业、上海交大和立中集团等单



(a) 疲劳寿命预测

(b) 裂纹产生区域^[56]

图4 模具疲劳寿命预测

Fig.4 Prediction of mold fatigue life

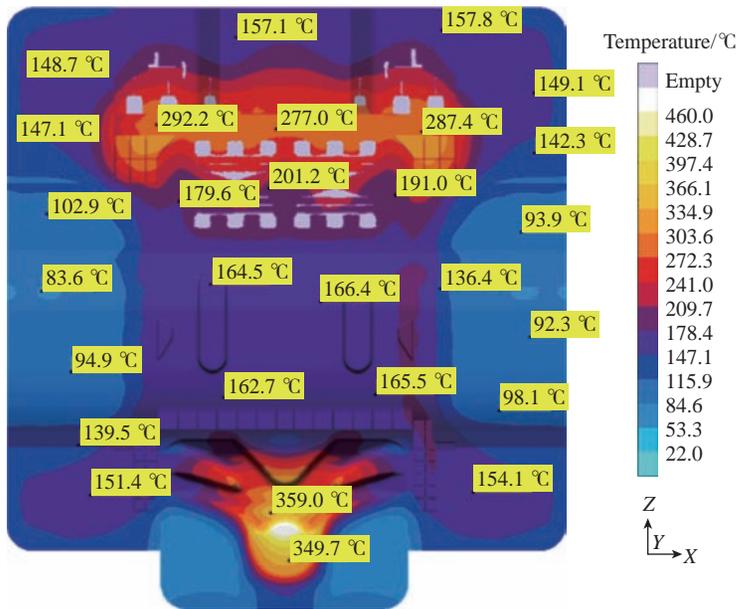


图5 Magma 软件模拟的模具温度结果^[40]

Fig.5 Simulation results of mold temperature by Magma software^[40]

位都在开发推广免热处理铝合金,已在部分新能源车上得到生产应用。

(2) 一体化压铸机要求锁模力大,对理论、经验和压铸机制造工艺要求非常高,造价昂贵;一体化压铸模具加工难度大,直接决定铸件质量,要求具备优良的综合性能,目前模具厂商一般选择外购模架,并积极开展一体化压铸模具的自主开发研究。目前国内外压铸机厂推出了锁模力大于 6000 t 的大型压铸机,在特斯拉、沃尔沃、小米等新能源汽车厂商中得到应用。

(3) 压铸过程数值模拟技术是近年来快速发展的一项关键技术,通过模拟充型、凝固和微观组织演变和模具热平衡等过程,帮助设计人员优化压铸工艺参数和模具设计,替代传统的试错法,缩短航空航天和汽车领域零部件的开发周期。当前,随着计算能力的提高和模拟算法的进步,数值模拟技术在预测铸件缺陷、优化液态金属流动和热平衡等方面的计算效率与计算精度有了明显提高,并在实际生产中得到一定应用。

(4) 一体化压铸的部件尺寸更大,形状更复杂,对压铸工艺要求高,

需要进一步结合数值模拟技术优化上百种工艺参数,发展其在航空航天和汽车领域的应用;材料方面,一体化压铸需要铸造性能、铸态下力学性能更好的铝合金材料,要针对不同部件研制更高力学性能的免热处理铝合金材料;设备方面,一体化压铸所需大型压铸机的锁模力会不断提高,对一体化模具的综合性能提出了更高的要求。

致谢

感谢伊之密、海天金属、力劲、布勒和意德拉公司提供的大型压铸机技术参数和信息;感谢小米人工智能实验室尹葇在研究中提供的支持和帮助。

参考文献

- [1] AMIRKHANLOU S, JI S X. Casting lightweight stiff aluminum alloys: A review[J]. *Critical Reviews in Solid State and Materials Sciences*, 2020, 45(3): 171-186.
- [2] GUPTA M K, SINGHAL V. Review on materials for making lightweight vehicles[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2022, 56: 868-872.
- [3] HAO Z Y, JU Y, CHEN L X. The use of aluminium and magnesium alloys in automotive

lightweight technologies[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2023, 37(9): 4615-4622.

[4] 陶永亮, 杨建京, 刘雪停, 等. 大型压铸模是实现一体化压铸的关键技术[J]. *模具制造*, 2023, 23(4): 47-52.

TAO Yongliang, YANG Jianjing, LIU Xueting, et al. Large die-casting die is the key technology to realize integrated die-casting[J]. *Die & Mould Manufacture*, 2023, 23(4): 47-52.

[5] 张文博. 汽车制造工艺多目标优化技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2023.

ZHANG Wenbo. Research on Multi-objective optimization technology of automobile manufacturing process[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2023.

[6] Tesla. Electric Cars, Solar & Clean Energy[EB/OL]. [2021-11-23]. <https://www.tesla.com/>.

[7] 贾治城. 一体压铸技术: 特斯拉的制造革命[J]. *中国工业和信息化*, 2022(7): 46-53.

JIA Zhiyu. Integrated die casting technology: Tesla's manufacturing revolution[J]. *China Industry & Information Technology*, 2022(7): 46-53.

[8] 李先洲. 铝合金一体化压铸技术浅析[J]. *铸造*, 2023, 72(4): 462-465.

LI Xianzhou. Brief analysis on integrated die casting technology of aluminum alloy[J]. *Foundry*, 2023, 72(4): 462-465.

[9] 姜玉敬. 我国免热处理铝合金及其一体化压铸行业呈高质量快速发展态势[J]. *中国有色金属*, 2023(20): 66-68.

JIANG Yujing. China's heat-free aluminum alloy and its integrated die casting industry are developing rapidly with high quality[J]. *China Nonferrous Metals*, 2023(20): 66-68.

[10] JIA Z H, ZHOU G W, ZHOU H Y, et al. Effects of Cu content and heat treatment process on microstructures and mechanical properties of Al-Si-Mg-Mn-xCu cast aluminum alloys[J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2024, 34(3): 737-754.

[11] OUTMANI I, FOUILLAND-PAILLE L, ISSELIN J, et al. Effect of Si, Cu and processing parameters on Al-Si-Cu HPDC castings[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2017, 249: 559-569.

[12] KASPRZAK W, KURITA H, BIRSAN G, et al. Hardness control of Al-Si HPDC casting alloy via microstructure refinement and tempering parameters[J]. *Materials & Design*, 2016, 103: 365-376.

[13] HU R, GUO C, MA M. A study on high strength, high plasticity, non-heat treated die-cast aluminum alloy[J]. *Materials (Basel)*, 2021,

15(1): 295.

[14] ZHU H Y, XIA C J, ZHANG H W, et al. Design of non-heat treatable high pressure die casting Al alloys: A review[J/OL]. Journal of Materials Engineering and Performance, [2024-04-26]. <https://doi.org/10.1007/s11665-024-09477-5>.

[15] CUI Z J, JIANG H C, ZHANG D, et al. Influence of Mn on the precipitates in 6082 aluminum alloy[J/OL]. Journal of Materials Science. <https://doi.org/10.1007/s10853-023-09291-9>.

[16] LIU X, MA Y L, WANG X, et al. Enhanced long-term thermal stability and mechanical properties of twin-roll cast Al-Mg-Si alloys with Mn and Cu additions[J]. Materials Science and Engineering: A, 2023, 872: 144945.

[17] LIU F Z, QIN J, LI Z, et al. Precipitation of dispersoids in Al-Mg-Si alloys with Cu addition[J]. Journal of Materials Research and Technology, 2021, 14: 3134-3139.

[18] ASABRE A, KOSTKA A, STRYZHYBORODA O, et al. Effect of Al, Ti and C additions on Widmanstätten microstructures and mechanical properties of cast Al_{0.6}CoCrFeNi compositionally complex alloys[J]. Materials & Design, 2019, 184: 108201.

[19] MAO G L, TONG G Z, GAO W L, et al. The poisoning effect of Sc or Zr in grain refinement of Al-Si-Mg alloy with Al-Ti-B[J]. Materials Letters, 2021, 302: 130428.

[20] 康运江, 付爽宁. 压铸铝合金液一体化制备工艺及装备研究[J]. 冶金设备, 2016(5): 33-35.

KANG Yunjiang, FU Shuangning. Research of integrating preparation technology and equipment for die-casting aluminum alloy liquid[J]. Metallurgical Equipment, 2016(5): 33-35.

[21] 张华伟. 高效节能的大型压铸机关键技术研究[D]. 广州: 华南理工大学, 2014.

ZHANG Huawei. Research on key techniques of high-efficient energy-saving large-scale die casting machine[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2014.

[22] NIU Z C, LIU G Y, LI T, et al. Effect of high pressure die casting on the castability, defects and mechanical properties of aluminium alloys in extra-large thin-wall castings[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2022, 303: 117525.

[23] 卢宏远. 汽车行业的变革对我国压铸业的影响[J]. 铸造, 2022, 71(6): 675-682.

LU Hongyuan. Influence of the revolution of automobile industry on China's die casting

industry[J]. Foundry, 2022, 71(6): 675-682.

[24] 李可. 基于UG二次开发的高压模具设计的研究及典型压铸件的ProCAST模流分析[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2016.

LI Ke. High pressure die design based on UG secondary development research and typical die casting ProCast mold flow analysis[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2016.

[25] 李英. 压铸模的设计流程及压铸工艺的改善分析[J]. 内燃机与配件, 2019(11): 126-127.

LI Ying. Design process of die-casting die and improvement analysis of die-casting process[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2019(11): 126-127.

[26] BAO Z J, YANG H Y, DONG B X, et al. Development trend in composition optimization, microstructure manipulation, and strengthening methods of die steels under lightweight and integrated die casting[J]. Materials, 2023, 16(18): 6235.

[27] 郭俊伟, 吴孟武, 熊守美, 等. 压铸过程数值模拟技术研究进展[J]. 特种铸造及有色合金, 2023, 43(10): 1366-1375.

GUO Junwei, WU Mengwu, XIONG Shoumei, et al. Research progress in numerical simulation technology for die casting process[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2023, 43(10): 1366-1375.

[28] 陆皓. 铸件凝固过程收缩缺陷宏观数值模拟[D]. 济南: 山东大学, 2018.

LU Hao. Macro-micro simulation of shrinkage defects in casting solidification process[D]. Jinan: Shandong University, 2018.

[29] CHEN Z Y, LI Y Y, ZHAO F R, et al. Progress in numerical simulation of casting process[J]. Measurement and Control, 2022, 55(5-6): 257-264.

[30] 李泰吾. ADC12铝合金真空压铸充型过程及铸件性能研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2022.

LI Taiwu. Study on filling process and casting properties of ADC12 aluminum alloy vacuum die casting[D]. Chongqing: Chongqing University, 2022.

[31] AGUERRE H J, VENIER C M, PAIRETTI C I, et al. A SIMPLE-based algorithm with enhanced velocity corrections: The COMPLEX method[J]. Computers & Fluids, 2020, 198: 104396.

[32] CHEN Y L, JI L J, WANG Z. A hyper-reduced MAC scheme for the parametric Stokes and Navier-Stokes equations[J]. Journal of Computational Physics, 2022, 466: 111412.

[33] ZHANG Y J, QIAN X W, ZHOU J X, et al. Simulation of casting filling process using the lattice Boltzmann method[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2019, 529(1): 012061.

[34] 曹永友. 压铸过程压室及铸型界面传热的研究[D]. 北京: 清华大学, 2015.

CAO Yongyou. Interfacial heat transfer in shot sleeve and die cavity during high pressure die casting process[D]. Beijing: Tsinghua University, 2015.

[35] 崔吉顺, 李文珍. 铸件缩孔缩松多种预测判据的应用[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2001, 41(8): 5-8.

CUI Jishun, LI Wenzhen. Criteria for prediction of shrinkage cavities and porosity in castings[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2001, 41(8): 5-8.

[36] MANJABACAS M C, MIGUEL V. A methodology to define the niyama criterion reinforced with the solid fraction analysis: Application to sand casting of steel bars[J]. Metals, 2023, 13(10): 1777.

[37] KANG M D, GAO H Y, WANG J, et al. Prediction of microporosity in complex thin-wall castings with the dimensionless niyama criterion[J]. Materials, 2013, 6(5): 1789-1802.

[38] GROUP E S I. ESI Group-leading innovator in virtual prototyping solutions[EB/OL]. [2024-05-22]. <https://www.esi-group.com/>.

[39] 张伟, 李忠林, 张子珂, 等. 基于高性能计算的云原生超大规模压铸模拟技术[J]. 铸造, 2023, 72(4): 451-454.

ZHANG Wei, LI Zhonglin, ZHANG Zike, et al. High-performance-computing based cloud-native ultra large-scale die casting simulation software[J]. Foundry, 2023, 72(4): 451-454.

[40] Magmasoft. Startpage MAGMA China[EB/OL]. [2024-05-22]. <https://www.magma-soft.cn/zh/>.

[41] CHEN R, XU Q Y, LIU B C. A modified cellular automaton model for the quantitative prediction of equiaxed and columnar dendritic growth[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2014, 30(12): 1311-1320.

[42] 许庆彦, 夏鹤翔. 镍基高温合金叶片定向凝固过程宏观数值模拟研究进展[J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 141-148.

XU Qingyan, XIA Huxiang. Research progress on numerical simulation of directional solidification of nickel-based superalloy turbine blade[J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 141-148.

[43] LI Y D, HAN Z, LUO A, et al. Microstructure simulation in pressurized

solidification during squeeze casting of aluminum alloy A356[M]. Hoboken: John Wiley & Sons. Inc., 2012.

[44] CHEN R, XU Q Y, LIU B C. Simulation of the dendrite morphology and microsegregation in solidification of Al-Cu-Mg aluminum alloys[J]. *Acta Metallurgica Sinica (English Letters)*, 2015, 28(2): 173–181.

[45] GU C, LU Y, RIDGEWAY C D, et al. Three-dimensional cellular automaton simulation of coupled hydrogen porosity and microstructure during solidification of ternary aluminum alloys[J]. *Scientific Reports*, 2019, 9(1): 13099.

[46] REN N, LI J, BOGDAN N, et al. Simulation of dendritic remelting and fragmentation using coupled cellular automaton and Eulerian multiphase model[J]. *Computational Materials Science*, 2020, 180: 109714.

[47] TAN Y X, ZHAO H D, XU Q Y. Numerical simulation of solidified microstructure of ternary Al-Si-Mg alloy using an improved cellular automaton method[J]. *Science China Materials*, 2024, 67(4): 1150–1159.

[48] ZHANG A, MENG S X, GUO Z P, et al. Dendritic growth under natural and forced convection in Al-Cu alloys: From equiaxed to columnar dendrites and from 2D to 3D phase-field simulations[J]. *Metallurgical and Materials Transactions B*, 2019, 50(3): 1514–1526.

[49] 叶能. 大型一体化压铸模具制造工艺[J]. *模具制造*, 2023, 23(10): 160–162.

YE Neng. Manufacturing process of large-scale integrated die-casting molds[J]. *Die & Mould Manufacture*, 2023, 23(10): 160–162.

[50] DJABRAIAN S, TEICHMANN F, MÜLLER S. Thermo-mechanical optimization of die casting molds using topology optimization and numerical simulations[J]. *Materials*, 2024, 17(9): 2114.

[51] 蔡显杰, 吴博雅, 左鹏鹏, 等. 压铸模镶块的热疲劳失效行为[J]. *金属热处理*, 2022, 47(2): 250–257.

CAI Xianjie, WU Boya, ZUO Pengpeng, et al. Thermal fatigue failure behavior of die-casting insert[J]. *Heat Treatment of Metals*, 2022, 47(2): 250–257.

[52] 刘元赫. 铝合金轮毂半固态压铸成形数值模拟及工艺参数优化[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2018.

LIU Yuanhe. The numerical simulation and process parameter optimization of aluminum alloy semi-solid forming[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2018.

[53] 张佳喆. 铝合金轮毂半固态压铸模拟及模具优化[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2019.

ZHANG Jiazhe. Semi-solid die casting simulation and die optimization of aluminum alloy wheels[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2019.

[54] 虞康. 大型复杂动力总成部件的压铸模具温度场与应力场研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2012.

YU Kang. Study on temperature field and stress field of die casting mould for large & complicate vehicle powertrain parts[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2012.

[55] 韩雄伟. 铝合金汽车轮毂压铸模具温度场及热应力数值分析研究[D]. 成都: 西华大学, 2008.

HAN Xiongwei. Numerical simulation of temperatures field and thermal stresses field of the die for producing aluminum alloy wheel Hub in die casting process[D]. Chengdu: Xihua University, 2008.

[56] 刘明泽, 桑宝光, 陈国鑫, 等. 基于有限元的压铸模寿命预测和工艺优化[J]. *特种铸造及有色合金*, 2023, 43(2): 169–173.

LIU Mingze, SANG Baoguang, CHEN Guoxin, et al. Service life prediction and process optimization of die casting die based on finite element method[J]. *Special Casting & Nonferrous Alloys*, 2023, 43(2): 169–173.

通讯作者: 许庆彦, 教授, 博士, 长期从事先进铸造成形过程多场多尺度耦合建模与仿真研究。

Progress in Integrated Die Casting of Aluminum Alloys

TAN Yunxiang¹, MA Juhuai¹, ZHAO Haidong^{2,3}, XU Qingyan¹

(1. Key Laboratory for Advanced Materials Processing Technology, Ministry of Education, School of Materials Science and Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. South China University of Technology, Guangzhou 510640, China;

3. National Engineering Research Center of Near-Net-Shape for Metallic Materials, Guangzhou 510640, China)

[ABSTRACT] Aluminum alloys, known for their low density and high specific strength, are widely used in aerospace and automotive lightweight applications. Integrated die casting enables the production of large, complex, thin-walled castings, effectively aiding in weight reduction and range extension for aircraft and automobiles. This paper provides a comprehensive review of the development of large integrated die casting for aluminum alloys. It analyzes the compositional design of non-heat-treatment aluminum alloys and highlights the characteristics of the developed alloys. Additionally, it introduces the progress of domestic and international development of large integrated die casting machines and molds. The current state of numerical simulation research is summarized regarding mold filling, solidification, defects prediction, microstructure, thermal stress, and fatigue life prediction of integrated die casting parts. The paper concludes with a discussion of future developments in integrated die casting technology.

Keywords: Integrated die casting; Non-heat-treatment aluminum alloys; Die casting machines; Numerical simulation

(责编 大漠)

引文格式: 张群, 赵建社, 张昌昊, 等. 窄通道整体叶轮套料电解加工过程稳定性研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 76-82.

ZHANG Qun, ZHAO Jianshe, ZHANG Changhao, et al. Research on stability of electrochemical trepanning machining process for narrow channel integral impeller[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 76-82.

窄通道整体叶轮套料电解加工过程稳定性研究*

张群^{1,2}, 赵建社^{1,2}, 张昌昊², 王忠恒^{1,2}, 柳世豪^{1,2}

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016;

2. 江苏集萃精密制造研究院有限公司, 南京 210016)

[摘要] 等截面叶片整体叶轮广泛应用于航天及武器装备发动机上, 套料电解加工在降低等截面叶片加工成本和提高加工效率方面具有显著优势。针对窄通道整体叶轮套料电解加工过程中存在的稳定性问题, 创新设计了复合阴极和封闭式流场工装夹具, 据此开展了电解加工验证试验。试验结果表明, 复合阴极能有效解决叶顶圆和叶根圆叶片间距差异大带来的不稳定问题, 封闭式流场改善了加工区域电解液压力及流速分布均匀性, 叶片加工表面质量高、加工过程稳定, 为窄通道整体叶轮优质高效电解加工奠定了技术基础。

关键词: 整体叶轮; 套料电解加工; 复合阴极; 加工稳定性; 窄通道

Research on Stability of Electrochemical Trepanning Machining Process for Narrow Channel Integral Impeller

ZHANG Qun^{1,2}, ZHAO Jianshe^{1,2}, ZHANG Changhao², WANG Zhongheng^{1,2}, LIU Shihao^{1,2}

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

2. JITRI Institute of Precision Manufacturing Co., Ltd., Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] The integral impeller with uniform-section blade is widely used in engines of aerospace and weaponry. The electrochemical trepanning machining has obvious advantages in decreasing the machining cost and improving the machining efficiency of uniform-section blade. In order to solve the stability problem in the electrochemical trepanning machining process of narrow channel integral impeller, the composite cathode and tooling fixtures with closed flow field were designed innovatively, and the electrochemical machining verification test was carried out. The results show that the composite cathode can effectively solve the instability problem caused by the large difference between the vane spacing of the blade tip circle and the blade root circle. The closed flow field improves the distribution uniformity of electrolyte pressure and electrolyte velocity in the machining region. The surface quality of blade is high, and the machining process is stable, which lays a technical foundation for the high quality and efficient processing of the narrow channel integral impeller.

Keywords: Integral impeller; Electrochemical trepanning; Composite cathode; Process stability; Narrow channel

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.076

等截面叶片整体叶轮具有体积小、重量轻、可靠性高、成本低等优点, 广泛应用于导弹涡喷发动机^[1]与液体火箭发动机中^[2]。然而等截面叶片叶间通道狭窄和

材料可切削性能差的特点, 使得采用常规数控铣削加工时存在刀具可达性差和刀具磨损严重的问题^[3]。采用电火花加工虽然能克服上述缺点, 但是仍存在电极损耗

* 基金项目: 江苏省重点研发计划项目 (BE2022150)。

严重、加工效率低及表面质量差等问题^[4]。套料电解加工是基于电化学阳极溶解原理对叶间金属进行去除的加工方法,相比于上述加工方法,套料电解加工具有加工不受材料切削性能限制、表面质量好、加工效率高、工具阴极无损耗等优点^[5-6],适合于加工窄通道等截面叶片整体叶轮。

为提高等截面叶片整体叶轮加工稳定性,国内外学者从流场入手做了大量研究。彭苏皓等^[7]提出了组合式片状阴极结构,通过刃边倒角和增设增液缝提高了流场的均匀性。杨卫东等^[8]通过修挫阴极片外形改善了加工区流场的均匀性。Zhu等^[9]提出了O型全轮廓进液方式,并通过提高电解液流量改善了流场的均匀性。首都航天机械有限公司丁宇^[10]通过增加辅助出液孔提高了出液口末端的流场分布均匀性。庞延昊天等^[11]设计了叶片环形供液和两侧进液两种进液阴极系统,并通过优化后者的进液孔位置提高了流场的均匀性。张晓博等^[12]提出带有边缘引流的正流式流场,并通过优化引流高度提高了叶片边缘加工区域内流场的均匀性。Klink等^[13]研究了流场仿真中出现的负压与实际加工中空穴现象之间的关系,并探究了进口压力和振动进给对空穴现象的影响。Westley等^[14]研究了阴极表面平整度对电解液流动的影响,发现光滑的阴极表面可提高电解液流动均匀性。Klocke等^[15]提出了从叶片全轮廓供液的正流式套料电解加工流场,提高了电解液沿叶片全轮廓分布的均匀性。Shimasaki等^[16]研究了径向流动与加工间隙内气泡生成之间的关系,发现径向流动下过高的电解液流速会使加工间隙内出现空化现象,进而产生气泡。上述的研究工作主要通过优化阴极结构和优选流场及其工艺参数来提高加工过程稳定性。

对于窄通道整体叶轮,其叶顶处的叶片间距远大于叶根处,如果只是采用仿形缩放的片状阴极进行套料电解加工,其叶间金属很难完全溶解,会导致加工过程不稳定。为此,本文以某型窄通道整体叶轮为研究对象,通过改进阴极结构和电解液流场,解决窄通道等截面叶片整体叶轮的套料电解加工稳定性问题,探索一种经济高效的加工方法,对于实现航天领域等截面叶片整体叶轮的低成本、高效率及高表面质量加工具有重要的实际意义。

1 套料电解加工方法

等截面叶片整体叶轮套料电解加工方法如图1所示。其中,片状阴极的内轮廓与叶片的叶型相仿。在加工过程中,整体叶轮接直流电源正极,片状阴极接直流电源负极,在电化学阳极溶解作用下,叶轮毛坯上的金属以离子形态被溶解,高速流动的电解液带走加工区内

的电解产物和热量,随着片状阴极沿叶片母线方向的不进给,叶轮上的叶片逐渐被加工出来。

套料电解加工是非接触式加工,阴极和阳极之间须保持一定间隙才能稳定加工,而间隙大小受叶间金属的溶解程度及电解产物和热量的排出程度的影响。在窄通道整体叶轮套料电解加工中,叶间通道以阴极形状为基础,并考虑最终加工间隙复制加工得到,因此叶间金属的溶解程度受阴极结构的影响。电解产物和热量借助电解液的高速流动排出加工区域,而电解液的流速是由流场结构设计和进出口压力保证的。因此,为提高套料电解加工稳定性,需对阴极结构、流场及其工艺参数进行研究。

2 阴极结构对加工稳定性的影响

图2为整体叶轮上相邻叶片套料电解加工示意图。其中, L_1 为相邻叶片之间叶顶处的最小叶片间距; L_2 为叶根处的最小叶片间距; C 为片状阴极溶解出的通道截面宽度,其大小等于阴极截面宽度加两倍的加工间隙。由图2可知,当 $L_1 > 2C$ 时,叶间会出现不能被片状阴极

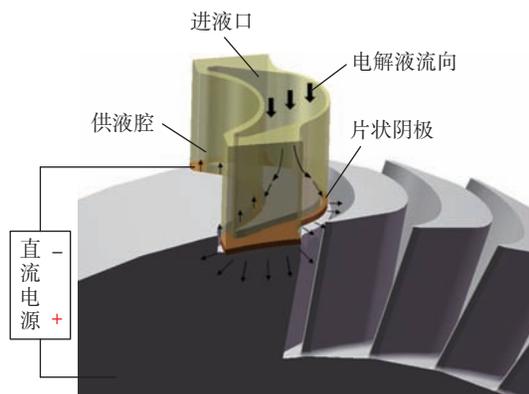


图1 等截面叶片整体叶轮套料电解加工原理

Fig.1 Principle of electrochemical trepanning machining for integral impeller with uniform-section blade

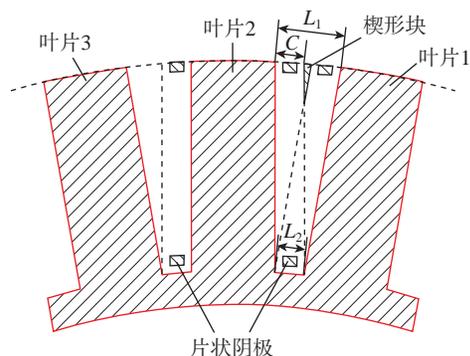


图2 整体叶轮上相邻叶片套料电解加工示意图

Fig.2 Schematic diagram of electrochemical trepanning machining for adjacent blades on integral impeller

溶解掉的金属,即楔形块。采用片状阴极加工整体叶轮时,为了不影响已加工叶片, C 须小于叶根处的最小叶片间距 L_2 。对于窄通道整体叶轮,其相邻叶片之间叶顶处的最小叶片间距 $L_1 \geq 2L_2$, 满足 $L_1 > 2C$ 的条件,导致片状阴极不能完全溶解其相邻叶片之间的金属,会造成加工过程中出现楔形块。在电解加工中,电源的正极与工件直接相连,电源负极与阴极直接相连,楔形块为导电金属,楔形块掉落之后,若与阴极和工件同时接触会造成加工短路。

为此,设计了一种既能去除楔形块,又能套出叶片形状的复合阴极结构(图3),该阴极结构有成形部位和楔形块去除部位两个加工部位。成形部位的内轮廓与叶片的叶型相仿,用于叶片的成形加工;楔形块去除部位的外形与楔形块形状相似,用于去除叶间导致楔形块产生的加工余量,使加工过程中无楔形块产生,从而保证加工平稳进行。

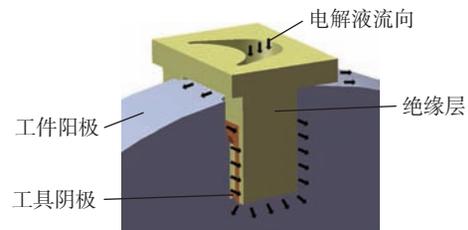
3 流场对加工稳定性的影响

对于等截面叶片整体叶轮套料电解加工,其流场通常采用正流式加工^[17](开放式流场),如图4所示,大部分电解液会从底部和侧壁出液口中流出,仅有部分电解液会回流至楔形块去除部位加工区,可能会导致楔形块加工区电解液流速分布不均匀,从而影响加工稳定性。此外,出液口处压力的突降也可能导致加工区域出现空穴现象,进一步影响加工稳定性。

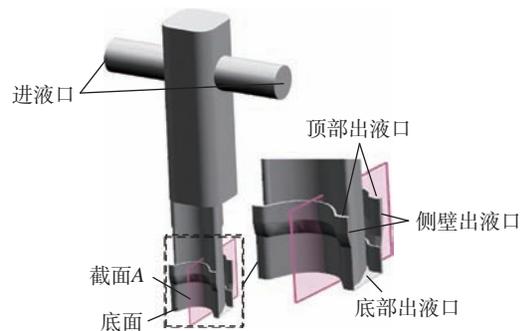
为减少和消除上述流场问题,采用正流加背压的封闭式流场,如图5所示。电解液从成形部位加工区流出后,会先充满集液腔,然后从两侧の出液口流出。

为分析不同流场结构对加工区电解液流速的影响,采用 COMSOL 仿真平台对开放式流场和封闭式流场进行仿真。为简化仿真计算过程,对电解液做如下假设:电解液为理想状态流体,不包含气泡和固体电

物;电解液为恒定的、不可压缩的牛顿流体;忽略加工过程中电解液温升及其产生的能量耗散;加工间隙内电解液流动处于湍流状态^[18]。在上述假设下,电解液的流动受连续性方程和 Navier-Stokes 方程的约束。仿真时,不考虑重力对电解液稳态流动的影响,采用标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型对上述流道模型进行求解^[19]。标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型所采用的湍流动能和湍流耗散率约束



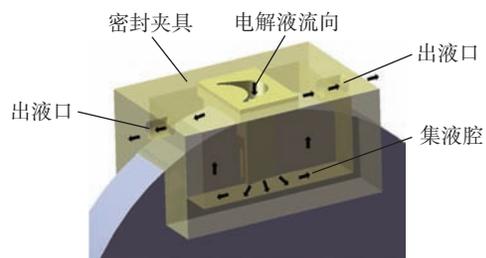
(a) 开放式流场示意图



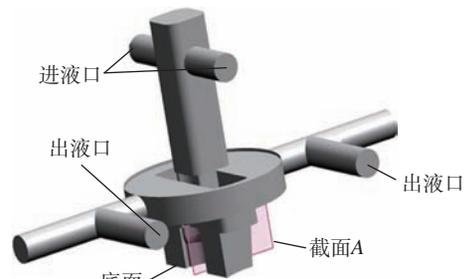
(b) 开放式流场流道模型

图4 开放式流场及流道模型

Fig.4 Open flow field and flow channel model



(a) 封闭式流场示意图



(b) 封闭式流场流道模型

图5 封闭式流场及流道模型

Fig.5 Closed flow field and flow channel model

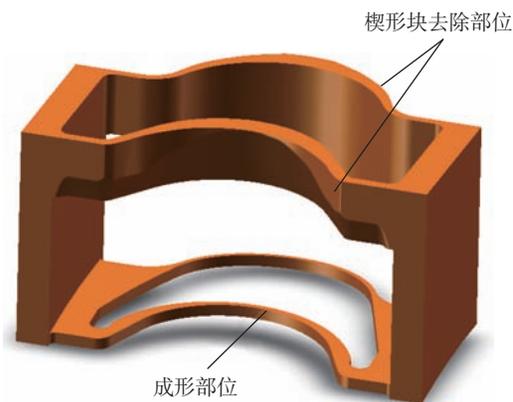


图3 复合阴极结构

Fig.3 Composite cathode structure

方程分别为^[20]

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + G_{1\varepsilon} \frac{\mu}{k} G_k - G_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2)$$

其中,

$$G_k = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial u_j}{\partial x_j} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4)$$

式中, ρ 为电解液密度; k 为湍流动能; t 为时间; u_i 、 u_j 为平均相对速度分量; x_i 、 x_j 为坐标分量; μ 为流体动力黏度; μ_t 为湍流黏性系数; σ_k 、 σ_ε 分别为湍流动能和湍流耗散率约束方程的湍流普朗特数; G_k 为平均速度梯度引起的湍流动能产生项; ε 为湍流耗散率; $G_{1\varepsilon}$ 、 $G_{2\varepsilon}$ 、 C_μ 为模型常数。

流场仿真参数设置如表 1 所示。图 6 为不同流场中截面 A 的流速分布云图。由图 6 (a) 可知, 在叶背侧楔形块去除部位加工间隙内, 电解液流速沿流程方向快速降低, 而且该加工区电解液出口处存在低流速区。流速分布不均会造成加工部位的工件溶解速度分布不均。流速高的部位电解液更新速度快, 氢气泡不易聚集, 电解产物可及时排出, 电导率较高, 工件溶解速度较快; 流速低的部位电解液更新速度慢, 氢气泡易聚集, 产物排出困难, 电导率较低, 工件溶解速度较慢, 易导致加工短路。由图 6 (b) 可知, 采用封闭式流场后, 叶背侧楔形块去除部位加工间隙内的流速分布均匀性和整体流速均得到提高。

在叶背侧楔形块去除部位加工间隙中间位置设置

采样线, 在采样线上等距设置采样点, 分析电解液沿流程的流速分布情况。采样线及采样点编号设置如图 7 所示。

为进一步研究背压对加工区流场分布的影响, 设置封闭式流场出口背压为 0.2 MPa、0.4 MPa、0.6 MPa 并进行仿真分析, 仿真结果如图 8 所示。可以看出, 随着背压的增大, 加工间隙内电解液流速的标准差由 3.16 m/s 降低至 2.36 m/s, 流速分布均匀性不断提高, 有利于稳定加工。然而, 过度增大背压会导致流场的整体流速较低。当背压由 0.2 MPa 增大至 0.6 MPa 时, 加工间隙内平均流速由 9.31 m/s 降低至 6.90 m/s, 低于开放式流场的平均流速 7.29 m/s, 不利于稳定加工。因此, 为保证

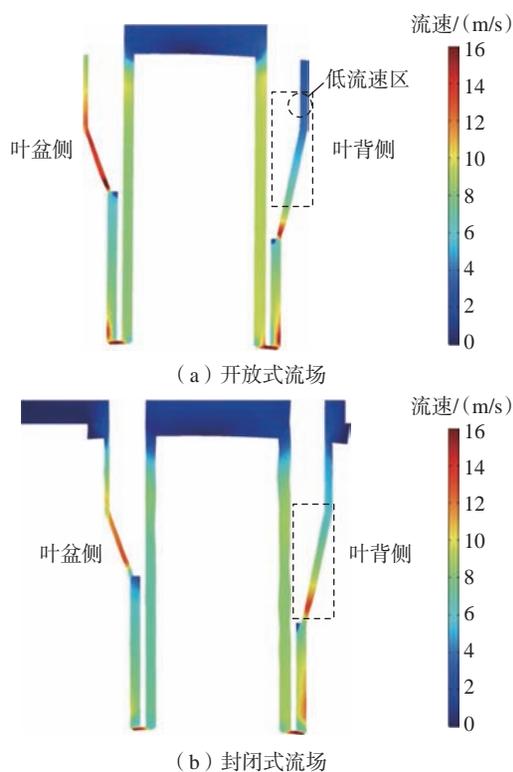


图 6 不同流场中截面 A 的流速分布

Fig.6 Velocity distribution of section A in different flow fields

表 1 流场仿真参数

Table 1 Flow field simulation parameters

参数	开放式流场	封闭式流场
电解液入口压力/MPa	1.1	1.1
电解液出口压力/MPa	0	0.2
加工间隙/mm	0.1	0.1
$G_{1\varepsilon}$	1.44	1.44
$G_{2\varepsilon}$	1.92	1.92
C_μ	0.09	0.09
σ_k	1	1
σ_ε	1.3	1.3

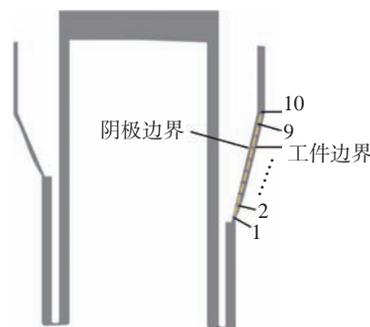


图 7 采样线位置

Fig.7 Sampling line position

加工间隙内电解液高速且均匀地流动,所用封闭式流场的最优背压为 0.4 MPa。

图 9 为不同流场中成形部位底面压强分布云图。开放式流场的入口压力为 1.1 MPa,出口压力为 0。封闭式流场的入口压力为 1.1 MPa,背压为 0.4 MPa。由图 9 (a)可知,在开放式流场中,成形部位底面存在负压区。当负压区某处的压力小于该处流体的饱和蒸汽压时,会导致该处流体产生空穴。空穴形成的气泡会破坏该处流体的连续性,造成流动中断,妨碍工件表面的正常溶解,影响加工稳定性。由图 9 (b)可知,使用封闭式流场时,背压改善了成形部位底面的流场压力突变情况,消除了成形部位底面存在的负压区。

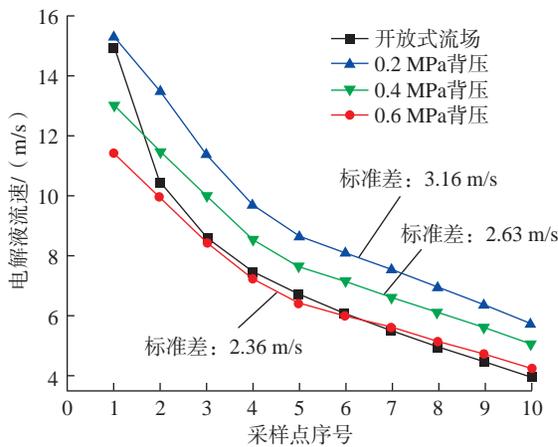


图 8 不同背压下采样线流速分布

Fig.8 Velocity distribution of sampling lines under different back pressures

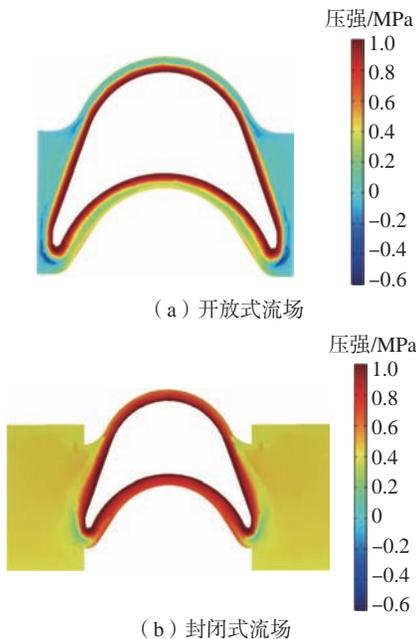


图 9 不同流场下成形部位底面压强分布

Fig.9 Pressure distribution of forming parts in different flow fields

通过仿真可知,相比于开放式流场,封闭式流场提高了加工部位流场的均匀性,消除了成形部位底面加工区存在的负压区,更利于窄通道整体叶轮的稳定加工。

4 试验验证

4.1 试验准备

验证试验采用与仿真相同的加工参数,分别采用片状阴极和复合阴极开展了窄通道整体叶轮套料电解加工试验,主要试验参数如表 2 所示。工件材料和阴极材料均为 2Cr13,电解液为硝酸钠溶液。试验装置由阴极夹持装置、绝缘密封装置、分度装置和工件夹紧装置组成,如图 10 所示。

4.2 阴极结构对工艺稳定性的影响

使用片状阴极加工窄通道整体叶轮时,叶间会出现楔形块(图 11)。楔形块会随机地停留在电解液流道中,

表 2 主要试验参数
Table 2 Main test parameters

项目	数值或条件
出液形式	开放式/封闭式
加工电压/V	26.5
电解液入口压力/MPa	1.1
电解液出口压力/MPa	0/0.4
电解液温度/℃	25
初始加工间隙/mm	0.2
电解液电导率/(S/m)	8.1
进给速度/(mm/min)	1.8

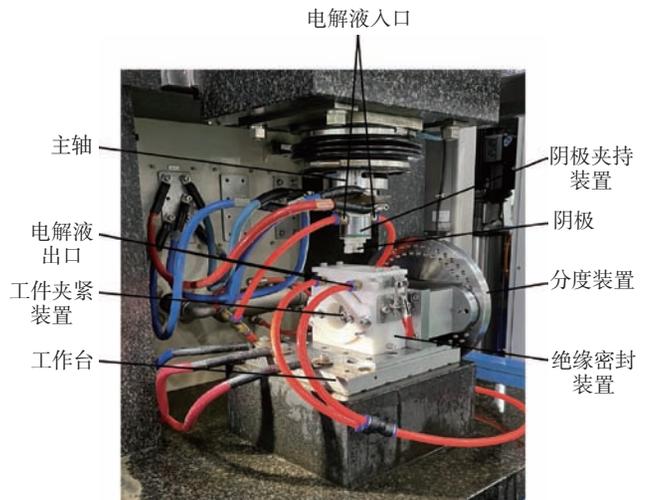


图 10 窄通道整体叶轮套料电解加工试验装置

Fig.10 Test device of electrochemical trepanning machining for narrow channel integral impeller

随时会引起加工短路。使用复合阴极加工时,由于去除了叶间导致楔形块产生的加工余量,使得加工过程中无楔形块产生,加工过程稳定。上述试验结果验证了复合阴极在提高窄通道整体叶轮套料电解加工稳定性方面的有效性。

4.3 流场对工艺稳定性的影响

流场分布的均匀性直接影响加工稳定性。使用开放式流场加工时,其加工区域流场分布不均,导致加工过程常出现过流甚至短路现象,叶片加工表面质量较差,如图 12 (a) 所示;采用封闭式流场加工时,背压改善了流场分布均匀性,使得加工过程平稳,加工出的叶片表面质量较好,如图 12 (b) 所示。上述试验结果验证了封闭式流场在提高窄通道整体叶轮套料电解加工稳定性方面的有效性。

对比试验后,采用复合阴极和封闭式流场开展了连续加工试验,共计加工了 41 个叶片,未出现过流、短路等异常情况,加工过程稳定。采用海克斯康 Global



图 11 片状阴极连续加工产生的楔形块

Fig.11 Wedge block produced by continuous machining of sheet cathode



(a) 开放式流场



(b) 封闭式流场

图 12 不同流场的加工叶片表面质量

Fig.12 Surface quality of machined blades with different flow fields

S7107 三坐标测量机对加工出的叶片进行检测,在叶片上设置 6 条采样线,在采样线上等距设置采样点,如图 13 所示。其中,叶片的弦宽和长度均为 12 mm。各采样点实测值与理论轮廓值之间的误差如图 14 所示。可以看出,叶盆、叶背以及进排气边的加工误差在 $-0.02 \sim +0.10$ mm 之间,满足叶型 ± 0.1 mm 的轮廓度设计要求。对连续加工出的 41 个叶片进行检测,叶片的加工重复精度在 0.04 mm 以内。试验结果表明,复合阴极加封闭式流场可显著改善窄通道整体叶轮套料电解加工稳定性,适合该类零件批量生产使用。

5 结论

(1) 针对窄通道整体叶轮套料电解加工稳定性问题,创新设计了复合阴极结构,既能够实现叶片的精密成形,又能够在加工过程中去除会导致加工短路的楔形块,对于提高加工稳定性起到显著作用。

(2) 对比验证了开放式流场与封闭式流场对于加工稳定性的影响,结果表明,封闭式流场加工过程中流

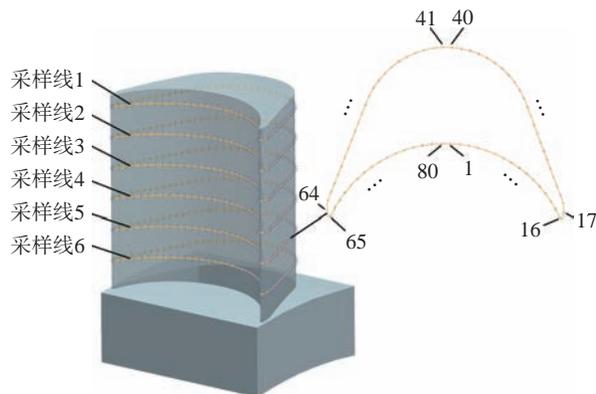


图 13 叶片采样线及等距采样点位置

Fig.13 Position of blade sampling line and equidistant sampling point

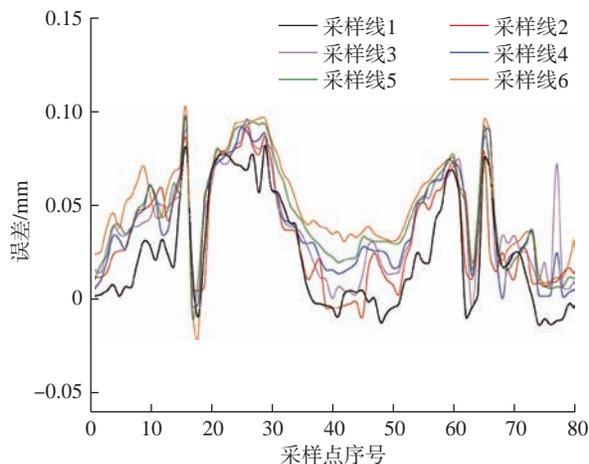


图 14 叶片加工误差分布

Fig.14 Distribution of blade machining error

场分布更加均匀,加工稳定性更好。

(3) 针对某型号窄通道整体叶轮,采用设计的复合阴极结构和封闭式流场加工了41个叶片,加工精度满足图纸设计要求,加工过程稳定,为该类零件的优质高效电解加工奠定了技术基础。

参考文献

[1] 郑严, 庞重义. 弹用涡喷(涡扇)发动机技术(续)[J]. 飞航导弹, 2002(1): 40-45.

ZHENG Yan, PANG Chongyi. Missile turbojet (turbofan) engine technology (continued)[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2002(1): 40-45.

[2] 于晴, 赵慧, 袁伟为, 等. 液体火箭发动机涡轮气动优化数值研究[J]. 火箭推进, 2020, 46(5): 21-26.

YU Qing, ZHAO Hui, YUAN Weiwei, et al. Numerical study on aerodynamic optimization of liquid rocket engine turbine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(5): 21-26.

[3] ZHAO Z C, WANG Y, QIAN N, et al. A framework for accuracy enhancement in milling thin-walled narrow-vane turbine impeller of NiAl-based superalloy[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 108(11): 3925-3938.

[4] GU Z Z, ZHU W G, ZHENG X H, et al. Cathode tool design and experimental study on electrochemical trepanning of blades[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 100(1): 857-863.

[5] 徐家文, 赵建社, 朱永伟, 等. 航空发动机整体构件特种加工新技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.

XU Jiawen, ZHAO Jianshe, ZHU Yongwei, et al. New nontraditional machining techniques of integral components in aircraft engine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011.

[6] 吕焱明, 赵建社, 范延涛, 等. 大长宽比深窄槽电解加工阴极结构设计[J]. 航空制造技术, 2018, 61(3): 46-53.

LÜ Yanming, ZHAO Jianshe, FAN Yantao, et al. Cathode structure design of electrochemical machining for deep narrow grooves with high length-width ratio[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(3): 46-53.

[7] 彭苏皓, 徐正扬, 谷洲之, 等. 整体构件周向叶片电解加工流场设计及实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(5): 750-756.

PENG Suhao, XU Zhengyang, GU Zhouzhi, et al. Flow field design and experiment of electrochemical machining of integral components circumferential blade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(5): 750-756.

[8] 杨卫东, 陆兴元, 陈波. 小通道钛合金轮盘电解工艺试验[C]//2005年中国机械工程学会年会. 重庆, 2005.

YANG Weidong, LU Xingyuan, CHEN Bo. Process test of electrochemical machining for mini-channel titanium alloy disc[C]//2005 Annual Conference of Chinese Mechanical Engineering Society. Chongqing, 2005.

[9] ZHU D, XUE T Y, HU X Y, et al. Electrochemical trepanning with uniform electrolyte flow around the entire blade profile[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(7): 1748-1755.

[10] 丁宇. 航天转子叶片的电解加工工艺研究[C]//中国机械工

程学会特种加工分会. 第13届全国特种加工学术会议论文集. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2009: 310-312.

DING Yu. Research on electrochemical machining technology of aerospace rotor blade[C]//Non-Traditional Machining Institution of Chinese Mechanical Engineering Society. Proceedings of the 13th National Conference of Non-traditional Machining. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2009: 310-312.

[11] 庞延昊天, 贾建利, 耿雪松. 钛合金叶栅电解加工工艺技术研究[J]. 电加工与模具, 2021(6): 42-46.

PANG Yanhaotian, JIA Jianli, GENG Xuesong. Research on electrochemical machining of titanium alloy cascade[J]. Electromachining & Mould, 2021(6): 42-46.

[12] 张晓博, 朱栋, 吴泽刚, 等. 扩压器套料电解加工叶片边缘流场优化研究[J]. 电加工与模具, 2021(Z1): 51-54.

ZHANG Xiaobo, ZHU Dong, WU Zegang, et al. Flow field optimization of trailing edge in electrochemical trepanning process of diffuser[J]. Electromachining & Mould, 2021(Z1): 51-54.

[13] KLINK A, HEIDEMANN L, ROMMES B. Study of the electrolyte flow at narrow openings during electrochemical machining[J]. CIRP Annals, 2020, 69(1): 157-160.

[14] WESTLEY J A, ATKINSON J, DUFFIELD A. Generic aspects of tool design for electrochemical machining[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 149(1-3): 384-392.

[15] KLOCKE F, KLINK A, VESELOVAC D, et al. Turbomachinery component manufacture by application of electrochemical, electro-physical and photonic processes[J]. CIRP Annals, 2014, 63(2): 703-726.

[16] SHIMASAKI T, KUNIEDA M. Study on influences of bubbles on ECM gap phenomena using transparent electrode[J]. CIRP Annals, 2016, 65(1): 225-228.

[17] 于冰. 精密电解套料阴极设计与优化[J]. 航空制造技术, 2016, 59(22): 48-51.

YU Bing. Design and optimization of precision ECM cathode[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(22): 48-51.

[18] 赵建社, 王峰, 肖雄, 等. 微尺度弧形群缝电解加工试验研究[J]. 机械工程学报, 2014, 50(23): 186-193.

ZHAO Jianshe, WANG Feng, XIAO Xiong, et al. Experiment research on electrochemical machining of meso scale arc-shaped multi-grooves[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(23): 186-193.

[19] 张聚臣, 李世成, 刘洋, 等. 基于Realizable $k-\epsilon$ 模型的叶盘通道电解加工多场耦合分析[J]. 航空学报, 2022, 43(4): 354-365.

ZHANG Juchen, LI Shicheng, LIU Yang, et al. Multi-physical field analysis of tunnel ECM employed realizable $k-\epsilon$ model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(4): 354-365.

[20] LAUNDER B E, SPALDING D B. Lectures in mathematical models of turbulence[M]. New York: Academic Press, 1972.

通讯作者: 赵建社, 教授, 博士, 研究方向为精密电解加工技术、特种加工新技术。

(责编 七七)

引文格式: 李进, 何培刚. 磷酸盐成分对石英纤维增强磷酸盐复合材料力学与介电性能的影响研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 83-92.

LI Jin, HE Peigang. Effect of phosphate composition on mechanical and dielectric properties of quartz fiber-reinforced phosphate composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 83-92.

磷酸盐成分对石英纤维增强磷酸盐复合材料力学与介电性能的影响研究

李进¹, 何培刚²

(1. 航空工业直升机设计研究所, 景德镇 330001;

2. 哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

[摘要] 研究了 P/Al 比、Cr/Al 比对石英纤维增强磷酸盐复合材料物相组成、组织结构、力学性能与介电性能的影响。结果表明, 磷酸盐基体的物相组成主要为 Berlinite 相、低温方石英型 $AlPO_4$ 及未反应的 $\alpha-Al_2O_3$, 基体相的组成比例及微观结构受 P/Al 比、Cr/P 比影响较大。当 P/Al=4.1、Cr/P=0.04 时, 复合材料力学性能最佳, 拉伸强度为 108.6 MPa, 弯曲强度为 135.3 MPa, 断裂韧性 K_{IC} 为 $6.6 MPa \cdot m^{1/2}$, 复合材料表现为弱结合界面的塑性断裂特征。分析认为, 此时基体中含有较多粘接性能良好的 $Al(H_2PO_4)_3$ 相, 基体表现为光滑平面状结构, 有利于基体与纤维形成完整连续的良好界面层。此外, 材料介电性能受 Cr 含量影响较大, 除 Cr/P=0.08 材料外, 所制备材料介电性能均可满足高温透波材料性能要求, 拥有广阔的应用前景。

关键词: 磷酸盐; 石英纤维织物; 力学性能; P/Al 比; Cr/P 比

Effect of Phosphate Composition on Mechanical and Dielectric Properties of Quartz Fiber-Reinforced Phosphate Composites

LI Jin¹, HE Peigang²

(1. AVIC Helicopter Research and Design Institute, Jingdezhen 330001, China;

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

[ABSTRACT] The effects of P/Al ratio and Cr/Al ratio on the phase composition, microstructure, mechanical properties and dielectric properties of quartz fiber-reinforced phosphate composites were investigated. The results show that the phase composition of the phosphate matrix is mainly composed of Berlinite phase, low-temperature quartz type $AlPO_4$ and unreacted $\alpha-Al_2O_3$, and the composition ratio and microstructure of the matrix phase are influenced by the P/Al ratio and Cr/P ratio. When P/Al=4.1 and Cr/P=0.04, the composites have the best mechanical properties, with tensile strength of 108.6 MPa, bending strength of 135.3 MPa and fracture toughness K_{IC} of $6.6 MPa \cdot m^{1/2}$, and the composites exhibit the plastic fracture characteristics of weak bonding interface. It is analyzed that at this time the matrix contains more $Al(H_2PO_4)_3$ phase with good bonding properties, and the matrix exhibits a smooth planar-like structure, which is conducive to the formation of a complete and continuous good interfacial layer between the matrix and the fiber. In addition, the dielectric properties of the materials are greatly affected by the Cr content, except for Cr/P=0.08 materials, the dielectric properties of the prepared materials can meet the performance requirements of high-temperature wave-transparent materials, and have a broad application prospect.

Keywords: Phosphate; Quartz fiber fabric; Mechanical properties; P/Al ratio; Cr/P ratio

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.083

磷酸盐材料是一种粘接性能良好的无机胶黏剂,在耐火陶瓷黏接剂、耐磨耐高温/抗氧化涂层、多孔材料密封剂、耐火复合材料基体等领域有广泛的应用^[1]。近年来,磷酸盐材料由于具有介电性能优异、强度高、耐高温、热膨胀系数低等优势成为高温透波材料领域广受关注的新型材料^[2-3]。最早于1995—1996年,Suzdal'tsev等^[4]就以磷酸盐为黏结剂,在低温时进行无压烧结,制备了磷酸盐-氮化硅陶瓷复合材料,材料的介电性能随温度的变化很小。值得注意的是,纤维增强磷酸盐复合材料的固化成型工艺与一般陶瓷基复合材料有显著区别,其制备过程中不需要高温高压的环境,成型方法与树脂基复合材料接近,未来有望兼容RTM、3D打印等新兴成型工艺方法^[5-7]。相比于其他无机非金属透波材料,纤维增强磷酸盐陶瓷基复合材料在保证材料的介电性能和力学性能基础上具有低温制备、高温使用、生产周期短、成本低等优点,在高温透波材料领域拥有广阔的应用前景。

目前我国针对纤维增强磷酸盐作为高温透波材料的研究还处于初级阶段,在保证磷酸盐高温介电性能的前提下,材料力学性能受基体性能限制,表现较差^[8-9]。并且成分、制备工艺对磷酸盐基体的物相结构与性能的影响机制尚不清晰。因而阐明磷酸盐材料成分与工艺过程对低温聚合机制与高温演化过程的影响,优化复合磷酸盐基体组成,制备出介电-机械综合性能优异的磷酸盐复合材料成为目前研究重点^[10-11]。

本文通过研究基体的磷/铝(P/Al)摩尔比、铬/磷(Cr/P)摩尔比对复合材料物相组成、组织结构、力学性能和介电性能的影响,阐明磷酸盐成分对材料聚合过程与高温演化过程的影响机理,为调节磷酸盐聚合物反应参数,优化复合材料基体组成提供数据支持,进而为提高石英纤维增强磷酸盐复合材料的力学性能提供参考和依据。

1 试验及方法

1.1 原材料

本文制备磷酸铝浆料所用原料及制备复合材料所用二维石英纤维布的规格与来源如表1所示。

1.2 纤维增强磷酸盐复合材料的制备

纤维增强磷酸盐复合材料的制备选用手糊预浸料、模压的方式,具体可分为磷酸盐基体浆料的制备与复合材料的制备两步。

(1)磷酸盐基体浆料的制备过程。将一定浓度的磷酸溶液与氢氧化铝按一定P/Al比例入三颈烧瓶中,在冷凝回流装置中100℃反应12~24h至溶液澄清。按一定Cr/P比加入CrO₃,并加入甲醇还原得到磷酸盐

溶液。而后将磷酸盐溶液转移至放有ZrO₂陶瓷磨球的球磨罐中,按设置好的试验剂量将一定量的Al₂O₃填料和ZnO固化剂混合后加入到磷酸盐溶液中。加料完成后,将球磨罐密封好,放在混料机上球磨混料24h即可得到磷酸盐基体浆料。

(2)复合材料样品制备过程。首先将石英纤维布裁剪成15cm×15cm的正方形,然后300℃处理2h以除去纤维表面浸润剂;而后采用手糊法将预处理好的石英纤维布用磷酸盐基体浆料浸渍并按纤维束平行铺放得到磷酸盐纤维预浸料,最后采用模压成型的方式,将装有预浸料的模具放入烘箱中,在250℃温度下加热固化,最后脱模即可制得石英纤维增强磷酸盐复合材料的成型板材。

1.3 性能测试

1.3.1 X射线衍射(XRD)分析

在Empyrean型X射线衍射仪(荷兰Panalytical公司)上进行磷酸盐基体的物相检测。其中靶材选用Cu-Kα($\lambda=0.15406\text{ nm}$),加速电压和加载电流分别为40kV和100mA。扫描步长和扫描速度分别为0.02°和8°/min。

1.3.2 扫描电镜(SEM)分析

在Helios Nanolab600i型场发射环境扫描电镜(美国FEI公司)上观测基体和复合材料的显微形貌,辅以配套的能量分散谱仪(EDS)对基体元素分布情况进行检测。在测试前使用Gatan离子喷镀仪对试样表面喷金增加导电性,喷金过程中电流为30mA,时间为300s。喷金处理后,试样表面呈现出均匀明亮的金黄色。

1.3.3 拉伸强度和拉伸模量测试

在Instron-5569型电子万能试验机上测定复合材料拉伸强度,拉伸试样为直条状,试样宽10mm、厚3mm、长120mm,加载速率为2mm/min,采样间隔为50ms。加载前,夹持25mm引伸计测量试样应变,由应力-应变曲线求得试样拉伸模量。每组测试4个试样,取平均值。

表1 原材料规格及来源

Table 1 Raw material specifications and sources

原材料名称	化学式	质量分数/%	生产厂家
磷酸	H ₃ PO ₄	85	天津市耀华化学试剂有限责任公司
氢氧化铝	Al(OH) ₃	99.5	天津市天力化学试剂有限公司
氧化铬	CrO ₃	99.5	天津市天力化学试剂有限公司
甲醇	CH ₃ OH	99.5	天津市富宇精细化工有限公司
氧化铝	Al ₂ O ₃	99.5	天津市天力化学试剂有限公司
氧化锌	ZnO	99.9	天津市天力化学试剂有限公司
石英纤维布	SiO ₂	99.98	湖北菲利华石英玻璃股份有限公司

1.3.4 弯曲强度测试

采用三点弯曲法在 Instron-5569 型电子万能试验机上测定复合材料弯曲强度,试样宽 4 mm、厚 3 mm、长 36~40 mm,跨距 30 mm,沿 Z 向加载,加载方向如图 1 所示,加载速率 0.5 mm/min,每组测试 4 个试样,取平均值。抗弯强度的计算公式为

$$\sigma_f = \frac{3P_a L}{2bh^2} \quad (1)$$

式中, σ_f 为弯曲强度, MPa; P_a 为断裂载荷, N; L 为跨距, mm; b 为试样宽度, mm; h 为试样厚度, mm。

1.3.5 断裂韧性测试

复合材料断裂韧性同样在 Instron-5569 型电子万能试验机上测定,测试方法为单边切口梁法 (SENB 法),试样尺寸为宽 3 mm、厚 4 mm、长 36~40 mm,预制缺口深度约为 2 mm,跨距为 20 mm,用金刚石刀片在内圆切割机上完成缺口切割,缺口宽度约为 0.2 mm。沿 Y 方向加载不易出现分层现象,更能充分体现纤维的增韧效果,加载方向如图 2 所示,加载速率为 0.5 mm/min,每组测试 4 个试样,取平均值。

断裂韧性 K_{IC} 的计算公式为

$$K_{IC} = S \frac{3P_b L \sqrt{10a}}{200bh^2} \quad (2)$$

$$S = 1.93 - 3.07 \frac{a}{h} + 14.53 \left(\frac{a}{h}\right)^2 - 25.07 \left(\frac{a}{h}\right)^3 + 25.8 \left(\frac{a}{h}\right)^4 \quad (3)$$

式中, K_{IC} 为断裂韧性, $\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$; P_b 为最大载荷, N; a 为缺口深度, mm。

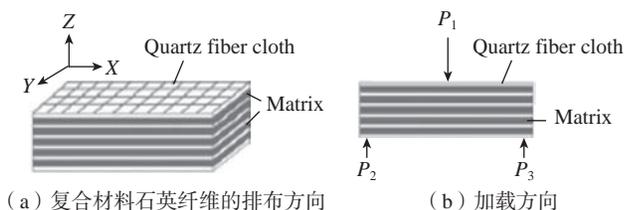


图 1 弯曲载荷加载方向示意图

Fig.1 Schematic diagram of loading direction of bending load

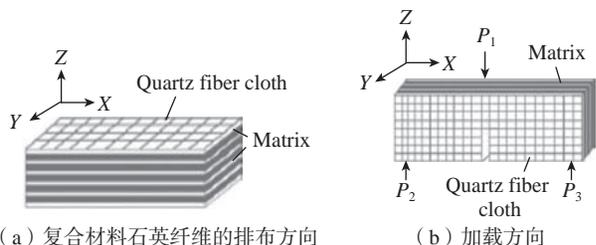


图 2 断裂韧性载荷加载方向示意图

Fig.2 Schematic diagram of loading direction of fracture toughness load

1.3.6 介电性能测试

采用电子科技大学生产的介电性能测试仪对复合材料的介电常数和介电损耗进行测试,测试方法为“高 Q 腔”法,测试频率为 7~18 GHz,样品规格为 $\Phi 50$ mm,厚度为 2 mm。

2 结果与讨论

2.1 不同 P/Al 摩尔比对复合材料组织结构和力学性能的影响

不同 P/Al 比对磷酸盐基体的组成和性质有重要影响,进而影响最终制备的复合材料性能,为了研究不同 P/Al 比的基体对复合材料组织结构和性能的影响,制备了不同 P/Al 摩尔比的磷酸盐聚合物复合材料,保持磷酸浓度为 45%, Cr/P 摩尔比为 0.04, Al_2O_3 添加量为磷酸质量分数的 85%, ZnO 添加量为磷酸质量分数的 2%。图 3 为不同 P/Al 比基体固化后的 XRD 衍射图谱。可知,不同 P/Al 比磷酸盐基体固化后的相组成主要为 AlPO_4 (PDF#11-0500)、Berlinite 相、 $\text{Al}(\text{H}_2\text{PO}_4)_3$ 相及未反应完全的刚玉型 $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ 。其中, AlPO_4 为低温方石英型结构^[12],属于正交晶系; Berlinite 为一种磷铝矿结构,正 AlPO_4 盐,六方晶系,由氧原子桥接 $[\text{PO}_4]$ 四面体和 $[\text{AlO}_4]$ 四面体组成的共价网络结构^[13]。由图 3 可以看出,当 P/Al 比由 3.5 变化为 3.7,磷酸盐的主相发生了明显改变,由低温方石英型 AlPO_4 转变为 Berlinite 相,并且随着 P/Al 比的增大,低温方石英型 AlPO_4 衍射峰逐渐减弱, Berlinite 衍射峰增强,推测是由于较高的 P/Al 比使得基体拥有过量磷酸的存在,有利于高温下与填料间的反应,利于原子间的扩散重排,使得结构中存在缺陷的低温方石英相磷酸铝减少。值得注意的是,当 P/Al=4.1 时,固化后的基体中出现了大量 $\text{Al}(\text{H}_2\text{PO}_4)_3$ 相,推测

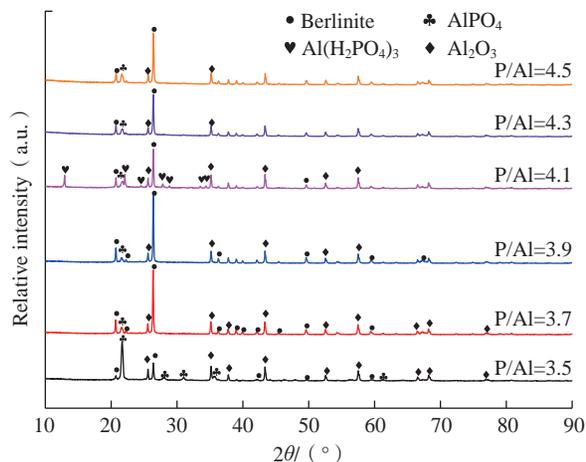


图 3 不同 P/Al 比磷酸盐基体固化后的 XRD 图谱

Fig.3 XRD patterns of cured phosphate matrix with different P/Al ratios

是由于过量磷酸与 Al_2O_3 反应生成的。但随着 P/Al 比的继续增大, $\text{Al}(\text{H}_2\text{PO}_4)_3$ 相消失可能是由于更高的酸性使其与填料进一步反应, 使得 $\text{Al}(\text{H}_2\text{PO}_4)_3$ 消失完全转变为 AlPO_4 相。此外, P/Al 比从 3.5 增加到 4.5 的变化过程中, 基体保持了明显的晶体特征, 结晶度高, 未表现出非晶相, 由此可知基体经过 250 °C 固化后, 可得到完整的陶瓷相。

图 4 为不同 P/Al 比磷酸盐固化后基体的显微形貌, 可以看出磷酸盐基体的典型形貌, 整体由连续分布的 AlPO_4 包裹未完全反应的 Al_2O_3 陶瓷颗粒组成。固化的基体整体连续致密, 无微裂纹, 但也存在一定的孔隙, 这是由于基体浆料在固化过程中水分的蒸发造成的。由图 5 中 P、Cr 元素在选区内的分布可知, 磷酸盐在区域内的元素分布均匀并无偏聚, 表明基体在固化过程中反应均匀。并且值得注意的是, 当 P/Al=3.5 时, AlPO_4 粘结 Al_2O_3 形成的基体呈明显的颗粒状, 且存在大量微观孔洞, 这可能是由于制样过程中基体断裂, 低温方石英型 AlPO_4 粘结力不足而使得断裂过程中 Al_2O_3 颗粒脱落所致; 当 P/Al 比从 3.5 增大到 4.1, 基体颗粒状形貌逐渐模糊, 逐渐呈现出平整的平面状形貌; 当 P/Al=4.1 时, 已观察不到明显的凸起颗粒; 而当 P/Al 比继续从 4.3 增大到 4.5 时, 颗粒状形貌重新出现, 基体呈现出粗糙

结构, 但基本微观上没有出现类似 P/Al=3.5 时的孔洞结构, 基体连续致密, 整体与 P/Al=3.7 时的形貌相似。由上可知材料在 P/Al=4.1 时平面状材料结构拥有更为连续致密的微观结构。而由图 6 纤维增强磷酸盐复合材料的显微形貌可以看到, 经向与纬向编织的石英纤维束之间被磷酸盐基体填充致密, 孔隙较少, 表明基体对石英纤维的浸润性较好, 在压力作用下能够形成紧密堆积, 有利于提高磷酸盐基体的内聚强度和形成良好的界面结合强度。值得一提的是, P/Al 比为 3.7~4.1 时纤维与基体的界面更为连续, 而当 P/Al 比为 3.5 和 4.5 时界面处存在少量孔洞与缺陷, 这与基体结构表现一致, 因而可见平面状连续基体结构更有利于纤维与基体间的结合与载荷传递。但总体来看制备出的复合材料纤维无明显翘曲、脱粘、剥离现象, 质量较好。

图 7 为不同 P/Al 比石英纤维增强磷酸盐复合材料的力学性能。图 7 (a) 和 (b) 分别为不同 P/Al 比复合材料的拉伸强度和拉伸模量, 可以看出, 随着 P/Al 比的增大, 复合材料的拉伸强度和拉伸模量均表现出先增大后减小的趋势, 当 P/Al=4.1 时, 复合材料的拉伸强度和拉伸模量达到最大, 分别为 108.6 MPa 和 23.4 GPa, 相比于 P/Al=3.5 时, 拉伸强度增加 22.4%, 拉伸模量增加 40.1%, 并且拉伸强度性能稳定、离散度较小, 表现出明

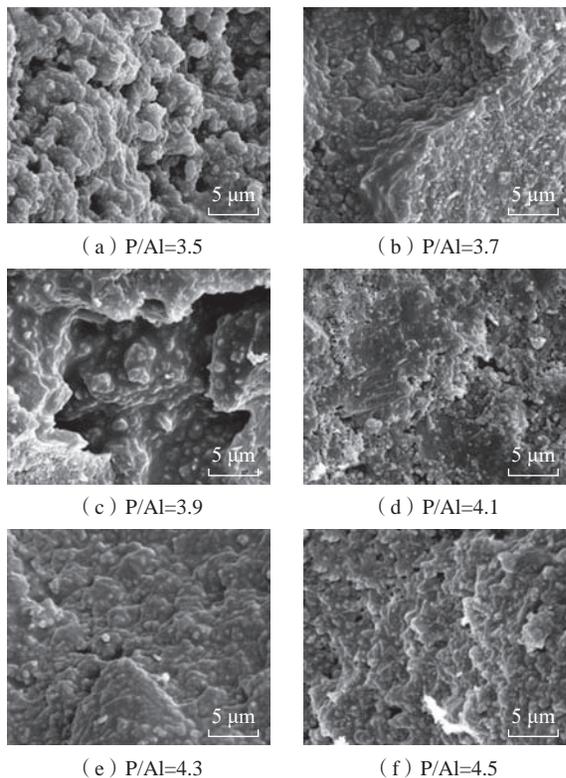


图 4 不同 P/Al 比磷酸盐聚合物基体固化后的显微形貌
Fig.4 Microscopic morphology of cured phosphate matrix with different P/Al ratios

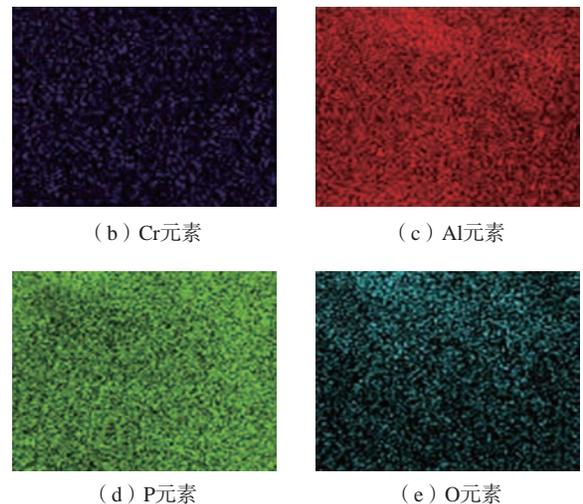
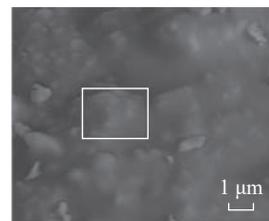


图 5 P/Al=3.7 时磷酸盐基体固化后的 SEM-EDS 图
Fig.5 SEM-EDS image of the cured phosphate matrix at P/Al=3.7

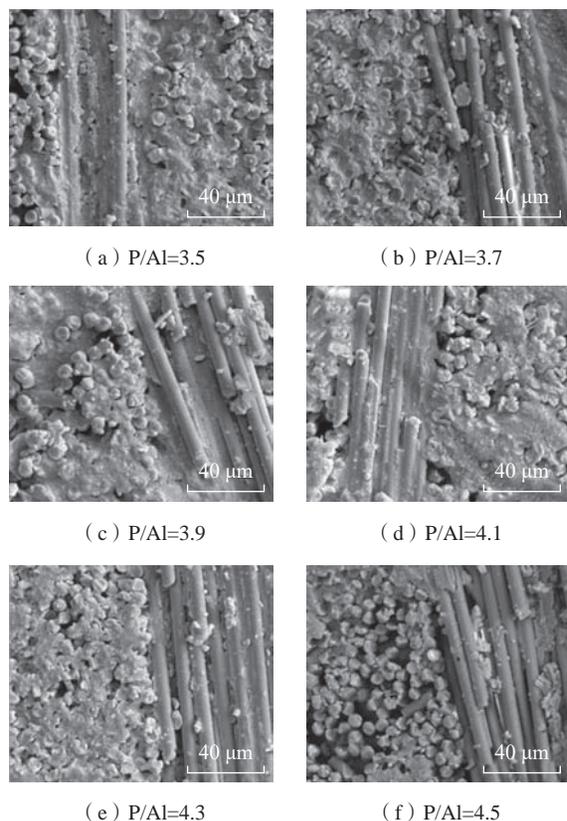


图6 不同 P/Al 比石英纤维增强磷酸盐复合材料的显微形貌
Fig.6 Microscopic morphology of quartz fiber-reinforced phosphate composites with different P/Al ratios

显的性能优势。

综合物相和显微组织结构的分析可知,从物相组成上来说,基体中 Berlinite 相含量增多有助于基体强度的提高,这是因为 Berlinite 相能够在 Al_2O_3 颗粒之间形成强的键合^[14],提高基体强度。而当 $\text{P/Al}=4.1$ 时,基体中还保留了一定的 $\text{Al}(\text{H}_2\text{PO}_4)_3$ 相,因 $\text{Al}(\text{H}_2\text{PO}_4)_3$ 相优异的粘接性能^[15],少量 $\text{Al}(\text{H}_2\text{PO}_4)_3$ 相的存在对复合材料纤维与基体结合力的提高有积极意义。从显微组织结构上来说,平面状的基体形貌相比于颗粒状,能够最大限度地增加基体与纤维的接触面积,有利于磷酸盐基体与纤维形成完整连续的良好界面层,有利于纤维与基体间的载荷传递。因此,随着 P/Al 比的增大,复合材料的拉伸强度和拉伸模量表现出先增大后减小的趋势,当 $\text{P/Al}=4.1$ 时,复合材料的拉伸强度和拉伸模量性能最好。

从图 7 (c) 可以看出,曲线表现为典型的纤维与基体间弱结合界面的复合材料塑性断裂特征,纤维表现出良好的增韧效果。整体断裂可分为 4 个阶段: OL 段为线弹性变形阶段,模量为定值,当到达 L 点时,基体开始萌生新的裂纹; LP 段,随着应力的提高,基体不断产生裂纹使材料模量下降; PM 段,应力继续提高,裂纹也越来越大,部分纤维断裂,模量继续下降,当应力达到 M 点后达到复合材料的强度极限; MN 段,此阶段未断裂的纤维仍能承担一部分载荷,纤维脱粘、拔

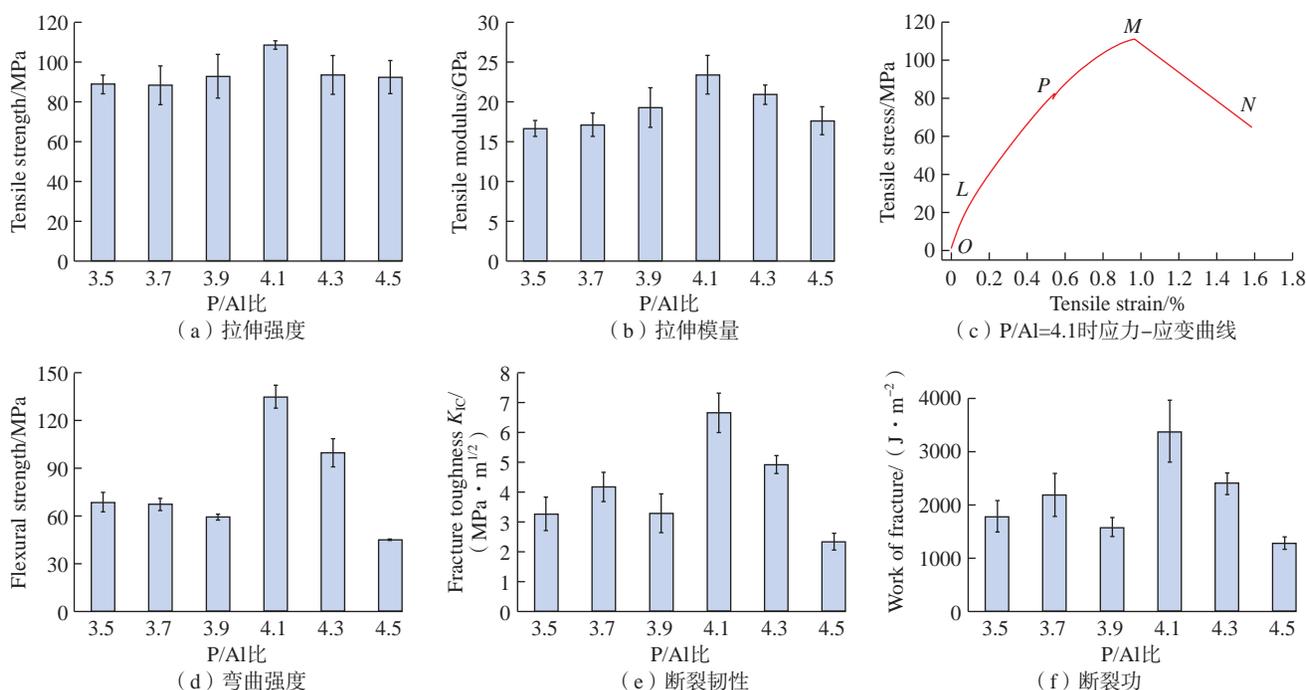


图7 不同 P/Al 比纤维磷酸盐复合材料的力学性能
Fig.7 Mechanical properties of fiber-reinforced phosphate composites with different P/Al ratios

出,复合材料逐层断裂,所能承担的应力快速下降,最终完全断裂。

图7(d)为不同P/Al比复合材料的弯曲强度,可以看出,不同P/Al比复合材料的弯曲强度值表现出明显的差距,其中,当P/Al为4.1和4.3时,弯曲强度较高,尤其是当P/Al=4.1时,弯曲强度为135.3 MPa,相比于P/Al=4.3时的100.0 MPa,弯曲强度增加35.3%;相比于弯曲强度最小,P/Al=4.5时的45.5 MPa,增加了约2倍,仍显示出明显的性能优势。与拉伸强度测试结果的相似性和规律性不同的是,弯曲强度测试结果出现了两极分化,这可能是由于弯曲试验比拉伸试验力学环境更加复杂,除了轴向拉应力外,还包括压缩、剪切等多种受力模式,因此需要材料具有良好的综合力学性能。而P/Al=4.1时,基体中 AlPO_4 主要为强度较好的Berlinite相,并且由于 $\text{Al}(\text{H}_2\text{PO}_4)_3$ 相以及平面状的显微形貌,使得复合材料拥有良好的基体结合状态。

图7(e)和(f)分别为不同P/Al比复合材料的断裂韧性和断裂功,可以看出,当P/Al=4.1时,复合材料的韧性最好,断裂韧性 K_{IC} 为 $6.6 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,断裂功为 3393 J/m^2 。除了P/Al=4.5外,其他不同P/Al比复合材料的 K_{IC} 在 $3 \sim 5 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 左右,断裂功在 $1500 \sim 3500 \text{ J/m}^2$ 左右。一般浸渍烧结工艺制备的石英纤维增强石英材料的断裂韧性 K_{IC} 为 $2 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 左右,与之相比,石英纤维增强磷酸盐复合材料的断裂韧性有了显著提高,复合材料表现出更高的可靠性。与前述结果相似,材料在P/Al=4.1时表现出最佳的性能,但值得注意的是,P/Al=4.5时,弯曲强度和断裂韧性下降较快,可能是因为P/Al比过大,基体浆料酸性较大,对纤维的腐蚀损伤造成的。

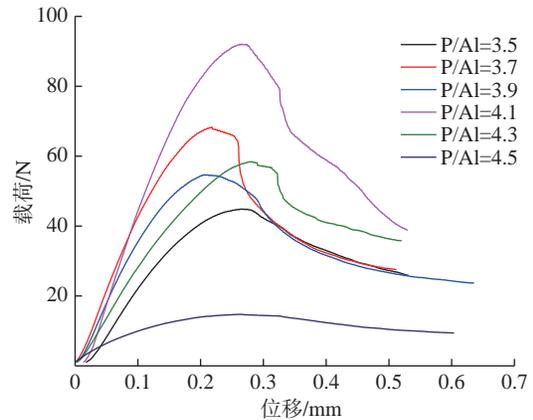
图8(a)为不同P/Al比复合材料带缺口试样弯曲载荷-位移曲线,可以看出试样的失效方式均表现为韧性断裂特征。图8(b)为弯曲试样失效的宏观照片,可以看出试样没有明显的断口。但当P/Al为3.5和4.5时,试样发生明显的开裂,并且试样的拉伸侧和压缩侧均存在裂纹,说明试样的开裂形式为拉断与剪切破坏,此外,开裂区域及整个试样表面并未发生分层,表明复合材料的层间结合强度较高。综上,纤维增强磷酸盐复合材料在P/Al=4.1时表现出最佳的机械性能。

2.2 不同Cr/P摩尔比对复合材料组织结构和力学性能的影响

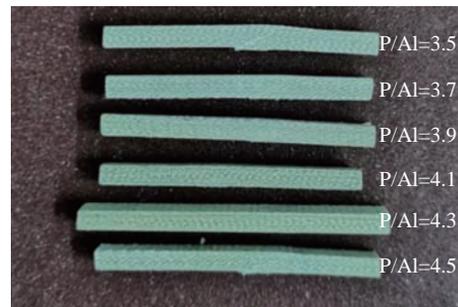
Cr^{3+} 虽然在磷酸盐聚合物基体中占比较少,但其不同添加量对基体的组成和性质有着不可忽视的作用,为了探究 Cr^{3+} 含量对复合材料组织结构和性能的影响,制备了不同Cr/P摩尔比的磷酸盐复合材料,P/Al摩尔比选用2.1节中力学性能最佳的配比(P/Al=4.1),并控制

填料含量,制备工艺不变。

图9为不同Cr/P比基体固化后的XRD图谱。可以看出,由于 Cr^{3+} 含量较少,XRD图谱中并未寻到含 Cr^{3+} 的各类无机盐的特征峰,物相仍以磷酸铝和残余 Al_2O_3 为主,磷酸铝盐表现为Berlinite相和低温方石英型 AlPO_4 相。在Cr/P比的整个变化范围内Berlinite相



(a) 断裂韧性试样载荷-位移曲线



(b) 弯曲试样失效后的宏观照片

图8 不同P/Al比纤维增强磷酸盐复合材料的失效方式

Fig.8 Failure modes of fiber-reinforced phosphate composites with different P/Al ratios

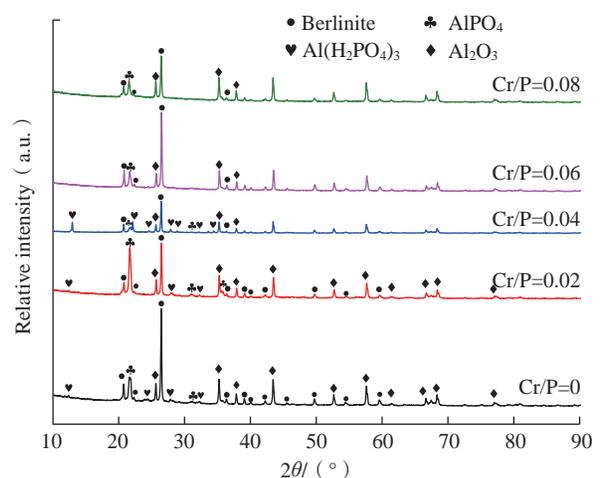


图9 不同Cr/P比磷酸盐基体固化后的XRD图谱

Fig.9 XRD patterns of cured phosphate matrix with different Cr/P ratios

的衍射峰都是最强的,说明 Berlinite 相在基体中的含量较多,当 $Cr/P < 0.06$ 时,基体中还含有 $Al(H_2PO_4)_3$ 相,并且含量随着 Cr/P 比的增加而增加,但当 $Cr/P = 0.06$ 时, $Al(H_2PO_4)_3$ 相消失,说明 Cr^{3+} 会参与磷酸盐固化过程,影响反应过程从而影响基体物相组成。同样的,不同 Cr/P 比的基体固化后结晶度高,未表现出非晶相,说明 Cr/P 比不同的基体经 $250\text{ }^\circ\text{C}$ 固化后可得到完整的陶瓷相。

图 10、11 为不同 Cr/P 比磷酸盐基体及石英纤维增强磷酸盐复合材料固化后的显微形貌。由图 10 可以看出,固化的基体较为连续致密,无微裂纹,但基体中存在固化过程水分蒸发形成的气孔。值得注意的是,随着 Cr 添加量的增加基体形貌由凹凸不平的颗粒状形貌逐渐向相对平整光滑的平面状形貌过渡,有利于基体与纤维的复合,说明基体溶液中 Cr^{3+} 的加入,在一定程度上改变了基体浆料的固化特性。由图 11 可以看出, Cr/P 比为 $0.02 \sim 0.06$ 时基体对纤维的粘接性更高,纤维间结合更紧密,基体对石英纤维的浸润性较好,在压力作用下能够形成紧密堆积,有利于提高磷酸盐基体的内聚强度和形成良好的界面结合强度。

图 12 为不同 Cr/P 比磷酸盐聚合物复合材料的力学性能。图 12 (a) 和 (b) 分别为不同 Cr/P 比复合材

料的拉伸强度和拉伸模量,可以看出,随着 Cr 加入量的增加,复合材料拉伸性能呈现先增加后减小的趋势。不添加 Cr 制备的复合材料的拉伸强度和拉伸模量分别为 83.9 MPa 和 17.4 GPa ,与添加 Cr 的复合材料差距明显,与 $Cr/P = 0.04$ 相比,强度下降约 22.7% ,模量下降约 25.6% 。以上结果表明, Cr 的加入能够显著提高磷酸盐聚合物复合材料的机械性能,其作用机理推测是 Cr^{3+} 能够提高磷酸铝溶液的稳定性,改善基体溶液的浸润性,同时使固化后替代 Al 的占位进入磷酸铝网络结构中改善基体键合强度与固化特性,从而提高复合材料的力学性能。值得一提的是,当 $Cr/P = 0.04$ 时,复合材料的拉伸强度和拉伸模量达到最大值,分别为 108.6 MPa 和 23.4 GPa 。

图 12 (c) 为不同 Cr/P 比复合材料弯曲强度,可以看出复合材料的弯曲强度变化趋势与拉伸强度基本一致,同样在 $Cr/P = 0.04$ 时达到最大的弯曲强度,为 135.3 MPa ,相比于未添加 Cr 的复合材料的弯曲强度增加 56.6% 。图 12 (d) 和 (e) 分别为不同 Cr/P 比复合材料断裂韧性和断裂功,随着 Cr/P 比的增大,复合材料的断裂韧性和断裂功也呈现先增大后减小的趋势,同样在 $Cr/P = 0.04$ 时,复合材料韧性最好,断裂韧性 K_{IC} 为 $6.6\text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$,断裂功为 3393 J/m^2 ,其他添加 Cr 的复合材

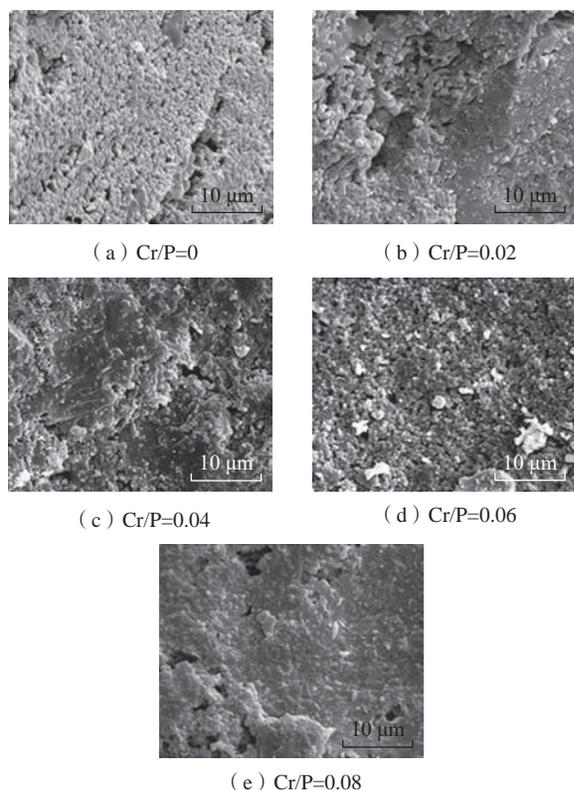


图 10 不同 Cr/P 比磷酸盐基体固化后的显微形貌

Fig.10 Microscopic morphology of cured phosphate matrix with different Cr/P ratios

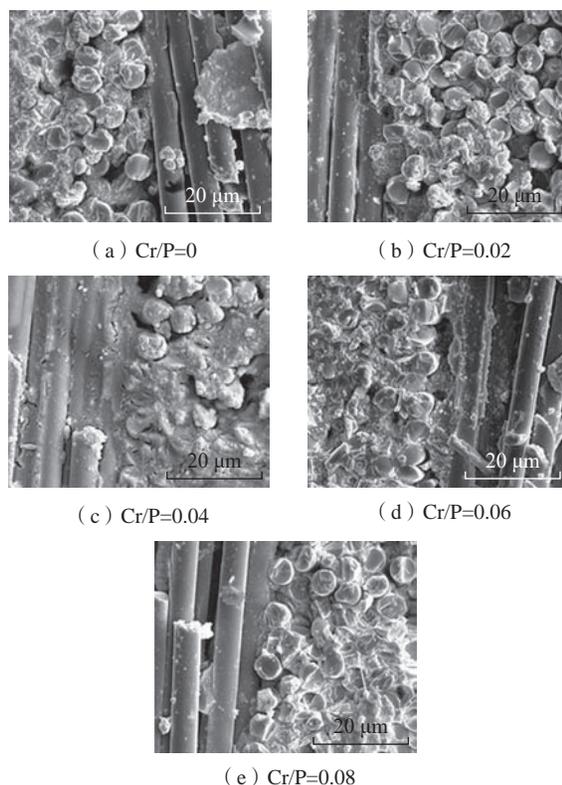


图 11 不同 Cr/P 比石英纤维增强磷酸盐聚合物的显微形貌

Fig.11 Microscopic morphology of quartz fiber-reinforced phosphate composites with different Cr/P ratios

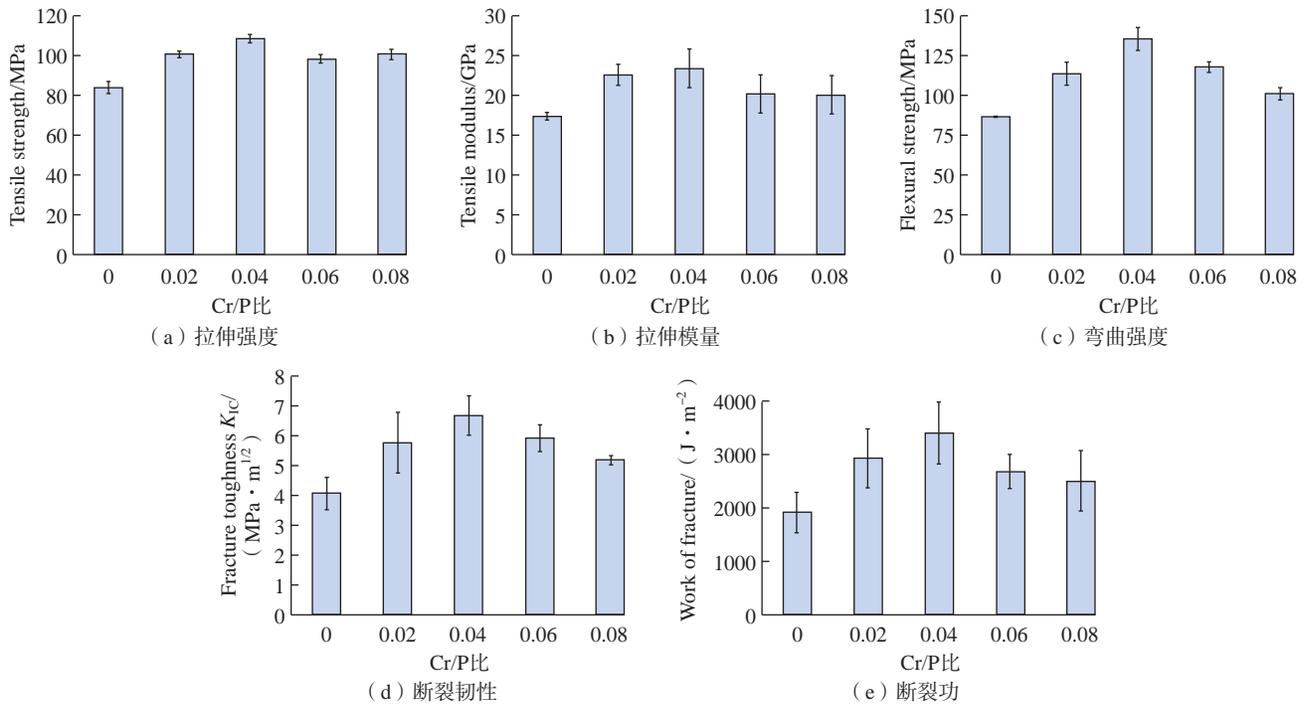


图 12 不同 Cr/P 比纤维增强磷酸盐复合材料的力学性能
 Fig.12 Mechanical properties of fiber-reinforced phosphate composites with different Cr/P ratios

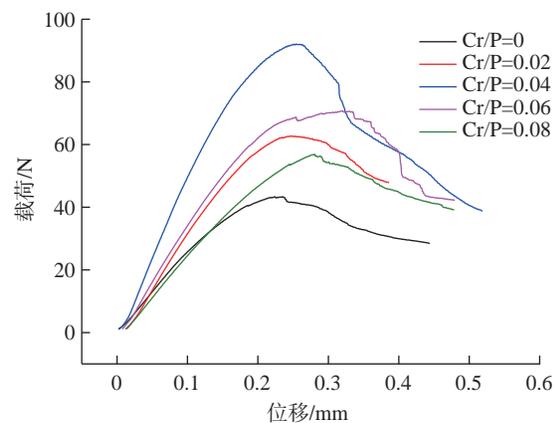
料的断裂韧性 K_{IC} 都在 $5.0 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 以上,断裂功也在 2500 J/m^2 以上。

综上,在制备过程中少量引入 Cr^{3+} 能够显著提高复合材料的强度与韧性,且在 $\text{Cr/P}=0.04$ 时,复合材料的强度与韧性均达到最大,综合力学性能较好。

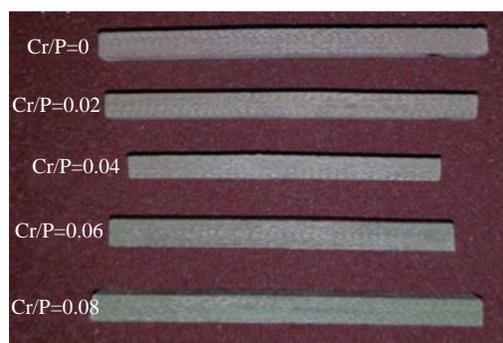
图 13 为不同 Cr/P 比纤维增强磷酸盐复合材料的失效方式。图 13 (a) 为不同 Cr/P 比复合材料带缺口试样弯曲载荷-位移曲线,可以看出试样的失效方式均表现为韧性断裂特征。而从弯曲试样断裂的宏观照片图 13 (b) 中可以看出,试样均无明显断口,侧面也看不到明显的裂纹,也未观察到分层现象,说明复合材料在达到能够承受最大载荷后,仍然具有一定承载能力,能够承受较大的变形,材料具有较高的可靠性。

2.3 P/Al 摩尔比、Cr/P 摩尔比对复合材料介电性能的影响

图 14 为不同 P/Al 比复合材料的介电常数和介电损耗随频率变化曲线。从图 14 (a) 可以看出,不同 P/Al 比复合材料的介电常数在 $3.4 \sim 3.8$ 之间,并且在 $7 \sim 18 \text{ GHz}$ 频率范围内,介电常数稳定,随频率的增加介电常数略有下降。P/Al=4.1 时,介电常数较高,在 3.8 左右;P/Al=3.5 时,介电常数最低,在 3.4 左右。由图 14 (b) 可以看出,在 $7 \sim 18 \text{ GHz}$ 频率范围内,不同 P/Al 比复合材料的介电损耗随频率的增加而先增大后减小,其中,在低频范围内,损耗波动较小,在高频范

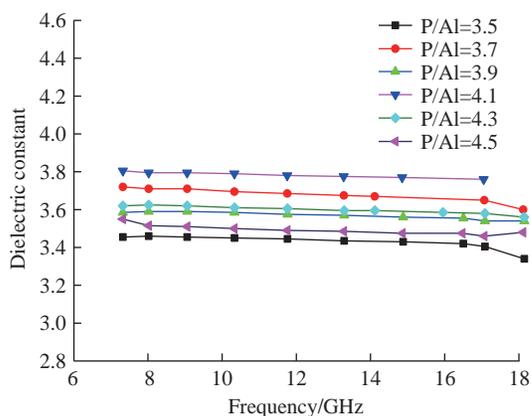


(a) 断裂韧性试样载荷-位移曲线

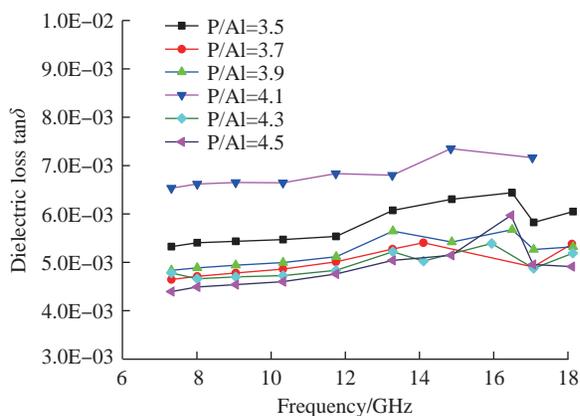


(b) 弯曲试样失效后的宏观照片

图 13 不同 Cr/P 比纤维增强磷酸盐复合材料的失效方式
 Fig.13 Failure modes of fiber-reinforced phosphate composites with different Cr/P ratios



(a) 介电常数

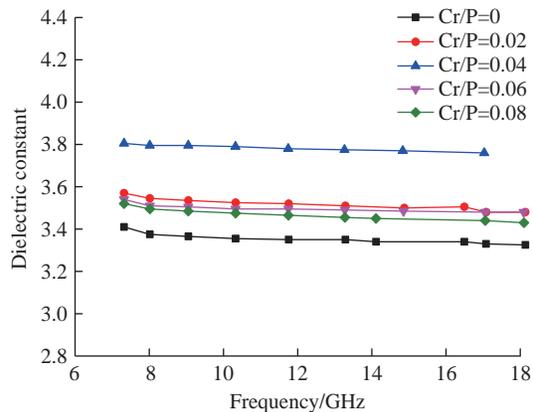


(b) 介电损耗

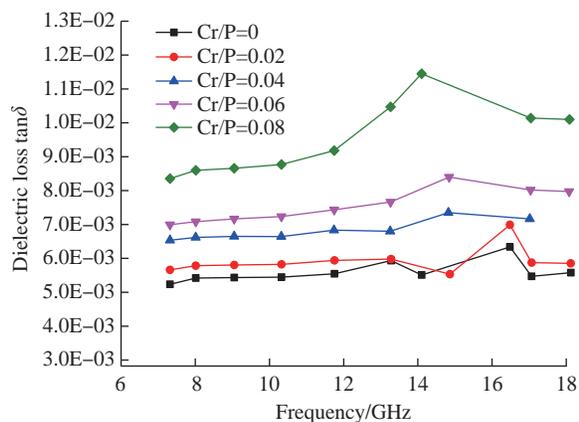
图 14 不同 P/Al 比复合材料的介电常数和介电损耗随频率变化曲线

Fig.14 Variation of dielectric constant and dielectric loss with frequency for different P/Al ratio composites

围内,损耗波动较大。P/Al=4.1时,介电损耗较高,在 $6.54 \times 10^{-3} \sim 7.35 \times 10^{-3}$ 范围内波动;P/Al=3.5时次之,损耗在 $5.33 \times 10^{-3} \sim 6.44 \times 10^{-3}$ 范围内波动;其他P/Al比复合材料的介电损耗基本在 $4.40 \times 10^{-3} \sim 5.68 \times 10^{-3}$ 范围内波动。总体来说,复合材料的介电常数要比对应的基体和增强体的本征介电常数小,这是因为复合材料制备过程未经过烧结致密,其中的孔隙结构会降低复合材料的介电常数。而当P/Al=3.5时介电常数 ϵ_r 为最低值,主要是由于材料主相为方石英相磷酸铝,方石英相磷酸铝($\epsilon_r=5.1$, $\tan\delta=0.005$, $\tan\delta$ 为损耗角正切值)较Berlinite相($\epsilon_r=6.6$, $\tan\delta=0.0229$)拥有较好介电性能。而P/Al=4.1时复合材料的介电常数和介电损耗较高,可能与复合材料中的Al(H_2PO_4)₃相存在有关,一方面由于体系中羟基的存在会导致介电性能变差;另一方面较强的粘结性能会减少材料微观孔隙,使得介电常数与损耗增加。对于天线罩用高温透波材料,要求其介电常数和介电损耗应该分别在1~4和 $10^{-3} \sim 10^{-4}$ 范围内,因此,制备复合材料所用到的材料均可满足介电要求,具有良好的介电性能。



(a) 介电常数



(b) 介电损耗

图 15 不同 Cr/P 比复合材料介电常数和介电损耗随频率变化曲线

Fig.15 Variation of dielectric constant and dielectric loss with frequency for different Cr/P ratio composites

图 15 为不同 Cr/P 比复合材料的介电常数和介电损耗随频率变化曲线。由 15 (a) 可知,在 7~18 GHz 频率范围内,不同 Cr/P 比复合材料的介电常数稳定,随频率的增加介电常数略有下降。当 Cr/P=0 时,复合材料介电常数最低,在 3.3~3.4 之间;Cr/P=0.04 时,复合材料介电常数最高,在 3.7~3.8 之间;其他 Cr/P 比复合材料的介电常数基本稳定在 3.5~3.6 之间,但总体介电常数满足透波材料要求。但由图 15 (b) 可以看出,在 7~18 GHz 频率范围内,复合材料的介电损耗受 Cr 含量影响较为明显,随着 Cr/P 比的增大,复合材料的介电损耗不断增大,推测这主要是由于 Cr 的掺入,使磷酸盐材料的结构中成分发生变化从而影响材料极化强度进而影响材料介电性能。并且不同 Cr/P 比复合材料在低频范围内损耗波动较小,在高频范围内损耗波动较大。值得一提的是,当 Cr/P=0.08 时,介电损耗较高,在 $8.36 \times 10^{-3} \sim 1.15 \times 10^{-2}$ 范围内波动,已不满足材料应用要求。

综上,复合材料介电性能受 Cr/P 比影响较大,Cr 含量的增多会增大复合材料的介电常数和介电损耗,过多的引入 Cr³⁺ 甚至会使复合材料的介电损耗高于

1.0×10^{-2} , 显著影响材料透波性能。

3 结论

(1) 磷酸盐基体的主要物相组成为 Berlinite 相、低温方石英型 AlPO_4 及未反应的 $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ 相, 当 $\text{P}/\text{Al}=4.1$ 时基体中还含有 $\text{Al}(\text{H}_2\text{PO}_4)_3$ 相, 这对提升磷酸盐粘结性能进而提高复合材料力学性能有积极的作用。 Cr^{3+} 参与到了溶液反应和固化反应中, 起到了调节溶液和基体性质的作用。整体基体的显微形貌由连续 AlPO_4 相包覆粘接 Al_2O_3 颗粒组成, 随着 P/Al 比和 Cr/P 比的提高, 基体表现为颗粒状像光滑平面状形貌变化趋势, 制备的复合材料显微形貌均致密均匀。

(2) 不同 P/Al 比和 Cr/P 比对复合材料力学性能有很大影响, P/Al 比的提高会增加 Berlinite 相的含量, 提高 Al_2O_3 颗粒之间的键合强度, 进而提高复合材料机械性能, 但过高的 P/Al 则会使基体对纤维腐蚀损伤, 对复合材料性能造成负面影响。而 Cr^{3+} 的引入能够改变材料网络结构中键合状态, 提高复合材料的强度与韧性, 当 $\text{P}/\text{Al}=4.1$ 、 $\text{Cr}/\text{P}=0.04$ 时, 复合材料力学性能最佳, 拉伸强度为 108.6 MPa, 拉伸模量为 23.4 GPa, 弯曲强度为 135.3 MPa, 断裂韧性 K_{IC} 为 $6.6 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$, 断裂功为 3393 J/m^2 。

(3) 不同 P/Al 比复合材料的介电常数在 3.4~3.8 之间, 介电损耗在 4.40×10^{-3} ~ 7.35×10^{-3} 之间, 能够满足透波材料应用需求。但复合材料介电性能对 Cr^{3+} 更为敏感, Cr^{3+} 的增加会增大复合材料介电损耗影响其透波性能。

参考文献

[1] VIPPOLA M, KERÄNEN J, ZOU X D, et al. Structural characterization of aluminum phosphate binder[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2004, 83(7): 1834-1836.

[2] 蔡德龙, 陈斐, 何凤梅, 等. 高温透波陶瓷材料研究进展[J]. 现代技术陶瓷, 2019, 40(1): 4-120.

CAI Delong, CHEN Fei, HE Fengmei, et al. Recent progress and prospect on high-temperature wave-transparent ceramic materials[J]. Advanced Ceramics, 2019, 40(1): 4-120.

[3] 王锋, 王继辉, 肖永栋. 磷酸铝系透波复合材料的力学性能与介电性能研究[J]. 宇航材料工艺, 2006, 36(6): 26-28.

WANG Feng, WANG Jihui, XIAO Yongdong. The mechanical and dielectrical properties of aluminum phosphate matrix composite[J]. Aerospace Materials & Technology, 2006, 36(6): 26-28.

[4] SUZDAL'TSEV E I, KHARITONOV D V, ANASHKINA A A. Analysis of existing radioparent refractory materials, composites and technology for creating high-speed rocket radomes. Part 2. Comparative analysis of the main properties of materials used for creating rocket radomes[J]. Refractories and Industrial Ceramics, 2011, 51(5): 349-357.

[5] DENG S F, WANG C F, ZHOU Y, et al. Preparation and characterization of fiber-reinforced aluminum phosphate/silica composites

with interpenetrating phase structures[J]. International Journal of Applied Ceramic Technology, 2011, 8(2): 360-365.

[6] 王加涛. 2D- C_f 增强磷酸盐聚合物复合材料的界面改性与其力学性能[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.

WANG Jiatao. Interface modification and mechanical properties of 2D- C_f reinforced phosphate polymer composites[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017.

[7] 焦春荣, 刘晓丽. 纤维织物增强磷酸盐透波复合材料研究[J]. 复合材料科学与工程, 2021(1): 92-96.

JIAO Chunrong, LIU Xiaoli. Study on fiber reinforced phosphate matrix wave-transmitting composites[J]. Composites Science and Engineering, 2021(1): 92-96.

[8] 罗进文, 麻平, 郭卫红, 等. 磷酸盐基体及其纤维增强复合材料的研究——基体磷/金属元素摩尔比对工艺和材料性能的影响[J]. 玻璃钢/复合材料, 2004(2): 45-48.

LUO Jinwen, MA Ping, GUO Weihong, et al. Study of metal phosphate matrix and fiber reinforced composites: Effects of P/M molar ratio of phosphate matrix on process and properties of composites[J]. FRP/CM, 2004(2): 45-48.

[9] 王超, 刘文彬, 刘济江, 等. 磷酸盐基耐高温胶黏剂的研制[J]. 化学与粘合, 2007, 29(2): 90-91, 130.

WANG Chao, LIU Wenbin, LIU Jijiang, et al. Study on heat-resistant phosphate adhesive[J]. Chemistry and Adhesion, 2007, 29(2): 90-91, 130.

[10] ZHURAVLEVA P L, KITAEVA N S, SHIRYAKINA Y M, et al. Study of thermal transformations of aluminum phosphate binder and composites on its basis with various fillers[J]. Russian Journal of Applied Chemistry, 2016, 89(3): 367-373.

[11] 杨小波, 孙志强, 苗镇江, 等. 镁铝尖晶石对磷酸二氢铝固化作用研究[J]. 功能材料, 2019, 50(5): 5185-5189.

YANG Xiaobo, SUN Zhiqiang, MIAO Zhenjiang, et al. Curing effect of MgAl_2O_4 spinel to aluminum dihydrogen phosphate[J]. Journal of Functional Materials, 2019, 50(5): 5185-5189.

[12] CHEN C, FENG B, HU S J, et al. Control of aluminum phosphate coating on mullite fibers by surface modification with polyethylenimine[J]. Ceramics International, 2018, 44(1): 216-224.

[13] PRADO-HERRERO P, GARCIA-GUINEA J, CRESPO-FEO E, et al. Temperature-induced transformation of metavariscite to berlinite[J]. Phase Transitions, 2010, 83(6): 440-449.

[14] LIU Y X, BIAN D, ZHAO Y W, et al. Influence of curing temperature on corrosion protection property of chemically bonded phosphate ceramic coatings with nano-titanium dioxide reinforcement[J]. Ceramics International, 2019, 45(2): 1595-1604.

[15] HAN H J, KIM D P. Studies on curing chemistry of aluminum-chromium-phosphates as low temperature curable binders[J]. Journal of Sol-Gel Science and Technology, 2003, 26(1): 223-228.

通讯作者: 李进, 高级工程师, 研究方向为直升机总体设计、直升机结构设计、材料应用。

(责编 晓月)

引文格式: 齐朝辉, 朱胜利, 杨殿国, 等. 面向某太阳能无人机机翼的梁结构设计制造与验证[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 93-101, 108.
QI Zhaohui, ZHU Shengli, YANG Dianguo, et al. Structural design, manufacturing and verification of composite material wing beam for solar-powered UAV[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 93-101, 108.

面向某太阳能无人机机翼的梁结构设计制造与验证

齐朝辉¹, 朱胜利¹, 杨殿国¹, 王晓阳^{1,2}

(1. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089;

2. 西北工业大学, 西安 710129)

[摘要] 太阳能无人机机翼具有典型的低翼载荷、大柔度、大展弦比特征, 翼梁作为机翼的主承力结构, 其承载能力与重量要求十分严格。如何提高翼梁结构承载效率, 达到承载能力与重量的综合平衡, 并实现大尺寸复合材料翼梁的整体化设计与制造, 是太阳能无人机翼梁结构研究中的关键技术问题。本文首先针对太阳能无人机复合材料翼梁设计提出了一种快速选型及优化设计方法, 该方法通过计算梁不同截面的承载能力来确定设计参数, 同时考虑了铺层对称性、应变约束及稳定性约束, 能够避免在方案阶段建立全机有限元模型并进行反复迭代计算, 从而提高了翼梁结构的设计效率。其次, 针对大尺寸复合材料圆管梁结构, 提出了一种新型的专用成型方法, 基于阴模成型实现了翼梁整体化制造并保证了制件成型质量, 为类似的大型复合材料结构的制造工艺提供了参考。最后, 开展了 2 m 量级圆管梁静力试验, 典型截面的应变结果与设计结果误差不超过 10%, 验证了此快速优化设计方法的适用性。

关键词: 复合材料; 翼梁; 太阳能无人机; 结构设计; 有限元法; 铺层

Structural Design, Manufacturing and Verification of Composite Material Wing Beam for Solar-Powered UAV

QI Zhaohui¹, ZHU Shengli¹, YANG Dianguo¹, WANG Xiaoyang^{1,2}

(1. AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China;

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

[ABSTRACT] Solar-powered drones are equipped with wings that possess typical characteristics of low wing loading, high flexibility, and high aspect ratio. As the main load-bearing structure of the wing, the wing spar has very strict requirements on its load capacity and weight. The key technical issues in the research of solar-powered drone spar structures were how to improve the load efficiency of the spar structure, achieve a comprehensive balance between load capacity and weight, and realize the integrated design and manufacturing of large-scale composite material spars. This paper proposes a fast structural configuration selection and optimization design method for the composite material spar design of solar-powered drones. This method determines the design parameters by calculating the load capacity of the spar cross-section, and considers the ply symmetry, strain constraint, and stability constraint at the same time. It can avoid building a full-scale finite element model and performing iterative calculations at the scheme stage, thus improving the design efficiency of the spar structure. Secondly, for the large-scale composite material tubular spar structure, a dedicated molding method is proposed, which realizes the integrated manufacturing of the spar and ensures the quality of the molded parts, providing a reference for the manufacturing process of similar large-scale composite material structures. Finally, a static test of a 2 m-scale tubular spar is carried out, and the strain results of the typical cross-section are within 10% error of the design results, verifying the applicability of this fast optimization design method.

Keywords: Composite materials; Wing spar; Solar-powered UAV; Structural design; Finite element method; Lay up

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.093

近年来,高空长航时太阳能无人机发展迅猛,随着太阳能推进系统、电池技术、材料科学的进步,高空长航时太阳能无人机的载荷能力、航行时间不断提升,逐渐具备一定的商用价值^[1]。为提高升限、延长留空时间^[2]、减小能量消耗,太阳能无人机结构的重量控制面临新的挑战。来自不同国家及机构的太阳能无人机结构特征各有区别,共同点如下。

(1)大量采用复合材料来满足太阳能无人机苛刻的重量要求,复合材料使用率基本接近100%^[3]。

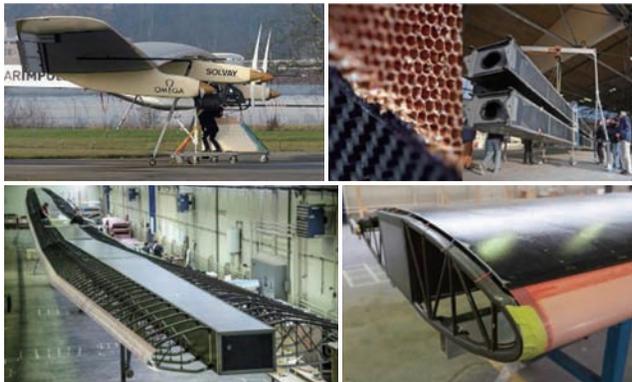
(2)采用大展弦比设计降低诱导阻力,从而提供更高的整机升阻比及更低的翼载荷^[4]。

(3)为满足太阳能板铺设及结构轻量化需求^[5],一般采用轻质柔性蒙皮,且蒙皮不承载,载荷主要通过主梁承担。

对于大展弦比无人机而言,翼梁作为机翼的主承力结构,几乎承受机翼的全部载荷,对飞机的飞行性能至关重要,因此复合材料翼梁的设计是太阳能无人机结构设计的核心,当前应用较为成功的翼梁结构形式有圆管梁及夹芯板方管梁两种,其各自代表的型号见图1。



(a) 空客“Zephyr”太阳能无人机



(b) “Solar Impulse”太阳能飞机

图1 两种太阳能无人机结构

Fig.1 Two kinds of solar-powered UAV structures

典型太阳能无人机型号中,复合材料圆管梁使用最多,主要代表包括空客的“Zephyr”,其结构如图1(a)所示。此外,美国NASA“Helios”系列飞机^[6]及中国“彩虹”太阳能无人机等均采用了圆管翼梁。空客“Zephyr”系列的最新型号“Zephyr S”翼展达到25 m、起飞重量62~65 kg、有效载荷5 kg,保持着平流层连续飞行64 d的最长纪录。

“Solar Impulse”太阳能载人飞机翼梁则采用蜂窝夹芯板方管梁结构,如图1(b)所示,方管梁的对接接头采用了承弯承剪耳片对接。历经两代发展^[7]，“Solar Impulse 2”于2016年达成了仅用太阳能完成环球飞行的设计目标,其翼展达到了72 m,起飞重量约2400 kg^[7]。“X-HALE”^[8]无人机也采用方管梁的类似结构,上下缘贴合翼型外表面,从而实现最大的抗弯刚度,机翼中间采用铝合金接合段对接。

在太阳能无人机翼梁的优化设计方面,国内外学者做了较多研究工作,但研究对象及方法各有不同。昌敏等^[9]研究了太阳能无人机复合材料梁典型截面承载能力的理论计算方法,并计算了不同参数组合的截面应力,提出仅考虑正应力约束,工字梁承载效率高于方形梁及圆管梁,但工字梁承扭能力较差,一般不使用,同时提出一种基于数值计算、展向分区、优化铺层的翼梁设计流程,但设计中未考虑结构稳定性。曹岩等^[10]对比了不同梁的特征,结论和文献[9]相符,并通过有限元法对蜂窝夹芯方管梁结构的设计参数组合进行了计算,但是并未涉及屈曲及铺层的设计。英国索尔福德大学的Alshani等^[11]也利用与文献[9]中类似的解析方法计算分析了梁截面,研究了失效的区域,并给出了计算方法。北京航空航天大学Zhang等^[12]针对泡沫夹芯方管梁,先优化截面铺层层数再优化夹芯参数,完成了两阶优化并开展了试验,结果表明,夹芯结构相比于层压板结构可以减少刚度溢出和增加临界屈曲载荷,并改善了太阳能无人机的飞行效率,但在铺层优化时,未考虑翼梁整体尺寸变量及部分铺层约束要求。

本文提出了一种太阳能无人机复合材料翼梁的设计方法,避免了设计前期建立全机有限元模型的反复迭代计算,在满足铺层对称性和限制应变约束、稳定性约束的前提下实现了太阳能无人机翼梁结构选型及参数的快速优化设计。本文针对大尺寸复合材料圆管梁进行研究并提出了一种新型的专用工艺方法,制造出合格样件并进行了试验。

1 机翼结构及设计

本文研究的超大展弦比柔性机翼采用碳纤维复合材料翼梁、复合材料桁架肋、芳纶柔性蒙皮的典型复合

材料轻质结构,薄膜蒙皮承受气动载荷,翼肋将气动载荷引起的弯矩、剪力和扭矩传递到主梁,由其全部承受。主梁位于距离机翼前缘约 30% 平均气动弦长位置处,基本在机翼的气动压心线上,从而尽可能减少附加扭矩。对于大展弦比太阳能无人机机翼结构而言,由于翼载荷低,以及动力电机、机身等部件对机翼的卸载作用,使得机翼剪力较小,但由于机翼翼展大,所以机翼根部弯矩大,因此本文以抗弯作为设计中主要考虑的载荷,另一方面,由于铺层对称性可能影响零件变形并导致内应力,本文同时考虑了铺层的对称性。

复合材料结构设计中首先需要满足强度要求,对于强度约束,工程计算中一般采用应变限制;考虑到屈曲问题,还需限制屈曲载荷值下限;为研究结构全部的承载特性,还需考虑破坏载荷。全部约束由式(1)描述。

$$\begin{cases} L_{\text{dmg}} > L_{\text{max}} \\ L_{\text{blk}} > L_{\text{max}} \\ \varepsilon_{\text{min}} \leq [\varepsilon] \\ [\varepsilon] \leq \varepsilon_{\text{max}} \end{cases} \quad (1)$$

式中, L_{dmg} 、 L_{blk} 分别为梁发生破坏、屈曲时的载荷,必须高于外部载荷的最大值 L_{max} ; $[\varepsilon]$ 为翼梁任意一点的应变值的集合,在工程中,一般要大于限制的最小的压缩应变 ε_{min} ,小于限制的最大拉伸应变 ε_{max} 。

一般来说,应变值范围的确定与材料性能及工程要求有关系,本文取应变的上下限为 $\pm 3500 \mu\epsilon$,对于截面对称的梁结构,由于在纯弯矩作用下,最大拉应变和最大应变值十分接近,一般考虑受压部分即可。在满足上述约束条件时,使得设计结构达到最轻为设计目标。

2 翼梁承载能力分析

2.1 计算方法

对于匀质材料而言,通过计算截面形状的惯性矩即可得到截面的抗弯刚度,并可以根据外部载荷计算截面不同点的应力、应变值。

圆形、方形典型截面的设计变量如图 2 所示。

惯性矩 I_A 的基本计算公式为

$$I_A = \int_A y^2 dA \quad (2)$$

式中, y 为截面任意点的纵向坐标; A 为截面几何区域。

通过材料的杨氏模量可计算出对应弯矩下截面的应力、应变。而对于复合材料层压板结构,根据复合材料层压板理论,通过层压板的单层力学性能和铺层方案计算出层压板的等效模量 E_x ,其方向垂直于梁的截面,计算方法为^[12]

$$E_x = \frac{1}{t} \left(A_{11} + \frac{2A_{12}A_{16}A_{26} - A_{22}A_{16}^2 - A_{12}^2A_{66}}{A_{22}A_{66} - A_{26}^2} \right) \quad (3)$$

式中, t 为层压板总厚度; A_{ij} 为总铺层结构的面内刚度矩阵值^[13],计算方式为

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij} t_k \quad (4)$$

式中, i, j 取 1, 2, 6。折算刚度矩阵 Q_{ij} 由单层铺层材料的基础力学参数决定; t_k 则为第 k 层铺层的厚度^[13]。对于可以分为多个层压板计算的截面形式,可以通过截面各部分的 E_x 和对应部分的惯性矩 I_A 计算总截面抗弯能力表征值 \bar{I}_{total} , 即^[11]

$$\bar{I}_{\text{total}} = \sum_{i=1}^n I_i E_i \quad (5)$$

式中, E_i 代表截面的第 i 部分层压板的 E_x ; I_i 为截面第 i 部分层压板对应的惯性矩 I_A 。对于连续形状的截面,可以写为积分形式,即

$$\bar{I}_{\text{total}} = \int_A y^2 E_x dA \quad (6)$$

此时的 E_x 为对应位置的层压板等效模量。当确定了截面的限制应变 ε , 则可以根据式(7)计算出截面对应的弯矩载荷值 M_x 。

$$M_x = \frac{\varepsilon \bar{I}_{\text{total}}}{Y} \quad (7)$$

式中, M_x 是截面上承载的弯矩; Y 为截面应变最大或最小点距离形心的纵向高度。

2.2 梁截面方案承载特性解析计算分析

在复合材料薄壁结构中,屈曲的发生常在材料强度极限之前,对于太阳能无人机的大展弦比机翼,梁的屈曲问题需要重点考虑。圆管梁由于拉压面都为曲面,有效提高了其抗屈曲能力;对于方形梁而言,面板则可以采用夹芯结构提升抗屈曲能力,相比无夹芯结构,能够有效提高其屈曲特征值。因此后续的研究选择层压板圆管梁和夹芯板方管梁作为研究对象。

本文针对这两种典型构型的梁截面,利用 2.1 节中的方法计算其应变对应载荷。考虑外形几何限制、工艺要求等因素,设计圆管梁截面直径 $D=240 \text{ mm}$, 夹芯方管梁边长为 $L=240 \text{ mm}$, 四边圆角内径 $r=24 \text{ mm}$, 外径 $R=32 \text{ mm}$, 芯材厚度为 8 mm , 腹板和上下板铺层相同,截面形状见图 3。为了尽量降低机翼的变形,提高刚度和强度,材料的选用遵循轻质、高强、高模量的

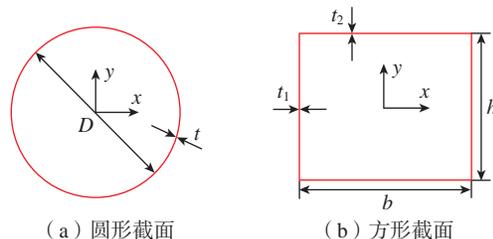


图 2 截面及其设计参数

Fig.2 Section and design parameters

原则。本文选择具有较高纤维方向模量的 M40J 单向带预浸料；考虑到结构局部加强、切削加工及铺层成型的要求，还需有织物参与铺层，综合成本及材料性能，选用 W3021 织物预浸料；夹芯结构材料选择芳纶纸蜂窝，在相同密度时，芳纶纸蜂窝比常用的 PMI 泡沫夹芯材料具有更高的支撑方向模量。材料参数见表 1 和 2，截取样段长度 1000 mm。

通过计算不同铺层对应的载荷来研究不同截面梁的承载特性，并为后续展向铺层设计做基础工作。其中不同厚度对应的铺层利用文献 [14] 中的方法生成，其基本思路：先生成多种铺层比例交叉融合的铺层库，再对铺层顺序根据约束条件进行筛选，根据设计指标确定最优核心层组，最后基于此层组进行加层和丢层，形成完整铺层库。本文基于此方法对生成的铺层库进行设计，从而保证铺层对称性并提高了结构稳定性，生成的铺层库结果见表 3，两种不同截面梁的铺层均从中选取。

针对两种不同截面，通过式 (5)~(7) 计算其不同铺层在设计应变下的载荷值，其中 \bar{I}_{total1} 、 M_{x1} 对应圆管梁， \bar{I}_{total2} 、 M_{x2} 对应夹芯板方管梁。如图 3 (a) 所示，圆

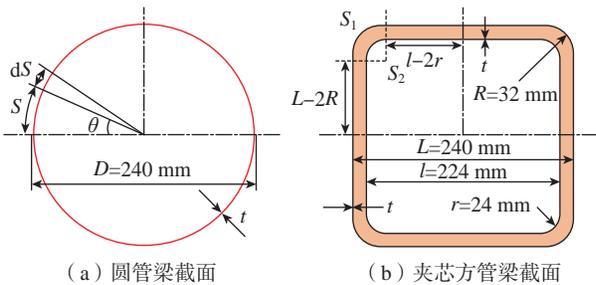


图 3 样段截面示意图

Fig.3 Cross-section diagram

表 1 单层复合材料弹性力学参数

Table 1 Elastic parameters of single layer composite

材料	$\rho/(\text{kg/m}^3)$	t/mm	E_1/MPa	E_2/MPa	μ	G_{12}/MPa
W3021	1560	0.21	59600	64100	0.058	3780
M40J	1600	0.145	201000	7940	0.274	3880

注： ρ 为密度； t 为厚度； μ 为泊松比； E_1 、 E_2 为 1、2 方向的弹性模量； G_{12} 为 12 面内的剪切模量。

表 2 芳纶纸蜂窝芯材料等效弹性力学工程常数

Table 2 Equivalent elastic engineering constant of aramid paper honeycomb core material

E_1/MPa	E_2/MPa	E_3/MPa	μ_{12}	μ_{13}	μ_{23}	G_{12}/MPa
1	1	148	0.37	0.01	0.01	3.6

注： E_3 为 3 方向的弹性模量； μ_{12} 、 μ_{13} 、 μ_{23} 分别为 12、13、23 面内的泊松比。

管梁的 \bar{I}_{total1} 为

$$\bar{I}_{total1} = \int_A y^2 E_x dA = E_x t \int_S y^2 dS = \frac{\pi}{8} D^3 t E_x \quad (8)$$

对于图 3 (b) 所示带圆角的蜂窝夹芯板方管梁，由于夹芯材料相比面板材料在面内方向杨氏模量极小，所以对整体抗弯刚度几乎没有贡献，分析时可以忽略芯材，只考虑两层面板，即在计算 \bar{I}_{total2} 时仅求和内外面板对应的项，从而简化计算，与非夹芯结构的计算方法相同。将截面分为内外 (S_2 、 S_1) 两部分，对每部分的 1/4 进行分段线积分并求和， \bar{I}_{total2} 计算化简结果为

$$\begin{aligned} \bar{I}_{total2} = & 4E_x t \left(\frac{(\frac{l}{2}-R)^3}{3} + \frac{L^3}{8} + \left(\frac{\pi}{8} - \frac{1}{4} \right) RL^2 + \left(1 - \frac{\pi}{2} \right) \right. \\ & LR^2 + \left. \left(\frac{3}{4} \pi - 2 \right) R^3 + \frac{(\frac{l}{2}-r)^3}{3} + \frac{l^3}{8} + \right. \\ & \left. \left(\frac{\pi}{8} - \frac{1}{4} \right) r l^2 + \left(1 - \frac{\pi}{2} \right) l r^2 + \left(\frac{3}{4} \pi - 2 \right) r^3 \right) \quad (9) \end{aligned}$$

计算结果统计见表 4。

2.3 梁截面方案承载特性仿真分析

为进一步验证解析法的计算精度，并研究梁的屈曲和破坏载荷，本文通过 ABAQUS 有限元分析软件对梁样段模型进行计算分析。样段的约束方式为一端固支，在悬臂梁的另一端施加纯弯矩载荷，模拟翼梁实际受载状态。层压板圆管梁采用 S4R 壳单元模拟；夹芯方管梁则采用 SC8R 单元模拟层压板面板，将蜂窝夹芯视为各向异性匀质材料，用 C3D8R 体单元进行模拟，单元共节点约束，厚度方向单元数 4 个。在分析中，做如下假设：(1) 夹芯和面板的胶接面足够牢固，不会先于面板发生失效；(2) 蜂窝单元大小相比整体尺寸足够小，可以忽

表 3 铺层库

Table 3 Lay up library

t/mm	铺层方式/ (°)
1.87	$\pm 45/0/90/-45/45/0/0/45/-45/90/0/\pm 45$
1.58	$\pm 45/0/90/-45/0/0/45/90/0/\pm 45$
1.435	$\pm 45/0/90/-45/0/45/90/0/\pm 45$
1.29	$\pm 45/0/90/-45/45/90/0/\pm 45$
1	$\pm 45/0/90/90/0/\pm 45$
0.855	$\pm 45/0/90/0/\pm 45$
0.71	$\pm 45/0/0/\pm 45$
0.565	$\pm 45/0/\pm 45$
0.42	$\pm 45/\pm 45$
0.21	± 45

表4 计算结果统计
Table 4 Calculation result statistics

厚度 t/mm	等效模量 E_e/MPa	$\bar{I}_{\text{total1}}/(10^8 \text{ N} \cdot \text{m}^2)$	$\bar{I}_{\text{total2}}/(10^8 \text{ N} \cdot \text{m}^2)$	$M_{x1}/(\text{N} \cdot \text{m})$	$M_{x2}/(\text{N} \cdot \text{m})$
1.87	80986	23.170	8.2214	57924	20553
1.58	90333	21.836	7.7481	54590	19370
1.435	79150	17.377	6.1659	43442	15415
1.29	65454	12.918	4.5837	32295	11459
1	73778	11.287	4.0052	28218	10013
0.855	83411	10.911	3.8715	27277	9679
0.71	90884	9.8722	3.5030	24680	8758
0.565	62178	5.3747	1.9071	13437	4768
0.42	13560	0.8713	0.30917	2178	773
0.21	13560	0.4357	0.15459	1089	386

略其尺寸影响。

针对两种结构选取不同铺层参数进行 Dynamic-Explicit 非线性分析,研究其承载特性。得到其在限制应变、屈曲及破坏时的载荷,其中破坏行为由 Hashin 准则^[15]定义,材料破坏相关参数见表5,加载时载荷由0加载至最大弯矩,载荷采样单元位置处于样段中点上缘以排除边界条件影响。分析结果云图见图4。

不同铺层厚度对应的截面积见表6,解析法、有限元法得到的限制应变载荷见图5。圆管梁取样点的平均误差为3.86%,而夹芯方管梁为3.45%。可见,解析法精度与有限元结果误差极小,考虑到计算方便,限制应变载荷采用解析法结果。

不同截面积、不同截面构型在不同限制条件下的载荷见图6。可以看出,在采用同一铺层库时,夹芯方管梁的屈曲出现在较高面板厚度及以上,而圆管梁则出现在1 mm厚度以下。分析认为,对于圆管梁而言,随着铺层厚度降低,厚度与尺寸之比更小,屈曲更容易发生在材料破坏之前;而夹芯方管梁则相反,由于夹芯材料的支撑作用,厚面板更容易先发生屈曲,薄面板材料则更容易先发生破坏。计算发现,夹芯方管梁在屈曲之后还能继续承载直至结构破坏,圆管梁在屈曲之后几乎立刻失去承载能力,继而完全失效,说明夹芯方管梁后

屈曲承载能力更强。

结合表6分析图6,分别比较夹芯板方管梁和圆管梁任一截面积对应的3条载荷曲线中的最低值,此值为当前截面积对应的铺层的承载能力。从理论计算来说,虽然方形截面有利于提高抗弯刚度,但如图6所示,用 L_1 、 L_2 将图按截面积分为低、中、高3个区域,分析结果中仅在右边较高面板厚度时承载能力有优势,在中间厚度时和圆管梁承载能力区别不大,在厚度较低时反而不如圆管梁。

究其原因,夹芯板方管梁由于双侧面板的存在,在相同载荷的前提下,单侧面板厚度低,铺层数量少,导致面内刚度矩阵的优化空间小,造成面板整体模量较低,限制应变载荷小;另一方面,蜂窝夹芯的存在虽然提高了结构抗屈曲能力,但低面板厚度时屈曲载荷溢出,最终承载能力还是由应变限制决定,且蜂窝芯与其粘接胶膜共同造成了重量的大幅增加,因此不是优选方案。

3 总体铺层参数设计及制造工艺方案实施

3.1 总体铺层参数设计

在结构参数设计时,基于第2节中的计算方法得到图6曲线,即得到不同铺层参数的限制应变载荷、屈曲载荷及破坏载荷,可以得知不同铺层和截面对应的失效形式,从而得到其承载能力。

与机翼的展向弯矩图进行对比,可以确定展向铺层设计方案,如图7所示,其中结构安全系数取1.3(图中各数值表示机翼展向范围对应的铺层厚度)。对于图7中翼梁根部的最大设计载荷,比图6可知,在应变限制条件下,圆管梁根部铺层厚度为1.58 mm,可选铺层有8组,且1.2 mm铺层厚度以下具有明显承载优

表5 材料破坏相关参数

Table 5 Related parameters of material failure MPa

材料	纵向拉伸强度	横向拉伸强度	纵向压缩强度	横向压缩强度	纵向剪切强度	横向剪切强度
W3021	780	771	633	654	75	75
M40J	2316	41.7	1281	154	76.8	76.8

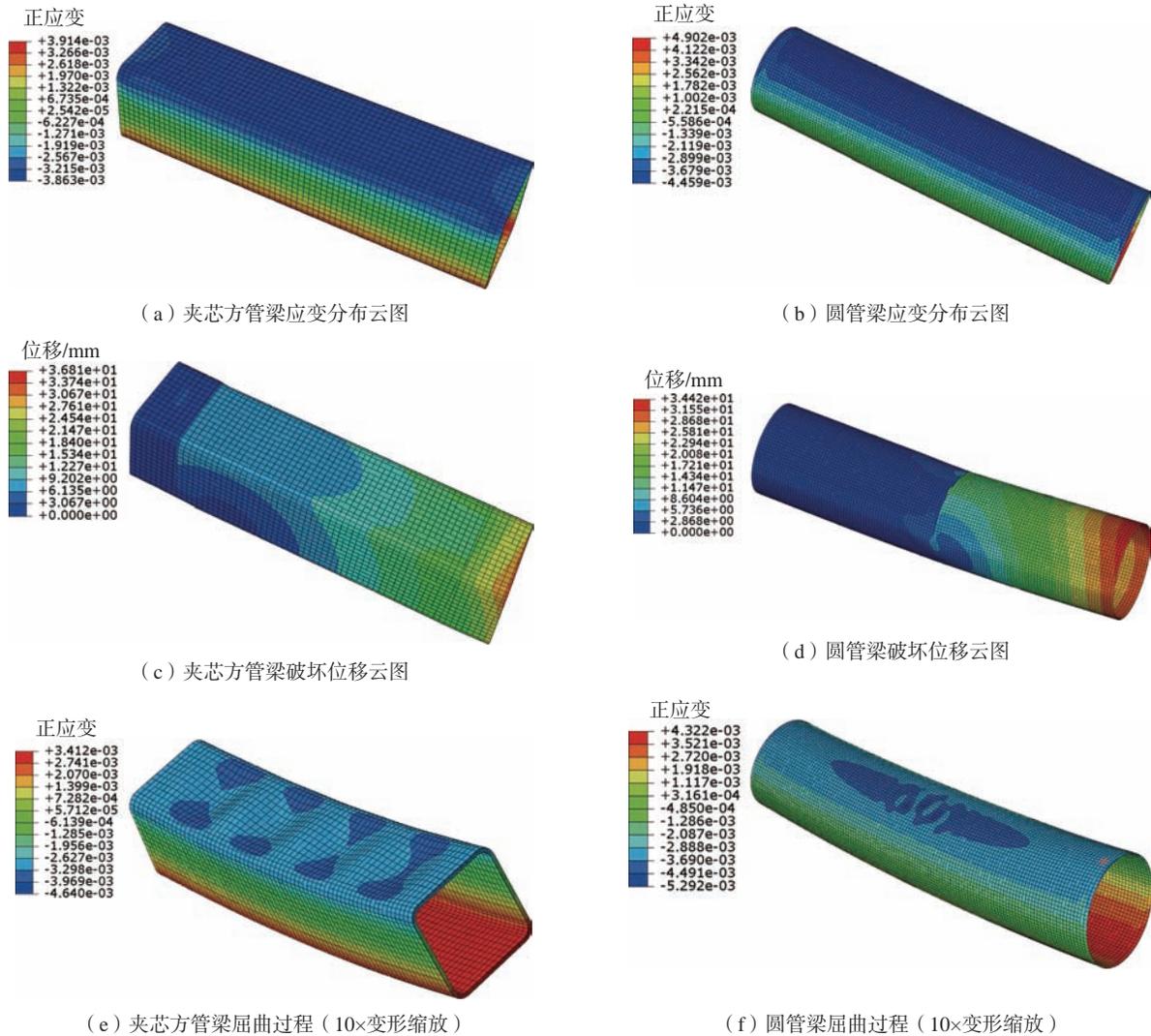


图4 不同承载状态的有限元分析云图

Fig.4 Contour plot of finite element analysis in different bearing states

表6 铺层厚度与截面积对应表

Table 6 Lamination thickness and cross-sectional area correspondence table

构型	铺层厚度 t									
	1.87 mm	1.58 mm	1.435 mm	1.29 mm	1 mm	0.855 mm	0.71 mm	0.565 mm	0.42 mm	0.21 mm
夹芯方管梁截面积/mm ²	3292	2781	2526	2271	1760	1505	1250	994	739	370
圆管梁截面积/mm ²	1410	1191	1063	973	754	641	535	422	317	159

势。在此载荷以下,夹芯板方管梁可选铺层参数仅有4组,且根部载荷裕度大,中间过渡也不平滑。因此圆管梁在设计空间、承载能力、重量方面都具有明显的优势,此参数即为后续工艺制造的结构参数。

3.2 制造工艺方案及实施

根据图7的设计结果,圆管梁越靠近尖部,铺层厚度越薄,越容易发生变形和损坏,对制造工艺提出了较高的要求。

复合材料零件成型方法较多,其中碳纤维管的常见成型工艺有缠绕、卷制、模压、拉挤成型等。传统碳纤维管的卷制、缠绕工艺成型方法一般需要将预浸料铺于阳模表面后固化成型,对于大型复合材料圆管梁部件的成型,可能存在脱模困难、外表面精度不满足要求的问题,纤维方向也无法完全满足设计要求。而模压成型工艺模具及机械成本较高,拉挤成型也难以适用。

本文针对大型复合材料圆管梁结构提出专用成型

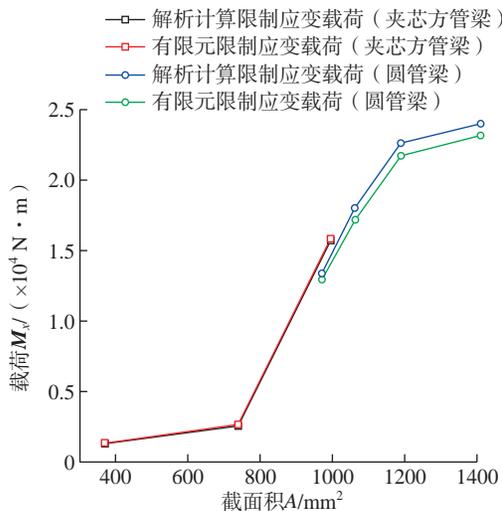


图5 解析法及有限元法 3500 με 限制应变下载荷值对比
Fig.5 Comparison of analytical method and finite element method for load values at 3500 με

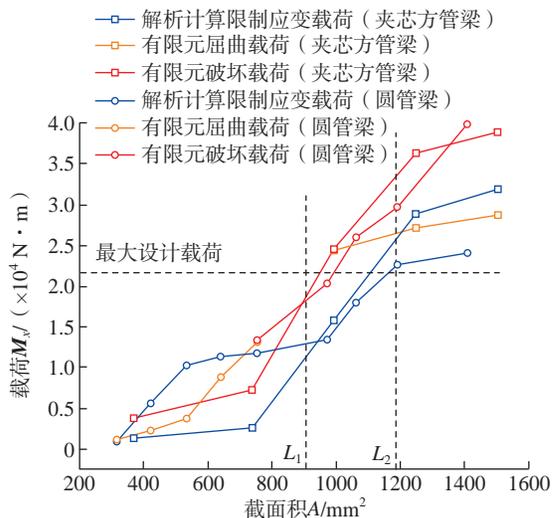


图6 承载能力统计
Fig.6 Statistical chart of bearing capacity

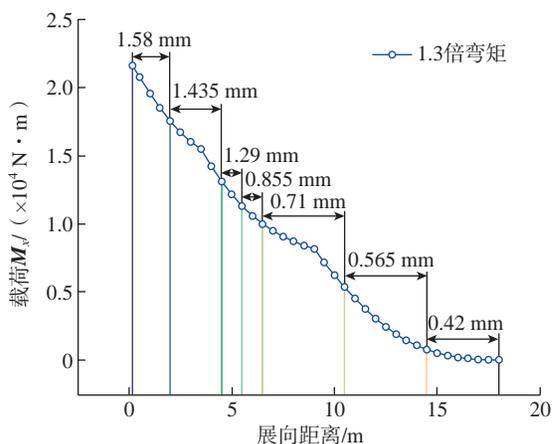


图7 展向弯矩及铺层示意图
Fig.7 Spanwise bending moment and lamination diagram

工艺方法,如图8和9所示。采用柱状EPS泡沫作为管梁内部芯模,芯模外部包裹离型风管真空袋,真空袋外侧包裹铺层后,合紧上下外侧阴模,端口密封。之后利用端口加压孔对风管真空袋进行内部加压,模具整体抽真空,将预浸料铺层压在外侧模具内壁,使预浸料铺层与外侧模具之间的气体排出,以减少成品缺陷。将模具与预浸料铺层整体置于大型烘箱中加温固化。中间的EPS泡沫芯模在120℃时融化,无须抽芯,从而降低了零件损坏率。通过保证模具加工精度、控制密封质量、调节工艺参数,提高成品质量,达到设计要求。

试制成品如图10所示,经测量圆柱度、直线度、表面粗糙度可知,成品件能够满足大尺寸管梁加工质量要求。采用本文的阴模成型方法,能够良好地满足纤维取向的要求,由于内部加压,外部贴合模具,保证了装配面精度,同时降低了孔隙率,零件成型质量高。经无损检测,成型样件能够满足HB 7224—1995 复合材料构件通用技术条件规定的A级缺陷标准。

4 试验验证

4.1 样件加载试验

利用3.2节中的方法制造试验件并进行试验验证。图11中绿色部分为厚度1.58mm的完整层铺层。蓝色、

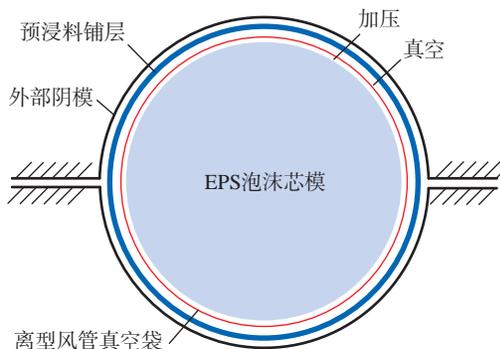


图8 成型工艺方案示意图
Fig.8 Schematic diagram of molding process

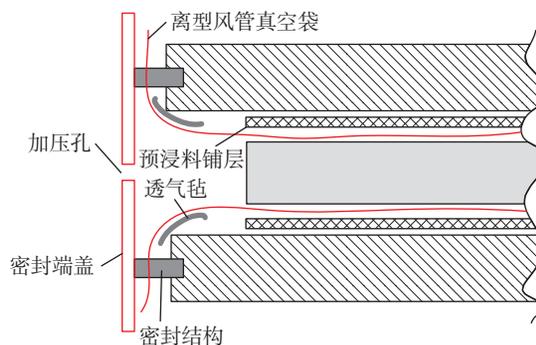


图9 工艺装备安装图
Fig.9 Process equipment installation diagram

紫色部分分别为实际结构中挂载段及对接段增强区。如图 12 所示,在试验件样段不同截面圆周的上下左右 4 个位置各布置一组 3 个不同方向的应变片,与梁轴线夹角分别为 45° 、 90° 、 0° 。

如图 13 所示,试验时,试验件右端通过支持夹具固定在承力墙上,试验加载端通过专用夹具固定,使用 MTS FlexTest 32 通道协调加载系统、RT-ETS-1152 通用数据采集系统进行加载试验及数据采集。加载误差小于 1%,数据采集系统误差小于 0.1%。

为方便试验中加载操作及数据处理,参考实际载荷量级,选择 $10000 \text{ N} \cdot \text{m}$ 弯矩及 -230 N 剪力作为参考载荷值,以此值为 100% 进行加载。实际加载到 100% 时的载荷值: $F_z=230.71 \text{ N}$, $M_x=10011.89 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

加载过程分为两步。

(1) 分别按照 10%、7% 的梯度加载至 60% 和 67%



(a) 全尺寸圆管梁成品样件



(b) 圆管梁样段试验件

图 10 成品样件

Fig.10 Finished beam samples

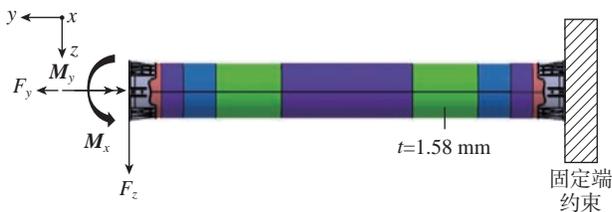


图 11 试验件设计及加载示意图

Fig.11 Schematic diagram of specimen design and loading



图 12 梁样段试验件

Fig.12 Beam segment specimen

并记录数据,最后按照 10% 的梯度卸载并记录数据,卸载完成后等待 120 s 再测量位移和应变数据。

(2) 加载完成后继续按照 3% 的梯度加载至 70% 并记录数据,之后按照连续加载的方式加载至试验件破坏,并记录数据。

4.2 试验结果

加载过程中样件未出现异响,全程未见屈曲。加载直至断裂,断裂位置出现在右侧基本铺层区域,断面如图 14 所示,纤维发生断裂和脱出,断裂截面垂直于轴线。

完整层段应变-载荷曲线见图 15,可见,随着载荷的增大,材料应变呈现出近似线性增加,试验应变结果和解析法计算结果误差不超过 10%。

试验结果证明,上述方法设计的根部样段达到了设计要求。分析认为,试验和理论计算的误差主要来源于实际加载状态和理论分析状态的区别。同时,试验中圆



图 13 试验现场

Fig.13 Test site



(a) 试验件断面形貌



(b) 试验件断裂位置

图 14 试验件断面形貌及断裂位置

Fig.14 Cross-section morphology and fracture location of specimen

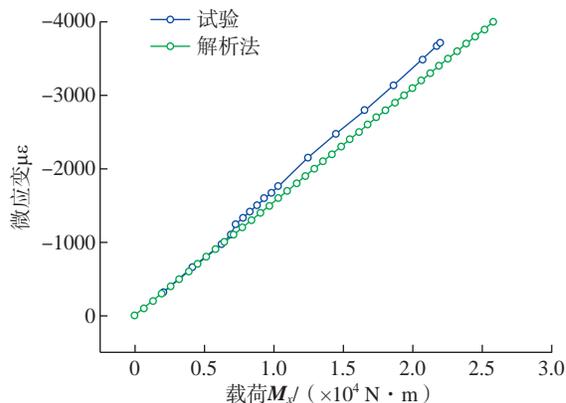


图 15 试验应变载荷及计算载荷对比

Fig.15 Test strain corresponding to load and theoretical analysis

管梁根部样段未发生屈曲,验证了 2.3 节中仿真分析的正确性。

5 结论及展望

5.1 结论

(1) 提出了一种复合材料翼梁的结构快速设计方法,基于研究不同梁截面的承载能力,避免了设计前期建立复杂优化模型或有限元模型反复迭代。针对本文算例,在考虑铺层对称性、应变约束条件、屈曲约束条件的前提下完成了截面构型选型及圆管梁参数的优化设计,为太阳能无人机的梁结构设计提供了参考。研究表明,在本研究的载荷量级下,圆管梁相比夹芯方管梁具有铺层设计空间大、重量轻的构型优势,但后屈曲承载能力不如夹芯方管梁。

(2) 针对大尺寸复合材料圆管梁结构进行研究并设计了一种新型的专用制造工艺方案,通过结合泡沫芯模与外部阴模,加压固化成型,制造了符合设计质量要求的样件,为类似的复合材料大型结构提供了参考。制造试验件对翼梁根部设计参数进行了试验验证,试验结果在线性范围内与理论计算结果的误差不超过 10%,试验中未出现屈曲,验证了设计方法的可行性和准确性。分析认为,试验误差主要来源于实际加载状态和理论分析状态的区别。

5.2 展望

(1) 设计技术方面。大展弦比太阳能无人机复合材料翼梁结构精细化程度高、重量要求苛刻,常规设计方法往往难以满足要求。需要研究专用设计流程与规范,基于复合材料结构的多层级耦合优化,可引入复合材料翼盒弯扭耦合效应,针对性放宽铺层设计约束条件,从而进一步开发材料潜力,提高结构的承载效率。

(2) 材料技术方面。对于重量敏感、载荷量级低的太阳能无人机复合材料结构,亟须通过降低预浸料厚

度,提高铺层总层数来改善铺层设计空间,从而需要进一步发展小丝束碳纤维技术。然而小丝束碳纤维目前应用面小、价格高昂,丝束的减小也为预浸过程调配等方面带来工艺难点,尚待整个产业链的进一步发展支撑。

(3) 制造工艺方面。对于超薄、多层预浸料的复合材料零件来说,精度控制难度增大,放开铺层设计时,还需要深入研究成型过程的变形抑制技术。同时层数增多导致生产效率降低,针对性发展自动铺丝、自动铺带设备等的研制,能够推进基于超薄预浸料的复合材料制造工艺的成熟,进一步支持太阳能无人机的未来发展与应用。

参考文献

- [1] 马东立, 张良, 杨穆清, 等. 超长航时太阳能无人机关键技术综述[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 29–58.
MA Dongli, ZHANG Liang, YANG Muqing, et al. Review of key technologies of ultra-long-endurance solar powered unmanned aerial vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 29–58.
- [2] MONTAGNIER O, BOVET L. Optimisation of a solar-powered high altitude long endurance UAV[C]//27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010. Nice: 2010, 1: 177–186.
- [3] 董鑫. 太阳能无人飞机复合材料机翼结构设计优化[D]. 西安: 西安工业大学, 2016.
DONG Xin. Optimization design of composite material wing structure of solar-powered unmanned aerial vehicle[D]. Xi'an: Xi'an Technological University, 2016.
- [4] ZHU X F, GUO Z, HOU Z X. Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 71: 36–53.
- [5] ZHANG W W, ZHANG L G, YAN Z W, et al. Structural design and difficulties of solar UAV[C]//IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing, 2019, 608(1): 012016.
- [6] 赵迪. 某型太阳能无人机复合材料夹芯翼梁优化设计[D]. 西安: 西安工业大学, 2019.
ZHAO Di. Optimal design of composite sandwich wing beam of a solar unmanned aerial vehicle[D]. Xi'an: Xi'an Technological University, 2019.
- [7] 强磁力. 某型太阳能无人机气动与结构优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
QIANG Cili. Aerodynamics and structural optimization of a certain type of solar-powered unmanned aerial vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021.
- [8] CESNIK C E S, SENATORE P J, SU W H, et al. X-HALE: A very flexible unmanned aerial vehicle for nonlinear aeroelastic tests[J]. AIAA Journal, 2012, 50(12): 2820–2833.
- [9] 昌敏, 汪辉, 金朋, 等. 高空太阳能无人机设计与动力学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2023.
CHANG Min, WANG Hui, JIN Peng, et al. Design and dynamics of high-altitude solar-powered unmanned aerial vehicles[M]. Beijing: China Machine Press, 2023.
- [10] 曹岩, 沈冰, 刘红军. 某太阳能无人机复合材料机身结构梁选型与优化[J]. 机械设计与制造, 2016(7): 205–208, 212.

(下转第 108 页)

引文格式: 段春争, 吕启东, 韩世凯. 镍基高温合金GH4169端铣加工表面形貌研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 102-108.

DUAN Chunzheng, LÜ Qidong, HAN Shikai. Study on surface morphology of nickel-based superalloy GH4169 by end-milling[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 102-108.

镍基高温合金GH4169端铣加工表面形貌研究*

段春争, 吕启东, 韩世凯

(大连理工大学, 大连 116024)

[摘要] 研究镍基高温合金GH4169端铣加工表面形貌影响因素, 对控制GH4169的加工表面粗糙度和提高GH4169加工质量有着重要意义。基于单因素端铣试验, 探明了铣削速度、铣削深度、每齿进给量及铣削宽度对表面粗糙度和三维表面形貌的影响机理及规律。研究表明, 对表面粗糙度的影响程度由大到小依次为每齿进给量、铣削宽度、铣削速度、铣削深度; 加工表面呈现出纵横相间的纹理, 且对表面纹理深度的影响程度由大到小依次为铣削速度、铣削深度、每齿进给量、铣削宽度; 结合加工表面粗糙度与三维表面形貌选取最佳加工参数: 铣削速度 $V=100$ m/min, 铣削深度 $t=0.1$ mm, 每齿进给量 $f_z=0.025$ mm/z, 铣削宽度 $a_w=5$ mm。

关键词: 镍基高温合金GH4169; 端铣加工; 工艺参数; 表面粗糙度; 表面形貌

Study on Surface Morphology of Nickel-Based Superalloy GH4169 by End-Milling

DUAN Chunzheng, LÜ Qidong, HAN Shikai

(Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

[ABSTRACT] It is of great significance to study the influencing factors of the surface topography of nickel-based superalloy GH4169 processed by end-milling to control the surface roughness and improve the machining quality of GH4169. Based on single-factor end-milling experiments, the effects of milling speed, milling depth, feed per tooth and milling width on surface roughness and 3D surface topography were investigated. The results show that the influence degree on surface roughness is as follows: Feed per tooth, milling width, milling speed, milling depth, etc. The machined surface mostly presents the texture of vertical and horizontal phase, and the degree of influence on the surface texture depth is as follows: Milling speed, milling depth, feed per tooth, milling width; Combined with the processing surface roughness and 3D surface topography, the best processing parameters are: Milling speed $V=100$ m/min, milling depth $t=0.1$ mm, feed per tooth $f_z=0.025$ mm/z, milling width $a_w=5$ mm.

Keywords: Nickel-based superalloy GH4169; End-milling; Process parameters; Surface roughness; Surface morphology

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.102

镍基高温合金GH4169的主要合金元素是铜、镍、钼, 具有较高的强度、组织稳定性、抗氧化性、耐腐蚀性及良好的焊接性能, 是制造航空发动机零部件的主要材料之一^[1-2]。对航空发动机的使用故障进行分析, 发现航空发动机的主要失效形式是疲劳损坏^[3-4]。疲劳损坏主要集中在工件表面, 工件表面微小的凹陷和凸起

极易引起应力集中, 加快工件的疲劳损坏, 从而缩短工件的使用周期。因此对镍基高温合金GH4169加工过程中表面形貌进行分析研究具有重要意义。

国内外学者对GH4169加工表面的表面形貌进行了多方面的研究^[5]。杜劲等^[6]研究了切削速度对切削GH4169表面粗糙度的影响, 研究结果表明, 低速切

* 基金项目: 国家自然科学基金(51775083)。

削时,切削速度对表面粗糙度的影响不大,但是当切削速度大于 200 m/min 时, GH4169 的表面粗糙度随着速度的增加而增加。Pawade^[7] 和 Xu^[8] 等通过高速切削 Inconel 718 研究了切削用量对其表面粗糙度的影响,研究结果表明,切削参数中进给量对加工表面的表面粗糙度影响最大,切削深度对加工表面的表面粗糙度影响最小。Yazid 等^[9] 使用涂层硬质合金刀具切削 Inconel 718,研究了不同切削用量、不同润滑和冷却方式对表面粗糙度的影响,发现微量润滑方式所获得的加工表面粗糙度要小于干切削所获得表面的表面粗糙度;当切削速度在 90~150 m/min 之间时,表面粗糙度随着切削速度的增加而增加。

现有的大部分研究分析了切削参数对表面粗糙度的影响规律,而忽略了切削参数对表面纹理深度的影响规律。由于加工表面的纹理深度会严重影响到零部件的装配质量,本文将采用单因素试验探究不同的切削参数对 GH4169 端铣加工表面的粗糙度及表面纹理的影响机理与规律,为 GH4169 加工过程中表面质量的保证和表面粗糙度的控制提供试验依据。

1 试验及方法

采用 OKUMA MB56-VA 高速机进行镍基高温合金 GH4169 的端铣加工试验,如图 1 所示,试验中刀柄采用 WARLAK 公司生产的 EXN03R-20-C20-150L-3T 刀杆,刀片采用 LNMU0303X-SD600 刀片,切削液选用乳化液。试验过程分为粗加工和精加工两步工序,其中,粗加工获取后续精加工的加工基准面并且去除材料表面的热处理层,精加工采用端铣参数如表 1 所示。铣削试验完成后,采用美国 ZYGO 公司生产的 NewView9000 型 3D 表面形貌仪采集不同铣削参数下的表面形貌,如图 2 所示。



图 1 单因素端铣试验

Fig.1 Single factor end-milling test

2 结果与讨论

2.1 表面粗糙度分析

根据单因素端铣加工试验结果(表 2),得到铣削速度 V 对加工表面粗糙度的影响曲线,如图 3 所示。可以看出,当铣削速度从 10 m/min 增加到 60 m/min,表面粗糙度随着铣削速度的增大而线性增大;曲线在 60 m/min 处出现拐点,随后表面粗糙度随着铣削速度的增大而减小,但是随着铣削速度的进一步增加,其减小趋势逐渐变缓。原因是当铣削速度小于 60 m/min 时,随着铣削速度的增加,铣削温度也增加,刀具的切削性能变差,导致表面质量恶化。而当铣削速度大于 60 m/min 时,铣削速度的增加大大减少了切屑对加工表面的划刻刮伤,此时表面粗糙度随着铣削速度的增加而减小。

图 4 为铣削深度 t 对加工表面粗糙度的影响曲线。可以看出,铣削深度在 0.05~1.0 mm 范围内变化时,加工表面的表面粗糙度随着切削深度的增加而不断增大,并且随着铣削深度的增加,其增加的趋势变缓。原因是随着铣削深度的增加,铣削力及加工表面的铣削变形增大,因此加工表面的表面粗糙度随着切削深度的增加而增加。

表 1 端铣试验参数

Table 1 End-milling test parameters

参数	值
铣削速度 V / (m/min)	10, 20, 40, 60, 80, 100
铣削深度 t / mm	0.05, 0.07, 0.09, 0.1, 0.2, 0.5, 1.0
每齿进给量 f_z / (mm/z)	0.01, 0.025, 0.05, 0.1, 0.15, 0.2
铣削宽度 a_w / mm	1, 2, 5, 8, 10

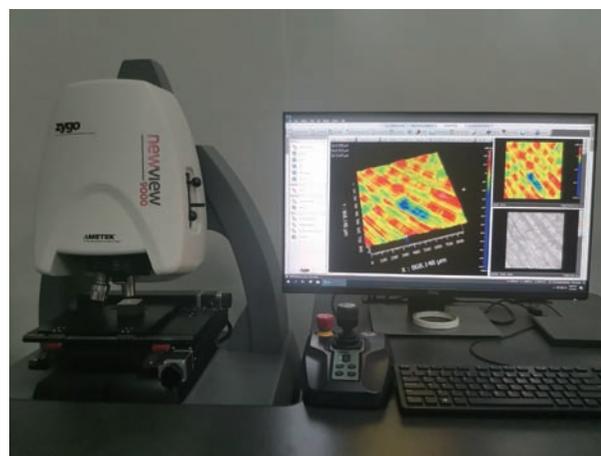


图 2 表面形貌测量试验

Fig.2 Surface topography measurement test

表 2 单因素试验结果
Table 2 Results of single factor experiment

序号	铣削速度 V / (m/min)	铣削深度 t / mm	每齿进给量 f_z / (mm/z)	铣削宽度 a_w / mm	表面粗糙度	
					轮廓算数平均偏差 R_a / μm	轮廓最大高度 R_z / μm
1	10	0.2	0.1	5	0.449	3.795
2	20	0.2	0.1	5	0.7415	6.684
3	40	0.2	0.1	5	1.135	8.951
4	60	0.2	0.1	5	1.718	11.732
5	80	0.2	0.1	5	0.3235	15.28
6	100	0.2	0.1	5	0.2935	4.882
7	25	0.05	0.1	5	0.131	1.47
8	25	0.07	0.1	5	0.153	1.88
9	25	0.09	0.1	5	0.357	3.901
10	25	0.1	0.1	5	0.4685	5.546
11	25	0.2	0.1	5	0.620	6.091
12	25	0.5	0.1	5	0.682	8.107
13	25	1.0	0.1	5	0.78	12.666
14	25	0.2	0.01	5	0.275	5.199
15	25	0.2	0.025	5	0.275	6.62
16	25	0.2	0.05	5	0.389	7.466
17	25	0.2	0.1	5	0.620	6.091
18	25	0.2	0.15	5	0.928	8.197
19	25	0.2	0.2	5	1.677	10.695
20	25	0.2	0.1	1	0.681	8.961
21	25	0.2	0.1	2	0.691	5.020
22	25	0.2	0.1	5	0.733	4.754
23	25	0.2	0.1	8	0.799	7.177
24	25	0.2	0.1	10	1.215	23.509

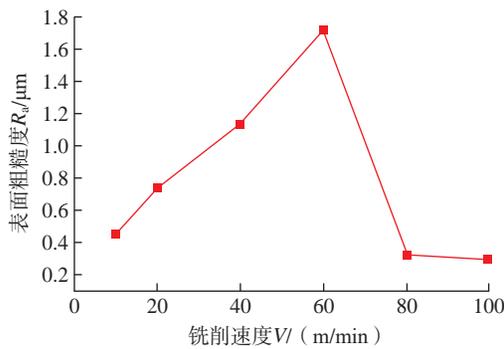


图 3 铣削速度与表面粗糙度关系
($t=0.2\text{ mm}, f_z=0.1\text{ mm/z}, a_w=5\text{ mm}$)

Fig.3 Relationship between milling speed and surface roughness
($t=0.2\text{ mm}, f_z=0.1\text{ mm/z}, a_w=5\text{ mm}$)

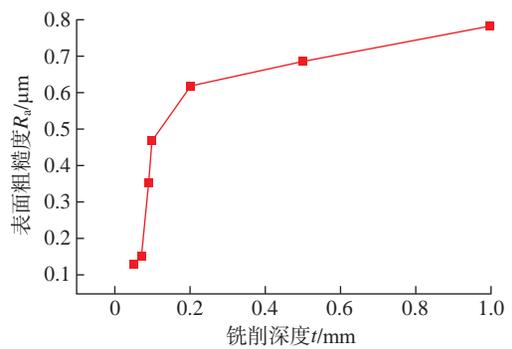


图 4 铣削深度与表面粗糙度关系
($V=25\text{ m/min}, f_z=0.1\text{ mm/z}, a_w=5\text{ mm}$)

Fig.4 Relationship between milling depth and surface roughness
($V=25\text{ m/min}, f_z=0.1\text{ mm/z}, a_w=5\text{ mm}$)

图5为每齿进给量 f_z 对加工表面粗糙度的影响曲线,可见表面粗糙度随着每齿进给量的增加呈指数性增加。原因是随着每齿进给量的增加,铣刀的挠性变形增大,积屑瘤和鳞刺的高度也增加,导致表面质量恶化。

图6为铣削宽度 a_w 对加工表面粗糙度的影响曲线,随着铣削宽度的增加,表面粗糙度呈指数性增加。这是由于在端铣过程中,铣刀未参与铣削的铣削刃对已加工表面有修整的作用,但随着铣削宽度的增加,铣刀未参与切削的切削刃逐渐减少,对加工表面的修正作用也越小,导致表面粗糙度增大。

2.2 表面纹理分析

端铣加工利用铣刀端部齿进行切削,加工表面完全复制了铣刀的铣削刃形状及刀具的切削轨迹。并且铣削过程中存在较大的径向铣削力,铣刀在铣削过程中会产生挠性变形,如图7所示。产生挠性变形的铣刀与加工平面之间有一个较小的夹角,导致工件加工表面对应切削轨迹的位置产生周期性沟壑状划痕,划痕的深度随着铣刀挠性变形的增大而增大。并且铣削过程中未参

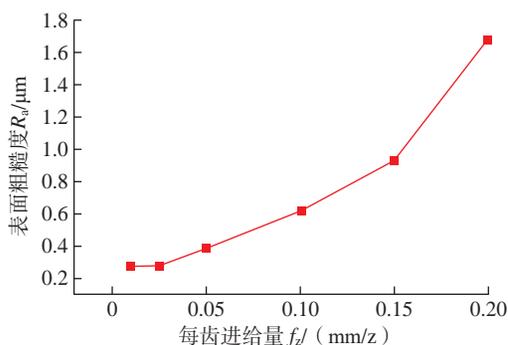


图5 每齿进给量与表面粗糙度关系
($V=25\text{ m/min}$, $t=0.2\text{ mm}$, $a_w=5\text{ mm}$)

Fig.5 Relationship between feed per tooth and surface roughness
($V=25\text{ m/min}$, $t=0.2\text{ mm}$, $a_w=5\text{ mm}$)

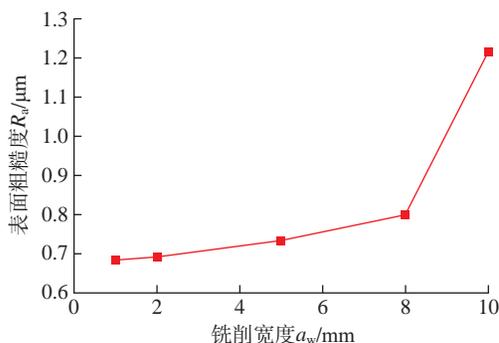


图6 铣刀直径20 mm时,铣削宽度与表面粗糙度关系
($V=25\text{ m/min}$, $t=0.2\text{ mm}$, $f_z=0.1\text{ mm/z}$)

Fig.6 When the cutter diameter is 20 mm, the surface roughness changes with the milling width ($V=25\text{ m/min}$, $t=0.2\text{ mm}$, $f_z=0.1\text{ mm/z}$)

与铣削的铣削刃在对已加工表面进行修整的同时也会形成较浅的沟痕,从而形成纵横相间的表面纹理,如图8所示。

铣削速度变化时的加工表面形貌如图9所示。可以看出,当铣削速度由10 m/min增大到80 m/min,加工表面的纹理逐渐变深,但是随着铣削速度的进一步增加,加工表面的纹理开始变浅。这是由于当铣削速度从10 m/min增加到80 m/min时,铣削力随着速度的增加而增加^[10],此时刀具的挠性变形也增大,导致加工表面形成了较深的沟壑纹理。当铣削速度进一步增加时,铣削力随着铣削速度的增加而减小,此时刀具的挠性变形也减小,加工表面的沟壑纹理变浅。

铣削深度变化时的表面形貌如图10所示。可以看出,随着铣削深度的增大,加工表面的纹理深度逐渐增加。原因为切削力随着铣削深度的增加而增大,刀具的挠性变形增大,从而导致加工表面形成了更深的纹理。

图11为每齿进给量变化时的表面形貌。可以看出,随着每齿进给量的增大,加工表面的纹理深度逐渐增大,但增大趋势不明显。因为随着每齿进给量的增加,切削力增大的同时,铣刀底部受力面积逐渐增加,导致刀具的挠性变形小幅度地增大。因此,随着每齿进给量的增加,加工表面的纹理深度虽然有所增加但增加趋势较为缓慢。

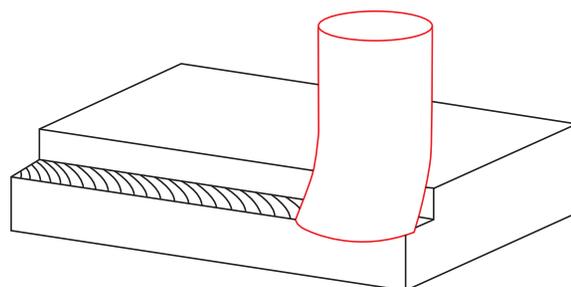


图7 铣刀产生的挠性变形

Fig.7 Flexible deformation produced by the milling cutter

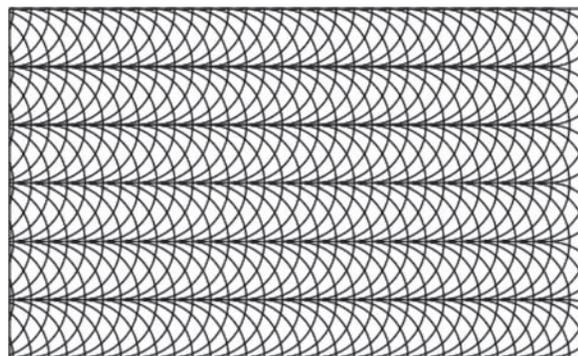


图8 理论加工表面形貌

Fig.8 Theoretical processing surface morphology

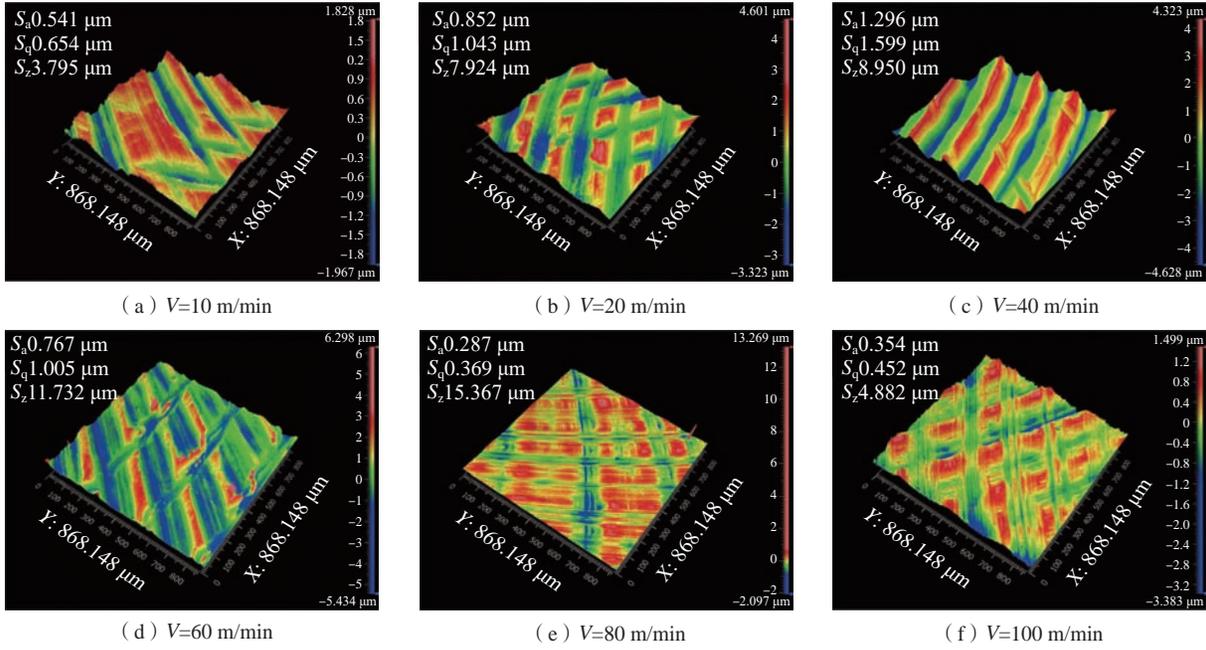


图9 不同切削速度下的加工表面形貌 ($t=0.2$ mm, $f_z=0.1$ mm/z, $a_w=5$ mm)
 Fig.9 Machined surface morphology at different cutting speeds ($t=0.2$ mm, $f_z=0.1$ mm/z, $a_w=5$ mm)

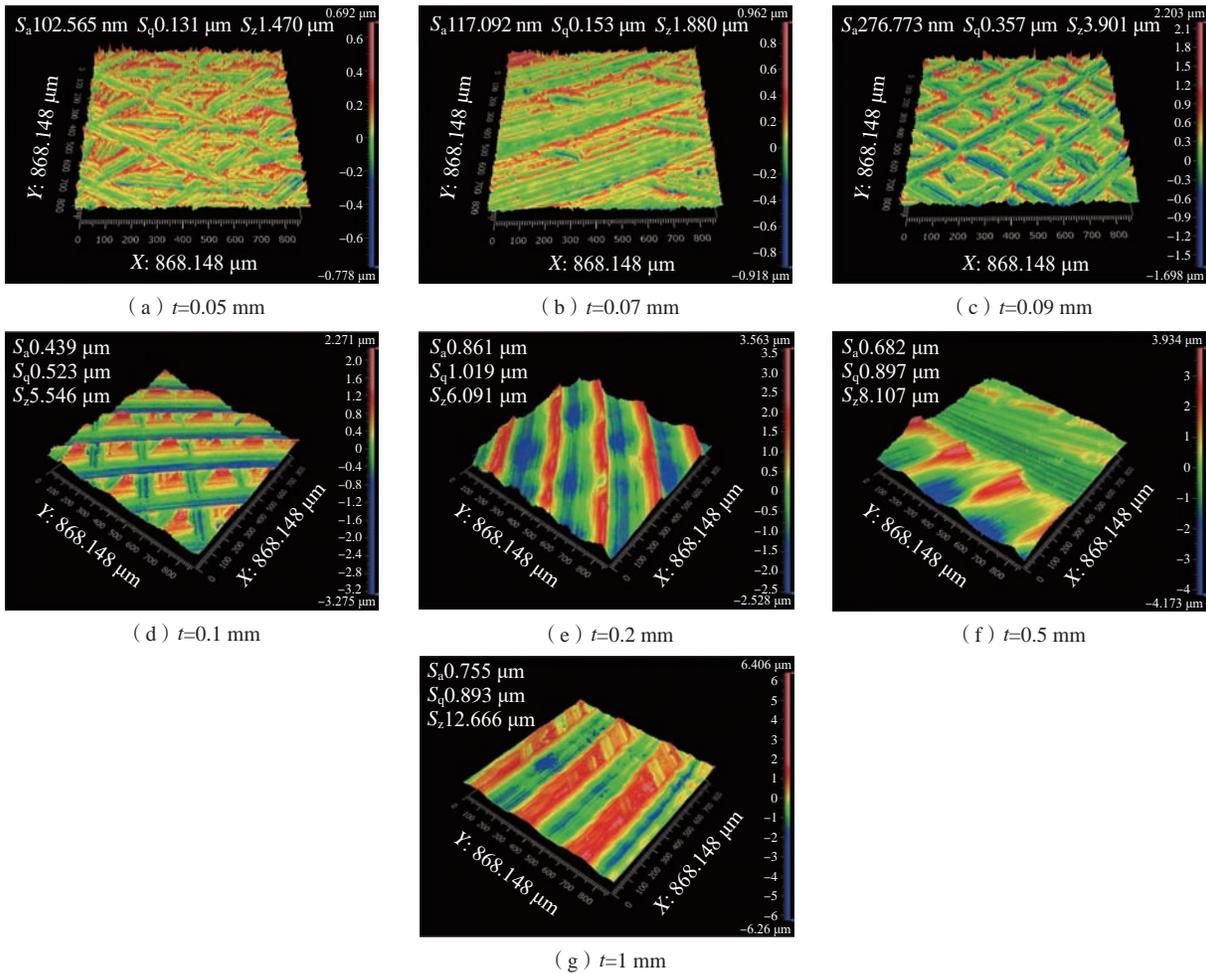


图10 不同切削深度下的加工表面形貌 ($V=25$ m/min, $f_z=0.1$ mm/z, $a_w=5$ mm)
 Fig.10 Machined surface morphology at different cutting depths ($V=25$ m/min, $f_z=0.1$ mm/z, $a_w=5$ mm)

图 12 为铣削宽度变化时的表面形貌。可以看出,随着铣削宽度的增加,加工表面的纹理深度先减小后增加。这是由于当铣削宽度较小时,未参与铣削的铣削刃在已加工表面上划刻形成周期性的沟壑纹理,随着铣削

宽度的增加,由于划刻作用形成的沟壑纹理减少,同时加工表面的纹理深度也随着铣削宽度的增加而减小。但是随着铣削宽度的进一步增加,铣削力和铣刀的挠性变形逐渐增加,在铣削过程中形成了较深的纹理,导致

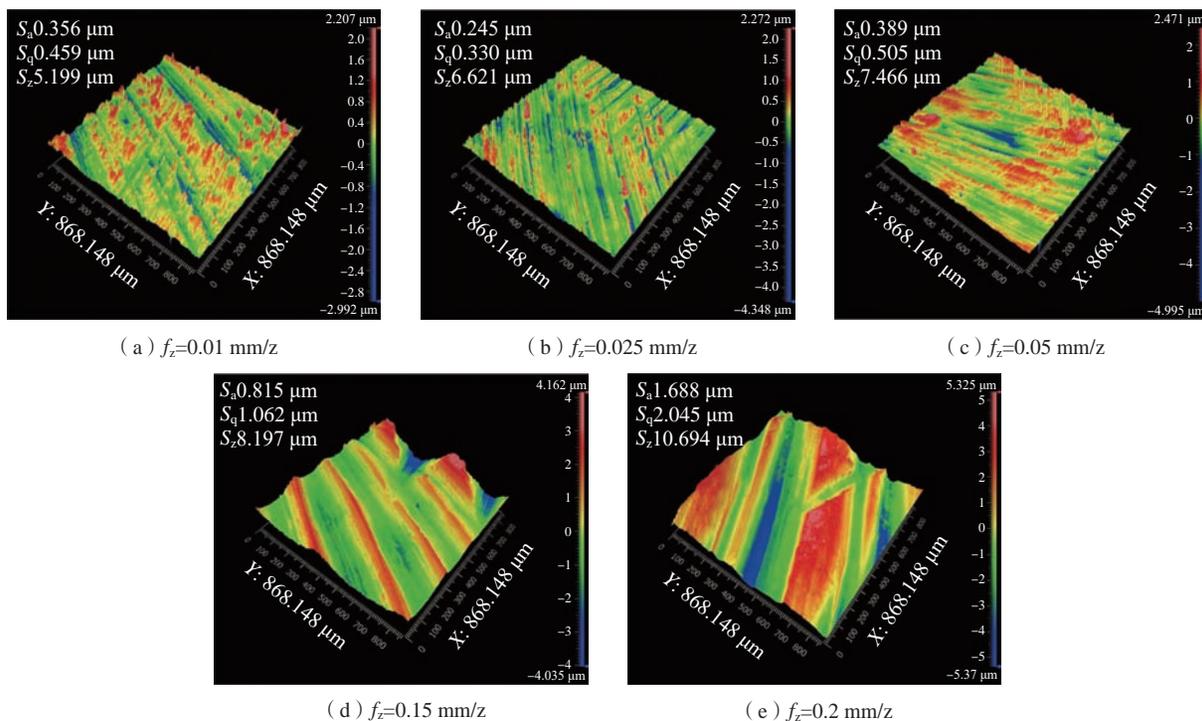


图 11 不同每齿进给量下的加工表面形貌 ($V=25$ m/min, $t=0.2$ mm, $a_w=5$ mm)

Fig.11 Machined surface morphology at different feed rates per tooth ($V=25$ m/min, $t=0.2$ mm, $a_w=5$ mm)

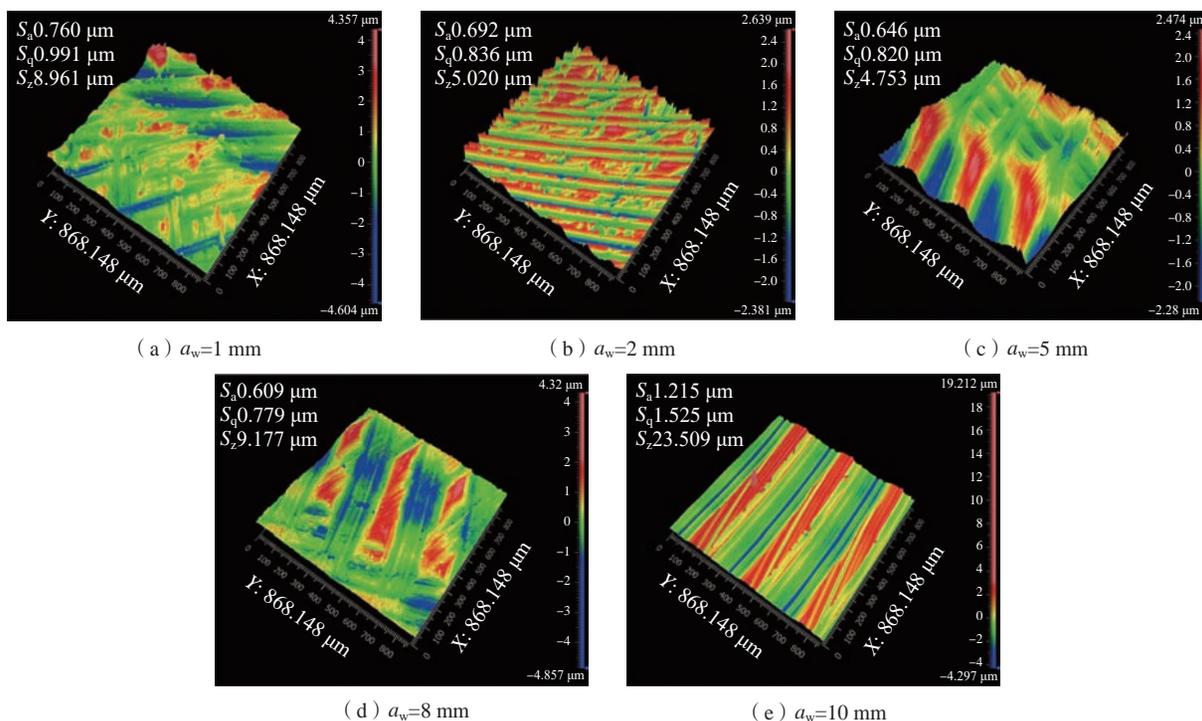


图 12 铣刀直径 20 mm 时,不同铣削宽度下的加工表面形貌 ($V=25$ m/min, $t=0.2$ mm, $f_z=0.1$ mm/z)

Fig.12 When the cutter diameter is 20 mm, the machined surface morphology under different milling widths ($V=25$ m/min, $t=0.2$ mm, $f_z=0.1$ mm/z)

加工表面的纹理深度随着铣削宽度的增加而增加。

3 结论

(1) 在研究的铣削参数范围内, GH4169 端铣加工参数对表面粗糙度的影响程度由大到小依次为每齿进给量 > 铣削宽度 > 铣削速度 > 铣削深度。

(2) GH4169 端铣加工时, 加工表面会形成周期性沟壑状纹理。在研究的铣削参数范围内, 对表面形貌质量的影响程度由大到小依次为铣削速度 > 铣削深度 > 每齿进给量 > 铣削宽度。

(3) 通过单因素试验, 总结出最佳的切削参数: 铣削速度 $V=100$ m/min, 铣削深度 $t=0.1$ mm, 每齿进给量 $f_z=0.025$ mm/z, 铣削宽度 $a_w=5$ mm (铣刀直径为 20 mm)。

参考文献

- [1] 唐中杰, 郭铁明, 付迎, 等. 镍基高温合金的研究现状与发展前景[J]. 金属世界, 2014(1): 36-40.
- TANG Zhongjie, GUO Tieming, FU Ying, et al. Research present situation and the development prospect of nickel-based superalloy[J]. Metal World, 2014(1): 36-40.
- [2] 刘维伟, 李晓燕, 万旭生, 等. GH4169 高速车削参数对加工表面完整性影响研究[J]. 机械科学与技术, 2013, 32(8): 1093-1097.
- LIU Weiwei, LI Xiaoyan, WAN Xusheng, et al. The effects of turning parameters on machining surface integrity in high speed turning GH4169[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2013, 32(8): 1093-1097.
- [3] 黄维, 黄春峰, 王永明, 等. 先进航空发动机关键制造技术研究[J]. 国防制造技术, 2009(3): 42-48, 52.
- HUANG Wei, HUANG Chunfeng, WANG Yongming, et al. Key manufacturing technology research of advanced aero-engine[J]. Defense Manufacturing Technology, 2009(3): 42-48, 52.
- [4] 丁文锋, 李敏, 李本凯, 等. 难加工金属材料磨削加工表面完整性研究进展[J]. 航空材料学报, 2021, 41(4): 36-56.
- DING Wenfeng, LI Min, LI Benkai, et al. Recent progress on surface integrity of grinding difficult-to-cut metal materials[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2021, 41(4): 36-56.
- [5] 冯新敏, 刘重廷, 胡景姝. 镍基高温合金表面完整性研究现状分析[J]. 机床与液压, 2019, 47(22): 157-164.
- FENG Xinmin, LIU Zhongting, HU Jingshu. Analysis for surface integrity research status of nickel base superalloy[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2019, 47(22): 157-164.
- [6] 杜劲, 刘战强, 张入仁, 等. 镍基高温合金高速铣削加工表面完整性[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2012, 43(7): 2593-2600.
- DU Jin, LIU Zhanqiang, ZHANG Ruren, et al. Surface integrity on high speed milling Ni-based superalloy[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2012, 43(7): 2593-2600.
- [7] PAWADE R S, JOSHI S S, BRAHMANKAR P K. Effect of machining parameters and cutting edge geometry on surface integrity of high-speed turned Inconel 718[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2008, 48(1): 15-28.

[8] XU R F, ZHOU Y X, LI X, et al. The effect of milling cooling conditions on the surface integrity and fatigue behavior of the GH4169 superalloy[J]. Metals, 2019, 9(11): 1179.

[9] YAZID M Z A, CHEHARON C H, GHANI J A, et al. Surface integrity of Inconel 718 when finish turning with PVD coated carbide tool under MQL[J]. Procedia Engineering, 2011, 19: 396-401.

[10] 李波. 镍基高温合金GH4169高速铣削表面完整性研究[D]. 太原: 中北大学, 2015.

LI Bo. Study on surface integrity of nickel-based superalloy GH4169 in high-speed milling[D]. Taiyuan: North University of China, 2015.

通讯作者: 段春争, 教授, 博士, 研究方向为高速切削加工。

(责编 七七)

(上接第 101 页)

CAO Yan, SHEN Bing, LIU Hongjun. Selection and optimization of new solar UAV composite fuselage structural beams[J]. Machinery Design & Manufacture, 2016(7): 205-208, 212.

[11] ALSAHLANI A, RAHULAN T, ABDULHASSAN N. Composite structural analysis of a high altitude, solar powered unmanned aerial vehicle[J]. International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research, 2017: 71-76.

[12] ZHANG L, MA D L, YANG M Q, et al. Optimization and analysis of composite sandwich box beam for solar drones[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(10): 148-165.

[13] (荷) 克里斯托斯·卡萨波格罗. 飞机复合材料结构设计与分析[M]. 颜万亿, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2011.

KASSAPOGLOU Christos. Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures[M]. YAN Wanyi, trans. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2011.

[14] 徐荣章, 朱胜利, 余明, 等. 基于屈曲稳定性的复合材料铺层库优化设计[J]. 航空科学技术, 2023, 34(6): 26-34.

XU Rongzhang, ZHU Shengli, YU Ming, et al. Optimization design of the composite layup library base on buckling[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(6): 26-34.

[15] 林中照, 盛冬发, 方雨汀, 等. 含孔纤维增强镁合金层合板制备和拉伸时渐进损伤模式研究[J/OL]. 航空制造技术, 2023: 1-9. [2024-02-03]. <https://kns.cnki.net/kcms2/article/abstract>.

LIN Zhongzhao, SHENG Dongfa, FANG Yuting, et al. Preparation of hole-containing fiber-reinforced magnesium alloy laminates and progressive damage mode study during tension[J/OL]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023: 1-9[2024-02-03]. <https://kns.cnki.net/kcms2/article/abstract>.

通讯作者: 朱胜利, 研究员, 博士, 研究方向为飞机结构及强度设计。

(责编 七七)

引文格式: 张洪浩, 廖文和, 李鹏程, 等. 柔性工装装夹下复合材料薄壁件铣边变形预测[J]. 航空制造技术, 2024, 67(14): 109-115.
ZHANG Honghao, LIAO Wenhe, LI Pengcheng, et al. Prediction of edge-milling distortion of composite thin-walled workpiece in flexible tooling system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(14): 109-115.

柔性工装装夹下复合材料薄壁件铣边变形预测*

张洪浩¹, 廖文和^{1,2}, 李鹏程¹, 田威¹, 吴超¹, 张霖¹

(1. 南京航空航天大学, 南京 210016;

2. 南京理工大学, 南京 210094)

[摘要] 针对复合材料薄壁件在阵列式柔性工装装夹下进行铣边加工的变形问题, 通过有限元软件 ABAQUS 对其铣削过程进行模拟仿真。研究了 POGO 柱间距、POGO 柱到边沿的边距, 以及复材薄壁件主要纤维角度对铣边变形的影响规律。提出了柔性装夹时的薄壁件变形预测方法, 可以有效预测间距、边距、角度等参数影响下的薄壁件的变形, 对薄壁件边沿自重变形预测的误差值最大为 3.6%, 对薄壁件边沿外力变形预测的误差值最大为 2.70%。

关键词: 柔性工装; 复合材料; 薄壁件; 铣边加工; 有限元仿真

Prediction of Edge-Milling Distortion of Composite Thin-Walled Workpiece in Flexible Tooling System

ZHANG Honghao¹, LIAO Wenhe^{1,2}, LI Pengcheng¹, TIAN Wei¹, WU Chao¹, ZHANG Lin¹

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

2. Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

[ABSTRACT] Aiming at the edge-milling distortion problem of the composite thin-walled workpiece, which is clamped on the flexible tooling system, the milling process is simulated by finite element method with commercial software ABAQUS. The influence of POGO column spacing, POGO column to edge margin, and the main fiber angle of composite thin-walled parts on the milling deformation is studied. A method for predicting the deformation of thin-walled parts during flexible clamping is proposed. This method can effectively predict the deformation of thin-walled parts under the influence of parameters such as spacing, margins, and angles. The method has a maximum error value of 3.6% for the prediction of the edge weight deformation of thin-walled parts, and a maximum error value of 2.70% for the prediction of the external force deformation of the edge of the thin-walled parts.

Keywords: Flexible tooling system; Composite material; Thin-walled workpiece; Edge-milling; Finite element simulation

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.14.109

为提升飞机作战性能和战场生存能力, 飞机主结构对轻量化设计和增加有效载荷的需求日益迫切, 而复合材料以可设计性、轻质、高强、抗疲劳、耐腐蚀、易修补等优点成为飞机结构的首选材料, 并进一步使飞机复杂结构大部件一体化成形制造成为必然, 这也使得复合材料在飞机制造中的用量日趋增加^[1]。

目前大型复杂复合材料构件成型精度差, 在成型过程中通常在构件边缘留有余量, 固化之后再行铣削去除(铣边), 以满足与其他零部件的装配及连接要求。然而, 复合材料由纤维和基体复合而成, 其力学性能呈现出明显的各向异性, 层间强度低, 且碳纤维硬度高、强度大, 为铣边带来了极大困难, 铣削过程中极易出现撕

* 基金项目: 国防基础科研项目重点项目(JCKY2019606B001); 江苏省重点研发项目(SBE2021031001)。

裂、毛刺、分层、烧伤等加工缺陷^[2]。其次,飞机大型复合材料构件产品具有尺寸大、结构复杂、壁厚不均匀、品种多、加工区域可达性差等特点,生产中几乎不能采用现有的通用数控机床完成大型复杂复合材料构件的铣边任务,且人工铣边效率低、精度差,造成产品报废率高^[3]。

此外,在传统的生产模式中,大型复合材料构件产品的铣边均采用固定实体模具,每个产品在生产过程中均需要专用模具,而且这些固定实体模具尺寸规格大、制造周期长、存放占用场地大、利用率低,一旦飞机外形设计有微小改动,就要重新制作模具,导致大量工时的耗费,使整个零件的生产开发成本提高。采用柔性工装进行加工是解决此问题的最佳方法^[4]。

国外对阵列式柔性工装的研究已较为深入且成熟,西班牙 M-Torres 公司开发的飞机柔性装配工具 TORRESTOOL 阵列式柔性工装,以及与之配套的 TORRESMILL 龙门铣床已被大量应用于实际飞机生产,达到提高飞机零部件的生产效率、降低成本的目的^[5]。国内也对阵列式柔性工装技术进行了一定研究,清华大学的陆俊百等^[6]设计制造了基于机器人驱动的阵列式柔性工装系统,并研究了柔性工装支承的运行优化方法,但并未涉及复合材料铣边加工的相关研究内容。北京航空航天大学的胡福文等^[7]对蒙皮柔性夹持数控切边工艺进行了研究,提出了多点夹持下的工艺设计方法,然而并未对柔性工装布局优化方面的内容进行研究。南京航空航天大学的朱明华^[8]提出了面向蒙皮切边定位的动态多点定位方法,不过同样缺少柔性工装的布局优化相关的研究。国内有关柔性工装的研究还较为初步,大多处于应用研究和试验上,且并未涉及复合材料薄壁件铣边加工的相关内容。

本文在以上研究的基础上,利用有限元法进一步研究复合材料铣边加工过程中 POGO 柱间距、POGO 柱到零件边沿距离及复合材料纤维角度对铣边变形的影响规律,提出铣边变形预测方法,为解决柔性工装布局优化提供重要依据。

1 柔性工装系统组成

针对大型复合材料薄壁件铣边的特殊性,本文开发了面向复合材料铣边的阵列式柔性工装系统,其基本结构如图 1 所示。

POGO 柱移动单元可以在柔性工装底座上沿 Y 方向运动,POGO 柱 Y 向最小间距 400 mm;单根 POGO 柱可以在各移动单元上沿 X 方向运动,POGO 柱 X 向最小间距 200 mm,并可以伸缩改变顶端吸盘的 Z 向高度。在 3 个方向的运动组合下,POGO 柱顶点可以形成拟合待装夹复合材料工件底部曲面的 5×4 个支承点,

并与薄壁件底部紧密贴合。

2 铣边变形有限元模型创建

在柔性工装使用有限数量的 POGO 柱对工件进行吸附装夹的情况下,由于铣边加工时切削力等外力引起的薄壁件变形与柔性工装支承分布之间的关系,采用有限元仿真的方法研究复合材料薄壁件铣边变形规律,为优化柔性工装支承分布提供依据。

本文中,实际需要采用柔性工装进行铣边加工的复材薄壁件零件尺寸较多,其中最大的零件尺寸达到 4 m×2 m,最小的零件尺寸仅为 2 m×1 m。

为研究相同材料、不同尺寸的薄壁件零件铣边变形的共性,将柔性工装系统简化为图 2 所示的复合材料薄壁件及离散分布的支承柱。因为只研究复材薄壁件在铣边过程中的变形,且支承柱本身的变形相比复材薄壁件变形可以忽略不计,因此可认为支承为刚体,在有限元仿真中将支承简化为直径 100 mm 的解析刚性部件。

支承柱以 4×4 等间距排布,其上表面与复材薄壁件下表面之间设置为表面接触,接触属性的切向行为中摩擦采用“罚”公式,根据复材摩擦系数相关研究文献,取摩擦系数为 0.3^[9]。在复材薄壁件下表面施加垂直向下的表面载荷,以作为支承柱真空吸盘的吸力,大

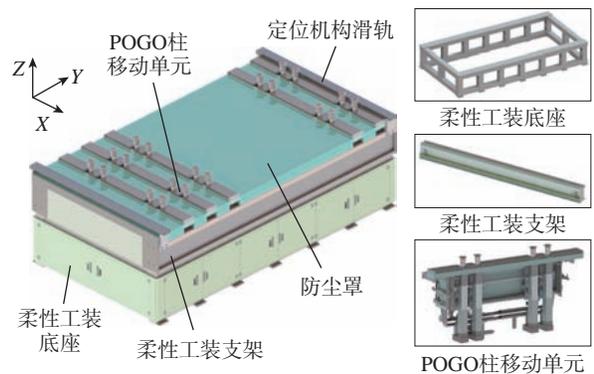


图 1 柔性工装示意图

Fig.1 Schematic diagram of flexible tooling system

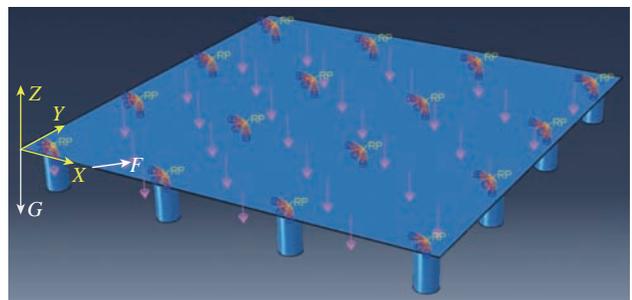


图 2 柔性工装系统的简化模型

Fig.2 Simplified model of flexible tooling system

小为 0.07 MPa。由于吸附力应当只施加在支承柱与薄壁件表面接触的圆形区域内,故调用 ABAQUS 提供的 UTRACLOAD 子程序接口,对表面载荷有效区域进行设置,具体方法:计算节点坐标距离各个支承柱顶部圆心坐标的距离,当距离小于 50 mm 时,设置该节点载荷 α 为 0.07 MPa,载荷方向为 Z 的负方向,此外的节点的载荷大小设置为 0。在本文所进行的仿真试验中,采取让真空吸盘同时起到定位以及支承作用的方式,仅通过真空吸附力达到限制工件水平方向自由度的目的。

复合材料铺层顺序按照某实际产品中使用的铺层方式,采用厚度 0.341 mm 的双向碳布材料 1 与厚度 0.166 mm 的单向碳布材料 2 混合铺层,共 13 层。实际产品固化后厚度测量值为 2.898 mm,整体密度为 319.7 kg/m³。其中第 1、4、7、10、13 层为材料 1,其余为材料 2;第 1、7、13 层夹角 45°,其余层 0°。具体铺层方式见图 3。铺层中使用的两种材料及其力学性能见表 1^[10]。

铣边加工的过程中,水平方向的分力 F_x 和 F_y 为主要切削力,在 ABAQUS 中设置切削力 F ,加载于最左侧两个支承柱的中点宽度 0.05 mm 的区域内,类型为表面载荷,与边之间的夹角为 ψ ,本文采用瞬时切削力进行仿真,取 $\psi=45^\circ$,切削力加载方式如图 4 所示。

薄壁件的截面属性设置为复合壳,网格尺寸设置为

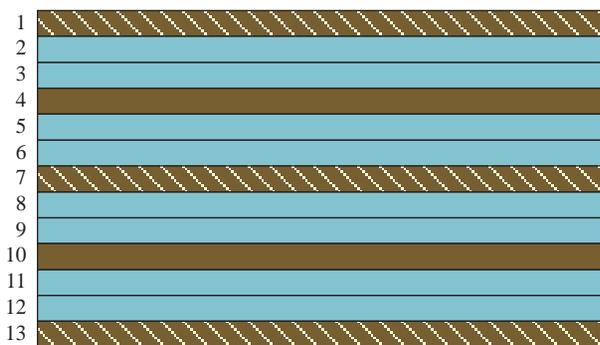


图 3 复材薄壁件铺层方式

Fig.3 Laying method of thin-walled composite parts

表 1 复合材料力学性能^[10]

Table 1 Mechanical properties of composite materials^[10]

性能	材料 1	材料 2
经向压缩强度/MPa	410	700
经向压缩模量/GPa	60	110
纬向压缩强度/MPa	400	180
纬向压缩模量/GPa	60	9.5
面内剪切强度/MPa	80	80
面内剪切模量/GPa	5.0	5.0

20 mm,为支承柱附加刚性约束,分析步为静力学-通用。采用 ABAQUS/STANDARD 模式进行仿真分析。

3 仿真结果

由于复合材料薄壁件在柔性工装上装夹时,支承之间的部分处于悬空状态,因此存在两个主要变形,即复合材料构件的自重变形及外力载荷引起的外力变形。

3.1 自重变形仿真

对支承间距 400~800 mm 时由于薄壁件自重而引起的变形进行仿真,以初步研究支承间距对于复材薄壁件变形的影响趋势。

对复材薄壁件施加整体自重载荷,此时薄壁件由于自重导致的变形情况如图 5 (a) 所示,其中“x”的位置是支承, A、B 两点为薄壁件两条边上支承之间悬空区域的中点,此时支承距离两条边的距离相同。复材薄壁件整体的最大自重变形,以及薄壁件边沿 A、B 两点处的自重变形与支承柱间距的关系如图 5 (b) 所示。可以看出,自重引起的最大变形出现在 4 个支承之间悬空区域的中心位置,且与支承间距呈现出近似满足二次多项式关系。此外,复材壁板件边沿 A、B 两点处的变形并不相等,其中 B 点处的变形较大,主要原因是该类型复材薄壁件铺层时,双向碳布材料 1 经纬方向力学性能相同,而单向碳纤维材料 2 经纬方向力学性能不同,且材料 2 全部朝向相同方向,导致复材薄壁件整体力学性能呈现各向异性。复材薄壁件的纤维角度示意图如图 6 所示。

由图 6 可知, A、B 分别为相互垂直的边 1、2 上的点; θ 为边与纤维方向之间的夹角,可以看出, B 所在边纤维角度为 A 所在边的纤维角度加 90° 。当 $\theta=0$ 时,薄壁件铺层状态与图 5 中自重变形仿真时薄壁件状态相同。因该类型复合材料存在各向异性特点,对主要纤维方向 θ 和自重变形的关系进行研究。通过在 ABAQUS 软件中为复材铺层方向附加旋转角度,即可改变主要纤维方向的朝向,进行纤维方向对自重变形影响的仿真研究,其结果如图 7 所示。

由图 7 可以看出,纤维角度对复材薄壁件内部区域

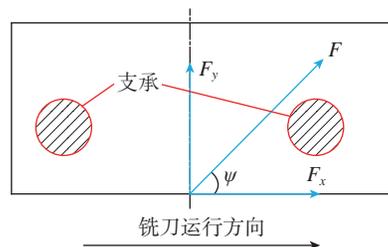
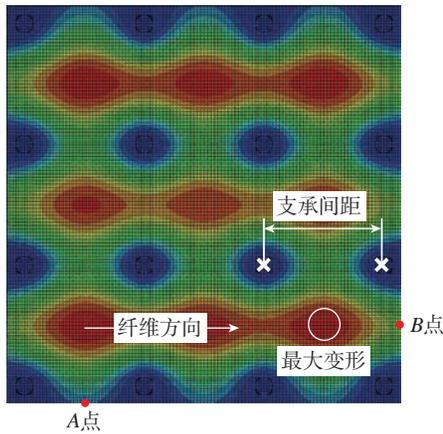
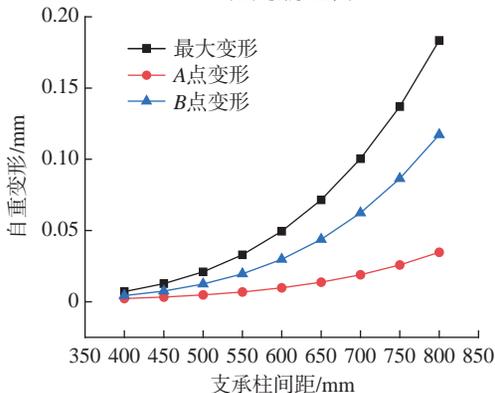


图 4 铣削力加载方式

Fig.4 Milling force loading mode



(a) 变形云图



(b) 支撑柱间距-自重变形

图5 自重变形仿真结果

Fig.5 Simulation results of self-weight deformation

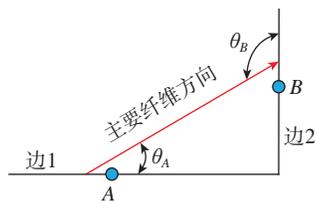


图6 纤维角度示意图

Fig.6 Fiber angle diagram

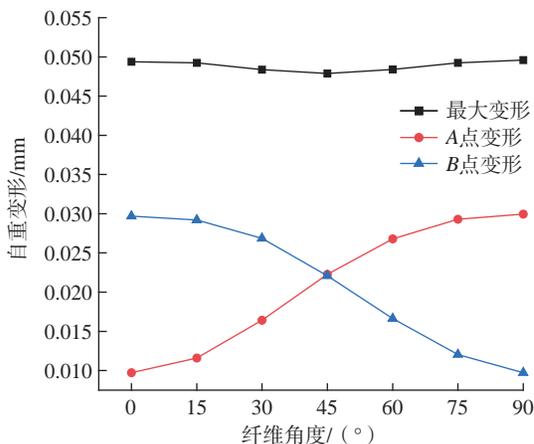


图7 纤维角度-自重变形关系

Fig.7 Relationship between fiber angle and self-weight deformation

的最大变形影响较小,变形变化量在 0.005 mm 以内。边沿上 A、B 两点处的自重变形与纤维角度关系以纤维角度 45° 为对称线轴对称,从图 6 可知, B 点处纤维角度为 θ_A+90° ,故可认为边沿处的自重变形与纤维方向与边沿的夹角以 180° 为周期的规律变化。对于 A 点来说,由于变形与角度相关,且在 0° 时自重变形最小,90° 时最大,故可以用近似公式表示,即

$$\Delta_{\text{edge-g}} = A_e \sin(2\theta - \pi/2) + \delta_{\pi/4} \quad (1)$$

式中, A_e 为与复合材料性能有关的系数; $\delta_{\pi/4}$ 为纤维角度 45° 时的边沿自重变形。

3.2 铣边变形仿真

薄壁件铣边中的另一主要变形为外力载荷引起的变形。通过在两排支承正中央 A 点处施加 45° 方向载荷,模拟铣边过程中的切削力,在不施加重力载荷的情况下,对支承间距 400~800 mm、支承到边沿 70~140 mm 时边沿水平方向最大变形进行仿真,以研究支承间距、边距(指最外侧支承到复材薄壁件边沿的垂直距离)对加工点变形的影响。

首先,研究了载荷大小对铣边变形的影响,选取支承间距 400 mm、500 mm、600 mm 3 种支承分布,分别施加大小不同的载荷,其仿真结果如图 8 所示。可以看出,在各个间距下载荷与水平变形之间都呈现明显的线性关系,因此在之后的仿真研究中,只选取外力载荷 100 N 作为标准,其他外力载荷下的变形量可以由 100 N 的变形计算得到。

其次,对间距、边距对水平变形的影响进行仿真。对间距 400~800 mm,以及边距 70~140 mm 的各个分布组合夹持下的薄壁件施加外力载荷 100 N。仿真结果如图 9 所示。可以看出,水平变形与间距、边距呈正相关关系,得到的图像近似存在起伏的倾斜平面,最大

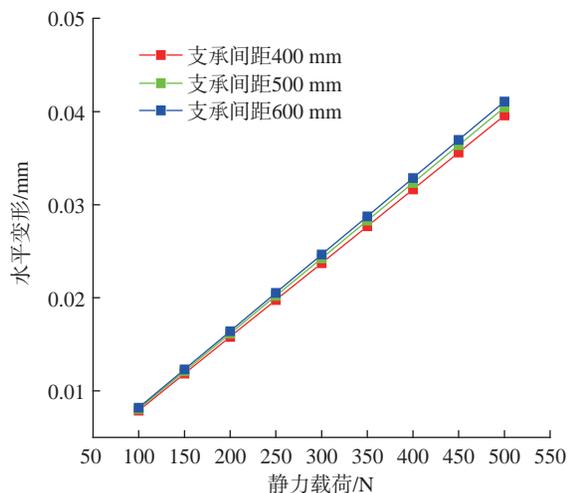


图8 载荷-水平变形关系

Fig.8 Relationship between load and horizontal deformation

变形出现在间距 800 mm、边距 140 mm 的组合下,为 0.008645 mm,最小变形出现在间距 400 mm、边距 70 mm 的组合下,为 0.007445 mm,二者相差 0.0012 mm。为更具体研究间距、边距对水平变形的影响,在间距 600 mm 处与边距 100 mm 处分别做截面,得到仅间距、边距对水平变形的影响,其结果如图 10 所示。可以看出,二者都呈现近似线性的正相关关系,但存在一定的起伏,有可能是有限元软件会将受力转换到各节点上进行计算,而网格尺寸一致的情况下,由于间距、边距不同导致其变形出现一定偏差,其具体原因有待进一步研究。铣边变形与边沿处自重变形相同,会受纤维方向影响。通过在 ABAQUS 软件中部件属性内修改铺层方向的附加旋转角,针对 0~180° 各纤维角度对铣边变形的影响进行了仿真研究,结果如图 11 所示。

主要纤维角度对水平方向变形的影响曲线近似正弦曲线,在 45° 时,即外力方向与主要纤维方向相同时,铣边变形最小;在 135° 时,即外力方向垂直于主要纤维方向时,铣边变形最大。因复材薄壁件主要纤维方向与受力方向的夹角不同,产生不同的变形量 (Δ_θ),因此采用正弦函数近似描述该关系,即

$$\Delta_\theta = k_2 \sin(2\theta - \pi) + \delta_{\pi/2} \quad (2)$$

式中, k_2 为与复合材料性能有关的系数; $\delta_{\pi/2}$ 为纤维角度 90° 时外力载荷引起的变形。

4 复合材料薄壁件变形预测拟合方程

基于 3.1 节与 3.2 节中的仿真数据,综合间距、边距、纤维方向等参数,对复合材料薄壁件变形的整体影响关系进行研究,建立薄壁件铣边变形拟合方程,以实现对任何支承分布下该铺层方式薄壁件的变形预测。

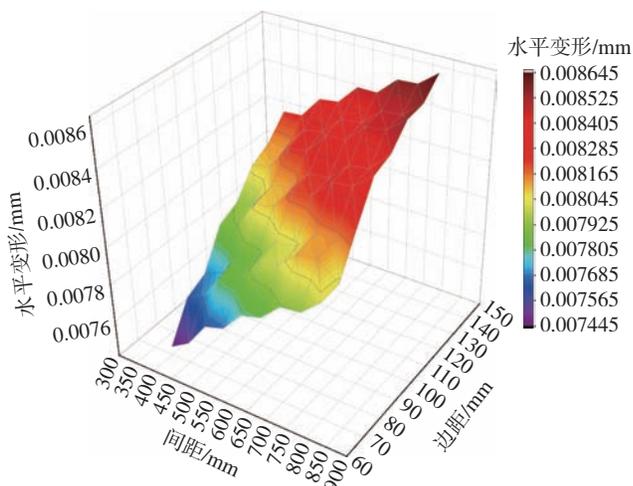


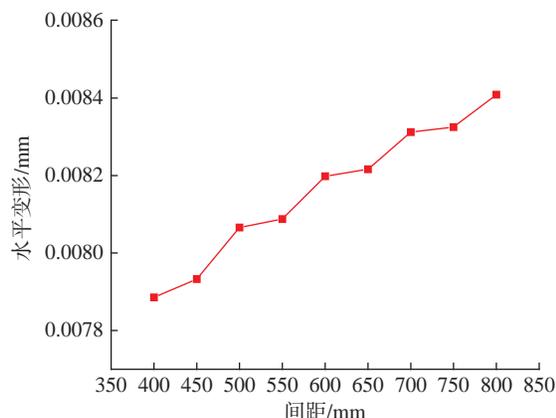
图 9 间距-边距仿真结果

Fig.9 Simulation results of support spacing-edge distance

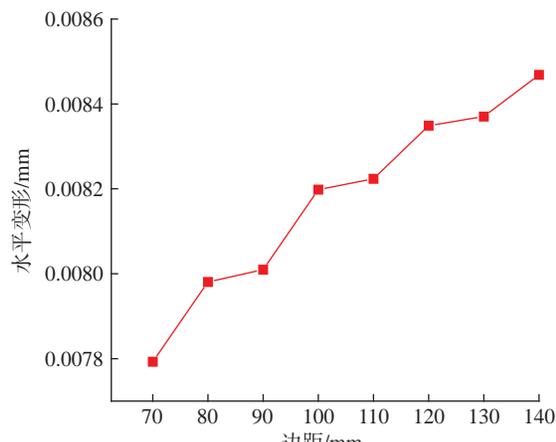
4.1 自重引起的变形

基于仿真数据规律,构建以下预测方程:

$$\begin{cases} \Delta_{\max-g} = \sum_{m=0}^n a_m d_i^m \\ \Delta_{\text{edge-g}} = \sum_{p=0}^q b_p d_i^p \sin(2\theta - \pi/2) + \sum_{k=0}^q \delta_k d_i^k \end{cases} \quad (3)$$



(a) 间距-水平变形



(b) 边距-水平变形

图 10 间距-边距对水平变形的影响

Fig.10 Effect of spacing-edge distance on horizontal deformation

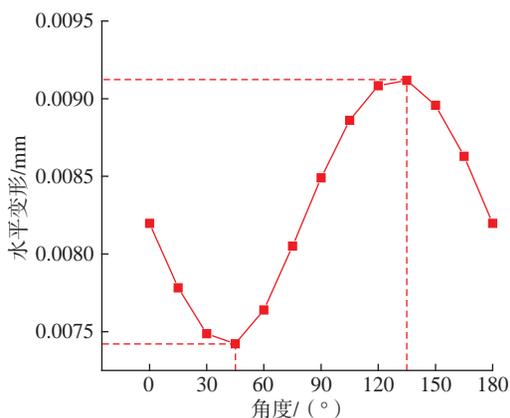


图 11 纤维角度-水平变形图

Fig.11 Relationship between fiber angle and horizontal deformation

预测方程的具体构造方法如下： $\Delta_{\max-g}$ 为复材薄壁件因重力引起的最大变形，由图 5 可以看出，间距与最大变形近似多项式关系，故采用多项式 $\sum_{m=0}^n a_m d_i^m$ 对其进行拟合， a_m ($m=0, \dots, n$) 为间距 d_i^m 项的系数，采用相关软件可以快速计算拟合结果； $\Delta_{\text{edge-g}}$ 为边沿自重变形，其同时受到间距以及纤维角度的影响，且由图 7 可知，边沿自重变形图像可以写作如式 (1) 所示的周期为 180° 的三角函数 $A_e \sin(2\theta - \pi/2) + \delta_{\pi/4}$ ，同时，由图 5 可以看出，间距与边沿处自重变形也近似多项式关系，令式 (1) 中系数 A_e 等于多项式 $\sum_{p=0}^q b_p d_i^p$ ， $\delta_{\pi/4}$ 等于多项式 $\sum_{k=0}^q \delta_k d_i^k$ ，必须首先确定两个多项式在各个间距下的值。而纤维角度 0 时，点 B 处的变形等于纤维角度 90° 时点 A 的变形，将此时的变形代入式 (3)，则有

$$\begin{cases} \Delta_{A,0} = -\sum_{p=0}^q b_p d_i^p + \sum_{k=0}^q \delta_k d_i^k \\ \Delta_{B,0} = \sum_{p=0}^q b_p d_i^p + \sum_{k=0}^q \delta_k d_i^k \end{cases} \quad (4)$$

即

$$\begin{cases} \sum_{p=0}^q b_p d_i^p = \frac{\Delta_{B,0} - \Delta_{A,0}}{2} \\ \sum_{k=0}^q \delta_k d_i^k = \frac{\Delta_{B,0} + \Delta_{A,0}}{2} \end{cases} \quad (5)$$

式中， $\Delta_{A,0}$ 与 $\Delta_{B,0}$ 分别为纤维方向 0° 时 A 、 B 点处自重变形。

通过已有数据，对式 (4) 和 (5) 中各参数进行拟合，最后得到的参数值如表 2 所示。

为验证预测方程的准确性，设置如表 3 所示的 3 组

表 2 自重变形预测方程拟合参数

Table 2 Fitting parameters of self-weight deformation prediction equation

参数	拟合值	参数	拟合值
n	5	b_1	3.16E-05
q	4	b_2	-7.30E-08
a_0	-1.91E-01	b_3	8.96E-12
a_1	1.73E-03	b_4	1.53E-13
a_2	-6.12E-06	δ_0	4.15E-04
a_3	1.06E-08	δ_1	-1.52E-05
a_4	-8.67E-12	δ_2	1.12E-07
a_5	3.21E-15	δ_3	-3.14E-10
b_0	-4.39E-03	δ_4	4.31E-13

参数，在前文已进行过仿真计算的间距与角度组合的基础上，分别为只改变间距、只改变角度、两个参数都改变，通过式 (3) 的预测方程及有限元仿真的方法进行计算。

通过表 3 可以看出，建立的薄壁件自重变形预测方程能一定程度上符合仿真结果，边沿变形预测值与仿真值的误差最大为 3.6%。而最大变形预测值误差达到了 6.71%，主要原因是最大变形预测方程忽略了角度的影响，故最大误差较大。自重变形预测方程对边沿变形的预测则有较好的效果。

4.2 外力载荷引起的边沿变形

基于仿真数据规律，构建预测方程为

$$\Delta = F[(ad_i + bd_e + c) \cdot \sin(2\theta - \pi) + (md_i + nd_e + q)] \quad (6)$$

预测方程的具体构造方法：水平方向最大变形 Δ 受到纤维角度影响，由图 11 可知，水平变形曲线可以写作式 (2) 所示的周期为 180° 的三角函数 $k_2 \sin(2\theta - \pi) + \delta_{\pi/2}$ ，同时由于图 9 中曲面近似为平面，采用平面方程进行拟合，使式 (2) 中系数 k_2 等于 $(ad_i + bd_e + c)$ ， $\delta_{\pi/2}$ 等于 $(md_i + nd_e + q)$ ，这两个参数受支承间距与边距影响。

与自重预测方程相同，同理可得

$$\begin{cases} (md_i + nd_e + q) = \Delta_0 \\ (ad_i + bd_e + c) = \Delta_0 - \Delta_{45} \end{cases} \quad (7)$$

式中， Δ_0 与 Δ_{45} 分别为受力点 0 、 45° 时的水平方向变形。

使用已有数据对式 (6) 和 (7) 中各参数进行拟合，最后得到的参数值如表 4 所示。

为验证预测方程的准确性，设置如表 5 所示的 4 组参数，在前文已进行过仿真计算的间距、边距与角度组合的基础上，分别为只改变间距、只改变边界、只改变角度及 3 个参数都改变，通过式 (5) 的预测方程及有限元仿真的方法分别进行计算。

从表 5 可以看出，铣边变形预测方程可以较好地预测任意间距、边距以及纤维角度组合下的边沿变形，与

表 3 自重变形预测值与仿真值对比

Table 3 Comparison between predicted and simulated self-weight deformation values

参数	第 1 组	第 2 组	第 3 组
间距/mm	900	600	900
角度/ $^\circ$	0	45	45
最大变形 - 预测值/mm	0.3196	0.0505	0.3196
最大变形 - 仿真值/mm	0.3106	0.0479	0.2995
最大变形预测误差/%	2.9	5.43	6.71
边沿变形 - 预测值/mm	0.0600	0.0215	0.1317
边沿变形 - 仿真值/mm	0.0579	0.0223	0.1340
边沿变形预测误差/%	3.6	3.59	1.72

表4 铣边变形预测方程拟合参数

Table 4 Fitting parameters of milling edge deformation prediction equation

参数	拟合值	参数	拟合值
a	2.1367E-9	m	1.0720E-8
b	2.0506E-8	n	1.1005E-7
c	4.7488E-6	q	6.3176E-5

表5 铣边变形预测值与仿真值对比

Table 5 Comparison of predicted value and simulation value of milling edge deformation

序号	间距/mm	边距/mm	角度/(°)	计算值/mm	仿真值/mm	误差/%
第1组	900	100	0	0.0084	0.0085	1.18
第2组	600	60	0	0.0076	0.0077	1.30
第3组	600	100	45	0.0073	0.0074	1.35
第4组	900	60	45	0.0072	0.0074	2.70

仿真结果的误差在3%以内,可以认为铣边变形预测方程具有较高的准确性。

5 结论

基于有限元方法对多点式柔性工装夹持复合材料薄壁件进行铣边加工的过程中,柔性工装支承分布对边沿变形产生的影响进行了仿真研究,并提出了薄壁件铣边变形的预测方法。

(1)薄壁件最大自重变形出现在相近4个支承之间的悬空区域的中心,且变形值随支承间距增大而增大;薄壁件边沿自重变形会随纤维方向与边沿之间的夹角以180°为周期变化,并在纤维角度为90°时变形量最大。

(2)铣边变形同时受纤维角度与支承间距、边距影响,并在纤维角度与受力方向垂直时变形最大,在本文的仿真试验中该角度为135°;支承间距、边距对铣边变形的影响可以采取近似线性关系进行处理。

(3)本文提出的铣边变形预测方法可以较为准确地预测柔性工装各支承分布下薄壁件相应的最大自重变形、边沿自重变形及铣边变形大小,预测值与仿真值间最大误差分别为6.71%、3.6%、2.70%。

参考文献

[1] 游军权,周富民,乔鹏.浅析复合材料在武装直升机上的应用[J].中国科技信息,2013(18):138.
YOU Junquan, ZHOU Fumin, QIAO Peng. Application of composite

materials in armed helicopter[J]. China Science and Technology Information, 2013(18): 138.

[2] 康永峰,陈树巍,袁士平,等.大型碳纤维复合材料壁板轮廓数控铣削工艺技术[J].航空制造技术,2013,56(15):70-73.

KANG Yongfeng, CHEN Shuwei, YUAN Shiping, et al. NC milling technology for large carbon fiber composites panel contour[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(15): 70-73.

[3] 高航,王奔,黄均亮,等.大型复合材料构件数字化加工工装与装置的开发与应用[J].航空制造技术,2012,55(18):38-43.

GAO Hang, WANG Ben, HUANG Junliang, et al. Development and application of digital machining device and equipment for large composites component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(18): 38-43.

[4] 周凯.飞行器大型薄壁件制造的柔性工装技术[J].航空制造技术,2012,55(3):34-39.

ZHOU Kai. Flexible tooling and fixture technology of large thin-wall part manufacturing for aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(3): 34-39.

[5] 丁韬. TORRESMILL(R)和TORRESTOOL(R)系统蒙皮切边钻铣床及柔性夹具装置[J].航空制造技术,2007,50(2):108-109.

DING Tao. TORRESMILL(R) and TORRESTOOL(R) system skin trimming drilling and milling machine and flexible fixture device[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007, 50(2): 108-109.

[6] 陆俊百,周凯,张伯鹏.飞行器薄壁件柔性工装定位/支承阵列优化自生成研究[J].中国机械工程,2010,21(19):2369-2374,2378.

LU Junbai, ZHOU Kai, ZHANG Bopeng. Research on optimization of location/support array of flexible tooling system for aircraft large-scale thin-wall workpiece[J]. China Mechanical Engineering, 2010, 21(19): 2369-2374, 2378.

[7] 胡福文,李东升,李小强,等.蒙皮柔性夹持数控切边的工艺设计方法[J].北京航空航天大学学报,2012,38(5):675-680.

HU Fuwen, LI Dongsheng, LI Xiaoqiang, et al. Process planning of aircraft skins NC trimming based on reconfigurable fixture[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 675-680.

[8] 朱明华.面向精准装配的飞机钣金零件成形关键技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.

ZHU Minghua. Research on key technology of aircraft sheet metal part forming technique for precise assembly[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.

[9] 彭赫,张锦光,叶梦勇.碳纤维复合材料摩擦性能试验研究[J].数字制造科学,2021,19(1):22-25.

PENG He, ZHANG Jinguang, YE Mengyong. Experimental investigation on the tribological properties of the carbon fiber composites[J]. Digital Manufacture Science, 2021, 19(1): 22-25.

[10] 马子广,王卫卫.某国产复合材料层压板压缩稳定性研究[J].力学研究,2017,6(2):9.

MA Ziguang, WANG Weiwei. Study on compression stability of a domestic composites laminate[J]. International Journal of Mechanics Research, 2017, 6(2): 9.

通讯作者:田威,教授,博士,研究方向为航空航天机器人智能装配技术与装备。

(责编 七七)



2024中国国际复合材料工业技术展览会

2024年9月2日-4日 国家会展中心（上海）

新征途 再出发

邀您共聚复材行业的年度聚会

60,000 m²+
展览面积

800+
参展企业

30,000+
参会人数



联系方式

010-68138939 / 68138952



chinacompositeexpo.com

广告索引号24-1003

创造价值 贡献航空

“精密铸造”专题

选题背景

铝、镁、钛等轻型合金和高温合金构件的近净成形铸造技术（Near net shape casting）可以大幅度提高合金溶液的填充性能，精确控制其充型和凝固过程，实现铸件的完整充型及组织和尺寸精确控制，从而达到抑制铸造缺陷，提高铸件质量的目标，是实现空天高端装备产品轻量化、复杂构件整体化以及提高材料利用率和整体效率的关键。《航空制造技术》“精密铸造”专题拟于2024年出版，从空天领域内的铝合金、镁合金、钛合金和高温合金精密铸造等方面，向领域内专家学者征稿。

征稿范围

铸造基本理论与成形规律；合金熔炼及纯净化处理技术；特种精密铸造方法；可熔型芯技术；计算机辅助设计和铸造工艺优化仿真技术；特种合金浇铸工艺、设备和凝固工艺过程控制技术；大型薄壁复杂整体精密铸件的成型与尺寸控制。

投稿要求

- 综述文章或研究论文均可，论文要体现出创新性，论点明确，论证充分，结论可靠。
- 保证论文的原创性，无抄袭、剽窃或侵权行为，不一稿多投。
- 针对本专题投稿，请提前与学术编辑联系。

截稿日期

本征稿于2024年10月15日截止。

联系方式

责任编辑：王燕萍

联系电话：010-85700465-292

公司名称	位置	索引号
ISCAR	封二	24-1023
北京韦林意威特工业内窥镜有限公司	封三	24-1005
Seco	封底	24-1010
瀚柏格夹具系统技术(上海)有限公司	1	24-1033
因代克斯贸易(上海)有限公司	3	24-1029
温泽测量仪器(上海)有限公司	5	24-1015
雷尼绍公司	7	24-1055
北京迪蒙数控技术有限责任公司	9	24-1011
北京东兴润滑剂有限公司	11	24-1004
易格斯(上海)拖链系统有限公司	13	24-1051
2024中国国际复合材料工业技术展览会	116	24-1003
第27届北京·埃森焊接与切割展览会	118	24-1080

BEW2024



第27届 北京·埃森 焊接与切割展览会

2024年8月13-16日 上海

诚邀您莅临参观！

展会信息 时间：2024年8月13-16日
地点：上海新国际博览中心 N1-N5



扫码了解更多

www.beijing-essen-welding.com

www.埃森焊接展.com



广告索引号24-1080



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



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

CCD原生像素值可达120万

叶片智能计数分析功能

北京韦林意威特工业内窥镜有限公司

贝克休斯检测科技业务美国韦林工业内窥镜产品及服务中国专门经销商

中国北京亚运村北辰汇欣大厦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24-1005

可持续之事
知之非艰,行之惟艰
然山高所行,正此难事



Made for Makers
secotools.com
广告索引号24-1010