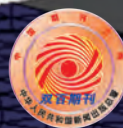


航空制造技术

2020年 第**21**期

Vol.63 No.21



封面文章
**轻量化板材、管材塑性
连接技术研究进展**

专稿
**焊接间隙对铝合金薄板磁脉冲
点焊接头组织和力学性能的影响**

论坛
塑性成形

走进科研
上海碳纤维复合材料创新研究院

www.amte.net.cn

ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V





FP 65300 立式复合材料丝束自动铺放设备



FP 30150 H 卧式复合材料丝束自动铺放设备

FP系列复合材料丝束自动铺放设备结构特点

- 主要应用于机身壁板、进气道等翼面类和回转类大型复杂结构复合材料构件自动铺丝成型
- 高架桥立式结构和配置大型回转装置卧式结构
- 高承载滚柱直线导轨，X、Y、Z直线坐标采用直线电机驱动高速运动，全闭环位置反馈
- 32束或16束铺丝头，具备丝束裁断、送进、导向、加热、滚压等功能
- 独立纱架，包括丝束放料及衬层回收装置、丝束张力控制系统
- 加热温度0~100℃可调，控制精度±3℃
- 铺放压力可调，控制精度±5%
- 铺放模具自动找正
- 铺放状态监控和缺陷检测
- 成熟的铺放编程、仿真、后置软件



TL 65200 复合材料自动铺带设备

TL系列复合材料自动铺带设备结构特点

- 主要应用于机翼蒙皮、尾翼等翼面类大型复合材料构件高效铺放
- 高架桥立式结构，横梁移动，X、Y、Z、A、C五轴联动
- 高承载滚柱直线导轨，X、Y、Z直线坐标采用直线电机驱动高速运动，全闭环位置反馈
- 复合材料铺带头，可实现150mm、300mm两种规格预浸带铺放
- 预浸带铺放张力控制
- 超声裁断
- 衬层剥离和回收
- 废料处理单元
- 铺放模具自动找正
- 铺放状态监控和缺陷检测
- 成熟的铺放编程、仿真、后置软件

中国航空制造技术研究院·智能制造装备中心

地 址：北京市朝阳区朝阳路1号院（北京市340信箱） 邮 编：100024 网 址：www.avicmti.avic.com
电 话：+86 10 85701650/1308/1365 邮 箱：market_avicmti@163.com



DMU 65 monoBLOCK配PH CELL

模块化设计 从9盘位至40盘位

自由装件

- + 机顶上方吊车装件
- + 直接从正面向加工区装件

600kg

10.7m²

占地面积
PH CELL

独立装夹位

操作舒适，
加工的同时装夹托盘



后续灵活拓展

12盘位, 500×500 mm
16盘位, 400×400 mm
20盘位, 320×320 mm



DMGMORI.COM

广告索引号 20-1051

DMG MORI

编委会

Editorial Board

名誉主任 关 桥
Honorary Director Guan Qiao

主任 李志强
Director Li Zhiqiang

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

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

国内编委

Domestic Members

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

国际编委

International Members

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

AERONAUTICAL MANUFACTURING TECHNOLOGY

航空制造技术



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

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

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

出版人 李志强
Publisher Li Zhiqiang

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

中航时代传媒
CHINA AEROTIME MEDIA

国内定价: 20.00元 国外定价: 16.00美元

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



肯纳金属致力于 为航天航空业内的客户 提供高效增值服务及卓越的产品

HARVI™ Ultra 8X



扫描二维码
了解产品详细讯息

HARVI™ III

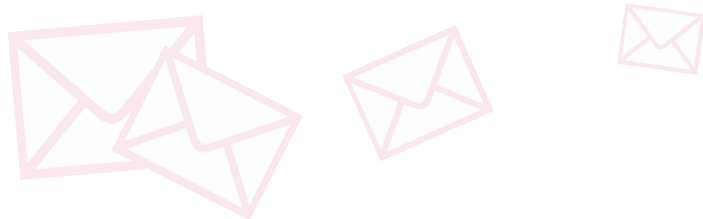


扫描二维码
了解产品详细讯息



编-读-往-来

READERS & EDITORS



随着航空航天、能源、汽车等领域的快速发展,迫切需要其高端装备关键构件具有高性能、轻量化和高功效等特性,同时要求缩短产品研发周期、降低成本并实现绿色、智能制造。基于变形特有的体积转移和组织调控优势的材料加工技术即塑性成形技术,具有生产效率高、材料利用率高、产品性能好、服役性能强和产品技术附加值高等优点,成为先进制造领域的基础支撑技术,也是成形制造高端装备关键构件不可替代的关键生产工艺。

本刊特别邀请了北京航空航天大学、哈尔滨工业大学、陕西科技大学、华南理工大学、江苏大学的科研团队对塑性成形的研究进展及前沿技术进行阐述。在此,对各位专家学者的支持表示衷心的感谢。

学术编辑 李丹丹

《航空制造技术》作为国内航空制造领域龙头期刊,提供了一个很好的航空先进制造技术和管理的交流平台,所刊前沿技术、科研成果对航空、航天、船舶等领域的发展和进步有着很强的指导和引导作用,在业内有着良好的影响力。

在本次投稿过程中,也能感受到期刊编辑的认真负责,注重稿件实际应用价值,也反映出期刊在内部管理上的高效。

中航通飞华南飞机工业有限公司试飞中心 张学振



投稿过程中期刊编辑部的仔细和耐心令人印象深刻。出版过程中,希望今后编辑部能够提供 LaTeX 稿件模板,或许能对投稿人和编辑的校对有所帮助。

大连理工大学 郑跃滨





VGC1500/VGC2000

龙门型立式加工中心

Gantry Type Vertical Machining Center Series

性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- 主体采用龙门框架结构。
- 大尺寸与阶梯式导轨横梁。
- 主轴中心线紧靠 Z 轴导轨。
- 三轴均采用进口高精度重载滚柱导轨和滚珠丝杠副。
- 主轴箱采用 SCBS 自动补偿平衡系统。
- 三轴可全闭环控制, 实现高精度定位。



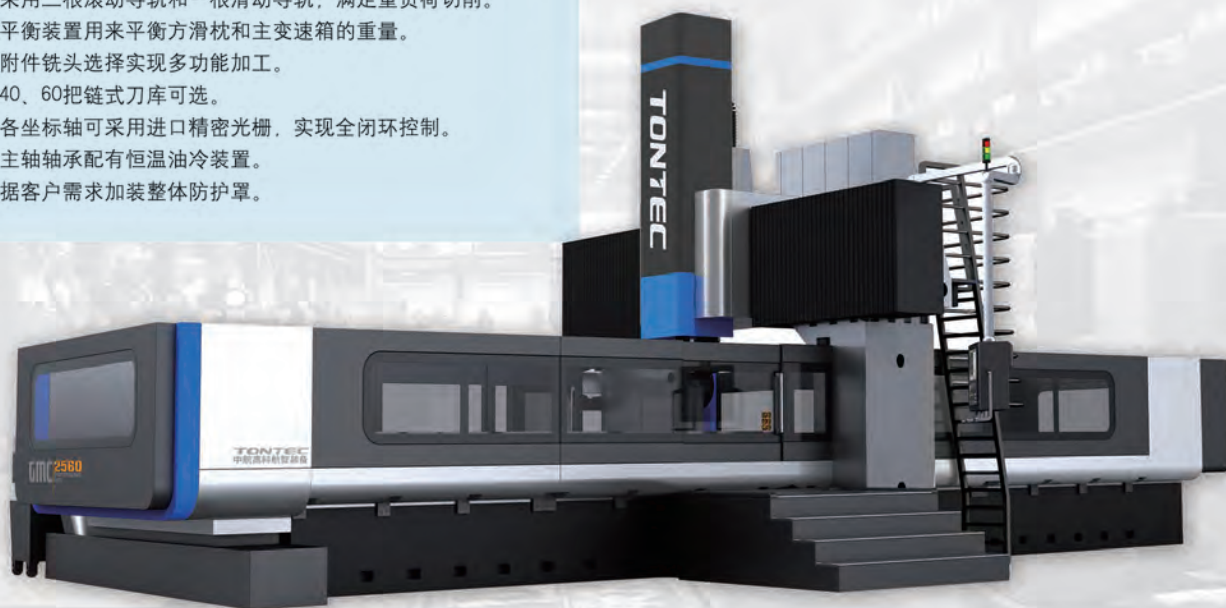
GMC/GMMC

龙门加工中心—定梁定柱/定梁动柱/五面体/五轴联动

Gantry Machining Center - fixed beam fixed column / fixed beam moving column/ pentahedral / five-axis

性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- X轴采用进口二级行星齿轮减速及双齿轮齿条驱动。
- 横梁采用三根滚动导轨和一根滑动导轨, 满足重负荷切削。
- 液压平衡装置用来平衡方滑枕和主变速箱的重量。
- 多种附件铣头选择实现多功能加工。
- 32、40、60把链式刀库可选。
- 机床各坐标轴可采用进口精密光栅, 实现全闭环控制。
- 机床主轴轴承配有恒温油冷装置。
- 可根据客户需求加装整体防护罩。



专稿 Feature

封面文章 Cover Story

论坛 Forum

塑性成形

Plastic Forming



22 轻量化板材、管材塑性连接技术研究进展

王朋义 金加庚 万戈辉 张昌松 赵雪妮 王忠金
Research Progress on Joining of Lightweight Sheet and Tube by Plastic Deformation
WANG Pengyi JIN Jiageng WAN Gehui ZHANG Changsong
ZHAO Xueni WANG Zhongjin

36 大型复杂壁板构件塑性成形技术研究与应用进展

李勇 李东升 李小明
A Review of Plastic Forming Technologies and Applications for Large and Complex-Shaped Panels
LI Yong LI Dongsheng LI Xiaoming

46 镍基高温合金旋压成形技术研究现状

肖刚锋 夏琴香 张义龙 江鹏
Research Status of Spinning Forming for Ni-Based Superalloy
XIAO Gangfeng XIA Qinxiang ZHANG Yilong JIANG Peng

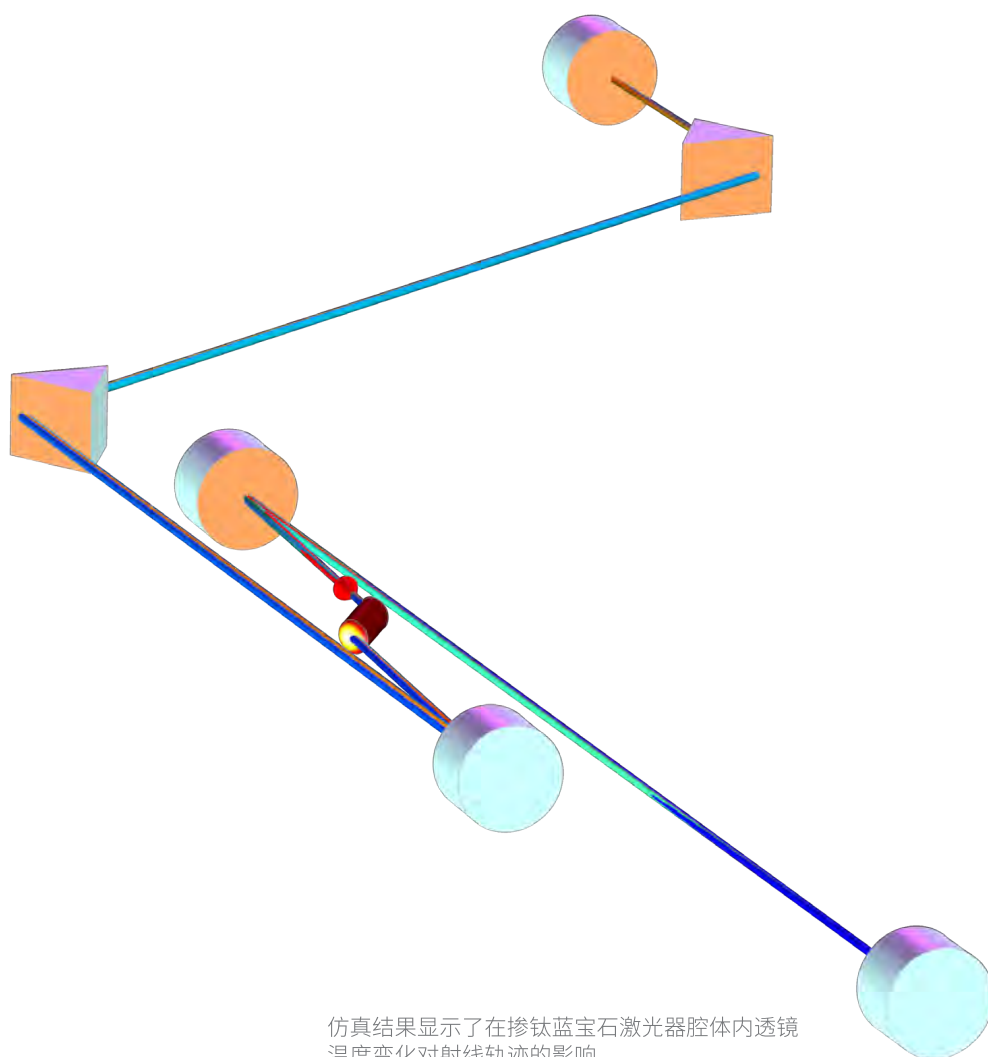
54 芯模填充对铜钛复合管绕弯截面畸变和壁厚减薄作用的模拟研究

朱英霞 王匀 万苗苗 施伟 涂文斌
Simulation Research on Effect of Mandrel Filling on Section Distortion and Wall Thickness Reduction of Rotary-Draw Bending of Copper-Titanium Composite Tube
ZHU Yingxia WANG Yun WAN Miaomiao SHI Wei TU Wenbin

63 钛合金超塑成形/扩散连接四层结构表面沟槽控制方法研究

李保永 张铁军 张凯峰 姚为 秦中环 刘奇 刘伟
Research on Control Method of Surface Groove of Titanium Alloy SPF/DB Four-Sheet Structure
LI Baoyong ZHANG Tiejun ZHANG Kaifeng YAO Wei
QIN Zhonghuan LIU Qi LIU Wei

多物理场仿真 助力激光器稳定运行



激光器被广泛应用于航空、汽车等多个领域，但其在运行过程中会因透镜发热而导致故障。COMSOL 多物理场仿真软件可以帮助工程师分析热透镜效应对光学系统产生的影响，确保设备的正常运行。

了解 COMSOL Multiphysics® 多物理场仿真软件在更多工程、制造和科学研究中的应用，请访问：

cn.comsol.com/c/aw5v



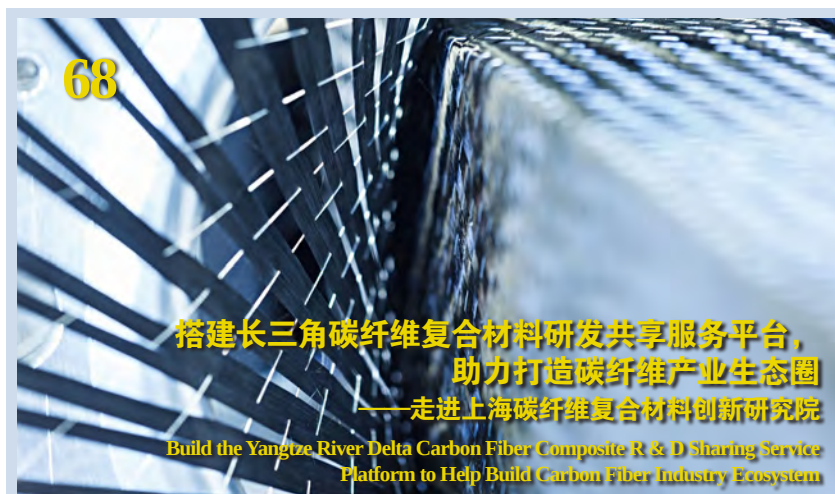
关注 COMSOL
微信公众号

广告索引号 20-1005

 COMSOL

走进科研

Approaching Science



研究论文

Research

- 70 民机复合材料等同性验证方法及二类错误控制研究
——涂圣 余音 吕新穎 NIKITA Kalutskiy
Research on Civil Aircraft Composite Material Equivalence Verification Method and Type 2 Error Control
TU Sheng YU Yin LÜ Xinying NIKITA Kalutskiy
- 80 基于扩散连接试样金相照片的非焊合缺陷的自动识别
——胡京徽 谢鹏志 杨威 姚罡
Automatic Detection of Non-Welding Defects Based on Metallographic Photographs of Diffusion Bonding Samples
HU Jinghui XIE Pengzhi YANG Wei YAO Gang
- 85 飞机管路强度快速分析方法
——陈晓豫 钱文清 鲍益东 舒阳 寸文渊
Rapid Analysis Method of Strength for Aircraft Pipeline
CHEN Xiaoyu QIAN Wenqing BAO Yidong SHU Yang CUN Wen yuan
- 92 飞机系统件柔性敏捷制造单元构建方法
——潘登 曾德标 李国华 李国进 杨阳
A Method of Constructing Flexible Agile Production Cell for Aircraft System Parts
PAN Deng ZENG Debiao LI Guohua LI Guojin YANG Yang
- 98 机械主轴轴承振动监测与故障诊断研究
——王一鹏 李连玉 李勇
Research on Vibration Monitoring and Fault Diagnosis of Mechanical Spindle Bearings
WANG Yipeng LI Lianyu LI Yong

高级集成 (PI) 800机床: 出色的(P)ECM工艺入门产品



紧凑



高性能



高效



精确



亮点

- + 紧凑型结构, 集成电解液过滤系统
- + 脉宽范围50 μ s 到DC (直流电)
- + 振动模块, 行程200mm
- + 标配手动或半自动启动系统
- + 沉降模块, 行程400mm
- + 快速升级到全自动化
- + 可扩展电源技术/脉冲技术
- + 可提供优化工艺和生产效率的选项
- + 西门子 S7-1500 机床控制系统



法兰



3D模具



电机轴



埃马克(中国)机械有限公司

地址: 太仓市陈门泾路101号工业园区2号厂房

邮编: 215400 · 电话: 0512-53574098 · 传真: 0512-53575399

网址: www.emag.com · 邮箱: info@emag-china.com

广告索引号 20-1020



新浪微博



官方微信

2020南昌飞行大会在瑶湖机场开幕



2020年10月31日,以“江西飞机飞起来”为主题的2020南昌飞行大会在航空工业洪都瑶湖机场盛大开幕。此次飞行大会由南昌市人民政府主办,南昌高新技术产业开发区管理委员会承办,由航空工业洪都、航空工业昌飞、中国商飞C919大型客机外场试验队、中国商飞试飞中心、民航江西监管局等联合协办,是江西省继去年举办的第二届高规格综合性航空展会,是一次全球航空产业领域群英荟萃的顶级盛会。江西省委书记刘奇,省长易炼红,中国商飞董事长贺东凤,中国工程院院士张彦仲,航空工业副总经理洪蛟共同推杆,启动2020南昌飞行大会。江西省委常委、南昌市委书记吴晓军

主持开幕式。

洪蛟在致辞中表示,自首届南昌飞行大会举办以来,南昌航空城建设进一步提速,未来航空工业将进一步加强与江西省的高层互动与战略对接,发挥特色、优势互补,积极探索构建政产学研深度融合的央地合作模式。

本届飞行大会为期3天,主要活动包括江西航空产业发展论坛、客商座谈会、ARJ21首次在瑶湖机场交付仪式、开幕式、江西自主飞行器动态飞行展示、特技飞行表演、航空运动表演、室外飞行器静态飞机展示、企业展示等,参展飞机近100架。上图为南昌飞行大会开幕现场。

(本刊记者 良辰)

激光3D打印助力高强韧钛基构件制造

近日,南京航空航天大学顾冬冬教授团队利用CNTs或石墨烯,通过选区激光熔化增材制造工艺调控CNTs与Ti基之间的原位化学反应,借助激光增材制造的超高温、超快熔化/凝固速度等特征,使CNTs完全与Ti反应,变缺点为优点,以原位生成的纳米TiC增强相强化钛基体。获得了弥散均匀分布的原位层片状纳米TiC,以及原位TiC与Ti基之间最大的共格排列,从而同时获得912MPa的高抗拉强

度和16%的高延伸率,与传统纯Ti相比,“强塑积”综合提高350%。EBSD、SEM与TEM结果表明,350W激光可以制备均匀超细晶Ti组织和细小弥散均匀分布的层状增强相。SEAD结果表明,层状物为沿[001]方向排列的TiC晶体,说明SLM过程中,CNTs与Ti发生了原位反应,在界面上生成了TiC。不同激光强度处理结果比较,发现激光的能量对于增强相的形貌影响显著。同时,SLM导致Ti基体形

成马氏体 α' -Ti,导致严重晶格畸变并伴随大量的晶格应力,晶粒细化和高位错密度,对位错运动产生阻碍从而强化基体。另一方面,TiC与Ti基体之间因为原位反应的缘故,界面为共格关系可以最小程度减少裂纹的产生。基于以上特殊结构,激光打印Ti基复合材料和传统纯钛相比,表现出强度与延伸率同时增强的特性,平衡了传统加工过程中此两者难兼顾的难题。

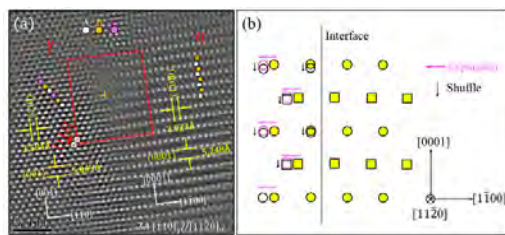
(本刊记者 良辰)

P型FCC-Zr形成机理研究取得新进展

固态相变作为材料科学研究的一个基础领域对于材料的设计和性能优化起着至关重要的作用。位于IVB族的钛、锆、铪等金属的平衡相图上存在两种平衡相,即室温下的密排六方结构(α 相)和高温下的体心立方结构(β 相)。除了以上两种平衡相,近年来,面心立方结构(简称FCC相)也被陆续报道。目前,报道的FCC相与 α 相基体存在两种晶体学位向关系,分别称为B型和P型FCC相。对于B型FCC相,研究人员一致认为肖克莱不全位错在{0001}基面上的滑移导致了 $\alpha \rightarrow$ FCC相变。但是对于P型FCC相的形成机理,目前还没有一个模型广泛地被大家所认可。近期,金属所师昌绪先进材料创新中心轻质高强材料研究部李阁平研究组在前

期研究结果的基础上,对P型FCC-Zr形成机理取得了新的认知。前期工作表明, $\alpha \rightarrow$ FCC相变,不仅可以通过应力诱导的方式实现,也可以通过热诱导的方式形成。李阁平研究组针对完全再结晶锆基体中的P型FCC-Zr做了深入观察和探讨,发现当沿着 $[11\bar{2}0]_{\alpha} \parallel [110]_{\text{FCC}}$ 晶带轴观察FCC-Zr时,FCC-Zr与基体的长轴界面呈现半共格关系,会在FCC-Zr一侧引入周期性的失配位错(周期为56层{0002})。再有,通过FCC-Zr与基体的晶格参数比较发现, $\alpha \rightarrow$ FCC相变的体积膨胀为19.8%,这主要是来源于相变过程沿着 $[110]_{\alpha}$ 晶格膨胀(约22.0%)。因此,李阁平研究组针对界面失配位错和晶格膨胀提出了 $\alpha \rightarrow$ FCC-Zr相变的新机制:相变时,FCC-Zr片层的长轴方向通过失配位错与基体形成半共格界面,短轴方向通过晶格膨胀(热处理时的自发过程),基体中原子堆垛逐渐向FCC结构的堆垛过渡,最后通过原子的局部协调形成了P型FCC-Zr。

以上提出的模型还可以推广到钛、锆和铪等金属及其合金中,对于P型FCC相打开了全新的认知。下图为P型FCC-Zr形成机理。(本刊记者 良辰)



插层增塑纺丝法在高结晶度石墨烯纤维制备方面取得新进展

石墨烯纤维是石墨烯片沿轴向有序堆积排列而成的连续相组装材料,是由浙江大学高分子系高超教授团队于2011年首次提出并率先制备的高性能多功能新型碳基纤维,具有高导电、高导热、低密度等特性,在柔性导线、超级电容器、太阳能电池、锂电池、传感器等方面展现出

诱人的应用前景。

石墨烯纤维制备的主要原料是氧化石墨烯,其组装方法多种多样,目前主流的技术手段是液晶湿法纺丝。在湿法纺丝过程中,宏观石墨烯纤维组装的微观结构强烈依赖于石墨烯片的构象,特别是石墨烯的无规褶皱构象不可避免导致其堆积松散和排

列不规整,致使石墨烯纤维结晶度不高。因此,如何精细控制石墨烯片的构象来消除无规褶皱是进一步推进石墨烯纤维综合性能的重要挑战。

针对这一问题,近期浙大高超、许震教授团队与清华大学马维刚教授团队合作,立足石墨烯纤维的结构调控及结构与

性能关系,开展了系统深入的研究。提出“溶剂插层塑化拉伸结晶”方法,开发了一种级联增塑纺丝技术,有效地消除了石墨烯片层的褶皱,促进了石墨烯片层的近似晶体的有效排列,进一步推进了石墨烯纤维的综合性能。纤维具有很高的机械强度、电导率和热导

率,初步具备结构功能一体化的性能优势,展现出极大的工业应用前景。相关工作以 *Highly Crystalline Graphene Fibers with Superior Strength and Conductivities by Plasticization Spinning* 为题发表在 *Advanced Functional Materials* 上。

(本刊记者 良辰)

易格斯免润滑...工程塑料轴承...适用于航空制造

让飞行更轻盈



重量轻，安静运行，故障保护，小尺寸部件

drylin®直线导向系统是由工程塑料和铝合金制成，完全满足飞机内饰的需求，且具有免润滑和免维护的特点，是适用于从座椅和头枕到桌板和娱乐设施的调节等各种应用的理想解决方案。同时，可以提供定制化的特殊部件和机加工原件。

更多航空行业的产品信息可查看：www.igus.com.cn/wpck/6645/aviation

igus.com.cn
plastics for longer life®
广告索引号 20-1023

易格斯（上海）拖链系统有限公司

地址：上海市奉贤区环城北路50号

邮编：201401

电话：021-8036 6999

<https://www.igus.com.cn>

传真：021-8036 6116

Email: cnmaster@igus.net



力学所在异构金属动态力学行为研究方面取得进展

近期,中国科学院力学研究所先进材料力学行为研究团队在异构动态力学行为和极端环境下使役行为等方面取得进展。

研究人员针对芯部为马氏体钢与表层为奥氏体不锈钢组成的三明治宏观多层异构,利用应变精细控制的动态剪切试验与微结构演化观察,发现相比于传统均质微结构,异构的动态力学性能匹配显著提升;提出了相应动态剪切变形的微观力学机制,即异构延缓了剪切带在脆性区的萌生,限制了剪切带从脆性区到韧性区的传播。同时,动态变形时,软硬区界面处存在大应变梯度,形成的几何必须位错协调变形并产生了额外的加工硬化,软硬区之间相

应地发生了应变分配。此外,研究人员进一步观察到异构中剪切带的萌生和传播模式主要取决于软硬区之间的硬度差异,刻画了其相关性规律。这些研究结果为设计与调控具有优异动态力学性能的异构金属材料奠定了科学基础。

针对强韧性匹配优异的跨尺度晶粒异构中焓合金,进行了在广温域(4.2~373K)冲击加载条件下的裂尖塑性区微结构演化和裂纹扩展行为研究。结果表明,异构在经受低温冲击变形时,其内部形成了高密度变形纳米孪晶多级结构,孪晶层片平均间距 10nm,显著提高应变硬化能力,抑制裂纹的萌生和非稳态扩展。进

而,高密度多级孪晶结构诱导裂纹尖端的多重剪切带分叉形成,耗散了变形能。更为重要的是,研究发现了剪切带的自增韧机制,即剪切带内部和外部均形成了高密度的变形纳米孪晶,不仅提高了剪切带的应变硬化能力,还显著阻挡并抑制剪切带的扩展,从而增加了冲击吸收功,导致创纪录高的夏比冲击韧性,即异构中焓合金在液氮温度 4.2K 时冲击功高达 340J,在液氮温度 77K 为 380J,室温(298K)为 520J。据此,该研究提出利用变形纳米孪晶提高韧性的异构策略,为新型高性能金属材料的设计提供理论依据。

(本刊记者 良辰)

宁波材料所在非晶合金记忆效应产生机制方面取得进展

半个世纪以来,人们对记忆效应的理解仍然局限于诸如 TNM 模型等唯象层面,对记忆效应的物理起源仍不清楚。

近年来,中国科学院宁波材料技术与工程研究所非晶合金磁电功能特性团队宋丽建博士和许巍副研究员在霍军涛研究员和王军强研究员等的指导下,围绕非晶合金的弛豫行为开展了深入系统的研究,发现了等温退火并不是传统认为的单一动力学过程,而是存在两步弛豫,并阐明了两个弛豫过程对晶化和磁性的影响规律和机制。

在此基础上,他们与美国威斯康辛麦迪逊大学教授 Ediger、燕山大学教

授王利民和郑州大学教授李福山等合作,使用高精度闪速差示扫描量热仪研究了双步退火温度和时间对非晶合金记忆效应的影响,并基于绝对速率理论计算得到了焓和激活熵在弛豫过程的演化。他们发现只有当非晶合金焓进入深度弛豫阶段时(heavily-aged),记忆效应才会出现,这就像是一个年老后会经常回忆年轻时候的事情。

虽然这些结果是基于非晶合金这样的热激活无序体系发现的,但由于熵的概念适用于所有的无序复杂系统,因此相关结论对理解非热激活体系中的记忆效应也有帮助。

(本刊记者 良辰)

秒速 3D 打印陶瓷超快高温烧结工艺

传统的陶瓷烧结工艺由于加工时间长,挥发性元素损失导致的成分控制较差,限制了材料的筛选率。为了克服这些限制,近日,美国马里兰大学胡良兵教授、莫一非教授,弗吉尼亚理工大学、加州大学郑小雨教授和加州大学圣地亚哥分校骆建教授团队等开发了一种超快高温烧结(UHS)工艺,在惰性气体环境下通过辐射加热制备陶瓷材料。

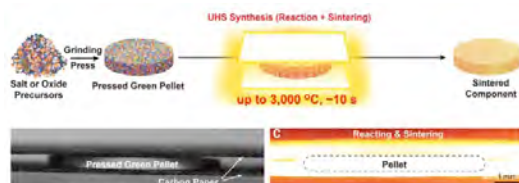
UHS 工艺原理为将压制的陶瓷前体粉末生胚夹在两根碳条之间,碳条通过辐射和传导迅速加热生胚,能够创造出均匀一致的高温环境,用于快速合成(固相反应)和反应烧结,使陶瓷粉末迅速固

化。在惰性气氛中,这些碳加热元件可以提供高达 3000℃ 的温度,这足以合成和烧结几乎任何陶瓷材料。

除了可以对单一成分的陶瓷进行烧结,研究人员还烧结了两种材料复合的结构,并对烧结界面进行了研究。

研究人员表示,这种方法有两重意义:“超快高温烧结代表了超快烧结技术的一项突破,这不仅是因为它普遍适用于多种功能材料,还因为其通过保留或产生额外缺陷来创造非平衡块状材料方面拥有巨大潜力。”下图为快速烧结工艺和陶瓷合成装置。

(本刊记者 良辰)



2020 年 10 月 29 日,2020 浦江创新论坛——第二届碳纤维复合材料产业创新发展高峰论坛在上海金山顺利举办,本次论坛汇集了顶级碳纤维材料专家及行业领袖,重点讨论如何大力整合资源、开展合作研发、创新体制机制、以技术、人才、资本为核心要素,为打造立足上海,面向长三角的碳纤维复合材料产业生态圈提供重要支撑。

中共金山区委副书记、区长刘健,市科委副主

任王晔,中国工程院院士、东华大学校长俞建勇,金山区副区长何冬宾等领导、嘉宾以及企业、院校近 200 位代表参加论坛。

论坛当日,发起长三角碳纤维复合材料研发资源共享服务平台联合倡议、上海特色产业园——碳谷绿湾发布、上海碳纤维复合材料创新研究院发展报告出炉、发起“长三角碳谷绿湾示范区——打造长三角碳纤维产业生态圈”联合倡议。

据了解,共享服务平

台以国家战略和碳纤维复合材料产业发展需求为导向,以满足产业链各环节资源共享需求为目标,实现资源开放最大化、共享最大化。“碳谷绿湾”特色产业园区位于金山第二工业区,以新材料、节能环保、生物医药及研发检测等为主导产业。上海碳纤维复合材料创新研究院,既是肩负科研攻坚重任的“破冰船”,又是提供公共服务的“航空母舰”。

(本刊记者 良辰)

DMNC-EDM

ADV 600

精密数控电火花成形机床

PRECISION CNC SPARK MACHINE

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



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

广告索引号 20-1009

焊接间隙对铝合金薄板磁脉冲点焊接头组织和力学性能的影响*

柳泉潇潇,朱佳佩,崔俊佳

(湖南大学汽车车身先进设计制造国家重点实验室,长沙 410082)

[摘要] 焊接在航空机体制造中处于至关重要的地位,焊接结构的可靠性很大程度上取决于焊接接头的性能,铝合金作为重要的轻量化航空材料,相关焊接技术对促进航空事业发展具有重要影响。提出了一种用于铝合金薄板连接的磁脉冲点焊技术,实现铝合金板-板固相焊接。通过改变焊件的焊接间隙工艺参数,研究工艺参数对铝合金点焊接头焊接质量的影响。通过光子多普勒速度测量(Photonic doppler velocimetry, PDV)系统获取飞板在变形运动过程中的信息,准静态剪切拉伸试验对接头进行了力学性能的评定,并采用光学显微镜、偏光显微镜和扫描电镜(SEM)分析了焊接接头的微观组织特性。结果表明,当焊接间隙从0.9mm增大到1.5mm时,焊件飞板速度和点焊接头的焊合长度都随之增加,对提升点焊接头性能具有积极作用。综合分析得出,1.2mm的焊接间隙为焊件提供了合适的碰撞速度,焊件力学性能表现最佳。

关键词: 磁脉冲点焊; 轻量化; 铝合金; 工艺参数; 力学性能

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.014



柳泉潇潇

博士研究生,研究方向为轻量化设计与制造、异种材料连接技术,对金属薄板成形、异种材料连接理解较深,参与多项企业横向课题与国家纵向课题研究工作,具有丰富的理论与实践经验。

轻量化是航空制造领域重要的发展方向,铝合金在减轻重量、降低能耗、提高性价比等方面具有独特优势,因而在机翼、骨架、外壳、尾翼、油箱等航空器材关键位置广泛应用^[1]。然而,铝合金由于还原性强、热导率高、线膨胀系数大等特点,当使用如钨极氩弧焊(TIG)、熔化极氩弧焊(MIG)、电弧焊等熔化焊接方法时,往往导致气孔、夹渣、裂纹、热影响区软化等缺陷^[2],导致接头性能与可靠性下降;与熔焊相比,搅拌摩擦焊基于固相焊接原理,有效解决了上述问题,提升了铝合金焊接质量,但仍面临焊接速度低、焊件夹持要求高、搅拌头适应性差、损耗快、焊缝末端孔洞残留^[3]等问题。

磁脉冲焊接(Magnetic pulse welding, MPW)技术是一种固相压

力焊接技术^[4],通过电磁力驱动材料发生高速塑性变形并发生碰撞,形成牢固的焊接接头。磁脉冲焊接原理与爆炸焊类似,但是通过电磁力替代爆炸物做功,焊接更安全且更易控制。焊接过程无热输入,无需辅料及保护气体,焊接一瞬间完成,是一种高效绿色的焊接方法。磁脉冲焊接的驱动电磁力对材料导电性要求较高,因而非常适合铝合金材料的焊接^[5-6]。国内外开展了大量关于磁脉冲焊接的研究,涉及到铝-铝、铝-钢、铝-铜、铜-钢^[7-10]等多种材料组合,均获得了优异的焊接接头。然而,为了满足磁脉冲焊接必要的冲击过程,两个待焊部件之间必须留有间隙,目前研究大多在部件之间放置绝缘体来实现,焊接形式多采用如管管套合、管杆套合、板板搭接^[11-13]等搭

* 基金项目: 国家自然科学基金(51975202)。

接形式,这给工业实施生产带来诸多不便。为了克服这一问题,Manogaran等^[14]提出了一种磁脉冲点焊(Magnetic pulse spot welding, MPSW)技术方法,通过在板件待焊位置冲压凹槽形成焊接间隙,对 AA11199 和 EN335 铝-钢板件进行了初步焊接探索。

磁脉冲点焊不仅解决了焊接间隙问题,同时以点焊形式实现铝合金的焊接,更有利于复杂结构的焊装,具有柔性高、适应性好、小巧美观等优点。目前关于铝合金磁脉冲点焊的研究尚未成熟,基于此,本文采用磁脉冲点焊的方法,以 5052 铝合金薄板为研究对象,进行不同焊接间隙下的磁脉冲点焊工艺试验,研究铝合金材料在磁脉冲焊接过程中的运动变形规律,探究磁脉冲点焊接头组织特征和力学性能变化。

试验及方法

1 试验设备及磁脉冲点焊原理

磁脉冲点焊试验在由德国 PST

公司生产的电磁脉冲发生器和自主设计的板件焊接试验平台上进行,磁脉冲焊接设备及磁脉冲点焊原理如图 1 所示。在焊接设备及电路原理图 1(a)中,电磁脉冲发生器最大放电电压为 16kV,额定电容为 408 μ F,放电能量 0~48kJ 连续可调。该发生器首先通过变压器与整流器将 380V 交流电转换为直流电对电容器组 C 进行充电,当电容器组达到设定电压值后触发高压开关,通过放电回路将焊接电流 $I_c(t)$ 释放于板件焊接线圈, $I_c(t)$ 是一种时变高频衰减电流,电流峰值达数百 kA,电流频率达数十 kHz。焊接线圈安装在板件焊接试验平台上,通过低电感同轴电缆与发生器连接。

图 1(b)所示为磁脉冲点焊的工艺原理:(1)首先在待焊板件(基板)局部冲压形成凹槽,与另一焊接板件(飞板)搭接放置于焊接线圈之上,焊接件与焊接线圈之间隔有一层绝缘胶布;(2)放电电流 $I_c(t)$ 通过

线圈表面时,在焊接区域产生集中的高频时变磁场 B_m ,并在飞板表面产生感应涡电流,该电流与线圈表面电流方向相反,根据电磁学原理,线圈和飞板之间产生巨大的电磁斥力 F_m ;(3)电磁力 F_m 驱动飞板发生高速塑性变形并向基板运动,在材料表面碰撞处产生剧烈塑性流动并形成射流,破坏清洗金属表面的氧化层与杂质,最终两清洁表面在高压条件下形成冶金结合。

2 材料及工艺试验

试验材料为 AA5052 铝合金板材,具有中高强度、良好的抗疲劳性和耐蚀性,因而在航空机体制造中得到了广泛的应用,其化学成分如表 1 所示。试样板材长度为 100mm,宽度为 35mm,厚度为 1mm。焊接采用搭接形式,搭接区域尺寸为 35mm $\times$ 35mm。除材料自身特性外,焊接能量 E 和焊接间隙 D 是影响磁脉冲焊接的主要工艺参数,试验的焊接能量为 30kJ;在基板搭接区域中

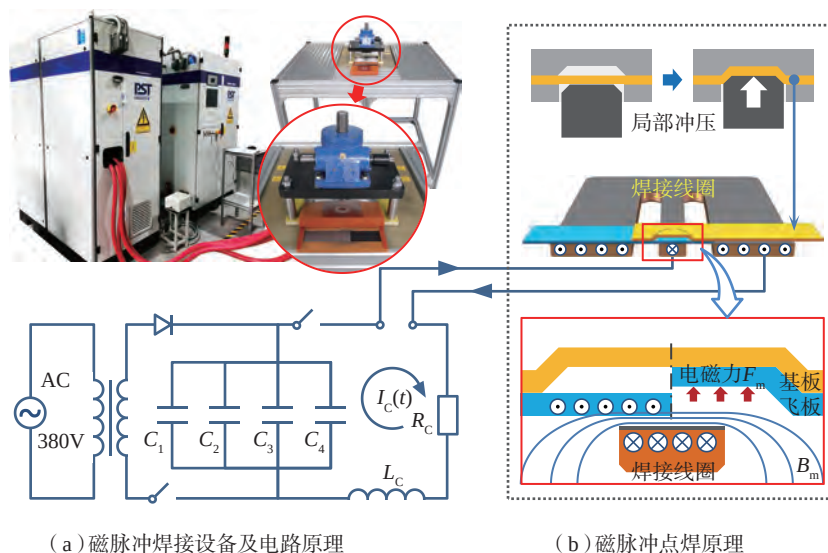


图1 磁脉冲焊接设备及磁脉冲点焊原理图

Fig.1 Schematic diagram of magnetic pulse welding equipment and magnetic pulse spot welding

表1 5052铝合金化学元素组成(质量分数)

Table 1 Chemical composition of 5052 aluminum alloy

%

材料	Zn	Si	Fe	Mn	Mg	Cr	Cu	Ti	Al
AA5052	≤ 0.10	≤ 0.25	≤ 0.40	≤ 0.10	2.2~2.8	0.15~0.35	≤ 0.10	≤ 0.15	余量

央通过冲压形成底部直径为 15mm 的圆台形凹槽作为点焊区域,焊接间隙 D 通过改变凹槽冲压深度进行控制, $D=0.9/1.2/1.5\text{mm}$,如图 2 所示。铝合金点焊试验将在 3 种焊接间隙条件下开展,焊前清理毛刺并进行简单清洗,并进行 3 组重复性试验。

3 板料变形运动速度测试

焊接间隙为点焊区域的飞板运动提供变形空间,不同焊接间隙导致焊接碰撞速度的差异。飞板在变形运动过程中的信息可通过光子多普勒速度测量 (Photonic doppler velocimetry, PDV) 系统获取。PDV 技术是一种非接触式速度测量技术,基于物体运动产生的光学多普勒效应实现对物体的速度测试。试验所用设备的测速范围为 $0\sim 1000\text{m/s}$,设备系统包括终端处理器、示波器、测

速仪、激光器及激光探头。激光探头安装于测速工装正上方,测量点为点焊区域中间点,测量飞板运动距离为 1.5mm ,测速装置如图 3 所示。

4 搭接接头拉伸试验

采用 Instore 5985 万能拉伸试验机在室温条件下对铝合金磁脉冲点焊接头进行拉伸试验,拉伸速率为 2mm/min ,并在拉伸试验过程中拍摄试样的断裂过程。为了减小搭接结构试件在拉伸过程中产生的弯矩,在试件夹持部位叠放与板件等厚的铝合金垫片。

5 焊接界面微观分析

对于焊后样件,采用线切割沿焊接件长度方向制取点焊区域试样,依次进行镶样、打磨、抛光和腐蚀处理,采用 Keller 试剂进行界面腐蚀,腐蚀时间为 30s 。制样完成后通过光学

显微镜、偏光显微镜、扫描电子显微镜 (SEM) 等手段观察分析焊点横截面形貌、焊接界面特征、母材金相组织以及拉伸断口。

结果与讨论

1 磁脉冲点焊接头宏观行为分析

合适的碰撞速度是形成焊接接头的必要条件,速度过低导致漏焊或焊接失败,速度过高则会产生焊接缺陷^[15]。在放电能量一定的情况下,流经线圈的焊接电流保持不变,驱动飞板变形的电磁力也保持不变。因此通过测量飞板在 $0\sim 1.5\text{mm}$ 距离内的运动,可以获取不同焊接间距下的飞板速度,该速度将用于磁脉冲点焊碰撞速度的评估。图 4 为 PDV 系统测速完成后的数据处理结果。通过对激光频率变化的分析处理,得到图 4 (a) 所示的飞板运动速度-时间曲线,在 $0\sim 6\mu\text{s}$ 阶段,曲线为波动较小的平直段,说明飞板几乎没有运动,这是由于初始阶段焊接电流较小,所产生的电磁力不足以使材料屈服,产生变形运动;在 $6\sim 15\mu\text{s}$ 阶段,曲线呈上升趋势,且曲线斜率逐渐增大,这说明随着电流增大,电磁力增大并驱使飞板变形运动,飞板速度增加;在接近 $15\mu\text{s}$ 时刻,曲线斜率出现减小趋势,这与电磁力开始衰减、飞板远离线圈磁场以及变形抗力增加有关。通过图 4 (a) 中速度对时间的积分处理,得到图 4 (b) 所示飞板运动的位移-速度曲线,飞板速度随焊接间隙的增大而增大。图 4 (b) 中 A、B、C 点分别为焊接间隙为 0.9mm 、 1.2mm 和 1.5mm 时的飞板速度,分别达到了 320.5m/s 、 361m/s 和 395.3m/s ,三者相差较大。焊接间隙的变化导致冲击速度的差异,较大的间隙为飞板提供了更大的加速空间,飞板变形增大,碰撞速度提高。

图 5 所示为 5052 铝合金磁脉冲点焊焊接件以及点焊横截面的宏观形貌。可以看出,搭接处中央焊点

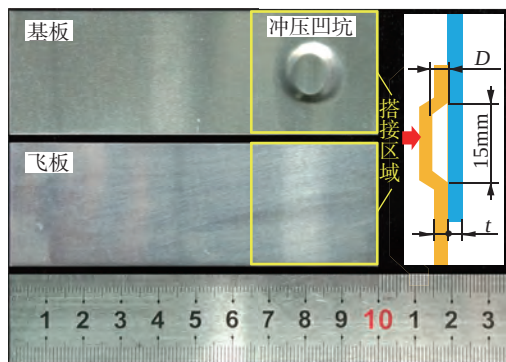


图2 磁脉冲点焊材料准备

Fig.2 Preparation of magnetic pulse spot welding material

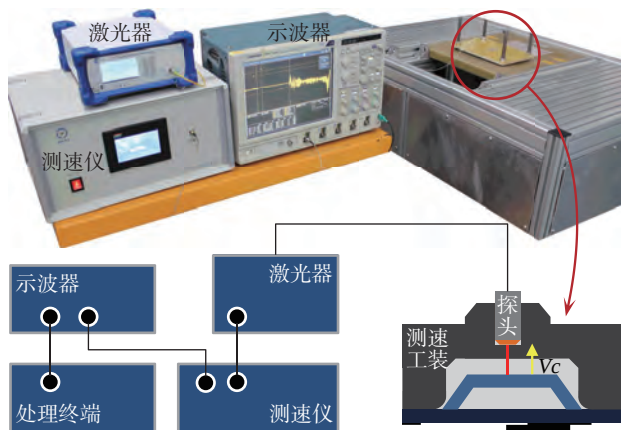


图3 PDV测速试验设备及原理示意图

Fig.3 PDV speed measuring test equipment and schematic diagram

正面为下凹形态,反面为凸起形态,焊接件整体表面质量良好,无损伤,无明显变形。将试件沿焊接件长度方向截开,观察焊接件的断面情况。可以发现不同焊接间距下的焊接接头材料均未发生明显减薄。焊接区域可从宏观形貌上分为中间平直区和两侧圆角变形区,中间平直区域母材连接紧密,此处为焊合部位;而在两侧圆角区域发现明显缝隙,表现为材料变形贴合,此处为未焊合部位。随着焊接间隙的增加,飞板加速空间增大,但焊接间隙过大时,未焊合部位母材之间的缝隙相应增加,使得飞板对凹坑的填充程度较小,这是由于材料流动有限不足以完全贴合所致。

2 点焊接头力学性能分析

不同焊接间距下的点焊接头典型的准静态剪切拉伸试验结果如图6所示。3种接头拉伸曲线在弹性阶段基本重合,峰值拉伸载荷与伸长量差异明显。峰值拉伸载荷随焊接间隙的变化而变化,当焊接间隙为0.9mm和1.5mm时,焊接接头拉伸载荷峰值较为接近,分别为3428N和3381N。焊接间隙为1.2mm时,焊接接头强度最高,最大拉伸载荷为4006N,相比前两者分别提高了16.9%和18.5%;对于接头伸长量,3种接头在达到最大拉伸力后发生了不同形式的断裂失效,分析拉伸载荷峰值对应的接头伸长量后发现,焊接间隙为0.9mm、1.2mm和1.5mm所对应的最大伸长量分别为1.1mm、3.0mm和1.5mm,焊接间隙为1.2mm的接头伸长量仍为最大,比0.9mm和1.5mm焊接间隙下的点焊接头提高了173%和100%,表现出良好的塑性;对于接头韧性,可通过拉伸曲线从初始到峰值部分与横轴所包围的面积对应接头破坏前的吸能来表征,焊接间隙为1.2mm的接头在失效破坏前吸收能为10.5J,比0.9mm和1.5mm焊接间隙下的点焊接头分别

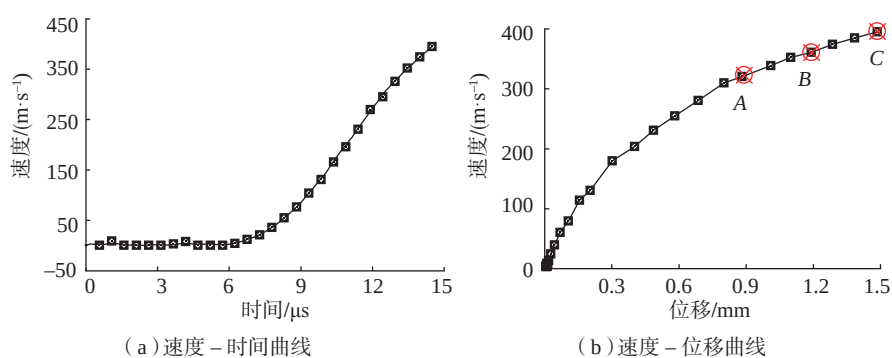


图4 PDV测速系统后处理曲线图

Fig.4 PDV velocity measurement system post-processing curve

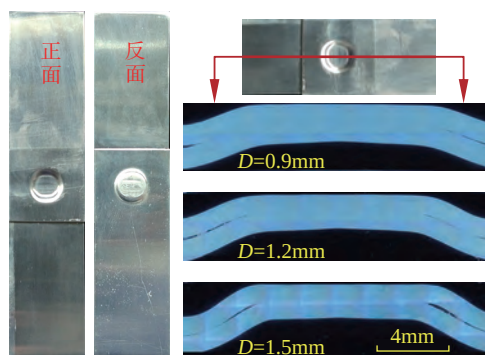


图5 焊接件外观与横截面宏观形貌

Fig.5 Appearance of welding parts and cross-section macroscopic morphology

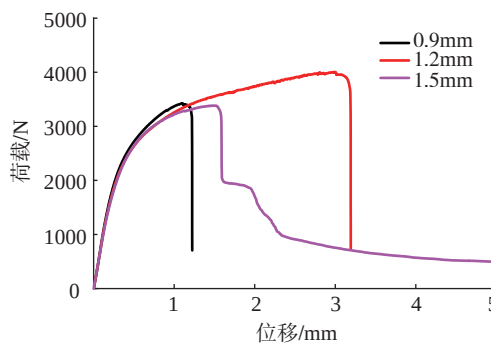


图6 不同焊接间隙磁脉冲点焊接头的剪切拉伸曲线

Fig.6 Shear tensile curves of magnetic pulse spot welded joints with different welding standoff distances

提高了233%和145%。因此,1.2mm的焊接间隙下使焊接得到了合适的冲击速度,焊接间隙为0.9mm和1.5mm的接头,在强度与塑性方面表现较差,都不足以形成耐用的焊缝接头。

通过研究不同焊接间距的点焊接头拉伸过程,进一步探究磁脉冲点焊失效机理。如图7所示,焊接件受载后初始阶段均受到纯剪载荷,随着拉伸进行,接头以焊点为轴心发生一

定程度偏转,所受剪切力转变为拉剪复合,最终表现为两种失效模式:(1)焊点界面失效;(2)焊点拉拔失效。随着焊接间隙的不断增大,磁脉冲点焊接头的失效模式从焊点脱落失效转变为焊点拉拔失效。其中,焊接间距为0.9mm和1.2mm时,焊接接头表现为焊点界面失效,当接头失效时,基板与飞板脱离,并在焊接母材表面留下明亮的椭圆形焊缝,该断口进一步表明焊接区域的非完整性;

焊接间距为 1.5mm 时,焊接接头表现为拉拔失效,飞板母材沿着焊点边缘撕裂。相比于其他点焊工艺,如电阻点焊,较为理想的失效模式是拉拔失效,即焊核周围材料发生的韧性断裂。而在本文研究中,表现为焊点拉拔失效的点焊接头虽然保持了焊点的完整性,但是焊接件受拉伸时焊点周围母材首先发生撕裂,表现为较低的峰值载荷与伸长量,导致接头强度与韧性等性能表现不佳,因此该失效模式不宜作为磁脉冲点焊的期望失效模式。

3 焊接界面微观形态分析

对 3 种焊接间隙下的点焊样品横截面进一步探究,采用光学显微镜观察焊点截面平直区内的微观形貌,得到图 8 所示的焊接界面放大图。可以发现,在平直区内母材并非完全焊合,仅在左右两侧 *a*、*b* 区域内有焊缝,其余区域为紧密贴合,因此可将点焊焊接区分为 3 个部分:中心未焊合区、两侧焊合区和圆角贴合区。磁脉冲焊接界面的离散特性在多项研究中均有发现,这是由于磁脉冲焊接需要在一定碰撞角度下才能形成焊合。对左右两侧 *a*、*b* 区域内的焊缝长度进行测量,得到 0.9mm/1.2mm/1.5mm 点焊间隙下的焊缝长度,可发现两侧焊缝长度相近,3 种间距下的焊缝平均长度分别为 751.0 μm 、835.5 μm 和 901.5 μm ,随着点焊间隙由 0.9mm 增大到 1.5mm,点焊接头的焊合长度也随之增加,其增长比例分别为 11.3% 和 7.9%。因此,由点焊间隙增加带来的碰撞速度增大有利于有效焊合长度的增加,对提升点焊接头性能具有积极作用。

在磁脉冲点焊过程中,伴随飞板与基板碰撞形成焊点的同时,飞板变形并填充焊接间隙。为了进一步研究飞板在高速塑性变形过程中的材料行为,选取 1.2mm 焊接间距的点焊试样为典型样本,进行阳极覆膜后通过偏光显微镜观察,得到点焊接头

金相组织形貌如图 9 所示。由于磁脉冲点焊接头具有良好的对称性,因此仅对点焊接头左侧部分进行分析。将点焊接头左侧截面分为 3 部分:中心未焊合区、焊合区和圆角贴合区。

可以看到,中心未焊合区的飞板晶粒相比圆角贴合区和焊合区较大,且未发生明显的塑性变形,与母材保持一致;圆角处的晶粒则沿着板料方向有所拉长,如图 9 中虚线标识所示,



图7 磁脉冲点焊试件准静态剪切拉伸失效形式

Fig.7 Quasi-static shear tensile failure form of magnetic pulse spot welding specimens

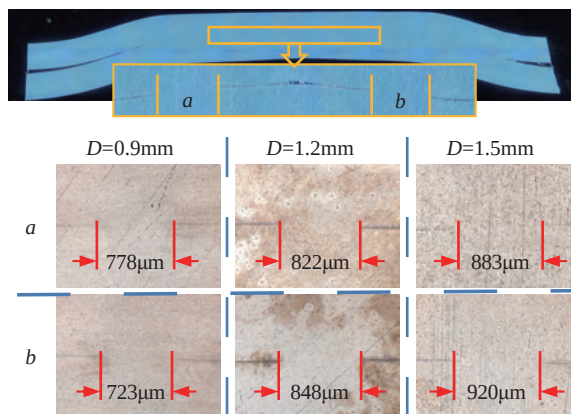


图8 不同点焊间隙接头焊缝长度

Fig.8 Weld lengths of joints with different magnetic pulse spot welding gaps

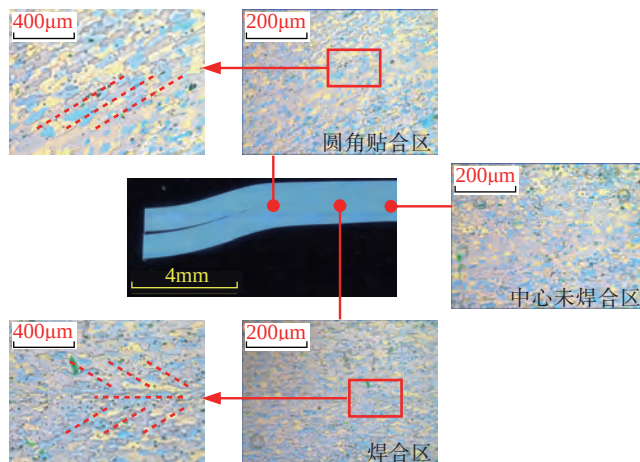


图9 磁脉冲点焊接头金相组织图

Fig.9 Metallographic structure of magnetic pulse spot welding joints

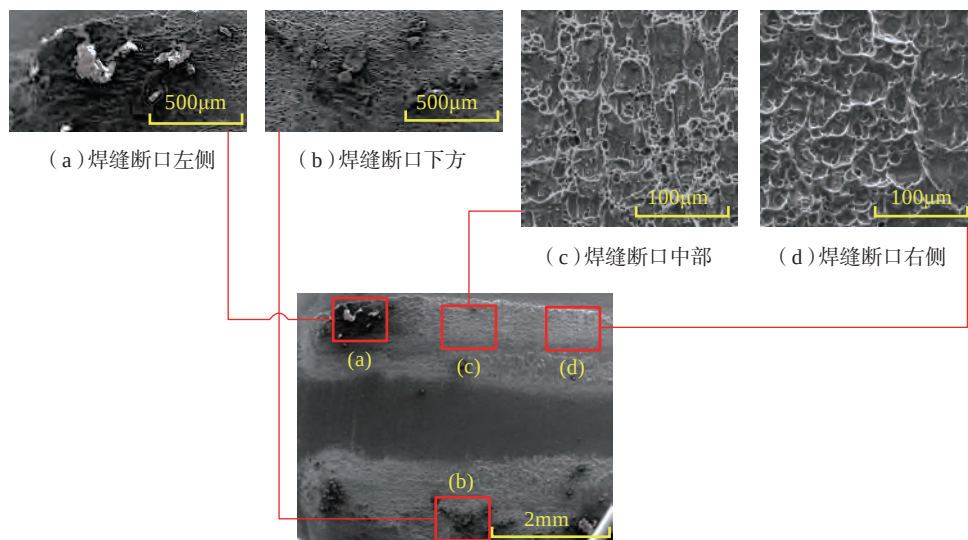


图10 磁脉冲点焊接头断口形貌

Fig.10 Fracture morphology of magnetic pulse spot welding joints

这是由于板料在填充焊接间隙时拉伸变形所致；焊合区飞板与基板在靠近焊缝区的晶粒发生了更为明显的塑性变形，焊缝两侧母材晶粒沿焊缝挤压变形，晶粒致密度增加，且变形移动方向与焊接碰撞方向一致，这说明在焊缝附近的母材发生了剧烈的塑性变形，晶粒受冲击作用发生剪切滑移。

对力学性能表现最佳的 1.2mm 间距焊接接头断口进行研究，通过扫描电子显微镜 (SEM) 观察磁脉冲点焊断口形貌，如图 10 所示。可以看出，裂纹通过聚结的微孔扩展，并在断口上形成了韧窝结构，表明接头具有较好的塑性，以韧性断裂为主。图 10 (a)、(b) 处为母材粘黏，主要分布于焊缝左侧与下方。图 10 (c) 和 10 (d) 分别是点焊接头焊缝断口的中部和右侧微观形貌，其中图 10 (c) 以等轴韧窝为主，图 10 (d) 以呈上抛物线的剪切韧窝为主。不同韧窝类型表明磁脉冲点焊接头在剪切过程中有着不同的应力状态。点焊接头在拉伸初始阶段主要受到剪切应力，此时接头上的弯矩和产生的挠度较小。随着载荷增大，焊缝从两端向中心逐渐发生断裂，同时接头的弯矩和偏转

角逐渐增大，导致受到的正应力的比例逐渐提高。因此，在正应力的作用下，焊缝中心聚结了均匀生长的微孔，在断口上形成圆形的等轴韧窝。

结论

本研究采用磁脉冲点焊 (MPSW) 完成 3 种不同焊接间隙的 5052 铝合金薄板焊接，对材料的飞板变形运动、剪切拉伸性能以及焊缝微观界面等进行了分析和研究，揭示了焊接间隙对磁脉冲点焊接头性能的影响机理，对铝合金薄板磁脉冲点焊技术在航空制造领域的应用进行了初步探索。结论总结如下：

(1) 焊接间隙对磁脉冲点焊的直接影响体现在飞板运动速度与焊合长度方面，在本文所研究的 3 种焊接间距下，飞板速度和接头的焊合长度与焊接间隙具有正相关关系，从 0.9mm 到 1.5mm 焊合长度的增长比分别为 11.3% 和 7.9%。

(2) 当焊接间距从 0.9mm 增大到 1.5mm 时，磁脉冲点焊接头的失效模式从焊点界面失效转变为拉拔失效，而承载力则表现为先增后降的特点。

(3) 在 3 种焊接间距研究中，当间距为 1.2mm 时，接头在承载峰值

力和接头伸长量指标上最高，具有良好的强度、塑性和韧性力学性能表现。

参考文献

- [1] POLMEAR I J. Light alloys: from traditional alloys to nanocrystals[M]. 4th ed. Butterworth-Heinemann: Materials Characterization, 2006.
- [2] 张亮. 中厚板 2924 铝合金的焊接工艺研究及数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [3] ZHANG Liang. Study on welding process and numerical simulation of 2924 aluminum alloy for medium thickness plate[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [4] 李亚江, 刘坤. 焊接技术在轻金属航空机体制造中的应用[J]. 航空制造技术, 2015, 58(23/24): 86-89, 92.
- [5] LI Yajiang, LIU Kun. Application of welding technology in light metal aviation body manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(23/24): 86-89, 92.
- [6] 陈树君, 夏羽, 于洋, 等. 异种金属材料磁脉冲焊接技术[J]. 航空精密制造技术, 2011, 47(4): 33-35, 45.
- [7] CHEN Shujun, XIA Yu, YU Yang, et al. Dissimilar metal material technology on magnetic pulse welding[J]. Aviation Precision

Manufacturing Technology, 2011, 47(4): 33–35, 45.

[5] JASSIM A K. Magnetic pulse welding technology[J]. Iraqi Journal for Electrical and Electronic Engineering, 2011, 7(2): 169–179.

[6] ZHANG Y, BABU S S, PROTHE C, et al. Application of high velocity impact welding at varied different length scales[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2011, 211(5): 944–952.

[7] RAOELISON R N, SAPANATHAN T, BUIRON N, et al. Magnetic pulse welding of Al/Al and Al/Cu metal pairs: Consequences of the dissimilar combination on the interfacial behavior during the welding process[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2015, 20: 112–127.

[8] 徐志丹. 3A21 铝合金-20# 钢管件磁脉冲焊接数值模拟与工艺试验 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.

XU Zhidan. Numerical simulation and process test of magnetic pulse welding of 3A21

aluminum alloy-20# steel tube[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.

[9] WU X, SHANG J H. An investigation of magnetic pulse welding of Al/Cu and interface characterization[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2014, 136(5): 051002.

[10] 于海平, 范治松, 赵岩, 等. 紫铜-碳钢磁脉冲焊接接头界面形貌研究 [J]. 材料科学与工艺, 2015, 23(3): 1–6.

YU Haiping, FAN Zhisong, ZHAO Yan, et al. Research on magnetic pulse welding interface of copper-carbon steel[J]. Materials Science and Technology, 2015, 23(3): 1–6.

[11] MASUMOTO I, TAMAKI K, KOJIMA M. Electromagnetic welding of aluminum tube to aluminum or dissimilar metal cores[J]. Transactions of the Japan Welding Society, 2019, 16(2): 110–116.

[12] KUMAR R, DOLEY J, KORE S. Finite element modeling and analysis of electro-magnetic pulse welding of aluminium tubes to

steel bars[C]//Proceedings of AIP Conference, 2016, 1769: 060003.

[13] 崔俊佳, 袁伟, 李光耀. 汽车车身异种金属板件磁脉冲焊接工艺研究[J]. 汽车工程, 2017(1): 113–120.

CUI Junjia, YUAN Wei, LI Guangyao. Study on magnetic pulse welding process of heterogeneous metal sheet parts of automobile body[J]. Automotive Engineering, 2017(1): 113–120.

[14] MANOGARAN A P, MANOHARAN P, PRIEM D, et al. Magnetic pulse spot welding of bimetals[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2014, 214(6): 1236–1244.

[15] KUMAR R, KORE S D. Magnetic pulse welding by electromagnetic compression: determination of the impact velocity[M]. Berlin: Springer, 2014.

通讯作者: 崔俊佳, 副教授、博士, 主要研究方向为航空航天、智能制造和异种材料连接, E-mail: cuijunjia@hnu.edu.cn.

Effect of Welding Standoff Distance on Microstructure and Mechanical Properties of Magnetic Pulse Spot Welding Joints of Aluminum Alloy Sheet

LIU Quanyao, ZHU Jiawei, CUI Junjia

(State Key Laboratory of Advanced Design and Manufacturing for Vehicle Body, Hunan University, Changsha 410082, China)

[ABSTRACT] Welding is a vital process of the aircraft manufacturing, and the reliability of welding structure largely depends on the performance of welded joints. Aluminum alloy, as an important lightweight aerial material, has an important impact on the development of aviation industry. Magnetic pulse spot welding for connection of aluminum alloy thin plates was proposed to realize solid-phase welding of aluminum alloy plates. The influence of process parameters on the welding quality of aluminum alloy spot welded joints was studied by changing the welding standoff distance. Photonic Doppler velocimetry (PDV) was used to obtain the information of the flying plate during deformation processes. The mechanical properties of the joint were evaluated by quasi-static shear tensile test. The microstructure of welded joint was analyzed by optical microscope, polarizing microscope and scanning electron microscope (SEM). The results show that when the welding standoff distance increases from 0.9mm to 1.5mm, the speed of the flying plate and the welding length of the spot-welded joint both increase accordingly, which has a positive effect on the increase of welding length and the performance of spot-welded joints. After comprehensive analysis, it is concluded that 1.2mm welding standoff distance provides a suitable collision velocity for welding parts, and the mechanical performance is the best.

Keywords: Magnetic pulse spot welding; Lightweight; Aluminum alloy; Process parameter; Mechanic property

(责编 大漠)

2020年11月 绵阳

第五届航空发动机关键制造技术创新发展论坛

承办单位

《航空制造技术》杂志社

联系人：张莹

电话：13581887916，010-85700465-261

传真：010-65479281，010-85700466

E-mail：zy@amte.net.cn

网址：www.amte.net.cn

地址：北京340信箱中航时代(100024)

战略伙伴：AERO TIME 北京中航时代文化传播有限公司

指定媒体：航空制造技术

AERO TIME
航空制造网
www.amte.net.cn

航空精密制造技术

轻量化板材、管材塑性连接 技术研究进展*

王朋义¹,金加庚¹,万戈辉¹,张昌松¹,赵雪妮¹,王忠金²

(1. 陕西科技大学机电工程学院,西安 710021;

2. 哈尔滨工业大学材料科学与工程学院,哈尔滨 150001)

[摘要] 轻量化设计中异种材料复杂连接构件的需求日益增多,对传统的连接技术提出了挑战。塑性连接技术是一种通过材料自身塑性变形实现材料间连接的成形技术,由于其具有生产高效、环境友好、连接稳固等特点,成为近年来国内外学术界和工程界研究的热点之一。综述了近年来板材-板材、板材-管材和管材-管材塑性连接新方法,分析了不同塑性连接方法的原理、特点及潜在应用,并对板材、管材塑性连接技术的发展趋势进行了探讨和展望。

关键词: 塑性连接;板材-板材连接;板材-管材连接;管材-管材连接;轻量化

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.022



王朋义

博士,硕士生导师,主要在板材软模精密成形新工艺、轻量化板材与管材塑性连接新技术等方向开展研究,近年来发表SCI收录论文10余篇,主持国家自然科学基金等多项科研项目。

* 基金项目: 国家自然科学基金(51805309); 陕西省自然科学基金基础研究计划资助项目(2019JQ-770); 陕西省教育厅科研计划项目(18JK0112); 陕西高校青年创新团队项目。

随着能源和环境问题的日益严峻,制造业在生产中更加注重“绿色、节能、环保”,轻量化设计已成为现代结构设计中重点考虑的因素之一。在航空、航天、汽车等先进制造领域,以高强钢、铝合金、镁合金及复合材料等为代表的轻质、高强度、难变形材料的应用日益增加。为了能够最大限度发挥材料的各自优点,异种材料构件在汽车、航空航天等领域应用日益增多,在轻量化设计中有很大比重。然而,异种材料间化学成分、组织等的不同,对传统的连接工艺带来了挑战。如对于焊接性能较差或厚度差别较大的铝、铜等材料,焊接存在困难,且易发生应力集中。螺栓连接通用性强,但在承受交变载荷或振动工作环境中需考虑防脱落的问题,且螺栓及螺钉头部进一步增加了连接件的重量。传统铆接工艺需要预制孔,降低了原材料强度。采用胶接方法,其连接强度受温度影响,耐老

化性能差。因此,发展面向轻质、高强度、难变形、异种材料间的新塑性成形方法具有广阔的发展空间。

工程中连接结构的比例极大,同种材料、异种材料间的连接应用广泛,其中以金属连接件的应用最多。塑性连接技术是指依靠材料自身的塑性变形流动,实现材料间连接的新型工艺。综合来说,塑性连接大体可以分为两类:(1)靠界面压力实现连接,如利用材料热胀冷缩进行装配连接,使用冷棒料作为凸模,冲裁加热后的板料,实现二者的连接^[1],或者利用液压力实现管材之间的连接^[2];(2)机械连接,通过形成机械锁扣及类似的形式实现连接,如卷边、自冲铆接、平板铆接等。近年来,随着连接结构的多样化、连接功能的复合化,出现了许多新的连接方法。与常规铆钉或其他需要辅助材料的连接方法相比,塑性连接方法通过材料自身变形实现连接,可以有效减重。因

此,本文主要对近年来发展的板材、管材间的无辅材塑性连接技术进行介绍。

本文首先对近年来提出的板材-板材、板材-管材和管材-管材间塑性连接新方法进行综述,并分析了各种工艺方法的优缺点及潜在应用前景,在此基础上,对板材、管材塑性连接技术的发展趋势进行了展望。

板材-板材塑性连接新方法

铆接是常见的板材间机械连接工艺之一,无铆连接和平底铆接是近年来发展起来的无辅材塑性连接新工艺。然而,无铆连接在连接点处一侧形成凸起,另一侧形成凹坑,影响其美观程度。Chen 等^[3]提出了一种用整形铆钉对铆接接头进行整形的新方法,以降低凸出高度,提高连接强度。在整形过程中,将整形铆钉嵌入到铆接处,然后用平模在一次行程中压缩突出部分。通过有限元模拟和试验研究,优化了整形铆钉的几何

参数,并验证了该方法的有效性。由于该方法加入了整形铆钉,增加了连接件的重量。为了克服这个缺点,进一步提出一种适用于汽车铝合金板材的平压整形无铆连接技术,其原理如图1所示,通过分瓣式模具和平滑模具获得平压整形无铆连接点,研究表明,平压整形无铆连接技术在降低凸起高度的过程中可增加颈厚值,从而有效提高连接点的强度和能量吸收能力,整形力为30kN时,平压整形无铆连接点的强度比未整形无铆连接点的强度增加了16.3%^[4-5]。此外,断裂是平压整形无铆连接点的主要失效模式。平底无铆塑性连接工艺是通过专用的平底无铆塑性连接模具,利用板材的塑性变形能力,在外力的作用下迫使被连接的板材在连接点处产生材料流动,使板材之间形成一个相互镶嵌的倒置 Ω 形状的机械锁,从而实现不同板材之间的连接,且与板材接触的平底模具的平面是光滑平整的。韩晓兰等^[6]针对平底无铆塑性连接铆接头的抗拉强度

检测成本高、周期较长的问题,建立了平底无铆塑性连接抗拉强度预测模型,并通过试验验证了抗拉强度预测模型的准确性。Gerstmann 等^[7]通过数值模拟研究了平底铆接-粘合混合工艺成形过程,结果表明粘合固化后进一步提高了连接强度,并结合试验对如何减小粘结剂死区尺寸进行了粘结层厚度、压边力等参数优化。

为了达到较高的表面质量和较好的连接强度,Kato 等^[8]提出了一种端部预制锥度的管状铆钉,放置于板材间并压缩板材,管状铆钉刺穿板材从而实现二者的连接。由于受到挤压作用,管状铆钉的截面变成月牙形,能够承受较高强度的抗剪及抗拉强度,另外板材表面无凸起,表面质量佳。另外,还提出了一种波浪式带状铆钉制作方法及连接方法(图2),该铆钉适用于宽度较大板材间的搭接接头。采用管状铆钉或波浪式带状铆钉的剪切强度达到粘结连接强度的12~14倍。Alves 等^[9]进一步

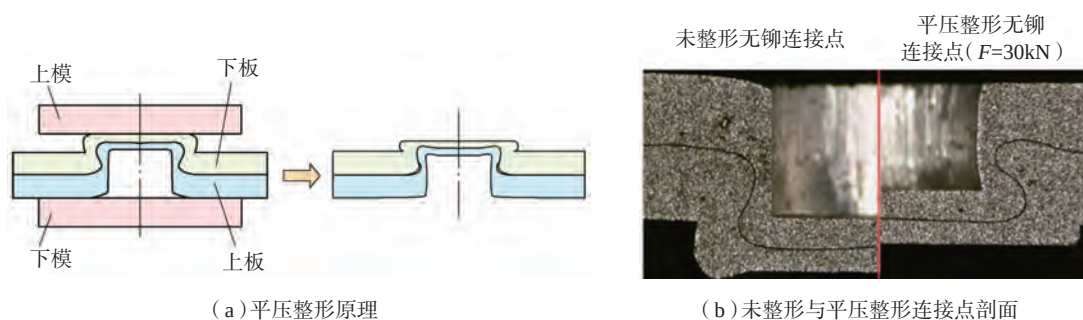


图1 平压整形原理与连接点对比

Fig.1 Flat-reshaping technology and cross section comparison of joining points

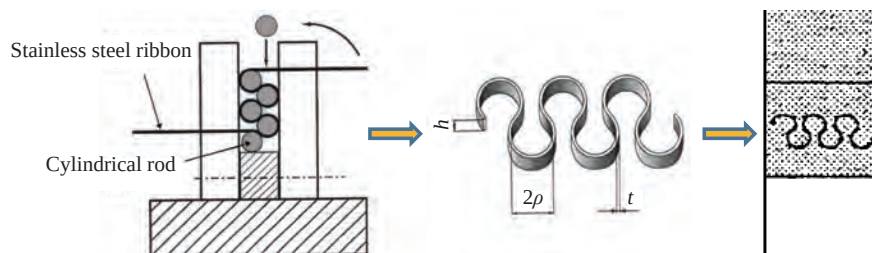


图2 波浪式带状铆钉制造及应用

Fig.2 Method of making wavy ribbon rivet and its application

研究了不同铆钉高度、角度对铆接后互锁值、铆钉高度及剪切、拉脱强度的影响规律。但是,管状铆钉在连接过程中也会出现铆钉位置发生转动的情况,为了解决这个问题, Huang 等^[10-11]在管状铆钉的内侧或外侧添加了较薄的法兰,研究了分别具有内、外法兰的管状铆钉连接过程,可有效改善铆钉铆接时的转动问题。

碳纤维增强复合材料由于具有较高的比强度、比刚度,轻量化效果明显,因此也受到越来越多的关注。金属-复合材料混合结构由于能够大幅度减轻产品重量、节省燃料,在运输业、民用基础设施和建筑业等领域的应用越来越广泛,实现碳纤维增强复合材料与铝合金等轻量化金属材料间的连接具有重要的应用价值。然而,两种材料间性能的巨大差异,对金属-复合材料混合结构的连接提出了挑战。Lambiasi 等^[12]探讨了 AA6082-T6/碳纤维增强聚合物(CFRP)薄板的铆接工艺的可行性,结果表明,采用带滑动功能的分瓣模来铆接铝和碳纤维复合材料薄板是可行的,接头在破坏试验中均以脱出的形式失效,因此,颈厚值是铆接过程中需要重点关注的参数。在此基础上,提出了两步铆接法实现碳纤维增强复合材料与铝合金之间的有效连接,其成形原理如图3所示,第1步通过分瓣滑动凹模实现二者的无铆连接;第2步更换整形模具,通过在凸模下方放置不同高度的圆环,实现不同的整形深度 R_d (0.5~2.0mm),整形模具对铆接点施力并压缩其高度,研究了整形模具形状和整形力对铆接点剪切强度和吸能性的影响规律,采用优化的整形模具获得的铆接强度较未整形条件下提高了 32%^[13]。

唐华清等^[14]提出了一种金属与复合材料间的胶-多金属细针的新型连接方法,并对传统胶接接头和胶-多细针接头进行对比试验研究,发现新型胶-多细针接头在极限破

坏载荷、破坏应变和能量吸收量等方面均有提高,细针与连接件的桥联作用力起到抑制胶层开裂的作用,从而提高承载能力和可靠性。Lee 等^[15-16]针对高强度、低塑性材料机械连接方面存在的问题,提出了一种“孔铆连接”新工艺,其连接原理及获得的连接件截面如图4所示,首先将韧性材料放置带有预制孔的脆性材料上方,凸模下压,韧性材料底部压薄,并填充凹模型腔,实现铝合金等材料与先进高强钢、热压钢、碳纤维增强复合

材料等高强度/低塑性材料间的有效连接,通过有限元分析和试验进一步验证了该方法的可行性,获得了达到要求的接头质量。

此外,一些学者也开始借助一些特殊能场来实现板材连接。Babalo 等^[17]提出一种电液铆接新方法,将电液成形应用于薄板铆接中。储存在脉冲发生器中的电能浸没于液体中的电极之间突然放电,并在液体中引发冲击波,冲击波使板材变形并形成接头。采用该方法获得了 0.5mm

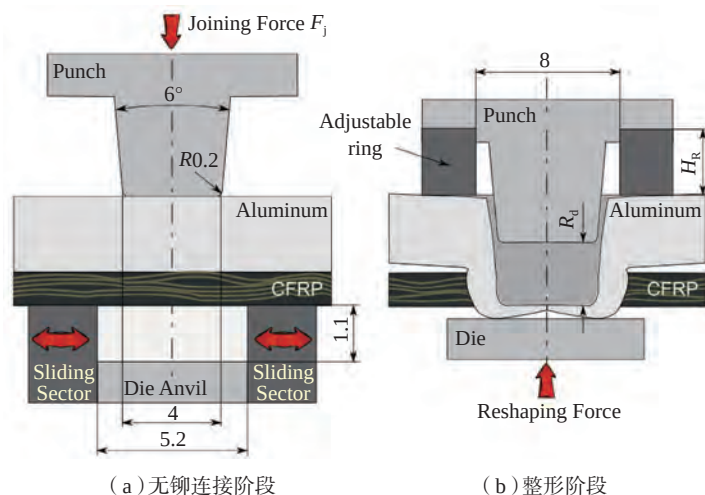


图3 金属-碳纤维复合板“两步法”铆接原理

Fig.3 Schematic of two-steps clinching of aluminum and carbon fiber reinforced polymer sheets

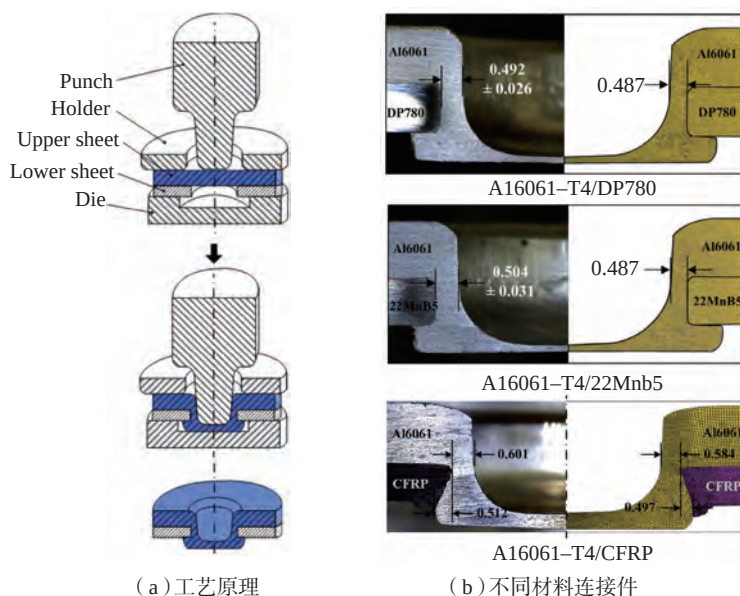


图4 孔铆连接工艺原理及连接件截面

Fig.4 Schematic of hole-clinching process and cross-section of hole-clinched joint

厚度的 AA3105/Ck67 薄板的孔铆连接件,确定了工艺参数对接头质量的影响,单搭剪切和剥离试验结果表明,该连接工艺的应用提高了接头的强度,其连接效率约为其他孔铆连接方法的两倍。激光冲击铆接成形新技术(Laser shock clinching, LSC)是一种利用脉冲激光诱发的高压冲击波,对板材进行无铆钉铆接的新方法,在电子、微制造等领域具有潜在的应用前景。Wang 等^[18-19]采用该工艺实现了预制孔不锈钢板与单层和双层铜箔之间的连接,图5为该工艺原理及获得的不锈钢板-双层铜箔的铆接件,研究表明在合适的激光能量和成形高度下才能获得良好的连接件,接头的抗剪强度远远大于剥离强度。Wang 等^[20-21]利用激光冲

击对 1060 铝箔、铜箔和 304 不锈钢箔进行了微铆接,通过特定的模具实现对底层箔材的剪切并形成锁扣结构,并研究了激光能量对颈厚值和最小壁厚的影响规律。

Wang 等^[22]在无铆连接中引入一种含碳纤维增强塑料预浸料和铝粉的夹层结构,应用于碳纤维复合材料板与铝合金板的连接。研究表明预浸料能有效地填补板材变形产生的空隙,机械连锁与树脂粘接相结合,提高了接头的可靠性。初明明^[23]和赵得锁^[24]等研究了泡沫金属对压印-粘接复合接头力学性能的影响,将泡沫铜、泡沫镍和泡沫铁镍作为复合接头三明治结构的夹层,分析不同泡沫金属夹层对 Al5052-Al5052 压印接头成形质量(峰值载

荷、失效位移和能量吸收能力)的影响。针对金属板材连接成形时在厚度方向上承载能力较差且易产生脱落等问题,李峰等^[25]提出一种对板材端部预加工出一定形状的凸齿、孔洞或凹槽,将处理后两板材的连接端部进行匹配搭接,冲头对连接部位加载使其发生塑性变形,实现板材间的连接。针对不等厚度的不锈钢板与铝板进行了板材搭接工艺研究,预先设计好端部形状,交叉连接后通过模具进行压缩连接。利用有限元模拟软件 DEFORMTM-3D 模拟了连接过程,试验与仿真结果较为吻合^[26]。Pragana 等^[27]提出了一种通过局部切口、弯曲和板料压缩获得搭接接头的新方法(图6),对该接头工艺参数进行了试验与模拟研究,获得的搭接

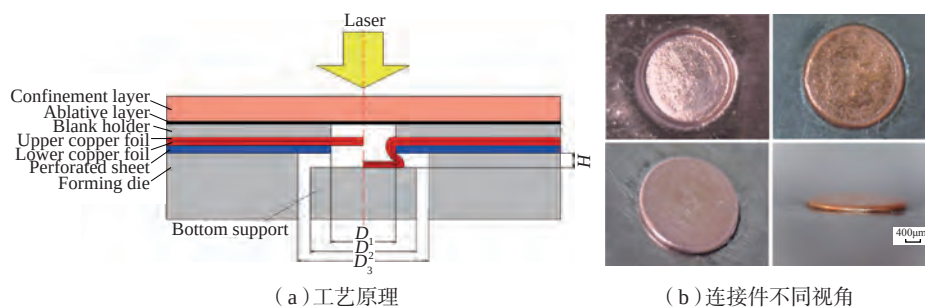


图5 激光冲击铆接工艺原理及连接件

Fig.5 Schematic diagram of making interlock by laser shock forming and obtained clinched joint

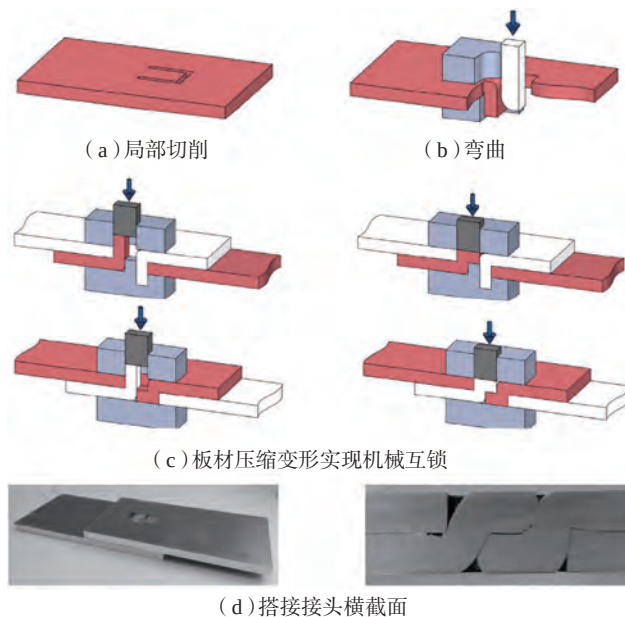


图6 新型板材搭接接头连接工艺

Fig.6 A new joining by forming process to produce lap joints

接头表面无凸起,但连接过程较为复杂。

“榫卯结构”是古代建筑中木构件的一种常用连接方式,近年来,“榫卯结构”也被逐渐应用于金属板材间的连接中。Silva 等^[28]提出了一种将切缝剪切与板料体积压缩相结合的成形连接工艺,用于制造作为能量吸收器的薄壁防撞箱,比较了新型防撞箱与传统点焊防撞箱的整体耐撞性能,结果表明,这种焊接工艺可以很好地替代电阻点焊。Bragança 等^[29]提出了一种室温下垂直板材间的“榫卯”连接方法,基本原理为在平板上预制矩形孔(卯),在垂直板端部预制突出的榫头,将榫头穿过矩形孔后采用模具对其端部压缩,从而实现二者间的连接。但该方法在连接部位仍存在突出部分,在对连接件外观要求严格的表面仍难以满足要求。针对该问题,Silva 等^[30]提出了一种两步法获得垂直板材间连接接头的方法,其原理和获得的连接件如图7所示,首先通过在厚度方向部分压缩其中一块板来获得阶梯型的榫槽,然后通过垂直于榫槽厚度的方向上镦粗榫头,以完全填充榫槽,采用该方法可获得表面平整的接头。对于平行板材间的连接,榫头无法像垂直板材间通过去除材料的方式制造,Silva 等^[31]提出一种电弧熔丝增材制造与塑性成形相结合的方法来获得板材间的搭接接头,上部板材预制榫槽,下方板材通过电弧熔丝增材制造的方法制造榫头,然后压缩榫头实现平行板材间的连接。该方法可以获得任意形状和厚度的榫头,拓宽了工艺适应性。Baptista 等^[32]提出了一种金属-聚合物三明治复合板搭接接头制造新方法,其成形过程及获得的搭接接头及剖面如图8所示,通过在金属-聚合物三明治复合板钻盲孔,去除表层的金属板和中间层的聚合物板,然后在二者之间盲孔部位放置金属镶块并压缩

使其变形,从而获得三明治板材的搭接接头,表面无凸起。

板材-管材塑性连接新方法

板材与管材间的塑性连接方法可以归纳为两种主要方式:(1)在管材端部制造环形法兰,将板材放置于法兰上,再对管材端部进行压缩,实现二者的固定和连接;(2)通过压缩管材,使其发生失稳起皱,实现对板材的固定和连接。

Alves 等^[33]在板材-管材塑性

连接工艺上进行了大量的探索,提出了一种在室温下通过塑性变形将管与平板固定的连接工艺,其原理如图9所示,主要是通过对管材端部进行局部挤压形成凸台,将板材置于凸台上后,再通过扩口模对管材端部施压,从而实现管材端部与板材之间的连接,通过该方法获得了铝合金管与钛合金、钢和聚碳酸酯塑料的连接件。

该工艺的难点在于制造环形法兰过程容易出现折叠或破裂等缺陷,而且该方法中法兰是尖角的,对于

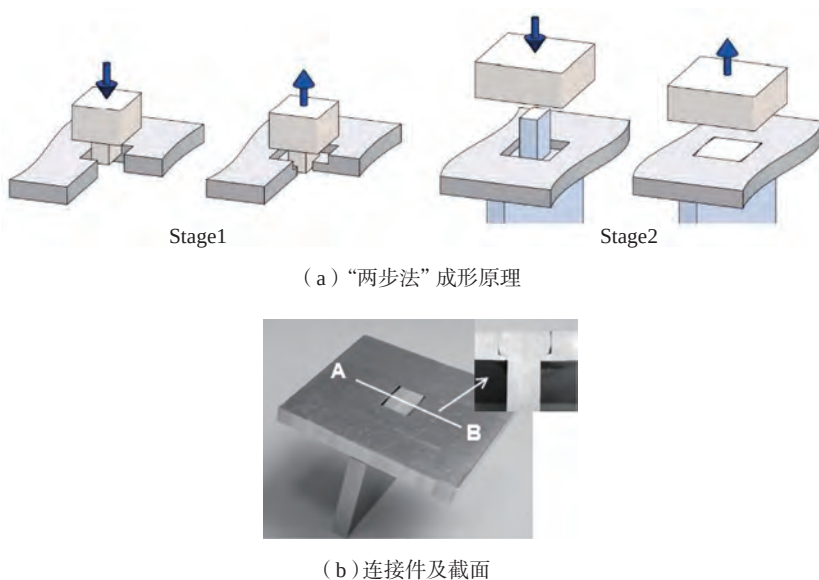


图7 “两步法”垂直板材间连接方法

Fig.7 Two-stage joining of sheets perpendicular to one another

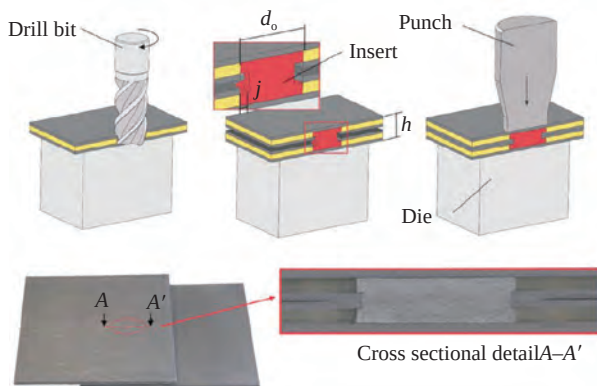


图8 金属-聚合物三明治复合板搭接接头成形过程

Fig.8 Joining by forming process to produce lap joints in metal-polymer sandwich composite sheets

连接强度存在一定影响。鉴于此, Alves 等^[34]提出了一种新的薄壁管环形法兰制造工艺,采用新型凹模和上、下模具同时运动的方式获得优化的凸台。采用该方法成功制备了金属聚合物夹芯复合板与金属管的连接件^[35]。在此基础上,在板材待连接处预制沉孔,进而获得端部更为平整的连接表面,并研究了不同沉孔尺寸对连接效果的影响规律^[36]。他们还提出了一种利用薄壁管受压后产生塑性失稳波纹,实现板材与管材间连接的新室温连接工艺,可以作为

现有紧固件机械固定、焊接和结构胶接之外的一种低成本、高效替代连接技术^[37]。为了进一步提高连接效率,提出了采用单行程冲压成形管材,将板料固定于管材上。该方法是一种灵活、经济的机械连接工艺,采用该工艺获得了不同材料间的连接、凸轮轴、座椅靠背框架结构等(图10)^[38]。

为了达到在板材与管材任意位置的快捷连接,且保证表面美观程度, Alves 等^[39]提出了一种基于板材周向挤压的连接工艺,通过挤压紧

邻管材部位的薄板,材料沿内径方向塑性流动使得管材缩颈变形,实现二者的快速连接。将试验和有限元建模相结合,确定了主要工艺参数对塑性流动中的影响,并分析了完好和失效接头的不同变形模式。传统的挤压工艺也被应用于轴套连接中,通过挤压芯轴使其发生塑性变形而实现连接,如图11所示,然而接触面上产生的非均匀接触应力分布影响到连接强度。为此, Meissner 等^[40]采用数值模拟方法获得挤压连接工艺中需求的制造精度和工艺窗口。

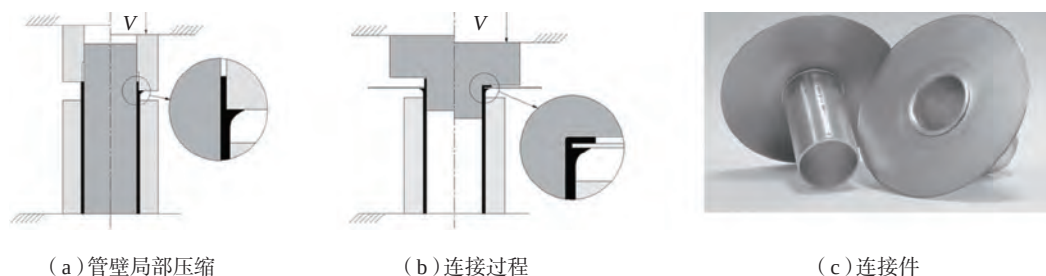


图9 依靠薄壁管体积成形实现板-管连接

Fig.9 Sheet-bulk forming of thin-walled tubes for joining applications

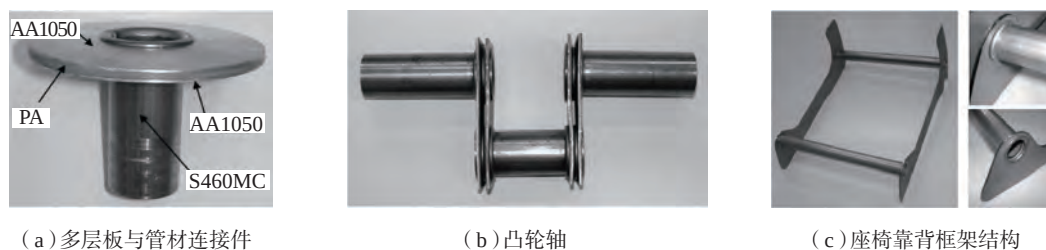


图10 连接件示例

Fig.10 Examples of joining applications

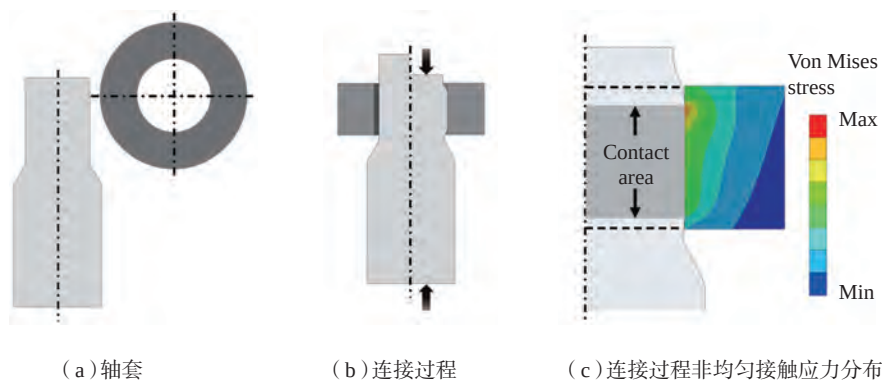


图11 轴套径向挤压连接

Fig.11 Shaft-hub connection joined by lateral extrusion

Kitamura 等^[41]提出一种室温下轴与法兰的挤压连接方法,先在室温下通过锯齿模具挤压,在轴的端部制造锯齿,对锯齿部分进行渗碳和淬火处理提高硬度,然后轴的锯齿端部作为模具挤压进入预制孔的法兰中,对法兰孔内径材料进行去除,并实现二者的连接。采用该方法获得的连接件的屈服扭矩为采用机械组装方法的1.5倍。

Agrawal 等^[42]提出了一种通过管材末端卷曲实现板材-管材连接的方法,其原理如图12所示,通过试验与有限元分析,发现成形参数中模具圆角半径、摩擦条件和管支架长度对接头质量有重要影响。但是,该方法会在连接处产生卷圆,不适用于对连接端面表面质量要求高的情形。Park 等^[43]探索了采用电磁成形方法对板材和管材进行连接,其原理及获得的铝合金板-管连接件如图13所示,瞬间的高压脉冲磁场迫使管材局部发生变形,依靠管材上侧的翻边和下侧的胀形实现二者的连接,研究了不同电压对连接强度的影响,当脉冲电压大于9.2kV时,获得了连接完好的Al6063管与7075板的连接件。

管材-管材塑性连接新方法

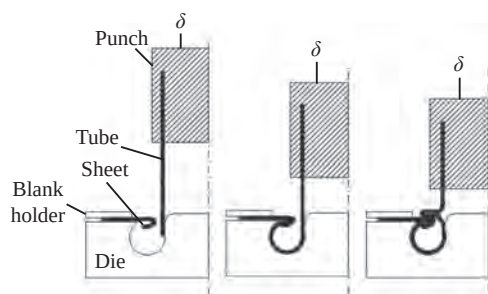
Zhang 等^[44]采用旋锻工艺实现了不同直径的铜管间的塑性连接,其原理如图14(a)所示,利用有限元模拟软件 Forge 2D 建立了旋锻成形模型和拉伸试验模型,研究了成形参数对连接管拉伸强度和连接机理的影响规律。通过光学显微镜观察到的接头微观结构如图14(b)所示,金属流线在接头处是连续的,沿管轴向方向排列整齐。连接管的间隙很小,在宏观上几乎是无缝的。

液力胀接技术是通过在管材内部的液体介质施加精确内压,使管材与套环产生局部变形,进而实现二者一次性整体装配的工艺方法,具有工

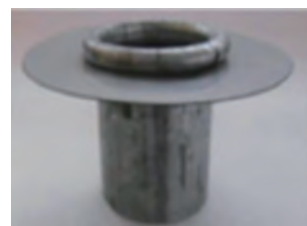
艺简单、结合面加工精度要求低、材料适应范围广、一致性好等优点。图15为液力胀接的工作原理,主要通过轴管和套环的弹塑性变形和弹复后的残余应变形成过盈配合,实现二者的胀接,该工艺被应用于发动机空心凸轮轴装配(图16)和油气输送用不锈钢-碳钢复合管的制造^[45-46]。Liu 等^[46]研究发现凸轮采用非圆形孔可以提高连接强度,采用合适的内压和凸轮孔尺寸,与采用圆形内孔的凸轮相比,抗扭强度可近似增加2倍,达到工作扭矩要求的3~5倍。Müller^[47]和Weber^[48]等采用液

压胀接工艺对椭圆形管和矩形管进行连接,并应用于轻质框架结构的制造中。通常液力胀接是从管材内部施加液压力,但是对于复杂轮廓管件的连接,模具的放置及液压的施加等较为困难。Weber 等^[49]提出从管材外部施压,实现管材间的液力连接,并引入最大弹性应变值作为连接的关键参数,大大拓展了该工艺的适用性和应用范围。

磁脉冲连接技术属于电磁成形的一个分支,常见的管件磁脉冲连接系统示意图如图17所示,是利用渐进脉冲电磁力对金属管进行连接的



(a) 工艺流程



(b) 连接件

图12 通过卷边实现板-管连接工艺

Fig.12 Joining a tube to a sheet using end curling

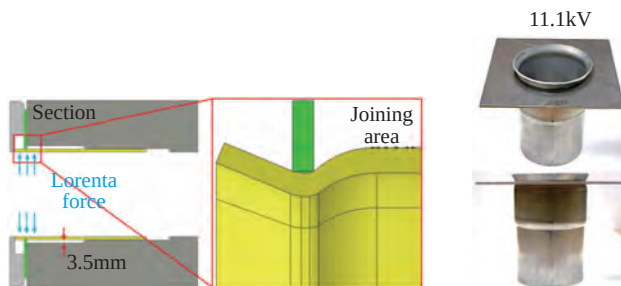
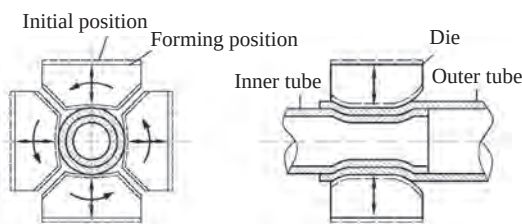
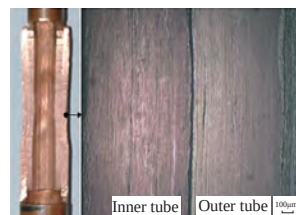


图13 板-管电磁连接工艺原理

Fig.13 Principle of sheet-tube electromagnetic joining



(a) 连接原理



(b) 连接部位微观组织

图14 采用旋锻连接实现不等径管连接工艺

Fig.14 Joining tubes with different diameters by rotary swaging

一种高能率、高速率加工方法,可以实现同种金属或异种金属、金属与非金属间的连接,连接界面不会发生融化,从而能够保持材料的原有特性。与传统焊接工艺相比,磁脉冲连接具有效率高、环境友好、适合大批量生产等优点,但同时也存在设备投入大、工艺参数严苛、安全防护等级要求高、对连接零件尺寸有限制等问题^[50-53]。

管路系统被喻为飞机的血管,航空导管的连接性能对于管路系统的安全性和可靠性有着重要影响。张荣震等^[54-55]针对基于扭矩控制的导管内径滚压连接工艺进行了研究,该方法的工作原理如图18所示,芯轴主动转动,滚柱带动保持架轴向转动,依靠芯轴与滚柱间的径向挤压力和切向摩擦力,迫使导管材料进入管套凹槽,完成连接过程,研究了成形机理及特点,分析了成形扭矩与连接件管端伸出量和连接件内径的关系,并成功制备了TA18钛合金导管连接件,装配面的密封度满足设计要求。张凌云等^[56]采用聚氨酯橡胶挤压实现航空液压导管接头的连接,采用有限元分析方法研究了胀形压力、聚氨酯橡胶套厚度与长度、导管与管套的间隙等工艺参数对于连接质量的影响,并采用优化参数获得了连接质量良好的导管接头,对实际生产起到了重要的指导作用。

Alves等^[57]提出了一种实现管材端部简单快速的连接方法(图19),先利用外层管材的胀形实现管材端部的搭接,然后沿管材轴向进行压缩,搭接部位两层管均发生塑性失稳,压合后实现互锁。采用该工艺实现了S460MC碳钢管的连接,并结合有限元方法确定了影响连接质量的两项工艺参数:开口间隙与管材半径的比值和管材初始无支撑高度比值。另外,该方法也同样适合于异种材料间的连接^[58]。

Silva等^[59]对管端部连接工艺

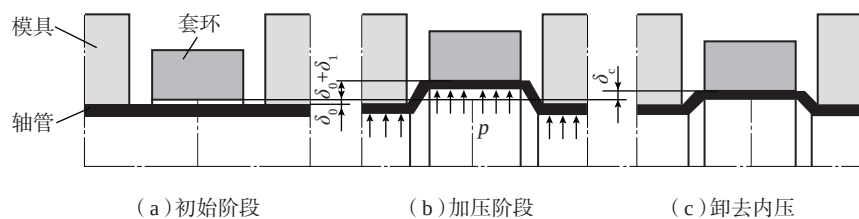


图15 液力胀接原理

Fig.15 Principle of hydrojoining



图16 采用液力胀接制造汽车发动机空心凸轮轴装配件

Fig.16 Assembled hollow camshaft for truck engine by hydrojoining

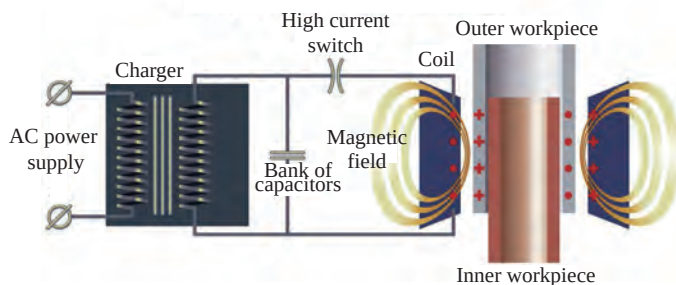


图17 管件磁脉冲连接系统

Fig.17 Magnetic pulse welding set up for two tubes

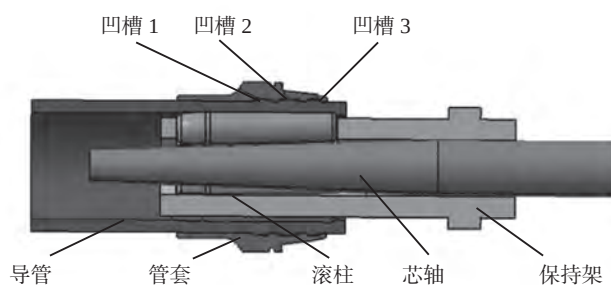


图18 内径滚压连接技术

Fig.18 Principle of inner diameter rolling connection

进行了改善,主要是对上、下模增加了环形凹槽,可以实现连接管之间更好的定位,同时搭接部分长度更长,且带有平直段,在输送液体或气体时也可以使用。拉伸、扭转、弯曲和密封性破坏试验结果表明,新的“搭接”

接头的性能均胜过“对接”接头。然而上述方法会在连接部位外端产生环形的凸起,影响到产品外观和美观性。Alves等^[60]提出一种通过内部机械互锁实现管材间塑性连接的方法,此方法会在管内部形成凸起,外

部无凸起,美观性有了一定提升。通过管材塑性失稳的方法,也能够用来实现不同直径管材间的垂直连接和倾斜连接,以及三通管的制造(图20)^[61]。Baptista等^[62]将电弧熔丝增材制造技术与塑性成形相结合,通过电弧熔丝增材制造技术在型材交接处制造榫头,用来制造空心界面铝型材的十字接头(图21),研究表明,十字节点的单元能够承受2kN的拉脱力和3.2kN的剪切破坏力,可用于制造低成本铝材结构件,在公共汽

车、火车或轮船等客运车辆上具有潜在的应用。

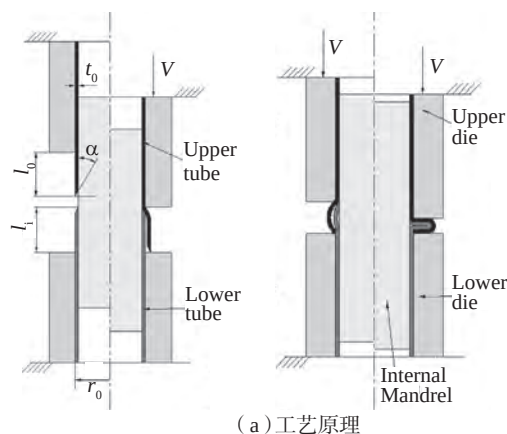
板材、管材塑性连接 技术发展趋势

未来板材、管材塑性连接技术的研究应主要关注以下方向:

(1)注重塑性连接方法与其他工艺的结合。对于某些复杂的连接结构件,单纯依靠材料的塑性流动难以实现构件的连接。通过塑性连接方法与冲裁、弯曲、拉深、热处理等传

统工艺以及增材制造、激光成形、电磁成形等先进工艺的结合,获得高连接强度的复杂结构,是塑性连接技术的一个发展方向。

(2)尺寸、材料性能差异较大的构件间的连接。对于厚度差异较大的构件,强度、塑性差异较大的金属间或者金属与非金属(如工程塑料、复合材料等)间的连接,材料流动不足等问题对传统的连接方法带来了挑战,实现其高效、可靠连接亟需创新连接工艺。



(a) 工艺原理



(b) 模具



(c) 连接件

图19 管材连接工艺原理及连接件截面

Fig.19 End-to-end joining of tubes by plastic instability



(a) 连接圆管和半截面管



(b) 三通件

图20 基于薄壁管塑性失稳获得的管-管连接件

Fig.20 Application of the new proposed technology based on plastic instability waves in thin-walled tubes

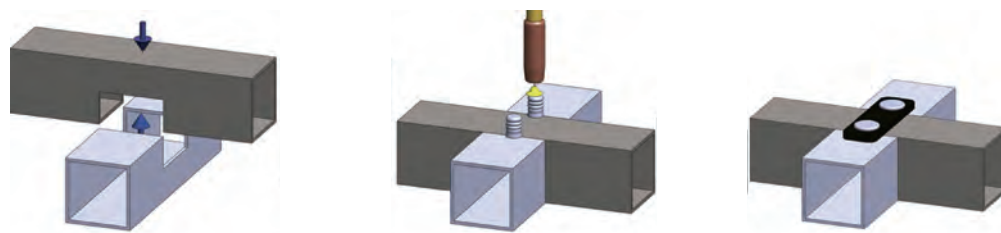


图21 基于电弧熔丝增材制造技术与塑性成形的方管交叉接头成形

Fig.21 Cross joint consisting of square hollow section profiles obtained by combination of additive manufacturing and joining by forming

(3) 专用模具及设备的研发。目前,除了少数铆接工艺在汽车、航天等领域有着较为成熟的应用,大多数方法还处于基础研究和验证阶段,距离工程化应用还存在一定差距。塑性连接模具及设备的通用性和操作的便捷性将影响到塑性成形方法的推广和应用,因此,发展专用模具和设备,对加快新塑性连接方法的推广及工程化应用具有重要意义。

结论

作为传统螺栓紧固、焊接和胶接工艺之外一种绿色、高效的连接技术,塑性连接技术具有广阔的发展空间。本文对近年来板材间、板材-管材和管材间塑性连接新方法进行了归纳和论述,近年来国内外提出的板材、管材间的塑性连接技术主要依靠形成互锁结构,或者利用管材塑性失稳等方式,实现材料之间的有效连接。另外,借助挤压、冲裁等传统工艺或增材制造、激光成形、电磁成形等新型成形方法,实现尺寸、性能差异大的构件间的高强度可靠连接也成为一种趋势。总体来说,大多数工艺仍处于方法的提出及验证中,需要进一步加大大型专用设备及模具等的研发来实现进一步的工程化应用。

参考文献

- [1] MATSUMOTO R, HANAMI S, OGURA A, et al. New plastic joining method using indentation of cold bar to hot forged part[J]. CIRP Annals—manufacturing Technology, 2008, 57(1): 279–282.
- [2] GROCHE P, TIBARI K. Fundamentals of angular joining by means of hydroforming[J]. CIRP Annals, 2006, 55(1): 259–262.
- [3] CHEN C, ZHAO S D, HAN X L, et al. Optimization of a reshaping rivet to reduce the protrusion height and increase the strength of clinched joints[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2016, 234: 1–9.
- [4] 陈超, 赵升吨, 崔敏超, 等. 汽车铝合金板材平压整形无铆连接技术的研究[J]. 机械工程学报, 2017, 53(18): 42–48.
- [5] CHEN Chao, ZHAO Shengdun, CUI Minchao, et al. Study on the flat-reshaping technology with no rivet for joining aluminium alloy sheet of the automobile[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(18): 42–48.
- [6] 韩晓兰, 陈超, 刘辰, 等. 双层板材平底无铆塑性连接的抗拉强度预测模型[J]. 机械工程学报, 2018, 54(24): 61–68.
- [7] HAN Xiaolan, CHEN Chao, LIU Chen, et al. Predictive model of tensile strength in flat clinching[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(24): 61–68.
- [8] GERSTMANN T, AWISZUS B. Hybrid joining: Numerical process development of flat-clinch-bonding[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2020, 277: 116421.
- [9] KATO K, OKAMOTO M, YASUHARA T. Method of joining sheets by using new type rivets[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2001, 111(1): 198–203.
- [10] ALVES L M, AFONSO R M, MARTINS P A F. Double-sided self-pierce riveting[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 108(5–6): 1541–1549.
- [11] HUANG Z C, YAO Q H, LAI J M, et al. Developing a self-piercing riveting with flange pipe rivet joining aluminum sheets[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 91(5–8): 2315–2328.
- [12] HUANG Z C, XUE S G, LAI J M, et al. Self-piercing riveting with inner flange pipe rivet[J]. Procedia Engineering, 2014, 81: 2042–2047.
- [13] LAMBIASE F, KO D. Feasibility of mechanical clinching for joining aluminum AA6082-T6 and carbon fiber reinforced polymer sheets[J]. Materials & Design, 2016, 107: 341–352.
- [14] LAMBIASE F, KO D. Two-steps clinching of aluminum and carbon fiber reinforced polymer sheets[J]. Composite Structures, 2017, 164: 180–188.
- [15] 唐华清, 刘龙权. 新型金属/复合材料混合连接结构试验研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(22): 45–49.
- [16] TANG Huaqing, LIU Longquan. Experimental investigation on hybrid structure of novel metal to composite[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(22): 45–49.
- [17] LEE C, LEE J, RYU H, et al. Design of hole-clinching process for joining of dissimilar materials—Al6061-T4 alloy with DP780 steel, hot-pressed 22MnB5 steel, and carbon fiber reinforced plastic[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2014, 214(10): 2169–2178.
- [18] LEE C J, LEE S H, LEE J M, et al. Design of hole-clinching process for joining CFRP and aluminum alloy sheet[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2014, 15(6): 1151–1157.
- [19] BABALO V, FAZLI A, SOLTANPOUR M. Electro-Hydraulic Clinching: A novel high speed joining process[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2018, 35: 559–569.
- [20] WANG X Y, JI Z, LIU R, et al. Making interlock by laser shock forming[J]. Optics and Laser Technology, 2018, 107: 331–336.
- [21] WANG X Y, JI Z, WANG J F, et al. An experimental and numerical study on laser shock clinching for joining copper foil and perforated stainless steel sheet[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2018, 258: 155–164.
- [22] WANG X, LI X D, LI C, et al. Laser shock micro clinching of Al/Cu[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2018, 258: 200–210.
- [23] WANG X, LI C, MA Y J, et al. An experimental study on micro clinching of metal foils with cutting by laser shock forming[J]. Materials, 2016, 9(7): 571.
- [24] WANG J, YU Y, FU C Y, et al. Experimental investigation of clinching CFRP/aluminum alloy sheet with prepreg sandwich structure[J]. Journal of Materials Processing

Technology, 2020, 277: 116422.

[23] 初明明, 何晓聪, 雷蕾, 等. 泡沫金属夹层对压印-粘接复合接头力学性能的影响[J]. 塑性工程学报, 2018, 25(3): 242-247.

CHU Mingming, HE Xiaocong, LEI Lei, et al. Effect of foam metal sandwich on mechanical properties of clinch-bonded hybrid joint[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2018, 25(3): 242-247.

[24] 赵得锁, 何晓聪, 雷蕾. 异种泡沫金属夹层板压印接头静力学性能对比分析[J]. 塑性工程学报, 2018, 25(2): 217-222.

ZHAO Desuo, HE Xiaocong, LEI Lei. Comparison and analysis on the static mechanical properties of clinched joints of dissimilar foamed metal sandwich plate[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2018, 25(2): 217-222.

[25] 李峰, 徐明达, 隋小冲, 等. 一种金属板材变形连接成形方法: CN103191994B[P]. 2013-07-10.

LI Feng, XU Mingda, SUI Xiaochong, et al. A joining method of sheet metal by deformation: CN103191994B[P]. 2013-07-10.

[26] LI F, LIN J F, SUI X C, et al. Cold-pressing deformation characteristics of steel-aluminum sheets joining[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2012, 22: 553-559.

[27] PRAGANA J P M, SILVA C M A, BRAGANÇA I M F, et al. A new joining by forming process to produce lap joints in metal sheets[J]. CIRP Annals—manufacturing Technology, 2018, 67(1): 301-304.

[28] SILVA D, SILVA C, BRAGANÇA I, et al. On the performance of thin-walled crash boxes joined by forming[J]. Materials, 2018, 11(7): 1118.

[29] BRAGANÇA I M F, SILVA C M A, ALVES L M, et al. Joining sheets perpendicular to one other by sheet-bulk metal forming[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 89(1-4): 77-86.

[30] SILVA C M A, BRAGANÇA I M F, ALVES L M, et al. Two-stage joining of sheets perpendicular to one another by sheet-bulk forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2018, 253: 109-120.

[31] SILVA D F, BRAGANÇA I M,

SILVA C M, et al. Joining by forming of additive manufactured 'mortise-and-tenon' joints[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2019, 233(1): 166-173.

[32] BAPTISTA R J S, PRAGANA J P M, BRAGANÇA I M F, et al. Joining metal-polymer sandwich composite sheets with mechanical nuggets[J]. CIRP Annals, 2020, 69(1): 249-252.

[33] ALVES L M, GAMEIRO J, SILVA C M A, et al. Sheet-bulk forming of tubes for joining applications[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2017, 240: 154-161.

[34] ALVES L M, AFONSO R M, SILVA C M A, et al. Boss forming of annular flanges in thin-walled tubes[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2017, 250: 182-189.

[35] ALVES L M, AFONSO R M, SILVA C, et al. Joining sandwich composite panels to tubes[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications, 2019, 233(7): 1472-1481.

[36] ALVES L M, AFONSO R M, SILVA C M A, et al. Joining by forming of tubes to sheets with counterbored holes[J]. Key Engineering Materials, 2018, 767: 421-428.

[37] ALVES L M, DIAS E J, MARTINS P A F. Joining sheet panels to thin-walled tubular profiles by tube end forming[J]. Journal of Cleaner Production, 2011, 19(6): 712-719.

[38] ALVES L M, MARTINS P A F. Single-stroke mechanical joining of sheet panels to tubular profiles[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2013, 15(1): 151-157.

[39] ALVES L M, SILVA F L R, AFONSO R M, et al. Joining sheets to tubes by annular sheet squeezing[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2019, 143: 16-22.

[40] MEISSNER R J P, LIEWALD M, ULRICH D, et al. Numerical study on the applicability to manufacturing of contact-stress-optimised shaft-hub connections joined by lateral extrusion[J]. Manufacturing Review, 2020, 7: 21.

[41] KITAMURA K, HIROTA K, UKAI Y, et al. Cold joining of rotor shaft with flange by using plastic deformation[J]. CIRP Annals—

Manufacturing Technology, 2012, 61(1): 275-278.

[42] AGRAWAL A K, NARAYANAN R G. Joining of a tube to a sheet through end curling[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2017, 246: 291-304.

[43] PARK H, LEE J, KIM S J, et al. Form-fit joining behaviour between an aluminium tube and sheet using electromagnetic forming[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018, 418: 012115.

[44] ZHANG Q, JIN K Q, MU D. Tube/tube joining technology by using rotary swaging forming method[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2014, 214(10): 2085-2094.

[45] 苑世剑. 现代液压成形技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2009.

YUAN Shijian. Modern hydroforming technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009.

[46] LIU G, LIN J F, YUAN S J, et al. Mechanism of hydrojoining and approach to increase torsion strength of assembled camshafts[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2015, 137(5): 051015. DOI:10.1115/1.4031094.

[47] MÜLLER M, GIES S, TEKKAYA A E. Joining by Die-less hydroforming of profiles with oval cross section[J]. Key Engineering Materials, 2018, 767: 405-412.

[48] WEBER F, MULLER M, HAUPT P, et al. Analytical process design for interference-fit joining of rectangular profiles[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2020, 276: 116391.

[49] WEBER F, HAHN M, TEKKAYA A E. Joining by Die-less hydroforming with outer pressurization[J]. Journal of Advanced Joining Processes, 2020, 1: 100014.

[50] KAPIL A, SHARMA A. Magnetic pulse welding: An efficient and environmentally friendly multi-material joining technique[J]. Journal of Cleaner Production, 2015, 100: 35-58.

[51] SHANTHALA K, SREENIVASA T N. Review on electromagnetic welding of dissimilar materials[J]. Frontiers of Mechanical Engineering, 2016, 11(4): 363-373.

[52] FAN Z S, YU H P, LI C F. Interface

and grain-boundary amorphization in the Al/Fe bimetallic system during pulsed-magnetic-driven impact[J]. Scripta Materialia, 2016, 110: 14–18.

[53] XU Z D, CUI J J, YU H P, et al. Research on the impact velocity of magnetic impulse welding of pipe fitting[J]. Materials & Design, 2013, 49: 736–745.

[54] 张荣霞, 吴为, 郑文涛, 等. 基于扭矩控制的导管内径滚压连接成形特征分析[J]. 材料科学与工艺, 2017, 25(3): 52–57.

ZHANG Rongxia, WU Wei, ZHENG Wentao, et al. Analysis of forming characteristics of the inner tube rolling connection based on torque control[J]. Materials Science and Technology, 2017, 25(3): 52–57.

[55] 张荣霞, 吴为, 曾元松. TA18 钛合金导管的内径滚压连接工艺[J]. 锻压技术, 2017, 42(5): 43–47.

ZHANG Rongxia, WU Wei, ZENG Yuansong. Internal rolling connecting on guide

tubes for titanium alloy TA18[J]. Forging & Stamping Technology, 2017, 42(5): 43–47.

[56] 张凌云, 冯越鹏, 孙伟光, 等. 不锈钢无扩口导管挤压连接成形数值模拟和试验研究[J]. 锻压技术, 2019, 44(12): 56–64.

ZHANG Lingyun, FENG Yuepeng, SUN Weiguang, et al. Numerical simulation and experimental research on extrusion connection forming for stainless steel flareless tube[J]. Forging & Stamping Technology, 2019, 44(12): 56–64.

[57] ALVES L M, SILVA C M A, MARTINS P A F. End-to-end joining of tubes by plastic instability[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2014, 214(9): 1954–1961.

[58] ALVES L M, NIELSEN C V, SILVA C M A, et al. Joining end-to-end tubing of dissimilar materials by forming[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2017, 149: 24–32.

[59] SILVA C M A, NIELSEN C V, ALVES L M, et al. Environmentally friendly joining of tubes by their ends[J]. Journal of Cleaner Production, 2015, 87: 777–786.

[60] ALVES L M, SILVA C M A, MARTINS P A F. Joining of tubes by internal mechanical locking[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2017, 242: 196–204.

[61] ALVES L M, SILVA C M A, MARTINS P A F. Innovative cold joining technologies based on tube forming[J]. Manufacturing Review, 2015, 2: 16.

[62] BAPTISTA R J S, PRAGANA J P M, BRAGANCA I M F, et al. Joining aluminium profiles to composite sheets by additive manufacturing and forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2020, 279: 116587.

通讯作者: 王朋义, E-mail: wangpengyi@sust.edu.cn.

Research Progress on Joining of Lightweight Sheet and Tube by Plastic Deformation

WANG Pengyi¹, JIN Jiageng¹, WAN Gehui¹, ZHANG Changsong¹,
ZHAO Xueni¹, WANG Zhongjin²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Shaanxi University of Science and Technology,
Xi'an 710021, China;
2. School of Materials Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

[ABSTRACT] In lightweight design, the demand for connecting components of different kinds of materials is increasing, which challenges the traditional joining technology. Joining by plastic deformation is a kind of forming technology which realizes the connection between materials through plastic deformation. Because of its characteristics of high efficiency, environment-friendly and stable connection, it has become one of the hot spots in the academic and engineering circles at home and abroad in recent years. In this paper, the new methods of joining by plastic deformation of sheets, sheet/tube and tubes in recent years are reviewed. The principles, characteristics and potential applications of different methods of plastic connection are analyzed. The development trend of joining by plastic deformation between sheets and tubes is discussed and prospected.

Keywords: Joining by plastic deformation; Sheet-sheet joining; Sheet-tube joining; Tube-tube joining; Lightweight

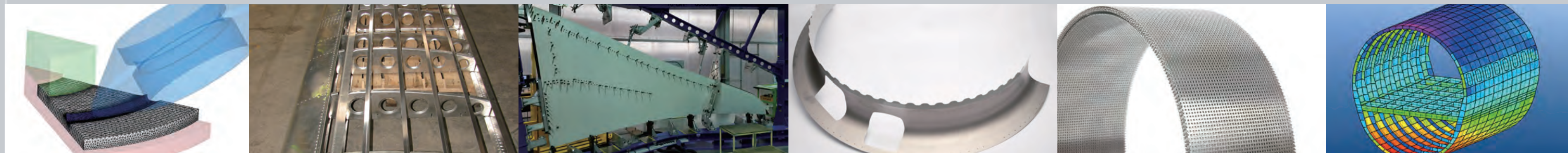
(责编 大漠)



塑性成形

Plastic Forming

塑性成形通过外力或者耦合其他外场作用使材料产生永久不可恢复的形状改变和性能提高,进而获得满足宏观形状尺寸和微观组织性能要求的构件,是一个集材料、几何和边界条件非线性为一体的复杂制造过程。通过塑性成形有望实现构件的形性一体化,这也是其重点发展方向之一。



大型复杂壁板构件塑性成形技术研究与应用进展*

李 勇, 李东升, 李小强

(北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 北京 100191)

[摘要] 塑性成形技术是实现航空航天用大型薄壁构件精确成形制造的主要支撑技术, 新一代轻量化高性能航空装备中的壁板类零件向着整体高精度化、轻质高性能化、复杂薄壁化等方向不断发展, 也推动着相应的塑性成形技术的不断革新。对薄壁构件典型塑性成形技术(主要包括拉伸成形、喷丸成形、蠕变时效成形以及超塑成形/扩散连接技术)的现有研究成果与应用、未来发展需求与难点进行梳理与综述, 试图为航空航天用大型复杂薄壁构件塑性成形技术未来发展的研究与工程应用方向提供参考与借鉴。

关键词: 大型复杂壁板; 轻质合金; 塑性成形; 成形机理; 航空航天应用

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.036



李 勇

工学博士, 副教授, 毕业于英国帝国理工学院, 研究方向为轻量化材料加工成形工艺开发与应用、先进轻质合金微宏观特征表征、多尺度材料本构建模等。

面向新一代航空航天装备在轻量化、高性能、长寿命、低成本方面的重大需求, 占总机结构重量超过 30% 的壁板类构件, 如机身、机翼蒙皮/壁板、复杂空心多层结构壁板等, 也向着整体高精度化、轻质高性能化等方向发展, 推动着相应的金属材料及其塑性成形制造技术的发展与革新。

从新结构角度而言, 传统的蒙皮构件逐渐被整体带筋壁板替代、组合式铆接/螺接结构向一体化结构转变、整体多层空心加强轻量化结构均是目前的发展应用趋势; 另外, 随着飞行器气动性能要求的不断提升, 壁板构件形状也趋于复杂化, 比如翼身融合概念带来的复杂形状壁板要求^[1]。结构的复杂化与整体化对相应的成形制造技术提出了更为严格的高要求。从材料角度, 钛合金由于其优异的轻质高性能特性以及与复合材料良好的兼容性, 在航空航天装

备中的用量逐年增长^[2]; 另外新一代铝锂合金表现出优于传统航空航天用 2 系及 7 系铝合金的高性能低密度特性, 在新一代航空航天装备中也有着广泛的应用潜力与需求。这些新材料的应用也推动着现有塑性成形技术的新发展。

自航空工业发展以来, 塑性成形技术一直是航空航天用薄壁构件成形制造的主要工艺。为满足航空航天薄壁件大尺寸、高精度、高性能等方面的特殊要求, 一些专用或通用的塑性成形技术在近几十年中相继被研究、开发并应用于工程实践, 包括适于大型蒙皮的拉伸成形技术、适于大型复杂蒙皮/壁板的喷丸成形和蠕变时效成形技术, 以及适于复杂多层空心构件的超塑成形/扩散连接技术等。而随着新结构与新材料发展与应用需求, 这些成形技术也面临着新的挑战, 吸引了国内外学者大量

* 基金项目: 广东省基础与应用基础研究基金(2019A1515110851)。

的关注与研究。

因此,本文将对复杂薄壁构件典型塑性成形技术的现有研究成果与应用以及未来发展需求与难点进行梳理与综述,主要包括拉伸成形、喷丸成形、蠕变时效成形以及超塑成形/扩散连接技术,以期为大型复杂薄壁构件塑性成形技术未来发展的研究与工程应用方向提供参考与借鉴。

拉伸成形技术

拉伸成形(拉形)技术是航空用大型蒙皮壁板最为传统的一种成形方法,具有装备要求简单、模具工装成本低、工艺效率高等优点,广泛应用于各类铝合金机身蒙皮的成形制造^[3],其工艺流程如图1所示^[4],主要包括预拉伸、包覆成型与补拉定型3个阶段。作为一种较为成熟的工艺方法,拉伸成形技术目前在模具工装、工艺设计等方面均有了较为系统的研究,有效支撑了相关应用。

在模具工装方面,柔性多点模具的引入,实现了单个模具对不同型面的适应性,大大缓解了传统模具修模困难、需求量大、工期长等缺点,已逐渐成为拉形工艺的主流模具。针对多点模具构成的非连续包络型面可能引起蒙皮件凸包等问题,国内外学者通过研究在模具和蒙皮件之间引入不同材料、不同厚度的衬垫对蒙皮件应力集中及形状的影响,积累了大量的数据与经验,有效地指导了满足形状及表面精度要求的蒙皮件成形制造^[5-7]。另外,由于多点模具型面的可调节性,Li等^[8]提出了分阶段实时型面调节的新方法,旨在缓解起皱现象,降低成形回弹量。同时,在工艺参数设计与优化方面,相关材料与工艺仿真模型的构建与验证为拉形工艺参数设计、回弹预测、型面补偿等提供了有效的指导,实现了多类材料(2系、7系铝合金等)拉形工艺在飞机蒙皮件中的应用^[5,9-10]。在此

基础上,北京航空航天大学研究团队^[11]构建了一套针对钣金拉形工艺的数字化仿真与应用系统,实现了对拉形工艺材料、模具及工艺参数的一体化设计制造。

随着新一代高性能轻量化飞行器对复杂整体蒙皮结构、轻质金属新材料等方面的需求,传统拉形工艺也面临着新的挑战与发展,包括针对复杂蒙皮件的拉形新工艺以及针对以第3代铝锂合金为代表的新材料的拉形制造等。

1 复杂铝合金蒙皮拉形新工艺

新一代航空航天装备在气动性及功能性等方面越来越高的要求使得相应的蒙皮件也趋于复杂化,包括多变曲率型面甚至凹凸曲率并存的复杂型面需求。对于具有复杂变曲率型面的蒙皮件,受限于铝合金较低的成形极限,无法实现一道次拉形制造,因此发展了多道次拉形技术,在不改变材料成形极限的前提下,实现复杂蒙皮件的有效拉形制造,其典型应用如图2(a)所示^[12]。而对于凹凸曲率复杂蒙皮件,单纯的拉形技术已无法满足成形需求,拉形与其他工艺(如模压、渐进成形等)复合的新工艺开发成为研究新趋势,如图2(b)所示^[13]。

多道次拉形工艺可实现复杂型面拉形,但其工艺复杂度也随之增加,带来了道次数量与轨迹规划以及

精准回弹预测等方面的新问题。

(1)道次数量及中间曲面规划的难题。O'DONNELL^[14]等基于有限元仿真技术提出了预先设定道次条件下的多道次拉形轨迹规划方法,验证了多道次拉形对于复杂蒙皮件成形有效性。He等^[15]将应变分布准则与有限元技术结合,提出了针对复杂蒙皮件多道次拉形的道次数及道次轨迹规划方法,实现了某复杂蒙皮件的拉形制造。但上述研究仅考虑道次规划以避免成形失效的产生,对其工艺特性及回弹精度等方面没有深入研究。

(2)材料与工艺仿真及精确回弹预测的难题。在多道次加载情况下,材料本身特性(屈服、强化等)将随之变化,对其后续变形及回弹将产生不可忽略的影响^[16],但相关的机理、定性定量影响关系、材料与仿真模型的研究还较为缺乏,无法有效支撑复杂蒙皮件多道次拉形工艺的精确预测及模具设计,制约了相关应用。

因此,综合考虑成形极限与回弹特性的多道次轨迹规划技术以及循环加载条件下材料回弹特性表征建模是实现多道次精确拉形预测与应用需要攻克的关键难题。同时,鉴于复杂蒙皮件多道次拉形工艺在方法模型、工艺及模具设计等方面的复杂性,开发相应的多道次数字化辅助设

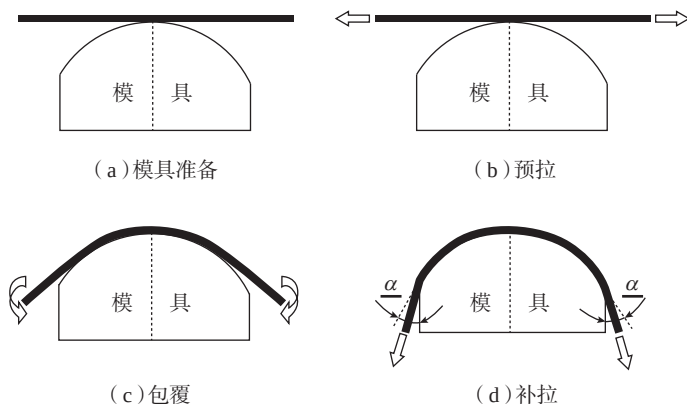


图1 拉形工艺流程示意图

Fig.1 Schematic showing stretch forming process

计与优化系统是解决并推动拉形工艺在航空航天用复杂蒙皮件中的应用的有效途径。

拉形+模压/充液成形、拉形+渐近成形等复合新工艺可在传统拉形蒙皮基础上,实现局部复杂曲面成形,可有效解决同时具备凹凸曲率复杂蒙皮件的成形难题。近年来已有部分研究对相关复合工艺进行了报道,通过典型件试制论证了工艺可行性^[13,17],然而由于新工艺带来了不同变形形式的复合,大大加剧了新工艺变形机理及规律的研究难度,在一定程度上限制了其快速推广与应用。

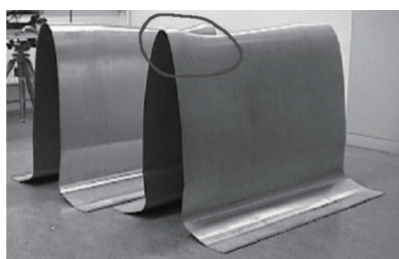
因此后续研究需要重点开展拉形与不同工艺复合的变形机理与规律量化分析研究,实现其成形过程中变形及回弹的精确预测与控制,探索其在复杂蒙皮件成形中的通用性应用。

2 铝锂合金蒙皮拉形技术

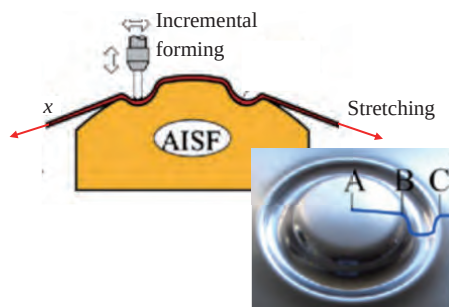
近年来发展的新型铝锂合金可实现构件 10%~20% 的减重,在新一代飞行器的蒙皮壁板中有着广泛应用需求,美铝公司已完成了铝锂合金机身壁板件的验证开发,如图 3 所示。相应的铝锂合金蒙皮拉形技术也吸引了较多关注。在新一代铝锂合金,如 AA2918、Al-Li-S4 等的单

曲率、双曲率蒙皮拉伸成形工艺参数及回弹特性影响方面均有一些研究报道^[18],初步验证了拉形工艺应用的可行性。

然而铝锂合金中活泼锂元素的加入,也导致了其区别于传统 2 系、7 系铝合金的热处理微观组织及宏观性能演变特性。阳凌^[19]研究了新型铝锂合金单向拉伸过程中极易出现的表面“桔皮”、“滑移线”等缺陷情况,将其原因归结为材料内部晶粒尺寸的不均匀性(10~100 μm)。此现象在实际拉形过程中材料内部复杂平面应力状态下可能更为显著,因此实现铝锂合金晶粒均匀细化预处理对其高质量拉形工艺极为关键。同时,受析出相(δ')和织构影响,新一代铝锂合金依然存在一定的各向异性,直接影响其双曲率、复杂蒙皮件拉形后的回弹特性,但相关的精确材料及工艺模型研究目前还较为缺乏。另外,大量研究表明,应变引入的位错将大大加速新型铝锂合金时效强化主要析出相 $T_1(\text{Al}_2\text{CuLi})$ 的形核及生长,导致材料提前进入过时效状态^[20],因此铝锂合金拉形工艺中引入的塑性变形将对其后续的时效强化产生直接影响。现有研究大多考虑不同初始状态如 T3 和 T8 下,铝锂合金壁板拉形工艺成形特性与极限^[21],但对于成形后的材料时效强化性能这一航空构件关键指标的相关研究还鲜有报道。



(a) 多道次拉形技术获得的复杂型面蒙皮件



(b) 拉形+渐近成形复合工艺示意及获得的凹凸变化曲率复杂蒙皮件

图2 复杂型面蒙皮件

Fig.2 Complex-shaped panels

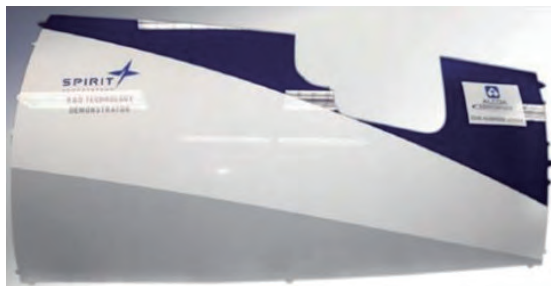


图3 美铝公司与Spirit System联合开发的铝锂合金双曲率机身壁板验证件

Fig.3 A demonstration doubly-curved Al-Li panel from a part of fuselage manufactured by the collaboration from Alcoa and Spirit System

喷丸成形技术

喷丸技术是一种广泛应用的传统表面处理工艺,通过高速弹丸轰击具备可延展性的金属表面,处理后的表面将产生塑性应变和压缩残余应力,如图 4 所示,可有效改善金属部件的拉伸性能与疲劳性能^[22]。喷丸成形技术是喷丸表面处理的一种衍生形式,通过喷丸产生的塑性应变来成形薄壁类零件。由于其低成本、操作灵活等特点,自 1940 年发明以

来,已广泛应用于航空航天大型壁板件的成形及校形,比如中国航空制造技术研究院利用喷丸技术成形的ARJ21机翼蒙皮(图5)^[23]。经过近几十年的发展,在传统的基于固体弹丸喷丸成形技术基础上,发展了多种基于激光、超声等特种能场或水等柔性介质的新型喷丸成形技术。

1 传统喷丸成形技术

传统喷丸成形技术通过金属等固体弹丸快速轰击壁板表面获得塑性变形以及表面压缩残余应力,属于一种无模冷加工工艺。近几十年来,

国内外研究人员对喷丸成形技术中各类关键工艺参数,比如弹丸大小、分布、速度、能量等对变形、表面质量及残余应力分布的影响开展了大量的试验与仿真研究^[24-26],基本掌握了相关工艺特性,在机翼等较为简单形状的大型构件中获得应用。由于固体弹丸冲击作用,成形后构件表面可能由于局部塑性变形而引入较高的粗糙度,因而成形后可能需要进行额外的表面加工处理^[26]。同时,由于金属弹丸能量有限,其轰击参数达到一定程度后,相应的影响深度、强

度及覆盖率均将达到饱和状态^[22],限制了该工艺可成形的最大壁板厚度和变形量。针对此局限性,Kopp等^[27]开发了双面喷丸成形技术,在壁板双面同时进行喷丸,通过对不同面喷丸强度的控制与配合,增大其成形极限,其工艺原理如图6(a)所示。Brandel等^[28]提出的预应力喷丸技术,对成形板料加载初始应力后进行喷丸成形,如图6(b)所示,也可有效增加喷丸成形影响厚度及变形量,在一些复杂形状壁板以及带筋壁板成形中获得了有效的应用,比如以色列Galaxy飞机的带筋整体机翼壁板^[29]。另外,为缓解传统固体弹丸喷丸强度与覆盖率饱和值较低,可成形材料厚度与变形程度受限的问题,使用激光、超声等高能量冲击手段替代传统弹丸的新型喷丸技术得到了越来越多的关注,相关技术将于下一节进行详述。

传统喷丸技术虽然流程与设备要求简单,但由于成形过程中大量弹丸同时作用,工艺参数众多,精度控制相对复杂。传统试验方法以及简单受力状态下的理论计算方法可应用于指导机翼、机身等形状较为简单的构件的喷丸成形工艺设计。然而对于复杂形状而言,试验方法获得数据量有限,无法有效指导高精度成形工艺设计,需要建立相应的仿真分析模型,以研究与预测成形过程中材料变形回弹以及内部应力,甚至微观晶粒演变^[30],指导满足复杂形状精确成形控制的工艺设计。有限元是目前广泛使用的仿真分析方法,但由于

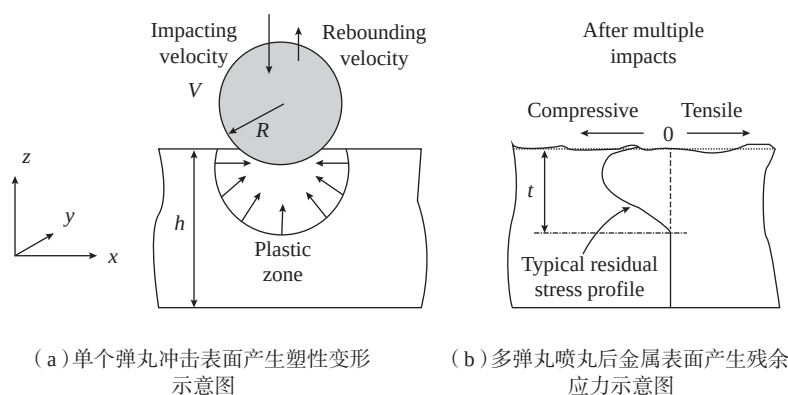


图4 喷丸成形示意图

Fig.4 Schematic showing shot peen forming

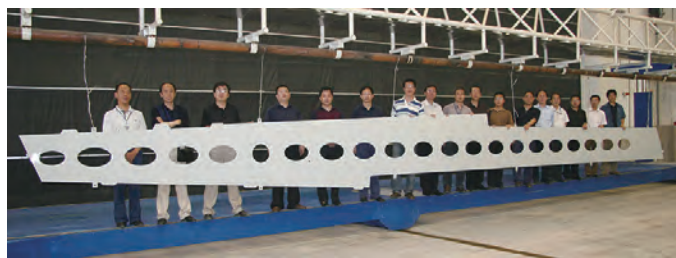


图5 利用传统喷丸工艺成形的ARJ21机翼蒙皮件

Fig.5 A wing panel for ARJ21 manufactured by conventional shot peen forming process

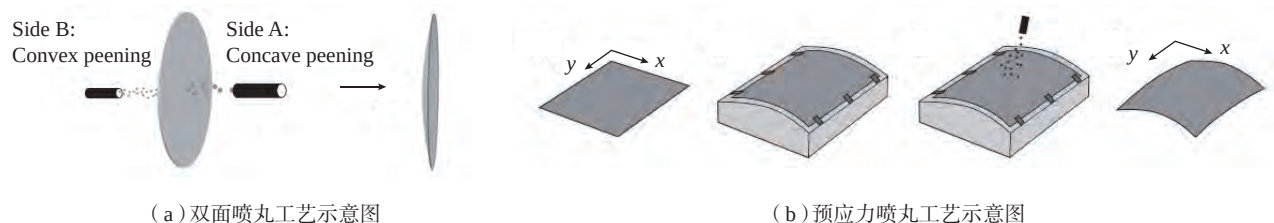


图6 喷丸工艺示意图

Fig.6 Schematic showing shot peen forming process

实际过程中喷丸分布与冲击处于无规律状态,对完全真实状态下的有限元仿真模型构建提出了极大的挑战。Meguid 等^[31]基于单个弹丸冲击对材料变形、应力及强化的影响,构建相关单元的仿真模型,以此推算整体弹丸作用下的成形状态。但此种方式与实际冲击状态有较大差距,影响了仿真精度及稳定性。将实际喷丸过程等效为分布式冲击,利用随机分布或正态分布^[32]等方式近似模拟实际成形过程是目前较为通用的一种模拟方法,可以兼顾仿真精度与效率。但现有仿真模型预测与试验结果依然存在较大差距,如何构建与实际喷丸过程尽量接近或等同的高效率高精度仿真模型是喷丸技术的未来发展方向之一。另外目前仿真分析多针对变形与应力方面的预测,对喷丸技术中可能引起的表面质量状况的模拟预测技术还有待发展。

2 新型喷丸成形技术

区别于传统固体喷丸技术,新型喷丸技术使用了其高密度能量的冲击原理,以实现更大变形量的成形,同时改善传统喷丸技术表面粗糙的局限性。目前研究且应用较多的包括激光喷丸、超声喷丸及水喷丸技术。

(1) 激光喷丸成形技术。激光喷丸成形技术通过高能量激光束冲击金属表面,形成远高于传统喷丸技术的冲击强度,从而获得更大的影响深度及变形量,同时对金属表面粗糙度影响也较小^[33]。现有研究表明,激光冲击可获得的最大影响深度超过传统喷丸技术的 10 倍,进一步提升了成形件抗拉与疲劳强度,可达到的最大变形量为传统喷丸技术的 3~6 倍^[33-34],同时还可保持较好的表面质量,在复杂形状、带筋壁板等复杂构件成形方面具备较大的优势。但相对昂贵的激光设备以及对加工环境、辅助设备的特殊要求也大大加剧了成形成本,目前还无法取代传统

喷丸技术在大型构件成形方面的地位。激光喷丸技术在中小型构件成形方面已有大量研究与一些应用出现^[23],成为传统喷丸成形的一种有效辅助手段。未来低成本化激光发射设备的发展将有效推动激光喷丸技术在大型件成形方面的应用。另外,激光喷丸技术较传统喷丸具备更好的控制与操作性,因而相关仿真分析技术的发展,对复杂构件精确成形设计与优化尤为重要。

(2) 超声喷丸成形技术。与激光喷丸技术原理类似,超声喷丸成形技术通过高频超声波传递能量至金属表面产生高能量冲击,可达到甚至超过激光喷丸技术获得的影响强度与深度^[35]。冯淦等^[36]研究表明超声冲击产生的大塑性变形还可以在构件表面形成细晶层,晶粒尺度可达到纳米级,可有效提升其表面硬度与质量。与激光喷丸技术相比,超声喷丸设备相对成本较低,适于复杂形状构件成形。但其成形辅助设备较激光喷丸与传统喷丸技术更为复杂,一定程度上加大了成形设备复杂度,相关应用尚处于研究开发阶段。另外,针对超声波冲击原理特性的仿真分析技术也亟待进一步研究与突破。

(3) 水喷丸成形技术。水喷丸成形技术是利用高压水或者气穴无弹丸喷丸冲击金属表面来获得塑性变形及表面残余应力的一种新型喷丸技术,衍生自高压水喷丸表面处理及高压水切割工艺^[37]。利用柔性水介质替代传统固体弹丸,有效地提升了成形柔性,同时较传统喷丸技术具备更大的喷丸强度与覆盖率。同时由于水介质来源广泛、成本及能耗低、回收性能好,解决了新型喷丸技术带来的高成本问题,具备较为广泛的应用潜力。由于水介质的非固态特性,其冲击参数控制对成形特性影响极为明显,较小的强度可能导致成形不充分;强度过大,又接近高压水切割,容易对零件造成损伤,因此其

相应的工艺参数影响与控制极为关键,但相关的研究目前鲜见,无法提供系统有效的工艺设计指导^[38]。同时,由于水对金属具备一定的腐蚀性,对耐腐蚀性能弱的金属成形受限,且对成形后材料的耐腐蚀性能可能也有一定影响,相关研究目前还处于空白,限制了其在航空航天构件中的应用。另外,利用油等其他非腐蚀性液体替代水可改善此局限性,但相关研究亦处于初步阶段^[39]。

蠕变时效成形技术

蠕变时效成形是由 Holman 等^[40]于 20 世纪 80 年代提出的一种专门针对航空航天用铝合金大型壁板的成形技术,通过在时效温度下弹性加载产生的蠕变变形来成形变形量较小的大型构件,成形过程中人工时效同时进行,可实现航空航天构件的一体化高精度成形与成性,目前已在空客的系列机型中(包括 A320、A350、A380 等)应用于机翼壁板的生产制造(图 7)^[41]。其工艺路径较为简单,如图 8 所示,主要包括 3 个阶段:板料加载、升温并保持一定时间进行蠕变时效、降温及卸载回弹。

蠕变时效成形是一种同时成形及成性的技术,因此其形状与性能的预测及控制极为关键。在成形方面,由于蠕变时效过程中仅有部分弹性变形转化为蠕变变形,因此成形后回弹非常明显(回弹率可能达到 80% 以上),相关的变形及回弹分析研究直接决定成形件精度。近 20 年来,国内外学者对各类可热处理铝合金的蠕变特性开展了大量研究,大部分铝合金在蠕变时效成形阶段呈现传统的两阶段特性(初始蠕变及稳态蠕变阶段),相关微观影响机理解释为位错初始增殖及后续回复平衡演变^[42-43]。近年来 Li 等^[20]研究表明,新一代铝锂合金呈现出较为特殊的 5 阶段“双初始阶段蠕变特性”,由位错、析出及溶质原子共同作用。在成

性方面,时效过程引起的材料强化是主要关注点。传统无应力状态下铝合金时效过程微观变量及宏观性能的演变有着大量较为成熟的研究成果,基于此,相关学者重点研究了应力加载/预应力加载状态对铝合金时效析出过程的影响,研究表明应力加载产生的蠕变塑性变形引入的位错可加速析出相的成核及生长,使得峰值强度时间提前。同时,弹性范围内的应力加载对峰值强度也可能带来一定程度的削弱效果,但影响较小^[44]。

蠕变时效技术涉及到形状和性能的同时控制,因此相关模拟仿真技术极为重要,在此方面,英国帝国理工学院、北京航空航天大学、航空工业制造院及中南大学等均开展了大量的研究,有效支撑了以机翼壁板为代表的相关工业应用^[45]。Lin等^[46]首次将Kowalewski等^[47]提出的蠕变模型及Shercliff等^[48]提出的时效强化模型进行整合与创新,提出了综合考虑蠕变时效过程中变形及强

化性能演变的一体化本构模型,应用于7系列铝合金的蠕变时效成形预测。Zhan等^[49]在此基础上,将特定微观变量引入本构模型,构建了综合考虑微、宏观因素的蠕变时效变形及强化模型,相关模型在2系及7系合金中均有所应用。Li等^[50]针对铝锂合金特殊的蠕变时效特性,构建了综合考虑位错、析出及溶质原子影响的微宏观跨尺度蠕变时效模型,并进一步拓展实现了其对于各系列可热处理铝合金蠕变时效特性的有效预测与应用。基于开发的材料模型进行有限元仿真模型构建与分析,是实现蠕变时效工艺设计与优化的有效手段,目前已实现各类蒙皮及带筋壁板件的蠕变时效工艺仿真。另外近年来Li等^[51]将板料残余应力影响引入有限元仿真分析,极大地提升了仿真精度,对实际工艺设计与优化具备较好的指导性。基于蠕变时效工艺对于航空用大型机翼壁板件高精度成形方面的优势,近年来中南大学开展系列研究,探索了其在航天大型

构件成形应用的可行性,实现了直径10m级重型火箭贮箱瓜瓣的成形制造。Rong等^[52]开展了一系列6系Al-Mg-Si合金的蠕变时效特性及相关模型构建研究,探索了该工艺在高铁大型蒙皮领域应用的可行性。

要获得成形件足够的变形量及强化性能,蠕变时效工艺一般需要较长时间(如8~30h)保温保压处理,时间成本相对较高。同时对模具及加热环境(热压罐)等的高要求,使得其相关设备成本高昂。研发适宜于铝合金的快速时效工艺路径,配合蠕变变形分析预测,是降低工艺时间,提升工艺效率的发展方向之一。Lei等^[53]报道了一种非等温蠕变时效工艺的可能性,Zhan等^[54]研究了电辅助下蠕变变形特性,从蠕变变形角度可实现工艺加速,但其成形性能影响还有待深入研究。利用框架式、多点式等柔性模具可大大降低模具成本,提高生产效率^[55]。另外探索非热压罐工艺,以降低对高成本设备的需求也是未来蠕变时效工艺在航空航天之外的其他行业(比如高铁)应用的拓展方向之一。

在材料方面,新型铝锂合金的开发与应用也将是后续蠕变时效工艺重点研究方向之一。目前国外的新型铝铜锂合金已开始应用于航空航天领域,相关蠕变时效成形工艺也是近年来的研究热点之一,完成了对其拉、压非对称的特殊蠕变时效特性的表征与模拟。但铝锂合金可能带来的各向异性及其对蠕变时效工艺的影响目前还较为缺乏,无法有效支撑复杂形状构件的成形应用。而国内



图7 利用蠕变时效工艺成形的A380机翼蒙皮件

Fig.7 Wing panel for A380 manufactured by creep age forming process

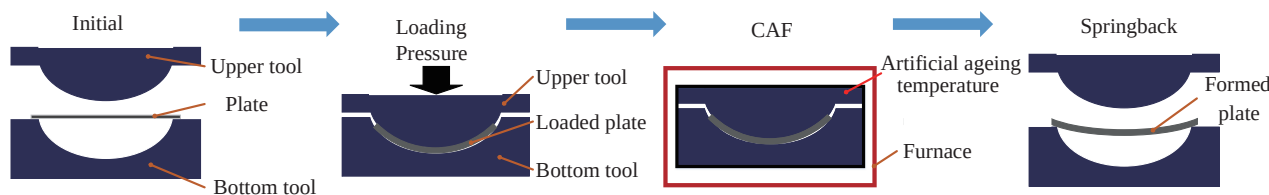


图8 蠕变时效工艺路径示意图

Fig.8 Schematic showing sequence of creep age forming process

在铝锂合金板料的生产制备方面还存在一定的局限性,从材料到工艺的协同研究发展将是未来重点突破的方向之一。

另外,随着航空航天构件向复杂、整体高筋化方向发展,传统弹性区域蠕变时效工艺向弹塑性加载区域发展的趋势不可避免。近几年来,国内外多位学者的研究均表明各类铝合金在弹性和塑性区域的变形及强化特性存在明显差异,但相关的机理与一体化模拟预测技术还有待进一步研究与突破^[52,56]。同时,进入到塑性加载区域后,是否会对成形后零件的断裂、疲劳等后续服役性能产生影响也将是需要重点关注方向,相关研究暂处于空白。

超塑成形 / 扩散连接技术 (SPF/DB)

超塑成形是基于拥有特定微观结构的金属材料在一定温度及应变速度下展现出的极好的延伸变形特性而发展的一种成形技术,由于其变形量极大,传统工艺中的回弹变形基本可以忽略,因而适用于各类常规成形工艺无法驾驭的复杂形状构件的精确成形^[57]。扩散连接则是一种固态连接技术,两个处理后的光洁表面在一定温度及压力状态下接触,互相产生原子扩散而形成连接,有效缓解了焊接等传统连接技术非固态处理带来的缺陷问题^[58]。

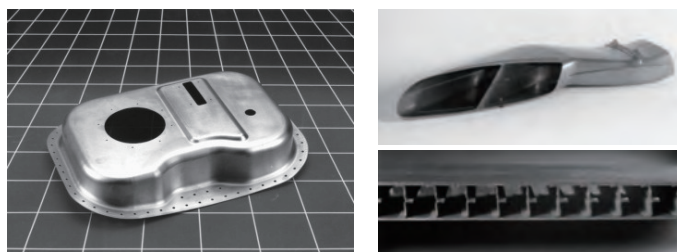
对于等轴晶 α/β 钛合金,如应用最为广泛的 Ti-6Al-4V,其微观结构利于晶界扩散,对超塑及扩散都有促进作用,且二者发生温度处于同一区间,因而将二者结合发展而来的超塑成形 / 扩散连接 (SPF/DB) 技术可实现航空用多层复杂曲面 + 中空加强筋结构的整体精确成形,可替代传统多块构件单独成形再连接(螺接或铆接)的工艺方式,极大地提高了航空构件的结构整体性、耐用性及损伤容限^[59]。随着复合材料用量在航空

构件中的不断上升,与之具备较好兼容性的钛合金用量也逐年增加(从波音 777 到 787 增长了 1 倍),相应的 SPF/DB 技术在过去几十年来直接推动了航空用整体钛合金壁板、框架件的应用。从 20 世纪 60 年代的 F15 战机机身框及壁板到近年来空客系列机型中的多类梁、肋、框等承力件,如图 9 (a) 所示^[59-60]。另外,SPF/DB 技术在发动机构件领域也有着广泛的应用空间,近年来 Rolls Royce 与牛津大学合作开展了钛合金 SPF/DB 成形相关的材料表征、建模及应用系列研究^[61],突破了以钛合金空心风扇叶片为代表的复杂中空薄壁构件的一体化精确成形,如图 9 (b) 所示。波音公司将 SPF/DB 技术的优势总结为以下 4 点:(1) 整体件替代多块组合件,实现低成本、高性能、高精度制造;(2) 适于制造复杂形状且带极小半径特点的结构件;(3) 成形构件低残余应力且基本无回弹;(4) 钛合金的使用大大提高了构件的抗腐蚀性能^[62]。自 20 世纪 70 年代以来,国内也开展了一系列 SPF/DB 技术的研究与应用,系统性研究了钛合金 SPF/DB 特性相关的材料

及工艺参数影响,实现了对于航空用复杂曲面、二层、四层壁板构件等的成形与应用^[63]。另外在铝合金 / 铝锂合金 SPF/DB 技术方面也开展了相关研究^[59,64]。

SPF/DB 技术需要在高温条件进行,比如对传统 Ti-6Al-4V 温度需要达到 815~980℃,且应变速率极低 ($10^{-2} \sim 10^{-4} \text{ s}^{-1}$),高温及长成形时间使得其目前仅适用于航空航天用高端小批量件成形制造。如何降低材料 SPF/DB 温度并提升可用的应变速率空间是近年来的研究热点与难点。超细晶钛合金可有效降低 SPF/DB 温度,提升成形效率,是未来研究与应用方向之一,但相关细晶材料制备及相应的 SPF/DB 工艺参数影响与调节还需要更为系统深入的研究^[65]。另外,通过调节材料组分,改善材料微观组织形态也是实现低温、低应力 SPF/DB 技术的重要研究手段^[66]。

同时,SPF/DB 技术的应用替代了传统组合连接件,因而也将推动相应整体构件设计标准的更新,以适应航空航天领域越来越高的轻量化需求。结合前文中提到的对于 SPF/DB



(a) 飞机板、框多层构件



(b) 发动机空心叶片

图9 SPF/DB技术应用示例

Fig.9 Application of SPF/DB technology

新材料开发的需求,开展“材料-设计-工艺”一体化研究与制造技术是推动 SPF/DB 未来发展的必经之路,将新材料、新结构与工艺综合考虑,开发相应一体化仿真分析技术,以指导并加速低温条件下 SPF/DB 新材料开发与应用。

未来发展趋势

本文综述了大型复杂薄壁件典型塑性成形技术的发展现状与未来研究趋势与方向,针对航空航天用新结构与新材料要求的不断提升,相应的塑性成形技术也面临着新的发展需求:

(1) 面向航空航天复杂轻量化结构整体成型的新需求与高要求,拉形技术多道次设计与控制、新型喷丸成形技术的低成本装备开发与精确控制、弹塑性蠕变时效成形技术拓展与优化均是相应成形技术未来的研究难点与发展方向。同时,高效、高精度仿真建模技术是相关工艺适应新结构快速迭代所需要突破的关键通用技术。

(2) 高性能、低成本新材料应用是航空航天用薄壁构件发展的必要手段。针对相应的塑性成形技术,构建新材料性能快速获取的通用化测试、表征与模拟技术,是加速其工业应用的有效手段,也是目前铝锂合金在拉形、喷丸、蠕变时效技术中应用的难点与需求。另外,突破材料及工艺的局限性,也是降低工艺成本的重要手段,比如可实现高效率低成本 SP/DB 技术的低温超塑性材料的开发与应用。

(3) 结合新材料与新结构的共同发展需求,实现“材料-设计-工艺”的一体化研究是未来航空航天用大型复杂薄壁构件精确塑性成形技术发展的共性需求。

(4) 鉴于单个塑性成形工艺均存在尺寸、成本等方面的局限性,探索多工艺、多能场(电场、磁场、超声

场等)复合的新成形技术是突破现有材料及结构成形极限,提升大型复杂构件成形精度并降低其制造成本的重要发展方向。

参考文献

- [1] MUNROE J, WILKINS K, GRUBER M, et al. Integral airframe structures (IAS): Validated feasibility study of integrally stiffened metallic fuselage panels for reducing manufacturing costs[R]. Washington: NASA, 2000.
- [2] 杨健. 钛合金在飞机上的应用[J]. 航空制造技术, 2006, 49(11): 41-43.
- [3] YANG Jian. Application of titanium alloy in aircraft [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006, 49(11): 41-43.
- [4] 唐涛, 李志强, 门向南, 等. 航空大型复杂蒙皮的拉伸成形技术[J]. 锻压技术, 2019, 44(7): 57-61.
- [5] TANG Tao, LI Zhiqiang, MEN Xiangnan, et al. Stretch forming technology of aviation large and complex skin[J]. Forging & Stamping Technology, 2019, 44(7): 57-61.
- [6] 张建民, 于弘喆, 张淳, 等. 凸曲率飞机蒙皮拉形工装及技术研究[J]. 机械设计, 2019, 36(A01): 392-394.
- [7] ZHANG Jianmin, YU Hongzhe, ZHANG Chun, et al. Research of equipment and technology of convex curvature aircraft skin stretch forming[J]. Journal of Machine Design, 2019, 36(A01): 392-394.
- [8] 王丽丽, 李东升, 李小强, 等. 可重构柔性多点模具蒙皮拉形模面补偿算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(8): 1011-1015, 1020.
- [9] WANG Lili, LI Dongsheng, LI Xiaoqiang, et al. Die-face compensation algorithm in stretch forming of aircraft skin over reconfigurable compliant tooling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(8): 1011-1015, 1020.
- [10] XING J, LI M Z, CHENG Y Y, et al. Effect of the arrangement of the punch units in multi-point stretch forming process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 86(5-8): 2309-2317.
- [11] DAVOODI B, ZAREH-DESARI B. Assessment of forming parameters influencing spring-back in multi-point forming process: A comprehensive experimental and numerical study[J]. Materials & Design, 2014, 59: 103-114.
- [12] LI L, SEO Y H, HEO S C, et al. Numerical simulations on reducing the unloading springback with multi-step multi-point forming technology[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2010, 48(1-4): 45-61.
- [13] 马悦森. 双曲度蒙皮拉形过程的仿真分析及轨迹优化[D]. 长春: 吉林大学, 2019.
- [14] MA Yuesen. Simulation analysis and trajectory optimization double curvature skin pulling process[D]. Changchun: Jilin University, 2019.
- [15] 何德华, 李东升, 吴志敏, 等. 蒙皮数控拉形位移加载设计方法研究[J]. 中国机械工程, 2010, 21(2): 137-140.
- [16] HE Dehua, LI Dongsheng, WU Zhimin, et al. Design of displacement loading for aircraft skin in NC stretch forming[J]. China Mechanical Engineering, 2010, 21(2): 137-140.
- [17] 李东升, 于成龙, 李小强, 等. 飞机蒙皮多点模具拉形制造应用体系研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(7): 40-44.
- [18] LI Dongsheng, YU Chenglong, LI Xiaoqiang, et al. Research on multi-point mould stretch forming process application system for aircraft skin[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(7): 40-44.
- [19] KURUKURI S, MIROUX A, WISSELINK H, et al. Simulation of stretch forming with intermediate heat treatments of aircraft skins[J]. International Journal of Material Forming, 2011, 4(2): 129-140.
- [20] ARAGHI B T, MANCO G L, BAMBACH M, et al. Investigation into a new hybrid forming process: Incremental sheet forming combined with stretch forming[J]. CIRP Annals, 2009, 58(1): 225-228.
- [21] O' DONNELL M. Finite element modelling of a multi-stage stretch-forming operation using aerospace alloys[D]. Ulster: University of Ulster, 2003.
- [22] HE D H, LI X Q, LI D S, et al. Process design for multi-stage stretch forming of aluminium alloy aircraft skin[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2010,

20(6): 1053–1058.

[16] HE J, XIA Z C, ZHU X H, et al. Sheet metal forming limits under stretch-bending with anisotropic hardening[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2013, 75: 244–256.

[17] 陈树来, 孙钢, 郎利辉, 等. 拉形与充液复合成形工艺的数值模拟研究[J]. 锻压技术, 2018, 43(8): 49–53.

CHEN Shulai, SUN Gang, LANG Lihui, et al. Research on compound forming process of stretch forming and hydroforming based on numerical simulation[J]. Forging & Stamping Technology, 2018, 43(8): 49–53.

[18] 吴为, 闫晶, 吕凤工, 等. 新型 Al–Li–Cu–Mg 合金蒙皮拉伸成形特性试验研究[J]. 航空制造技术, 2016, 59(9): 79–83, 87.

WU Wei, YAN Jing, LÜ Fenggong, et al. Experimental study on forming characteristics in stretch forming process of new Al–Li–Cu–Mg alloy plate[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(9): 79–83, 87.

[19] 阳凌. Al–Li–S4 铝锂合金拉形过程橘皮缺陷产生机制及其成形极限研究[D]. 长沙: 中南大学, 2014.

YANG Ling. Research on orange peel generation mechanism and forming limit of Al–Li–S4 aluminum-lithium alloy in stretch forming process[D]. Changsha: Central South University, 2014.

[20] LI Y, SHI Z, LIN J, et al. Experimental investigation of tension and compression creep-ageing behaviour of AA2050 with different initial tempers[J]. Materials Science and Engineering: A, 2016, 657: 299–308.

[21] 李超. 铝锂合金双曲面蒙皮拉形技术研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2016.

LI Chao. The research on Al–Li alloy two curvities skin stretching process[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016.

[22] GARIÉPY A, MIAO H, LÉVESQUE M. Peen forming[M]//Comprehensive Materials processing Vol. 3: Advanced forming technologies. Paris: Elsevier Ltd., 2014.

[23] 曾元松, 黄遐, 李志强. 先进喷丸成形技术及其应用与发展[J]. 塑性工程学报, 2006, 13(3): 23–29, 39.

ZENG Yuansong, HUANG Xia, LI Zhiqiang. The application and development of advanced shot peen forming technologies[J].

Journal of Plasticity Engineering, 2006, 13(3): 23–29, 39.

[24] MIAO H Y, DEMERS D, LAROSE S, et al. Experimental study of shot peening and stress peen forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2010, 210(15): 2089–2102.

[25] WANG T, PLATTS M J, LEVERS A. A process model for shot peen forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2006, 172(2): 159–162.

[26] 王明涛, 曾元松, 黄遐. 大尺寸弹丸喷丸成形 2024–T351 铝合金表面质量研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(5): 92–94.

WANG Mingtao, ZENG Yuansong, HUANG Xia. Research on surface quality of 2024–T351 aluminum alloy by peen forming with large ball[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(5): 92–94.

[27] KOPP R, SCHULZ J. Flexible sheet forming technology by double-sided simultaneous shot peen forming[J]. CIRP Annals, 2002, 51(1): 195–198.

[28] BRANDEL W W, KLASS L S. Low penetration ball forming process: US 3705511[P]. 1972–12–12.

[29] 王永军, 陈龙辉, 乔明杰, 等. 大型客机机翼壁板喷丸成形延展问题研究与分析[J]. 航空制造技术, 2012, 55(17): 32–35.

WANG Yongjun, CHEN Longhui, QIAO Mingjie, et al. Study on elongation after shot-peen forming for wing skin panel of large aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(17): 32–35.

[30] BAGHERI S, GUAGLIANO M. Review of shot peening processes to obtain nanocrystalline surfaces in metal alloys[J]. Surface Engineering, 2009, 25(1): 3–14.

[31] MEGUID S A, SHAGAL G, STRANART J C, et al. Three-dimensional dynamic finite element analysis of shot-peening induced residual stresses[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 1999, 31(3): 179–191.

[32] GARIÉPY A, LAROSE S, PERRON C, et al. Shot peening and peen forming finite element modelling — Towards a quantitative method[J]. International Journal of Solids and Structures, 2011, 48(20): 2859–2877.

[33] MONTROSS C. Laser shock processing and its effects on microstructure

and properties of metal alloys: A review[J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24(10): 1021–1036.

[34] 周建忠, 徐增闯, 黄舒, 等. 基于不同应力比下激光喷丸强化 6061–T6 铝合金的疲劳裂纹扩展性能研究[J]. 中国激光, 2011, 38(9): 0903006.

ZHOU Jianzhong, XU Zengchuang, HUANG Shu, et al. Effects of different stress ratios on fatigue crack growth in laser shot peened 6061–T6 aluminum alloy[J]. Chinese Journal of Lasers, 2011, 38(9): 0903006.

[35] 郭超亚, 鲁世红. 铝合金超声喷丸残余应力场[J]. 中国表面工程, 2014, 27(2): 75–80.

GUO Chaoya, LU Shihong. Residual stress of ultrasonic shot peened aluminum alloy[J]. China Surface Engineering, 2014, 27(2): 75–80.

[36] 冯淦, 石连捷, 吕坚, 等. 低碳钢超声喷丸表面纳米化的研究[J]. 金属学报, 2000, 36(3): 300–303.

FENG Gan, SHI Lianjie, LÜ Jian, et al. Investigation of surface nanocrystallization of a low carbon steel induced by ultrasonic shot peening[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2000, 36(3): 300–303.

[37] JURISEVIC B, KUZMAN K, JUNKAR M. Water jetting technology: An alternative in incremental sheet metal forming[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2006, 31(1/2): 18–23.

[38] KUNAPORN S, CHILLMAN A, RAMULU M, et al. Effect of waterjet formation on surface preparation and profiling of aluminum alloy[J]. Wear, 2008, 265(1/2): 176–185.

[39] 曾元松, 黄遐. 铝合金 7075T651 高压水喷丸强化工艺试验研究[J]. 塑性工程学报, 2017, 24(5): 219–225.

ZENG Yuansong, HUANG Xia. Experimental research on the high pressure water jet peening process for aluminum alloy 7075T651[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2017, 24(5): 219–225.

[40] HOLMAN M C. Autoclave age forming large aluminum aircraft panels[J]. Journal of Mechanical Working Technology, 1989, 20: 477–488.

[41] ZHAN L H, LIN J G, DEAN T A. A

review of the development of creep age forming: Experimentation, modelling and applications[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2011, 51(1): 1–17.

[42] STARINK M J, GAO N, KAMP N, et al. Relations between microstructure, precipitation, age-formability and damage tolerance of Al–Cu–Mg–Li (Mn, Zr, Sc) alloys for age forming[J]. Materials Science and Engineering: A, 2006, 418(1–2): 241–249.

[43] 李超, 王敏, 黄霖. 7B04 铝合金蠕变过程中析出相的影响因素[J]. 航空材料学报, 2009, 29(2): 13–17.

LI Chao, WAN Min, HUANG Lin. Effect of creep-age forming process on precipitation phases of 7B04 aluminum alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2009, 29(2): 13–17.

[44] YANG Y L, ZHAN L H, MA Q Q, et al. Effect of pre-deformation on creep age forming of AA2219 plate: Springback, microstructures and mechanical properties[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2016, 229: 697–702.

[45] 吕凤工, 黄遐, 曾元松, 等. 7050 铝合金蠕变时效成本构模型研究[J]. 材料科学与工艺, 2014, 22(3): 28–33.

LÜ Fenggong, HUANG Xia, ZENG Yuansong, et al. Research on constitutive model of 7050 aluminum alloy for creep age forming[J]. Materials Science and Technology, 2014, 22(3): 28–33.

[46] LIN J, HO K C, DEAN T A. An integrated process for modelling of precipitation hardening and springback in creep age-forming[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2006, 46(11): 1266–1270.

[47] KOWALEWSKI Z L, HAYHURST D R, DYSON B F. Mechanisms-based creep constitutive equations for an aluminium alloy[J]. The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 1994, 29(4): 309–316.

[48] SHERCLIFF H R, ASHBY M F. A process model for age hardening of aluminium alloys—I. The model[J]. Acta Metallurgica et Materialia, 1990, 38(10): 1789–1802.

[49] ZHAN L H, LIN J G, DEAN T A, et al. Experimental studies and constitutive modelling of the hardening of aluminium alloy 7055 under creep age forming conditions[J]. International Journal of Mechanical Sciences,

2011, 53(8): 595–605.

[50] LI Y, SHI Z S, LIN J G, et al. A unified constitutive model for asymmetric tension and compression creep-ageing behaviour of naturally aged Al–Cu–Li alloy[J]. International Journal of Plasticity, 2017, 89: 130–149.

[51] LI Y, SHI Z S, LIN J G, et al. Effect of machining-induced residual stress on springback of creep age formed AA2050 plates with asymmetric creep-ageing behaviour[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2018, 132: 113–122.

[52] RONG Q, LI Y, SHI Z S, et al. Experimental investigations of stress-relaxation ageing behaviour of AA6082[J]. Materials Science and Engineering: A, 2019, 750: 108–116.

[53] LEI C, LI H, FU J, et al. Non-isothermal creep aging behaviors of an Al–Zn–Mg–Cu alloy[J]. Materials Characterization, 2018, 144: 431–439.

[54] ZHAN L H, MA Z Y, ZHANG J, et al. Stress relaxation ageing behaviour and constitutive modelling of a 2219 aluminium alloy under the effect of an electric pulse[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2016, 679: 316–323.

[55] LI Y, SHI Z S, RONG Q, et al. Effect of pin arrangement on formed shape with sparse multi-point flexible tool for creep age forming[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2019, 140: 48–61.

[56] YANG Y L, ZHAN L H, LIU C H, et al. Stress-relaxation ageing behavior and microstructural evolution under varying initial stresses in an Al–Cu alloy: Experiments and modeling[J]. International Journal of Plasticity, 2020, 127: 102646.

[57] SIENIAWSKI J, MOTYKA M. Superplasticity in titanium alloys[J]. Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering, 2007, 24(1): 123–130.

[58] DERBY B, WALLACH E R. Theoretical model for diffusion bonding[J]. Metal Science, 1982, 16(1): 49–56.

[59] 李志强, 郭和平. 超塑成形 / 扩散连接技术的应用进展和发展趋势[J]. 航空制造技术, 2010, 53(8): 32–35.

LI Zhiqiang, GUO Heping. Application progress and development tendency of

superplastic forming/diffusion bonding technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(8): 32–35.

[60] JACKSON M. Superplastic forming and diffusion bonding of titanium alloys[M]//Superplastic Forming of Advanced Metallic Materials. Amsterdam: Elsevier, 2011: 227–246.

[61] ALABORT E, PUTMAN D, REED R C. Superplasticity in Ti–6Al–4V: Characterisation, modelling and applications[J]. Acta Materialia, 2015, 95: 428–442.

[62] HEFTI L D. Innovations in the superplastic forming and diffusion bonded process[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2008, 17(2): 178–182.

[63] 李志强. 钛合金超塑成形 / 扩散连接四层夹层结构[J]. 航空科学技术, 1995, 6(6): 23–24, 34.

LI Zhiqiang. Superplastic forming/diffusion bonding of titanium alloy for four-sheet sandwich[J]. Aeronautical Science and Technology, 1995, 6(6): 23–24, 34.

[64] 李保永, 刘伟, 秦中环, 等. Ti60/TAl5 合金四层结构舵面超塑成形 / 扩散连接技术研究[J]. 航空制造技术, 2019, 62(8): 76–80.

LI Baoyong, LIU Wei, QIN Zhonghuan, et al. Research on superplastic forming/diffusion bonding for four-sheet structure rudder of Ti60/TAl5 alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(8): 76–80.

[65] 李细锋, 朱富慧, 陈长江, 等. 置氢钛合金超塑成形 / 扩散连接技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2019, 62(16): 38–45.

LI Xifeng, ZHU Fuhui, CHEN Changjiang, et al. Research progress on superplastic forming/diffusion bonding of hydrogenated titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(16): 38–45.

[66] 王小翔. 钛合金超塑板制备研究进展[J]. 钛工业进展, 2016, 33(6): 1–4.

WANG Xiaoxiang. Progress in preparation of titanium alloy superplastic plate[J]. Titanium Industry Progress, 2016, 33(6): 1–4.

通讯作者: 李勇, E-mail: liyong19@buaa.edu.cn。

(下转第53页)

镍基高温合金旋压成形技术研究现状*

肖刚锋,夏琴香,张义龙,江 鹏

(华南理工大学机械与汽车工程学院,广州 510640)

[摘要] 镍基高温合金薄壁构件是高端装备的核心零部件,旋压成形是实现此类零件高精度、高性能制造最有效的方法之一。从可旋性、旋压成形质量、微观组织演变及形/性一体化控制等方面对镍基高温合金旋压成形技术研究进展进行综述。分析了镍基高温合金流动旋压时不同坯料初始组织和成形温度条件下的可旋性;总结了旋压成形参数对宏观成形质量的影响规律;阐述了筒形件室温流动旋压及热流动旋压成形时微观组织演变机制;探讨了热流动旋压成形时的形/性一体化控制方法。

关键词: 镍基高温合金旋压成形;可旋性;宏观成形质量;微观组织演变;形/性一体化控制

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.046



肖刚锋

讲师、博士,研究方向为塑性成形与模具技术。主持国家级及省部级项目 4 项,发表论文 30 余篇,被 SCI、EI 收录 10 余篇。

镍基高温合金是以镍为基体,在 650℃ 以上的高温下具有较高的强度及一定的抗氧化腐蚀能力等综合性能的一类合金^[1];因具有高强、轻质、优异的疲劳和断裂韧性等优点,被广泛应用于航空、航天、舰船及核工业等高端装备领域^[2]。镍基高温合金薄壁构件,如航空发动机及燃气轮机燃烧室壳体、核反应堆用屏蔽罩等^[3],是高端装备中热端部位的核心零部件,主要在高温、高压及重载等严酷的环境下服役,其成形质量和组织性能直接决定装备的整机性能^[4]。此类零件传统的制备方法主要有板材卷焊或多道次冲压拉深成形。采用卷焊工艺时,易脆裂和应力集中的焊缝往往成为裂纹扩展的源头,且焊接应力的存在会影响构件的尺寸精度及形位公差^[5];采用多道次冲压拉深成形时,存在不同程度的壁厚减薄和壁厚不均匀现象^[6]。旋压是借助于旋轮的进给运动,加压于随芯模沿同

一轴线旋转的金属毛坯,使其产生连续的局部塑性变形而成为所需薄壁空心零件的一种有效的近净精密塑性成形方法;具有材料利用率高、成本低、产品性能好的优点,而且可有效避免卷焊时的焊缝及改善冲压拉深成形时的壁厚不均匀性^[7]。因此,旋压成形是制备镍基高温合金薄壁构件最有效的方法之一。

镍基高温合金室温下塑性较好(如 Haynes230 合金室温伸长率为 46%),但合金化程度高,成形时变形抗力大,加工硬化严重(如 Haynes230 合金硬化指数为 0.74)^[8]。对于成形能力有限的镍基高温合金,当变形程度较大时,需通过热旋压成形时的再结晶软化来消除加工硬化,提高其成形性能。镍基高温合金室温旋压成形时易产生起皱、破裂等^[9];热旋压成形时,其成形窗口狭窄、成形温度精确控制难度较大,易出现隆起、表面氧化等。材料的性能、旋压

* 基金项目: 国家自然科学基金(51705159、51775194), 广东省自然科学基金(2019A1515012132)。

方式及成形参数等均对旋压成形时的宏观成形质量和微观组织性能具有较大影响^[10]。本文分析了镍基高温合金在旋压成形可旋性、宏观成形质量、微观组织演变及形/性一体化控制等方面的研究现状,并对未来的发展趋势进行展望。

可旋性研究

可旋性是指旋压时材料不发生起皱、破裂等典型缺陷,能顺利成形并满足精度要求的能力^[11],它是判断材料能否旋压成形的依据,旋压成形技术可分为普通旋压和强力旋压^[5]。强力旋压是指不改变毛坯外径而显著改变其厚度的旋压成形方法,其中流动旋压被认为是制备薄壁筒形件最有效的方法之一^[5],目前关于镍基高温合金可旋性的研究主要集中在筒形件流动旋压成形方面。由于流动旋压时材料主要发生壁厚减薄,故常采用材料破裂前所能承受的极限减薄率作为评价可旋性的指标^[6]。由于镍基高温合金含有合金元素种类较多、合金化程度高,合金元素即可固溶于基体相中形成面心立方奥氏体;也可从基体相中析出,形成第二相或金属间化合物;当合金元素固溶于基体相,且无明显偏析时,可提高材料的变形能力^[12]。此外,微观组织均匀性及成形温度也对镍基高温合金可旋性具有较大影响。因此,目前对镍基高温合金流动旋压成形时的可旋性研究主要考虑坯料的初始组织及温度的影响。

田党^[13]研究了经均匀化退火,获得的具有均匀组织的 Incoloy 镍基合金筒形件室温流动旋压成形性能,指出当 Incoloy 镍基合金筒形件流动旋压时减薄率达到 35% 时,旋压件将会出现表面裂纹。赵云豪等^[14]研究了 IJ85 及 GH169 镍基合金筒形件室温流动旋压时的可旋性,指出铸态镍基高温合金组织不均且存在偏析,其可旋性较差;但经过固

溶处理后的 IJ85 及 GH169 镍基合金成形性能得以显著提升,在多道次旋压过程中,在不需要中间热处理时, IJ85 和 GH169 镍基合金总减薄率可分别达到 80% 和 60%,而不产生破裂缺陷。镍基高温合金在加热条件下进行旋压成形时,发生的动态回复及再结晶不仅消除了塑性变形时的加工硬化,同时还可细化晶粒,从而提高了材料的成形性能^[4]。王新坤^[15]基于成形试验,研究了温度对 Haynes230 镍基合金筒形件流动旋压时成形极限的影响。结果表明,在室温下 Haynes230 镍基合金总减薄率达到 34.4% 时,将产生破裂缺陷;当成形温度提高到 1100℃ 时,材料成形性能显著提高,总减薄率可达 80% 以上,所制备的零件成形良好,无裂纹产生。

航空发动机中的喷注器及预燃室圆顶盖、燃气轮机燃烧室进气及出气段等部件中存在的大量杯形及锥筒形件,为提高此类零件的机械性能,可采用拉深或剪切旋压的方法代替板材卷焊或冲压拉深成形。因此,还需对杯形件拉深旋压及锥形件剪切旋压时的可旋性进行系统研究。

宏观成形质量研究

镍基高温合金构件作为航空航天及核工业中的热端高精密部件的核心零件,需与其他零部件进行精密配合,因此,对宏观成形质量具有较

高的要求^[3]。

1 典型缺陷分析

不同的旋压成形方式下,坯料所受的应力应变状态及变形方式各异,故镍基高温合金旋压时产生的缺陷类型也各不相同^[5]。普通旋压是指在旋压过程中,改变毛坯形状、直径增大或减小,而其厚度不变或有少许变化的旋压方式,其中拉深旋压是普通旋压中最主要和应用最广泛的成形方法,常用于成形各类杯形件^[6]。拉深旋压成形时,坯料凸缘部分承受较大的切向压应力、杯壁承受较大的轴向拉应力,且旋压件口部的变形程度最大;因此,在旋压成形过程中凸缘处易出现起皱缺陷、在旋压件的口部及杯壁部易产生破裂缺陷^[6]。此外,由于镍基高温合金加工硬化现象严重,旋压成形温度及旋轮运动轨迹、旋压工艺参数、旋轮结构参数等成形条件对旋压成形过程影响极为显著。

凌泽宇等^[16]基于试验对镍基高温合金锥筒形件室温拉深旋压成形进行了研究,指出当进给比或坯料直径过大时,因凸缘处切向压应力过大,将导致起皱缺陷(图 1(a));当进给比及道次间距过小时,因多次碾压导致加工硬化严重,在工件口部易出现破裂缺陷(图 1(b))。Li 等^[17]基于试验研究了 GH3030 镍基合金杯形件室温多道次拉深旋压成形规律,指出采用螺旋线形的旋轮轨迹可有效减小拉深旋压成形时的壁部破



图1 镍基高温合金室温拉深旋压成形缺陷

Fig.1 Forming defects of Ni-based superalloy parts during deep-drawing spinning at room temperature

裂倾向。安震等^[18]基于有限元模拟研究了 Ni-Gr-W-Mo 镍基高温合金曲母线形件热拉深旋压成形规律,根据最大主应力分布规律,判断旋轮圆角半径对旋压件起皱影响最显著。孙琳琳等^[19]基于有限元模拟研究了 Ni-Gr-W-Mo 镍基高温合金曲母线形件热拉深旋压成形,发现控制温度的均匀性对镍基合金旋压成形具有较大影响,当板坯内外表面形成较大的温度差时,易产生不均匀变形,从而导致材料产生不稳定流动甚至拉裂;通过合理规划旋轮轨迹,可避免材料堆积。

与拉深旋压不同,流动旋压时,材料主要发生径向减薄、轴向伸长变形,变形量较大,变形较为均匀^[5]。室温下旋压成形时,由于显著的加工硬化效应,当超过材料的成形极限时将产生破裂缺陷;热成形是提高材料变形能力的最有效手段,但热成形在提高材料塑性的同时,降低了坯料的刚度,从而易产生隆起缺陷。Xia 等^[20-21]对 Haynes230 镍基合金筒形件流动旋压成形进行了研究,结果表明,室温流动旋压成形时,当减薄率过大时,旋压件将产生裂纹(图 2(a));而采用热流动旋压成形时,当成形温度过高或减薄率过大时,坯料变形抗力下降、轴向旋压力增加,在旋轮前端将产生隆起缺陷(图 2(b))。

2 尺寸精度控制

与传统的卷焊及冲压拉深成形相比,旋压成形可有效避免焊接变形并显著改善壁厚不均等问题,是实现镍基高温合金构件高精度成形最有效的方法。但旋压成形属于半模成形工艺,柔性化程度较高、成形参数众多,且室温成形时显著的加工硬化效应将直接影响金属的塑性变形,因此成形精度精确控制难度较大^[22]。在普通旋压方面,凌泽宇等^[16]研究了 Haynes230 镍基合金锥筒件多道次拉深旋压成形工艺,指出旋轮轨迹是影响壁厚减薄的重要因素,当采用圆弧形轨迹、首道次仰角 40°、道次间距 5mm 时,壁厚最大减薄率可控制在 7% 以内。在流动旋压方面,错距旋压作为筒形件流动旋压最常用的方法,是将多个旋轮沿轴向和轴向错开一定距离,把一道工序中的减薄率分配给多个旋轮的旋压成形方法。Lin 等^[23]研究了 Hastelloy C-276 镍基高温合金筒形件室温错距旋压时工艺参数对成形质量的影响规律,结果表明,进给比、减薄率及旋轮圆角半径对壁厚均匀性和内径精度有显著影响;通过工艺参数优化获得了合理的工艺参数组合为:道次壁厚减薄率为 30%~40%,进给比为 0.8mm/r,三旋轮的圆角半径分别为 3mm、4mm 和 6mm,此时的壁厚偏差为 0.06mm,直径偏差为 0.117mm,实现了对尺寸精度的控制。王大力等^[24]基于成形试验研究了 GH4169

镍基高温合金筒形件错距旋压成形的尺寸精度控制方法,指出变壁厚、大长径比镍基高温合金零件旋压成形的关键是减薄率与进给比的合理匹配,成形时根据减薄率来调节进给比,可将旋压件内径偏差控制在 0.1mm 以内。

除旋压工艺参数外,镍基高温合金热旋压成形时,由于成形温度窗口狭窄,且成形温度及均匀性将直接影响材料的流动及塑性变形,因此,镍基高温合金热旋压成形温度的精确控制尤为重要^[25]。Tomas 等^[26]对 C-276 镍基合金多道次热拉深旋压成形方法进行了研究,由于旋压成形时构件的形状发生显著变化,采用激光加热的方法,通过两台测温仪分别测定坯料成形区旋轮前后的温度,顺利实现了热旋压成形,减小了室温旋压成形时的回弹。朱宁远等^[27]研究了 Haynes230 合金筒形件热流动旋压成形方法,由于筒形件成形过程中形状保持不变,选择电磁感应线圈对坯料成形区进行加热,获得了均匀的温度场,采用红外线测温仪及控温装置,通过反馈调节搭建了自动测温-控温系统,实现对成形时温度的精确控制;采用正交成形试验研究了 Haynes230 镍基高温合金筒形件热流动旋压时的成形质量,获得了优化的工艺参数组合:进给比 0.6mm/r、温度 1100℃、减薄率 75%,此时旋压件的尺寸精度为壁厚偏差 0.052mm、

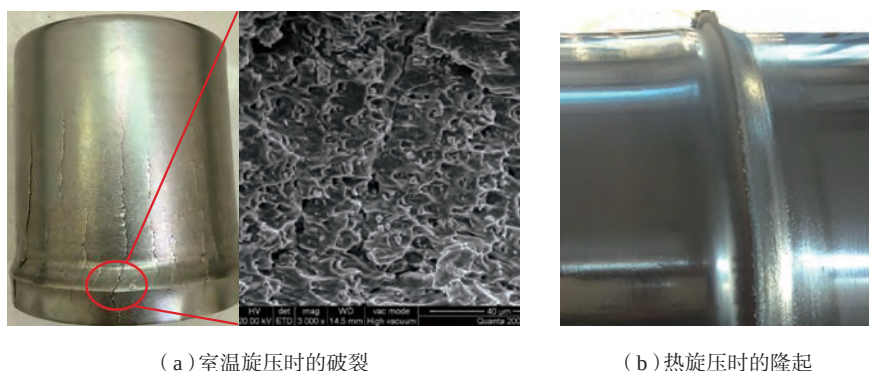


图2 镍基高温合金筒形件旋压成形缺陷

Fig.2 Forming defects of Ni-based superalloy cylindrical parts during flow forming

椭圆度 0.105mm、直线度 0.11mm,实现了镍基高温合金筒形件的精确塑性成形。

目前对镍基高温合金缺陷研究方法主要有成形试验及有限元模拟,但采用成形试验易造成材料浪费;基于有限元模拟,通过应力及壁厚分布来进行判断,使理论分析与实际存在较大误差;因此,尚需构建镍基高温合金旋压成形时的断裂准则与失稳判据,进一步探究镍基高温合金典型缺陷及成形精度精确预测与控制方法。

微观组织演变规律研究

构件的微观组织是影响其机械性能最主要的因素,镍基高温合金构件一般在高温、高压、重载等极端条件下服役,对其微观组织的尺寸及均匀性具有较高的要求,以满足在恶劣环境下服役所需的机械性能^[28],目前关于镍基高温合金旋压成形时微观组织演变的研究主要集中在流动旋压方面。

1 室温旋压成形时微观组织演变

镍基高温合金属于高层错能合金,室温成形时,易发生交滑移,同时固溶于基体相的合金元素具有钉扎、阻碍位错运动的作用,旋压过程中通过位错的增殖和交互作用,形成胞状结构,从而实现组织的细化^[29]。此外,镍基高温合金旋压成形时的微观组织的演变还与旋压成形工艺参数紧密相关。Lin 等^[30]基于成形试验

研究了 Hastelloy C-276 镍基高温合金筒形件室温三旋轮错距旋压时的微观组织演变规律,结果表明,当减薄率较小时,晶粒以单滑移为主,晶粒内部的位错缠结区域(DTZs)较少,剪切面(Shear plane)相互平行(图3(a));随着减薄率的增加,在剪切面周围形成较多的位错缠结区域,变形机制逐渐由单滑移转变为交滑移(图3(b)和(c))。减薄率对镍基高温合金旋压件的变形均匀性有较大影响,当减薄率超过 44.1% 时, Hastelloy C-276 镍基高温合金筒形件变形较为均匀。

2 热旋压成形时微观组织演变

镍基高温合金显著的加工硬化效应限制了材料的塑性成形能力,通过加热条件下的动态再结晶软化效应可有效消除其塑性成形时的加工硬化、提高塑性、降低变形抗力。热旋压成形是在热力耦合作用下的逐点连续塑性变形过程,与室温下的旋压成形相比,热旋压成形时微观组织演变更为复杂,体现为位错增殖、缠结与湮灭、动态回复、动态再结晶形核与晶界的迁移等微观组织演变同时存在且相互竞争^[31]。传统的微观组织观测手段无法实现微观组织演变的动态观察,而通过热力耦合条件下的微观组织数值模拟技术已成为研究组织演变机制的重要工具。Xia 等^[32-33]采用基于 Kocks-Mecking 模型的元胞自动机(CA)模

拟,对 Haynes230 镍基高温合金筒形件加热条件下的筒形件错距旋压时的动态再结晶形核机制及微观组织演变过程进行模拟,采用 Matlab 图像显示函数,将境界作为状态变量,实现了晶粒及晶界的识别和可视化;探索出了 Haynes230 合金热流动旋压过程中,在晶界处以弓出形核方式进行动态再结晶形核;在第一道次旋压过程中,应变量较小,组织内部所聚集的位错及能量不足,仅在晶界处出现少量的动态再结晶形核;随着旋压过程的进行,在第二道次热流动旋压过程中,通过在基体晶界处及再结晶晶界的再次形核,微观组织中形成了大量的再结晶晶粒;在第三道次旋压过程中,组织已达到完全再结晶,组织仍在不断发生动态再结晶和晶粒长大,晶粒尺寸趋于稳定(图4);热流动旋压时温度和减薄率是影响晶粒尺寸的主要因素,当温度 $T \geq 1100^\circ\text{C}$ 、减薄率 $\varphi_t \geq 56\%$ 时,可获得细小均匀的完全动态再结晶组织(图5)。

目前国内外学者已对镍基高温合金旋压成形时微观组织演变进行了较为深入的研究,并实现了晶粒演变的动态观测,但对第二相的研究相对较少。由于镍基高温合金需在特殊环境下服役,需要其微观组织为基体相(γ 相)基体上分布着大小相互配合的 γ' 第二相,以获得较高的晶内及晶界强度,同时还需控制晶粒

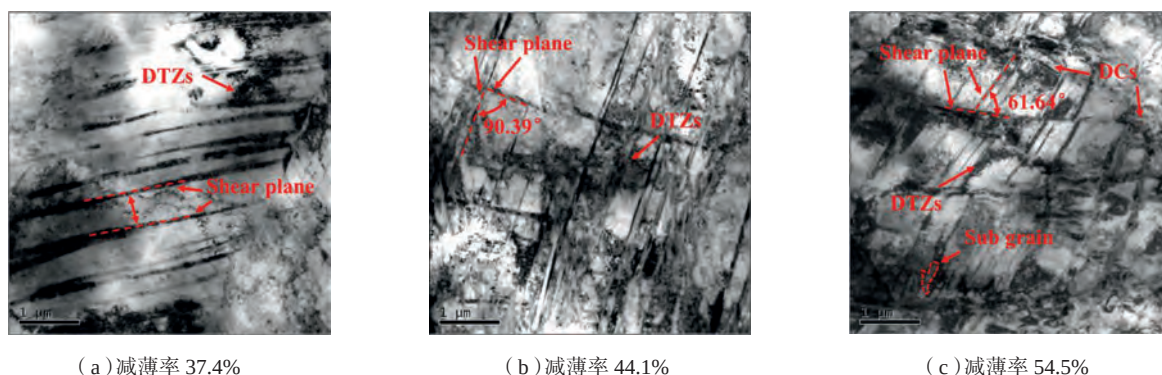


图3 镍基高温合金筒形件室温旋压时减薄率对旋压件微观组织的影响

Fig.3 Influence of the wall thickness thinning on microstructure during spinning at room temperature of Ni-based superalloy cylindrical parts

尺寸,以获得优良的抗蠕变性能^[34]。因此,还需研究旋压时的基体相及第二相的尺寸、形态及分布规律,探索微观组织精确调控方法。

热流动旋压时形/性一体化控制研究

兼具高尺寸精度和优异机械性能的零部件已成为现代制造业的发展趋势,如应用于航空航天发动机及核反应堆等装备的镍基高温合金构件对成形质量和组织性能均具有较高的要求。

室温旋压成形时,塑性变形将使微观组织细化,提高构件的机械性能;而热旋压成形在提高材料变形能力的同时,在热力耦合作用下,若成形工艺不合理,将会使构件的组织性能恶化,故热旋压成形时的组织性能控制至关重要;而且成形时塑性

变形与组织演变之间存在复杂的交互作用^[35]。影响镍基高温合金旋压成形质量和微观组织的因素众多(材料性能、旋压方式、成形温度、旋压工艺及旋轮结构参数),且宏观成形质量和机械性能的评价指标也较多,因此,还需进行多目标优化。目前关于形/性一体化控制的研究主要集中在筒形件热流动旋压方面。朱宁远^[27]、Xiao等^[36]针对Haynes230镍基高温合金筒形件高精度与高性能的要求,提出基于能量耗散及大塑性变形不可逆热力学极值原理,构建基于动态材料模型的热加工图,以获得成形时流变失稳条件及有利于成形及微观组织演变一体化控制的工艺条件(图6(a)~(d))。通过微观组织观测,获得了工艺参数对宏观成形质量、微观组织及室温机械性能的影响规律;采用灰色关联度分

析法进行成形质量及组织性能协同研究的多目标优化,获得了优化的工艺参数组合为:成形温度1100℃、进给比0.6mm/r、减薄率80%,此时旋压件的壁厚偏差0.052mm、椭圆度0.105mm、直线度0.11mm、室温屈服强度1223MPa、室温抗拉强度1477MPa、室温伸长率13.12%;实现了镍基高温合金构件的高精度、高性能制备图(6(e))。

目前对镍基高温合金性能的研究主要集中在屈服及抗拉强度与伸长率等室温机械性能方面,而镍基高温合金一般在高温、高压环境下服役;除室温性能外,持久强度和蠕变极限等高温机械性能也是评价镍基高温合金构件的重要指标;因此,尚需进一步研究镍基高温合金旋压件的高温机械性能,探究宏观成形质量与室温及高温机械性能一体化控制方法。

结论

(1) 旋压成形是制备镍基高温合金薄壁空心回转体零件最有效的方法之一。筒形件流动旋压是目前镍基高温合金旋压成形应用最广泛的旋压成形方法,坯料的初始组织和成形温度是影响镍基高温合金筒形件流动旋压时可旋性的主要因素;当合金元素固溶于基体相形成固溶体时,镍基高温合金具有较好的可旋性,提高成形温度可显著提升镍基高温合金的可旋性。

(2) 不同的旋压方式下,镍基高温合金旋压成形时典型缺陷及精度控制方法各异。室温拉深旋压及热拉深旋压时主要发生凸缘起皱及破裂缺陷,室温流动旋压时易产生壁部裂纹;热流动旋压时主要发生隆起缺陷。旋轮运动轨迹、减薄率及进给比与旋轮结构参数、旋压成形温度分别是影响室温拉深旋压、室温流动旋压及热流动旋压成形时尺寸精度的主要参数。

(3) 成形温度和减薄率是影响

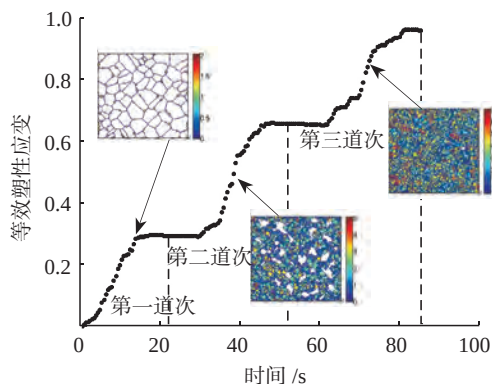


图4 热流动旋压过程CA模拟

Fig.4 CA simulation of hot power spinning

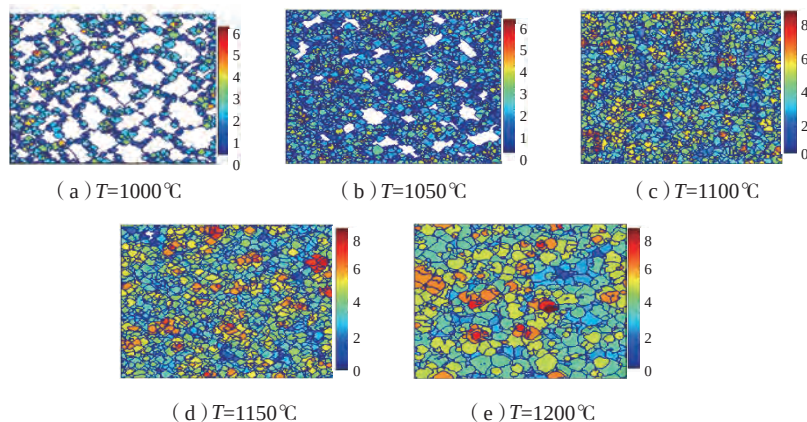


图5 不同温度下热流动旋压CA模拟微观组织演变

Fig.5 Microstructure of hot power spinning obtained by CA simulation under different temperatures

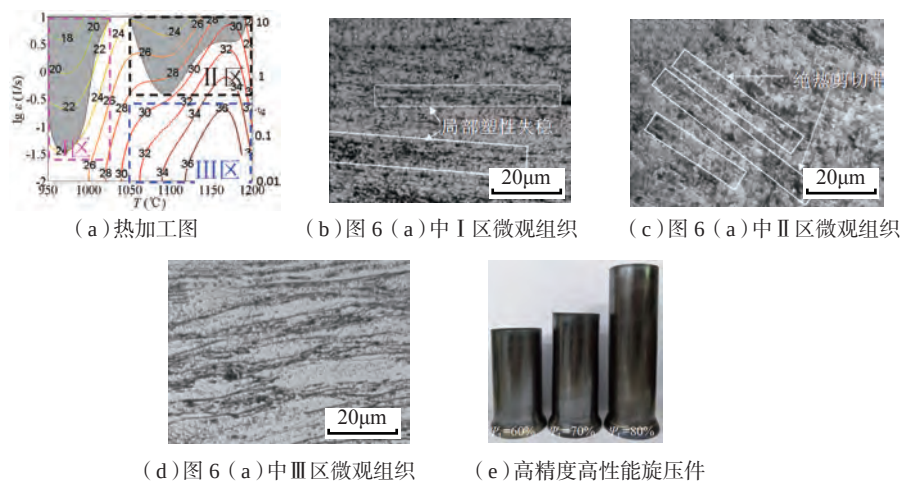


图6 镍基高温合金筒形件热流动旋压/性一体化控制

Fig.6 Shape/property integrated control of Ni-based superalloy cylindrical parts during hot power spinning

镍基高温合金筒形件流动旋压时微观组织演变机制的主要因素。镍基高温合金室温旋压时,随着减薄率的增加,晶粒变形由位错单滑移逐渐转变为位错交滑移。热旋压成形时同时存在位错增殖、动态回复及再结晶,再结晶形核机制为晶界弓出形核;随着总减薄率的增加,动态再结晶分数增加,晶粒尺寸逐渐趋于稳定。

(4) 镍基高温合金筒形件热流动旋压时,可通过构建材料热加工图,获得有利于成形及微观组织一体化控制的条件,采用灰色关联度法进行宏观成形质量和组织性能的多目标优化,从而实现镍基高温合金热流动旋压成形的形/性一体化控制。

参考文献

- [1] WEN D X, LIN Y C, LI H B, et al. Hot deformation behavior and processing map of a typical Ni-based superalloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 2014, 591: 183-192.
- [2] XIA Q X, ZHU N Y, CHENG X Q, et al. The classification and a review of hot power spinning of difficult-to-deform metals[J]. International Journal of Materials & Product Technology, 2017, 54: 212.
- [3] YANIV M. 直面航空工业喷气发动机部件制造的挑战[J]. 现代制造, 2018(25): 60-62.
- [4] 朱宁远, 夏琴香, 肖刚锋, 等. 难变形金属热强旋压成形技术及研究现状[J]. 锻压技术, 2014, 39(9): 42-47.
- [5] XIA Q X, XIAO G F, LONG H, et al. A review of process advancement of novel metal spinning[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2014, 85: 100-121.
- [6] 夏琴香. 特种旋压成形技术[M]. 北京: 科学出版社, 2017.
- [7] XIA Q X. Novel spinning forming technology[M]. Beijing: Science Press, 2017.
- [8] MUSIC O, ALLWOOD J M, KAWAI K. A review of the mechanics of metal spinning[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2010, 210(1): 3-23.
- [9] CHENG X Q, ZHU N Y, XIA Q X, et al. Establishment of the high temperature constitutive relationship of the Haynes 230 Ni-based superalloy[J]. Defect and Diffusion Forum, 2018, 385: 397-402.
- [10] XIA Q X, HUANG Y, CHENG X Q, et al. Development of constitutive model of Haynes230 at high temperature based on Johnson-Cook model[C]. Proceeding of the 34th International Deep Drawing Research Group (IDDRG 2015). Shanghai, 2015.
- [11] MORI K, ISHIGURO M, ISOMURA Y. Hot shear spinning of cast aluminium alloy parts[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2009, 209(7): 3621-3627.
- [12] 夏琴香, 周立奎, 肖刚锋, 等. 金属剪切旋压成形时的韧性断裂准则[J]. 机械工程学报, 2018, 54(14): 66-73.
- [13] XIA Q X, ZHOU L K, XIAO G F, et al. Ductile fracture criterion for metal shear spinning[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(14): 66-73.
- [14] 赵云豪, 魏志强, 王振海. 镍基合金筒形件变薄旋压组织与性能的研究[J]. 锻压技术, 2001(1): 33-35.
- [15] ZHAO Yunhao, WEI Zhiqiang, WANG Zhenhai. Research on the microstructure and properties of flow forming for Ni-based superalloy[J]. Forging and Stamping, 2001(1): 33-35.
- [16] 田党. 镍基合金管材的强力旋压工艺[J]. 钢管, 1991(2): 16-19.
- [17] TIAN Dang. Power spinning process for Ni-based superalloy tubes[J]. Steel Pipe, 1991(2): 16-19.
- [18] 赵云豪. 高温合金旋压塑性变形稳定性试验研究[J]. 锻压技术, 2003, 28(5): 47-50.
- [19] ZHAO Yunhao. Research on spinning deformation stability of high temperature alloy[J]. Forging & Stamping Technology, 2003, 28(5): 47-50.
- [20] 王新坤. 难变形金属筒形件热强旋成形机理及工艺参数优化[D]. 广州: 华南

理工大学, 2018.

WANG Xinkun. Study on forming mechanism and process optimization of hot power spinning for hard-to-deform material tubular parts [D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2018.

[16] 凌泽宇, 肖刚锋, 夏琴香, 等. 镍基高温合金锥筒形件拉深旋压成形机理研究[J]. 锻压技术, 2020, 45(2): 100–105, 112.

LING Zeyu, XIAO Gangfeng, XIA Qinxian, et al. Research on deep drawing spinning forming mechanism of conical-cylindrical part of Ni-based superalloy[J]. Forging & Stamping Technology, 2020, 45(2): 100–105, 112.

[17] LI Z X, SHU X D. Numerical and experimental analysis on multi-pass conventional spinning of the cylindrical part with GH3030[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 103(5–8): 2893–2901.

[18] 安震, 李金山, 胡锐, 等. Ni–Cr–W–Mo 合金异型件的热旋成形规律有限元分析[J]. 稀有金属材料与工程, 2013, 42(1): 70–74.

AN Zhen, LI Jinshan, HU Rui, et al. FEM analysis on the heat spinning for Ni–Cr–W–Mo superalloy workpiece with strange shape[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2013, 42(1): 70–74.

[19] 孙琳琳, 寇宏超, 胡锐, 等. Ni–Cr–W–Mo 合金曲母线异型件第一道次热旋成形有限元模拟[J]. 塑性工程学报, 2010, 17(2): 33–38.

SUN Linlin, KOU Hongchao, HU Rui, et al. FEM numerical simulation of first-pass heat spinning for Ni–Cr–W–Mo superalloy workpiece with curvilinear shape[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2010, 17(2): 33–38.

[20] WANG X K, XIA Q X, CHENG X Q. Deformation behavior of Haynes230 superalloy during backward flow forming[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2017, 18(1): 77–83.

[20] WANG X K, XIA Q X, CHENG X Q. Deformation behavior of Haynes230 superalloy during backward flow forming[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2017, 18(1): 77–83.

[21] WANG X K, XIA Q X, CHENG X Q, et al. A study on non-uniform deformation

of backward flow forming and its influencing factors[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 93(9–12): 4143–4152.

[22] WONG C C, DEANT A, LIN J. A review of spinning, shear forming and flow forming processes[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2003, 43(14): 1419–1435.

[23] LIN Y C, QIAN S S, CHEN X M, et al. Staggered spinning of thin-walled Hastelloy C-276 cylindrical parts: Numerical simulation and experimental investigation[J]. Thin-walled Structures, 2019, 140: 466–476.

[24] 王大力, 郭亚明, 王宇, 等. 镍基高温合金筒形件毛坯错距旋压工艺研究[J]. 新技术新工艺, 2016(2): 12–15.

WANG Dali, GUO Yaming, WANG Yu, et al. Research on stagger spinning process of nickel-base high temperature alloy tube blank[J]. New Technology & New Process, 2016(2): 12–15.

[25] LIN YC, MIN H, CHEN M S, et al. Effects of initial δ phase (Ni_3Nb) on hot tensile deformation behaviors and material constants of Ni-based superalloy[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2016, 26(1): 107–117.

[26] TOMAS Z, GADE K, LUKAS Z, et al. Hot spinning of the Hastelloy C–276 alloy using a high-power diode laser[J]. Obrobka Plastyczna Metali, 2014, 4: 287–299.

[27] 朱宁远. 难变形金属筒形件热强旋过程形/性一体化控制研究[D]. 广州: 华南理工大学, 2017.

ZHU Ningyuan. Research on precision & property integrated control of tubular parts of difficult-to-deform metal in hot power spinning[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2017.

[28] WANG J, ZHOU L Z, SHENG L Y, et al. The microstructure evolution and its effect on the mechanical properties of a hot-corrosion resistant Ni-based superalloy during long-term thermal exposure[J]. Materials & Design, 2012, 39: 55–62.

[29] 温玉锋, 孙坚, 黄健, 等. 镍基合金广义层错能的第一性原理研究[J]. 中国有色金属学报, 2011, 21(7): 1664–1667.

WEN Yufeng, SUN Jian, HUANG Jian, et al. First-principles study of generalized stacking

fault energy in Ni-based alloys[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2011, 21(7): 1664–1667.

[30] LIN Y C, QIAN S S, CHEN X M, et al. Influences of feed rate and wall thickness reduction on the microstructures of thin-walled Hastelloy C-276 cylindrical parts during staggered spinning[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 106(9–10): 3809–3821.

[31] ZHAN M, YANG H, GUO J, et al. Review on hot spinning for difficult-to-deform lightweight metals[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2015, 25(6): 1732–1743.

[32] XIA Q X, LONG J C, ZHU N Y, et al. Research on the microstructure evolution of Ni-based superalloy cylindrical parts during hot power spinning[J]. Advances in Manufacturing, 2019, 7(1): 52–63.

[33] LONG J C, ZHU N Y, XIA Q X, et al. A study of the dynamic recrystallization behavior of Ni-based superalloy during hot power spinning based on cellular automaton[J]. Advanced Engineering Materials, 2019, 21(7): 1801022.

[34] 郭建亭. 高温合金材料科学: 应用基础理论[M]. 北京: 科学出版社, 2008.

GUO Jianting. Materials science of superalloy: basic theory of application[M]. Beijing: Science Press, 2008.

[35] 詹梅, 王贤贤, 高鹏飞. 钛合金薄壁筒形件热强旋宏观微观成形规律研究进展[J]. 西华大学学报(自然科学版), 2019, 38(4): 1–9.

ZHAN Mei, WANG Xianxian, GAO Pengfei. Advanced in macroscopic and microscopic deformation laws of titanium alloy thin-walled cylindrical parts processed by hot power spinning[J]. Journal of Xihua University (Natural Science Edition), 2019, 38(4): 1–9.

[36] XIAO G F, ZHU N Y, LONG J C, et al. Research on precise control of microstructure and mechanical properties of Ni-based superalloy cylindrical parts during hot backward flow spinning[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2018, 34: 140–147.

通讯作者: 夏琴香, 教授 / 博导、博士, 研究方向为塑性成形与模具技术, E-mail: meqxxia@scut.edu.cn.

Research Status of Spinning Forming for Ni-Based Superalloy

XIAO Gangfeng, XIA Qinxiang, ZHANG Yilong, JIANG Peng

(School of Mechanical and Automotive Engineering, South China University of Technology, Guangzhou 510640, China)

[ABSTRACT] Ni-based superalloy components with thin-walled are the core parts of high-end equipment. Spinning is the most effective method to manufacture these parts with high accuracy and excellent performance. The spinning technology of Ni-based superalloy was comprehensive discussed by analyzing the spinnability, macro-forming quality, microstructural evolution and shape/property integrated control. The influences of initial microstructure of the blank and the forming temperature on the spinnability during flow forming process were analyzed. The influences of the process parameters on macro-forming quality of spun parts were summarized. The microstructural evolution mechanisms during flow forming at room temperature and hot flow forming were discussed. The integrated control method of shape/property of spun parts during hot flow forming was explored.

Keywords: Spinning forming of Ni-based superalloy; Spinnability; Macro-forming quality; Microstructural evolution; Shape/property integrated control

(责编 大漠)

(上接第45页)

A Review of Plastic Forming Technologies and Applications for Large and Complex-Shaped Panels

LI Yong, LI Dongsheng, LI Xiaoqiang

(School of Mechanical Engineering & Automation, Beihang University, Beijing 100191, China)

[ABSTRACT] Plastic forming technologies are the key technologies for the manufacturing of large and thin-walled components with high accuracy for the aerospace industry. With the continuous development of the new generation of lightweight and high-performance aerospace equipment in the direction of the overall high-precision, lightweight, high-performance, complex thin-walled, etc., it also promotes the continuous innovation of the corresponding plastic forming technologies. Therefore, this paper gives a review of the existing research results and applications, and future development trends of typical plastic forming technologies for thin-walled components in the aerospace industry (including: stretch forming, shot peening, creep aging forming, and superplastic forming/diffusion bonding technology), trying to provide reference and ideas for the future development of research and engineering applications of the plastic forming technologies for large-scale thin-walled components in aviation.

Keywords: Large and complex-shaped panel; Lightweight alloy; Plastic forming; Forming mechanism; Application in aerospace

(责编 大漠)

芯模填充对铜钛复合管绕弯截面畸变和壁厚减薄作用的模拟研究*

朱英霞,王 匀,万苗苗,施 伟,涂文斌

(江苏大学机械工程学院,镇江 212013)

[摘要] 为了提高铜钛复合管绕弯成形精度,基于所建有限元模型,研究了刚性芯模参数对复合管截面畸变和壁厚减薄的影响规律,并对比了刚性芯模填充和弹性芯模填充。研究表明:(1)随着刚性芯棒伸出量的增大,双金属复合弯管的基、覆管截面畸变率逐渐减小,壁厚减薄率逐渐增大,最佳芯棒伸出量为7mm。(2)较之无芯模填充,采用刚性芯模填充后,截面畸变显著降低,但是壁厚减薄率增大;控制截面畸变时,一定要考虑芯模对复合管壁厚减薄率的影响,并根据实际生产要求和管材尺寸结构灵活选择填充状态。(3)弹性芯模填充时,截面畸变率沿弯曲方向的分布较之刚性芯模均匀;刚性芯模较之弹性芯模可以更好地控制复合管的截面畸变,但最大差距只有1.03%。弹性芯模较之刚性芯模可以更好地控制复合管的壁厚减薄率,最大差距为3.27%。综合考虑截面畸变和壁厚减薄,弹性芯模对双金属复合管的填充效果更好。

关键词: 双金属复合管;塑性弯曲;芯模填充;有限元分析

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.054



朱英霞

副教授、博士,从事精确塑性成形与计算机仿真研究。主持、参与国家自然科学基金青年项目、面上项目多项,入选泰兴市“双创人才”项目计划,先后进行过矩形管、双脊波导管和双金属复合管绕弯成形的工作,在精确塑性成形领域积累了丰富的理论知识与实践经验。

异质双金属复合管是一种特殊管材,由两种不同材质的金属材料通过变形和连接技术结合而成,一层管材通常相对较厚,起到载体作用,被称之为“基管”;另一层管材相对较薄,包覆或内衬在基管上,被称之为“覆管”^[1]。本文研究的铜钛复合管以铜为“基管”,以钛为“覆管”,由于热交换性能好、抗疲劳强度高、抗振动性能好、耐腐蚀、耐磨损,其弯曲件是应用于海军舰船、滨海电站的各类海水管路和蒸汽管路的理想材料^[2]。因此研究铜钛复合管的弯曲工艺具有较好的工程应用价值。

目前管材的塑性弯曲工艺有压弯^[3]、推弯^[4-5]、滚弯^[6]、绕弯^[7-9]等,研究众多且取得了丰硕的成果,然而有关复合管塑性弯曲工艺的研究依

旧较少。吕海源^[10]研究了双金属复合管的压弯成形工艺,认为填充PU棒能够防止双金属复合管出现内弧面失稳起皱和横截面畸变等成形缺陷。郭训忠等^[11-12]研究了双金属复合管的冷推弯工艺及芯模填充条件,发现采用刚性芯棒和低熔点合金制作的柔性芯棒均可改善复合管横截面椭圆度和壁厚均匀性,采用刚性芯棒时壁厚均匀性最好,采用柔性芯棒时界面无分层。然而上述弯曲工艺对工艺条件和管材性能要求较高,故对双金属复合管的弯曲成形并不理想。Guo等^[13]研究了铜铝双金属复合管在自由弯曲成形下的壁厚分布规律,其研究方法对本文有较好的借鉴意义。近年来,作者从绕弯成形工艺参数的优化、芯模填充样式及其作

* 基金项目: 国家自然科学基金(51601070); 江苏省自然科学基金面上项目(BK20181447); 江苏省博士后科学基金(1501099B); 江苏大学高级人才科研启动基金(14JDG135)。

用、截面变形分析与控制等方面,对管材的绕弯成形工艺展开大量研究,发现芯模是控制单层金属管截面畸变的最重要工艺条件^[14-17]。研究还发现,绕弯成形适用对拉伸力要求较高的复杂弯管成形,因此将绕弯成形应用于铜钛复合管的弯曲成形^[18]。

综合上述研究还可知,芯模是控制管材弯曲成形截面畸变和壁厚的重要工艺条件^[10-12,14-17],因此本文对铜钛复合管绕弯成形的芯模填充条件展开研究。芯模的样式有很多,大致分为4类:刚性芯模、柔性芯模、液压填充和颗粒填充。目前绕弯成形中最常用的芯模样式为刚性芯模^[18-21],其结构为芯轴-芯球式。柔性芯模填充以PU、PVC棒为代表^[12,15,22]。液压填充^[8]和颗粒填充的研究相对较少。很多文献研究了刚性芯模参数如芯头个数、芯棒伸出量等,对单层管绕弯成形截面畸变和壁厚减薄率的影响。如蒋兰芳等^[19]研究表明,截面椭圆度和壁厚减薄率随着芯头个数、芯头尺寸和芯棒支撑角度的增加而减小。刘志文^[23]和巫师珍等^[24]研究了有无芯模、芯棒伸出量和芯头个数等条件对薄壁钢管弯曲成形截面畸变、壁厚减

薄的影响规律,发现采用芯棒支撑可以有效地控制弯曲成形中管材的截面扁化,当芯棒伸出量为1/4~1/3管内径、芯头个数为2~4时,管材的弯曲成形质量最好。Zhang等^[25]比较了双脊矩形管绕弯成形刚性芯模和PVC芯模填充结果,发现刚性芯模可以有效地控制双脊高度变形,而PVC芯模可以有效地控制截面凹槽变形。综合以上研究,刚性芯模的芯棒伸出量、芯头个数等参数,对控制单层管绕弯成形的截面变形和壁厚减薄有重要作用;PVC芯模在单层管弯曲成形中同样能够发挥重要的填充作用。因此,本文借鉴上述研究成果,针对铜钛复合管绕弯成形的刚性芯模填充和PVC芯模填充展开研究。

本文基于所建铜钛复合管绕弯成形有限元模型^[18],研究了刚性芯模参数对复合管截面畸变和壁厚减薄的影响规律,并对比了刚性芯模填充和弹性芯模填充对复合管截面畸变和壁厚减薄的作用,给出了不同参考因素下的最佳芯模填充建议,以促进双金属复合管绕弯成形研究的进展,从芯模填充的角度为双金属复合管塑性弯曲工艺的缺陷控制提供理论指导,为相关研究提

供较好的借鉴。

铜钛复合管绕弯成形有限元模型建立

1 截面畸变和壁厚减薄率描述

铜钛复合管绕弯成形结束后,横截面通常存在扁化(畸变),如图1(a)所示,表现为管材直径沿截面纵向缩短,沿截面横向拉伸。由于截面纵向变形最为严重,因此选取截面纵对称线上直径变化描述截面畸变:

$$\Delta\delta_i = \frac{d_0 - \sqrt{(x_i - x'_i)^2 + (y_i - y'_i)^2}}{d_0} \times 100\% \quad (1)$$

式中, d_0 是复合管 T2 基管(TA2 覆管)原始直径, i 是沿基管(覆管)弯曲方向的代表节点(代表横截面), (x_i, y_i) 和 (x'_i, y'_i) 分别是 i 节点上的坐标,如图1(b)所示。

选取截面纵对称线上基管(覆管)上弯曲层的壁厚变化,计算减薄率,如式(2)所示:

$$\Delta t_i = \frac{t_0 - t'_i}{t_0} \times 100\% \quad (2)$$

式中, t_0 和 t'_i 分别是复合管基管(覆管)原始壁厚和弯曲后壁厚。

2 铜钛复合管绕弯成形有限元模型

材料的本构模型采用各向同性屈服准则和材料硬化模型,其屈服条

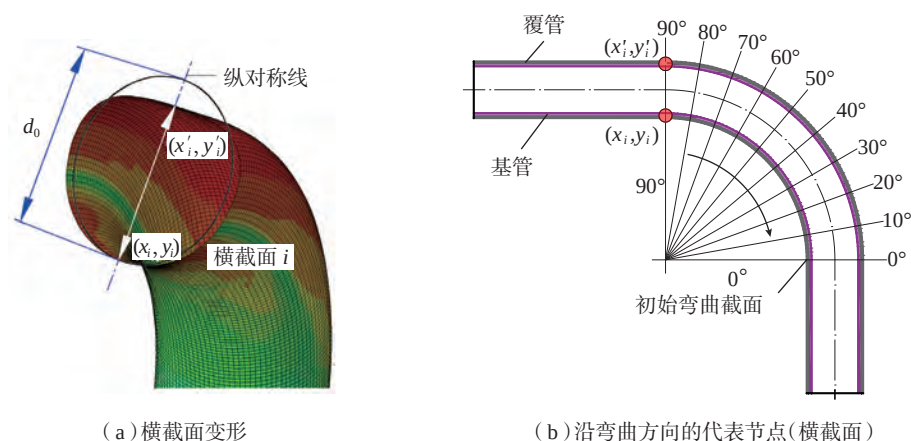


图1 复合管绕弯成形后横截面变形情况

Fig.1 Deformation of cross-section of composite tube after rotary-draw bending

件 f 为

$$f = \sqrt{\frac{3}{2}} s : s - K (\bar{\varepsilon}^p)^n = 0 \quad (3)$$

式中, s 为偏应力, $\bar{\varepsilon}^p$ 为等效塑性应变, K 和 n 是材料常数, 通过单向拉伸试验获得。铜钛复合管的材料性能参数和几何尺寸如表 1 所示。

选用经典库伦摩擦模型描述双金属复合管与模具之间的摩擦条件, 以及覆管与基管之间的接触关系; 双金属复合管的网格采用 S4R 壳单元; 最终基于 ABAQUS/Explicit 有限元模拟平台建立了铜钛复合管绕弯成形有限元模型, 如图 2^[18] 所示, 该模型对截面畸变和回弹的平均预测误差分别为 24.20% 和 4.16%, 因此是可靠的^[18]。

芯模建模及模拟参数

1 刚性芯模

刚性芯模包括两部分, 即芯棒和芯头, 有限元建模如图 3 所示, 采用 R3D4 网格单元。芯棒与芯头, 芯头与芯头之间采用 Join+Rotation 链接。芯模参数包括芯棒伸出量和芯头个数, 结合生产过程中缺陷分析, 其研究范围如表 2 所示。

2 弹性芯模

弹性芯模选用文献 [15,25] 中, 应用于矩形管和双脊矩形管绕弯成形的 PVC 芯棒, 其密度为 1.22g/cm³, 弹性模量为 2395MPa, 拉伸、压缩应力应变曲线如图 4 所示^[15]。芯模在有限元模型中被定义为弹塑性变形体, 网格单元采用 C3D8R, 材料本构模型是压敏的, 其屈服条件 f 表达如式(4)。

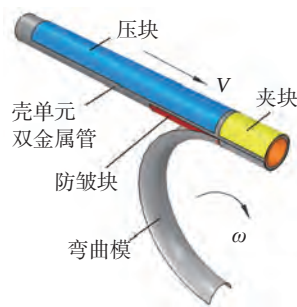


图2 铜钛双金属复合管绕弯有限元模型

Fig.2 FE model of rotary-draw bending of copper-titanium bimetallic composite tube

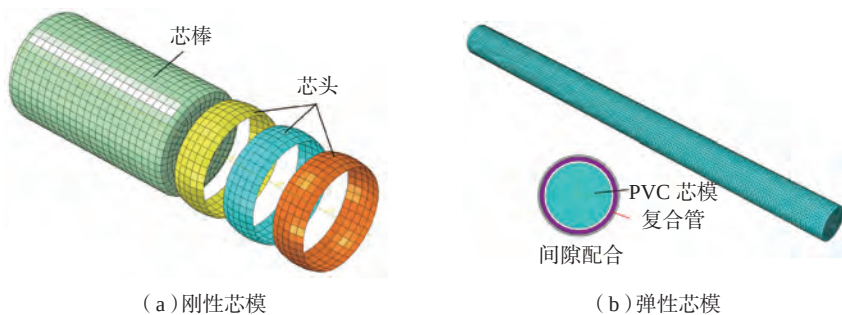


图3 芯模

Fig.3 Mandrel

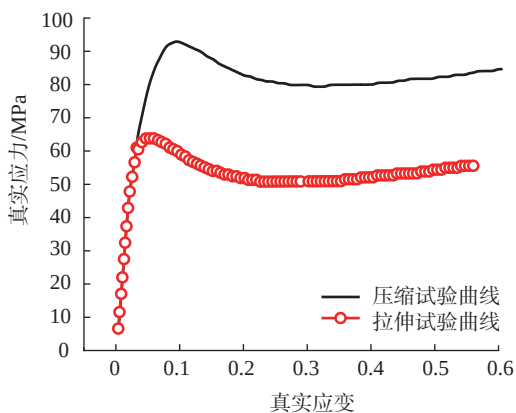


图4 弹性芯模拉伸、压缩应力-应变曲线

Fig.4 Tensile and compressive stress-strain curves of elastic mandrel

表1 铜钛复合管材料力学性能参数和几何尺寸

Table 1 Mechanical property parameters and geometric dimensions of copper-titanium composite tube materials

管层	外径/mm × 厚度/mm	弹性模量 E/GPa	强度系数 K/MPa	硬化指数 n
T2 内层基管	18 × 2	620.92	409.74	0.165
TA2 外层覆管	20 × 1	853.30	717.18	0.192

表2 刚性芯模参数研究范围

Table 2 Research scope of rigid mandrel parameters

芯棒伸出量/mm	芯头个数
3	无填充
7	1
11	2
15	③

注：③为研究其他变量时的基础模拟值。

$$f = \sqrt{\frac{3}{2}} s : s - \sigma_C \sigma_T + (\sigma_C - \sigma_T) \sigma_{kk} = 0 \quad (4)$$

式中, $\sigma_{kk} = \delta_{ij} \sigma_{ij}$; σ_C 和 σ_T 分别是 PVC 材料的压缩应力和拉伸应力, 与等效塑性应变 $\bar{\varepsilon}^p$ 之间的关系式通过拟合图 4 中应力-应变曲线获得。此外, PVC 材料本构模型采用了非关联流动法则。最终建立 PVC 材料有限元模型如图 3 (b) 所示。为了便于弯曲后取出, PVC 芯模与管坯之间采用间隙配合, 间隙设定为 0.1mm。

3 模拟的基本条件

模拟的基本参数, 如模具的运动速度、间隙、弯曲半径等, 如表 3 所示, 其中除夹块以外的其他模块与管坯间摩擦系数值, 由摩擦试验获得。

结果与讨论

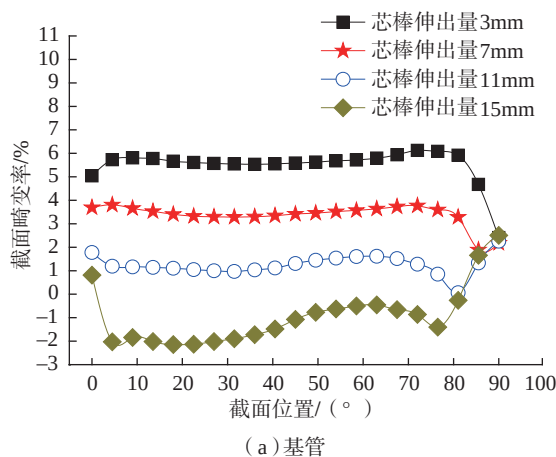
1 芯棒伸出量对截面畸变和壁厚减薄率的影响

由图 5 可以看出, 随着芯棒伸出量的增大, 双金属复合弯管的基、覆管的截面畸变量逐渐减小。当芯棒伸出量为 3mm 时, 基、覆管有最大截面畸变量, 分别为 6.12% 和 5.04%。当芯棒伸出量为 11mm 时, 基管的平均截面畸变量最小, 值为 1.26%。当芯棒伸出量为 15mm 时, 覆管的平均截面畸变量最小, 值为 0.89%。然而当芯棒伸出量为 11mm 时, 复合管弯曲过程中发生了轻微的鼓包, 如图 6 所示。当芯棒伸出量为 15mm 时, 复合管弯曲过程中发生了严重的鼓包。因此为了降低复合管的截面畸变率,

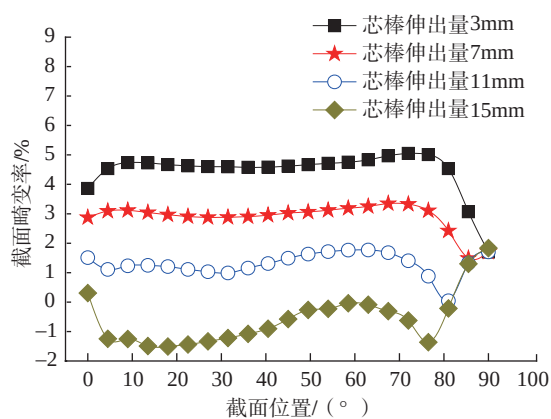
建议芯棒伸出量 ≤ 7 mm, 且在此范围内伸出越长越好。此外, 由图 5 中数据可知, 芯棒伸出量对基、覆管截面畸变的影响规律基本一致, 但基管

的截面畸变率更高。因此, 当基覆管间截面畸变率差距超过一定程度后, 管材将出现分层现象。

图 7 研究了不同芯棒伸出量对



(a) 基管



(b) 覆管

图5 不同芯棒伸出量下复合管截面畸变的分布曲线

Fig.5 Distribution curves of cross-section distortion with different mandrel extensions

表3 有限元模拟参数

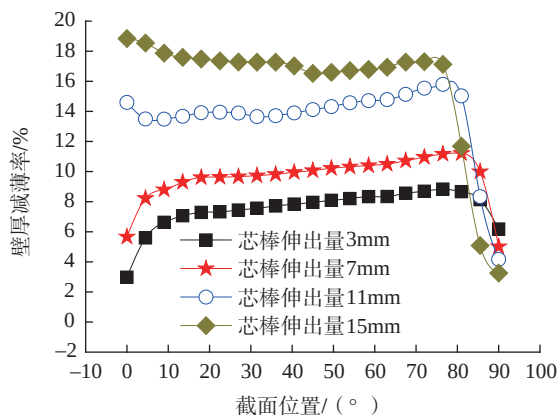
Table 3 Finite element simulation parameters

模拟参数	数值
弯曲半径/mm	60
弯曲角度/(°)	90
弯曲角速度/(rad·s ⁻¹)	0.5
侧推速度/(mm·s ⁻¹)	30
夹块-管坯摩擦系数	0.57 ^[26-27]
其他模块-管坯摩擦系数	0.18
覆管-基管摩擦系数	0.46 ^[18]
芯模-管坯摩擦系数	0.02
管坯与模具间隙/mm	0~0.2

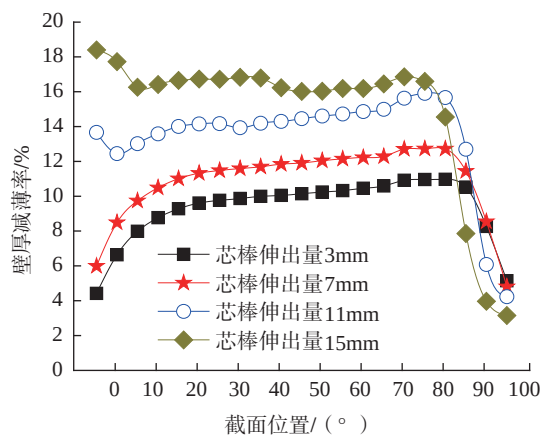


图6 芯棒伸出量为11mm时复合管发生鼓包

Fig.6 Bulging of the composite tube occurs when the mandrel extension is 11mm



(a) 基管



(b) 覆管

图7 不同芯棒伸出量下复合管壁厚减薄率的分布曲线

Fig.7 Distribution curves of wall thickness reduction rate with different mandrel extensions

复合管绕弯成形壁厚减薄率的作用规律。可以看到随着芯棒伸出量的增大,基、覆管的壁厚减薄率逐渐增大。当芯棒伸出量分别为3mm、7mm、11mm、15mm时,基管的最大壁厚减薄率分别为8.81%、11.20%、

15.8%和18.91%,覆管的最大壁厚减薄率分别为10.98%、12.77%、15.97%和18.84%。由数据可知,为了降低壁厚减薄率,芯棒伸出量越小越好。又由于芯棒伸出量为3mm和7mm时,最大壁厚减薄率相差只有2.39%(基

管)和1.79%(覆管),综合图5~7的研究结果得出,芯棒伸出量为7mm时铜钛复合管绕弯成形质量最好。此外可以看到芯棒伸出量对基、覆管的作用规律基本一致。

2 芯头个数对截面畸变和壁厚减薄率的影响

图8(a)和(b)研究了芯头个数对截面畸变的作用,可以看到没有芯模填充时,基、覆管截面畸变最大值接近10%。使用芯模填充后,截面畸变显著降低。芯头个数分别为1~3时,基管(覆管)的截面畸变率沿弯曲方向的分布非常接近,最大值均低于4%。这是由于弯曲过程中芯头起到径向支撑的作用,同时芯头的存在使弯曲过程中复合管受到的切向拉应力增大,进而降低截面畸变率。弯曲角度在35°~70°之间时,芯头个数为3的控制截面畸变效果最佳。图8(c)对比了基、覆管无芯模填充情况下和3芯头填充情况下的截面畸变率,可以看到无芯模填充时,基、覆管的截面畸变率差距相对较大,增加了复合管分层的风险;而有芯模填充时,基、覆管截面畸变率相差较小,这也相对降低了复合管分层的风险。

从图9可以看出,没有芯模支撑的时候,基、覆管的壁厚减薄率明显低于存在芯模填充的情况,最大差值可以达到6%左右。芯头个数分别为1~3时,基管(覆管)的壁厚减薄率沿弯曲方向的分布非常接近,最大壁厚减薄率分别为11%和13%。综合图8、图9的研究,当采用刚性芯模填充控制复合管绕弯截面畸变时,一定要考虑芯模对复合管壁厚减薄率的影响,综合比较可得到3芯头填充时效果较好。

3 弹性芯模对截面畸变和壁厚减薄率的影响

图10比较了弹性芯模和3芯头刚性芯模对基、覆管弯曲截面畸变的影响。可知,刚性芯模填充时,基、覆管的最大截面畸变率分别为3.88%

和 3.24%；弹性芯模填充时,基、覆管的最大截面畸变率分别为 4.49% 和 4.27%；由此可见刚性芯模较之弹性

芯模可以更好地控制钛铜双金属复合管的截面畸变,但最大差距只有 1.03%,效果并不明显。弹性芯模填

充时,截面畸变沿弯曲方向的分布更均匀,这也意味着弹性芯模填充时,复合管弯曲方向的应力分布更为均

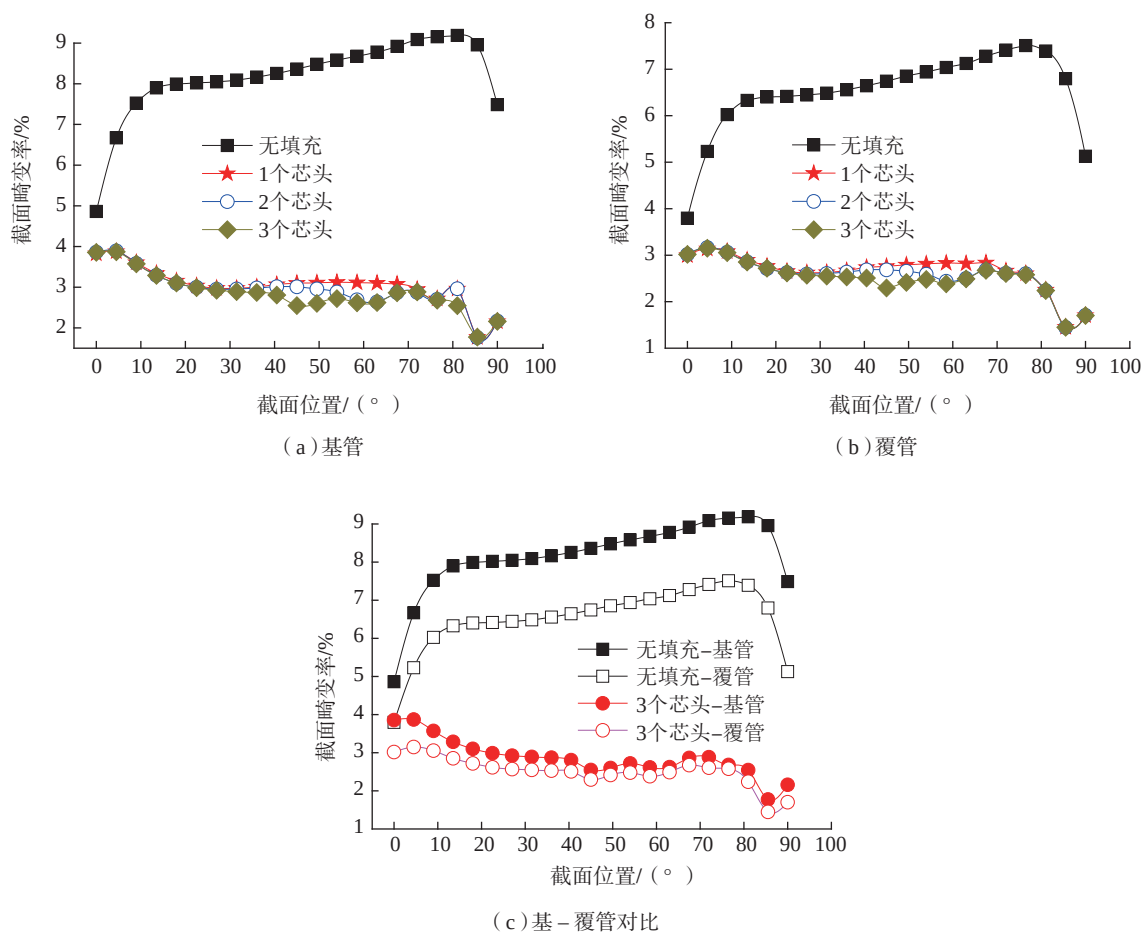


图8 不同芯头个数下复合管截面畸变的分布曲线

Fig.8 Distribution curves of cross-section distortion with different core numbers

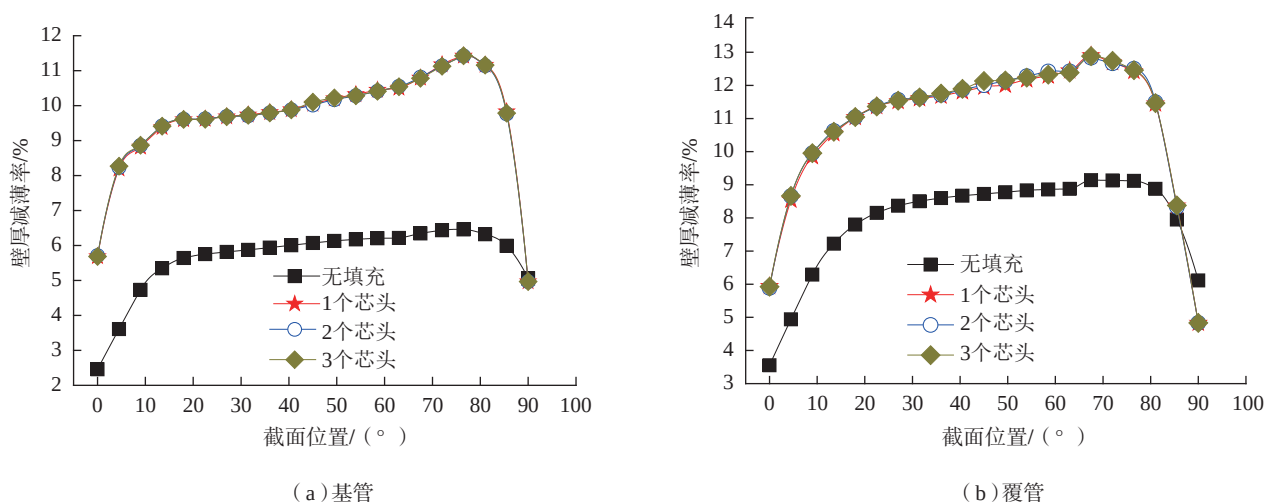


图9 不同芯头个数下复合管壁厚减薄率的分布曲线

Fig.9 Distribution curves of wall thickness reduction rate with different core numbers

匀,可以在一定程度上抑制钛铜双金属复合管的基、覆管分层。

图 11 比较了弹性芯模和 3 芯头刚性芯模对基、覆管弯曲壁厚减薄率的影响。可知,刚性芯模填充时,基、覆管的最大壁厚减薄率分别为 11.43% 和 12.88%;弹性芯模填充时,基、覆管的最大壁厚减薄率分别为 8.16% 和 10.04%。由此可见,弹性芯模可以更好地控制钛铜双金属复合管的壁厚减薄率,最大差距有 3.27%,效果比较明显。综合图 10、图 11 的研究数据,认为弹性芯模对双金属复合管的填充效果更好。

结论

(1) 随着芯棒伸出量的增加,双

金属复合管的基、覆管截面畸变率减小,而壁厚减薄率增加;为了降低复合管的截面畸变率,建议芯棒伸出量 $\leq 7\text{mm}$,且在此范围内伸出越长越好(当芯模伸出量 $\geq 11\text{mm}$ 时,复合管发生鼓包);为了降低壁厚减薄率,芯棒伸出量越小越好,由于芯棒伸出量为 3mm 和 7mm 时,最大壁厚减薄率相差只有 2.39%(基管)和 1.79%(覆管);综合考虑,最佳芯棒伸出量为 7mm。芯棒伸出量对基、覆管截面畸变的影响规律基本一致,但基管的截面畸变率更高,当基、覆管间截面畸变率差距超过一定程度后,管材将出现分层现象。

(2) 刚性芯模填充可以有效控制截面畸变,且芯头个数为 3 时,截面畸变率最小,但是芯模填充可以增

加壁厚减薄率;因此采用刚性芯模填充控制复合管绕弯截面畸变时,一定要考虑芯模对复合管壁厚减薄率的影响,并根据实际生产要求和管材尺寸结构灵活选择填充状态。无芯模填充时,基、覆管的截面畸变率差距相对较多,增加了复合管分层的风险,而有芯模填充时,基、覆管截面畸变率相差较小,这也相对降低了复合管分层的风险。

(3) 弹性芯模填充时,基、覆管的截面畸变率分别为 4.49% 和 4.27%,截面畸变率沿弯曲方向的分布较之刚性芯模均匀;刚性芯模较之弹性芯模可以更好地控制钛铜双金属复合管的截面畸变,但最大差距只有 1.03%,效果并不明显。弹性芯模填充时,基、覆管的最大壁厚减薄率分别为 8.16% 和 10.04%;弹性芯模较之刚性芯模可以更好地控制钛铜双金属复合管的壁厚减薄率,最大差距为 3.27%,效果比较明显。综合考虑截面畸变和壁厚减薄,弹性芯模对双金属复合管的填充效果更好。弹性芯模填充时,截面畸变沿弯曲方向的分布更均匀,这也意味着弹性芯模可以更好地抑制钛铜双金属复合管的基、覆管分层。

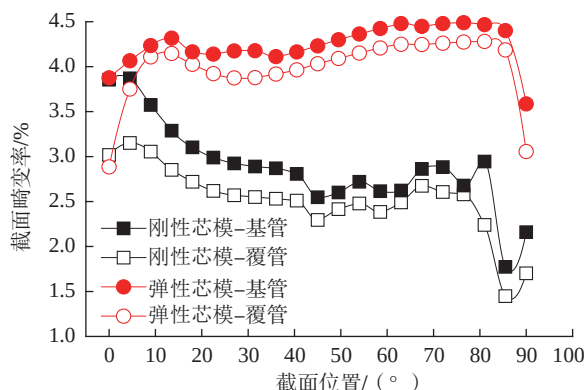


图10 不同芯模下复合管截面畸变的分布曲线

Fig.10 Distribution curves of cross-section distortion with different mandrels

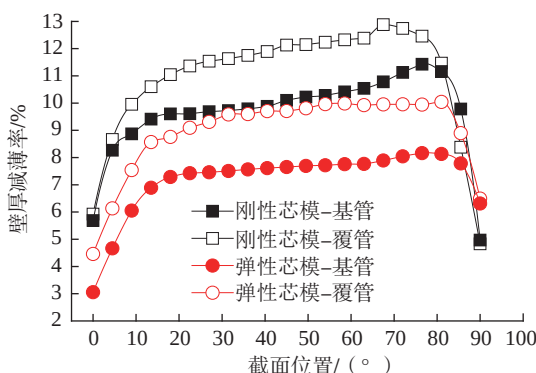


图11 不同芯模下复合管壁厚减薄率的分布曲线

Fig.11 Distribution curves of wall thickness reduction rate with different mandrels

参考文献

- [1] 朱英霞,熊杭锋,陈炜,等. 异质双金属复合管的弯曲工艺研究进展[J]. 精密成形工程, 2016, 8(6): 8-14.
ZHU Yingxia, XIONG Hangfeng, CHEN Wei, et al. Research progress for bending process of dissimilar material bimetallic composite tube[J]. Journal of Netshape Forming Engineering, 2016, 8(6): 8-14.
- [2] 刘新华,邹文江,付华栋,等. 铜/钛双金属复合管的热旋锻制备及其界面组织性能[J]. 稀有金属, 2017, 41(4): 364-370.
LIU Xinhua, ZOU Wenjiang, FU Huadong, et al. Cu/Ti bimetal composite pipe fabricated by heating rotary swaging forming and its interface, microstructure and properties[J]. Chinese

Journal of Rare Metals, 2017, 41(4): 364–370.

[3] JIANG C P, CHEN C C. Grain size effect on the springback behavior of the microtube in the press bending process[J]. Materials and Manufacturing Processes, 2012, 27(5): 512–518.

[4] OH I Y, HAN S W, WOO Y Y, et al. Tubular blank design to fabricate an elbow tube by a push-bending process[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2018, 260: 112–122.

[5] XU X F, WU K W, WU Y W, et al. Push-bending method development of thin-walled tube with relative bending radius of 1 using sectional elastomers as mandrel[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 105(1–4): 995–1008.

[6] SUI Z, CAI Z Y, LAN Y W, et al. Simulation and software design of continuous flexible roll bending process for three dimensional surface parts[J]. Materials & Design, 2014, 54: 498–506.

[7] SHEN H W, LIU Y L, QI H Y, et al. Relations between the stress components and cross-sectional distortion of thin-walled rectangular waveguide tube in rotary draw bending process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 68(1–4): 651–662.

[8] LĂZĂRESCU L. Effect of internal fluid pressure on quality of aluminum alloy tube in rotary draw bending[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 64(1–4): 85–91.

[9] LIAO J, XUE X, LEE M G, et al. On twist springback prediction of asymmetric tube in rotary draw bending with different constitutive models[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2014, 89: 311–322.

[10] 吕海源. 金属复合管弯曲过程数值模拟与实验验证[D]. 上海: 上海交通大学, 2008.

LÜ Haiyuan. Numerical simulation and experimental verification of two-layered tube bending[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2008.

[11] 郭训忠, 陶杰, 唐巧生, 等. TA1–Al 双金属复合管冷推弯模拟及试验[J]. 中国有色金属学报, 2012, 22(4): 1053–1062.

GUO Xunzhong, TAO Jie, TANG Qiaosheng, et al. Cold push-bending simulation and experiment on TA1–Al bimetallic clad tube[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2012, 22(4): 1053–1062.

[12] 郭训忠, 陶杰, 王文涛, 等. 芯棒形式对纯铝–316L 不锈钢复合管冷推弯成形的影响研究[C]// 中国金属学会青年委员会, 北京机械工程学会. 第三届层压金属复合材料开发与应用学术研讨会文集. 北京: 中国金属学会青年委员会, 北京机械工程学会, 2012.

GUO Xunzhong, TAO Jie, WANG Wentao, et al. Effect of the mandrel style on the cold push-bending of Al–316SS clad tube [C]// Youth Committee of China metal society, Beijing Mechanical Engineering Society. Collection of the Third Symposium on the Development and Application of Laminated Metal Composite Materials. Beijing: Youth Committee of China Metal Society, Beijing Mechanical Engineering Society, 2012.

[13] GUO X Z, WEI W B, XU Y, et al. Wall thickness distribution of Cu–Al bimetallic tube based on free bending process[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2019, 150: 12–19.

[14] ZHU Y X, LIU Y L, YANG H. Sensitivity of springback and section deformation to process parameters in rotary draw bending of thin-walled rectangular H96 brass tube[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2012, 22(9): 2233–2240.

[15] ZHU Y X, LIU Y L, LI H P, et al. Comparison between the effects of PVC mandrel and mandrel-cores die on the forming quality of bending rectangular H96 tube[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2013, 76: 132–143.

[16] 李海平, 刘郁丽, 朱英霞, 等. 芯模对双脊矩形管绕弯成形截面畸变的影响[J]. 材料科学与工艺, 2014, 22(3): 46–53.

LI Haiping, LIU Yuli, ZHU Yingxia, et al. Influence of mandrel on cross section deformation of double-ridge rectangular tube in rotary-draw bending process[J]. Materials Science and Technology, 2014, 22(3): 46–53.

[17] ZHU Y X, LIU Y L, YANG H. Effect of mandrel-cores on springback and sectional deformation of rectangular H96 tube

NC bending[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 78(1–4): 351–360.

[18] ZHU Y X, CHEN W, TU W B, et al. Three-dimensional finite element modeling of rotary-draw bending of copper-titanium composite tube[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 106(5–6): 2377–2389.

[19] 蒋兰芳, 王亚群, 林姚辰, 等. 芯棒参数对超薄壁管数控绕弯成形质量的影响[J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(4): 1–13.

JIANG Lanfang, WANG Yaqun, LIN Yaochen, et al. Effect of mandrel parameters on NC RDB forming quality of ultra-thin wall tube[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(4): 1–13.

[20] XU J, YANG H, ZHAN M, et al. Design and optimisation of mandrel parameters for thin walled aluminium alloy tube NC bending[J]. Materials Research Innovations, 2011, 15(S1): 365–369.

[21] SALEM M, FARZIN M, KADKHODAEI M, et al. A chain link mandrel for rotary draw bending: Experimental and finite element study of operation[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 79(5–8): 1071–1080.

[22] NAKAJIMA K, UTSUMI N, YOSHIDA M. Suppressing method of the cross section deformation for extruded square tubes in press bending[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2013, 14(6): 965–970.

[23] 刘志文. 芯轴参数对 Q235A 大口径薄壁钢管绕弯成形质量的影响[C]// 中国机械工程学会塑性工程分会. 第十五届全国塑性工程学会年会暨第七全球华人塑性加工技术交流会学术会议论文集. 北京: 中国机械工程学会塑性工程分会, 2017: 56–65.

LIU Zhiwen. Influence of mandrel parameters on bending forming quality of Q235A thin-wall tubes with large diameter [C]// Plastic Engineering Branch of Chinese Mechanical Engineering Society. Proceedings of the 15th Annual Meeting of China Society of Plastic Engineering and the 7th Global Chinese Plastic Processing Technology Exchange Conference. Beijing: Plastic Engineering Branch of Chinese Mechanical Engineering Society,

2017: 56-65.

[24] 巫帅珍, 王雅萍, 朱目成, 等. 芯棒参数对薄壁管绕弯成形质量影响分析[J]. 西南科技大学学报, 2016, 31(2): 99-105.

WU Shuaizhen, WANG Yaping, ZHU Mucheng, et al. Analysis of mandrel parameters on rotary bending quality of thin-walled tube[J]. Journal of Southwest University of Science and Technology, 2016, 31(2): 99-105.

[25] ZHANG H L, LIU Y L, YANG H. Deformation behaviors of double-ridged rectangular H96 tube in rotary draw bending under different mandrel types[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 82(9-12): 1569-1580.

[26] GEARING B P, MOON H S, ANAND L. A plasticity model for interface

friction: application to sheet metal forming[J]. International Journal of Plasticity, 2001, 17(2): 237-271.

[27] HIBBIT KARLSON AND SORENSEN INC. ABAQUS version 6.12 documentation[M]. USA: ABAQUS Software, 2012.

通讯作者: 朱英霞, E-mail: xia166109@163.com。

Simulation Research on Effect of Mandrel Filling on Section Distortion and Wall Thickness Reduction of Rotary-Draw Bending of Copper-Titanium Composite Tube

ZHU Yingxia, WANG Yun, WAN Miaomiao, SHI Wei, TU Wenbin
(School of Mechanical Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China)

[ABSTRACT] In order to improve the precision of rotary-draw bending of copper-titanium composite tube, the effects of rigid mandrel parameters on section distortion and wall thickness thinning of the composite tube were studied, based on the established finite element model. The effects of rigid mandrel were compared with that of elastic mandrel. Research results show that: (1) with the increase of the extension amount of the rigid mandrel, the section distortion rate of the base\covered tube of the bimetallic composite tube decreases gradually, and the wall thickness reduction rate increases gradually. The optimal extension amount of the mandrel is 7mm. (2) Compared with the coreless filling, the section distortion significantly reduces with the rigid mandrel filling, but the wall thickness thinning rate increases. When controlling the section distortion, the influence of the mandrel on the thinning rate of the composite tube should be considered, and the filling condition should be selected flexibly according to the actual production requirements and the tube size and structure. (3) When the elastic mandrel is filled, the section distortion rate along the bending direction is more uniform than that of the rigid mandrel. Compared with the elastic mandrel, the rigid mandrel can control the section distortion of the composite tube better, but the maximum difference is only 1.13%. The controlling effect of wall thickness reduction rate of elastic mandrel is better than that of rigid mandrel, and the maximum difference is 3.27%. Considering the cross section distortion and the wall thickness reduction, the filling effect of the elastic mandrel on the bimetallic composite tube is better.

Keywords: Bimetallic composite tube; Plastic bending; Mandrel filling; Finite element analysis

(责编 大漠)

钛合金超塑成形/扩散连接四层结构表面沟槽控制方法研究*

李保永^{1,2}, 张铁军², 张凯锋¹, 姚 为², 秦中环², 刘 奇², 刘 伟²

(1. 哈尔滨工业大学材料学院, 哈尔滨 150001;

2. 北京航星机器制造有限公司, 北京 100013)

[摘要] 通过有限元数值模拟和物理试验相结合方法,对超塑成形/扩散连接(SPF/DB)四层结构表面沟槽形成原因进行了分析和研究,采用正交试验方法分析了应变速率 $\dot{\epsilon}$ 、扩散连接宽度 b 、芯层与蒙皮厚度比 t 和摩擦系数 u 这4个因素对蒙皮表面沟槽深度的影响。结果表明,对蒙皮表面沟槽形成影响最大的因素为芯层与蒙皮厚度比 t 。通过试验研究,提出了一种对蒙皮表面施压背压的方法,可有效避免或控制超塑成形/扩散连接四层结构蒙皮表面沟槽的形成。

关键词: 钛合金; 超塑成形/扩散连接; 四层结构; 表面沟槽; 正交试验; 数值模拟

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.063



李保永

博士研究生,高级工程师,从事难成形材料轻量化结构近净、整体精密成形技术研究与应用工作,曾获国防科学技术进步一等奖、航天技术创新奖发明成果一等奖、航天工艺创新优秀项目一等奖等。

近年来,钛合金因其优良的高温性能、较高的比强度和优异的耐腐蚀性,在航空航天、化工、船舶领域得到了更加广泛的应用^[1-4]。随着航空、航天领域的快速发展,飞行器高精度、轻量化、超声速、大航程等技战术指标日益提高,对飞行器构件制造精度要求愈来愈高、重量控制要求越来越严、研制周期要求越来越短,成本要求越来越低。超塑成形/扩散连接(SPF/DB)组合工艺作为一种精密塑性成形技术,具有近无余量、高效率 and 低成本等特点,所制造的零件具有设计自由度高、结构重量轻、整体性好等优点,在飞行器机体构件的制造方面有着十分广阔的应用前景^[5-6]。利用该技术可以实现单层、双层、三层和四层等轻质复杂薄壁中空结构的整体制备。其中四层结构具备整体刚度、承载能力强等优点,是飞行器翼面、舵面、鸭翼、腹鳍

等产品的首选设计结构之一。

蒙皮表面沟槽缺陷是四层结构的常见缺陷之一,是制备四层及其他中空多层结构产品亟待解决的问题。杜立华等^[7]以三层SPF/DB钛合金空心桁架结构为研究对象,通过平面应变有限元模型,研究了空心结构几何参数对超塑成形过程应力应变分布的影响以及与表面沟槽产生的关系,并进行了试验验证,得到了特定的满足沟槽控制要求的超塑成形工艺参数范围。Cheng等^[8]通过有限元模拟方法分析了三层结构表面沟槽的产生过程,从成形工艺和结构上提出了抑制表面沟槽的方法。秦中环^[9]进行了带块体嵌件TA15钛合金四层结构SPF/DB的工艺过程和控制方法研究,制备了表面质量良好的样件。部分研究对4层结构蒙皮表面沟槽成因进行了初步分析^[10-11],但鲜见有关不同因素对沟槽深浅影

* 基金项目: 装备发展部共用技术项目(41423030606)。

响的系统研究及有效控制沟槽缺陷的可行途径探索。本文以典型 SPF/DB 四层结构为研究对象,通过有限元数值模拟与物理试验相结合,研究钛合金 SPF/DB 四层结构蒙皮表面沟槽控制方法。

试验材料

本试验所用 TA15 钛合金的名义成分为 Ti-6.5Al-1Mo-1V-2Zr,规格均为 1mm,由宝钛集团生产。TA15 钛合金的化学成分见表 1^[12]。试验选用的模具材料为 ZGCr25Ni20。

SPF/DB 四层结构沟槽成因分析

经分析,如图 1 所示,认为四层结构表面沟槽形成原因为:随着芯层成形所需内压 P 逐渐增大,而芯层与蒙皮之间的摩擦力 f 也随之增大,当 P 增大到一定值时,蒙皮即会失稳形成沟槽。

为了验证上述四层结构表面沟槽形成原因,同时,更直观地了解表面沟槽形成过程,采用 MSC.MRAC 超塑成形模块模拟了沟槽的形成过程。材料本构方程为 $\sigma = K\dot{\epsilon}^m$ 。其中, σ 为超塑成形材料的流变应力; $\dot{\epsilon}$ 为成形材料的应变速率; K 为成形材

料的材料常数; m 为成形材料的应变速率敏感性指数,受应变速率影响。当超塑性温度 $T=920^\circ\text{C}$,应变速率 $\dot{\epsilon}=0.0005/\text{s}$ 时,材料的超塑性最优,此时 $K=989.5$, $m=0.57$ 。定义材料参数时选用 Power Law 准则,其中 $B=989.5$, $n=0.57$ 模具定义为刚体;芯层成形区、蒙皮定义为变形体,选择壳单元;摩擦类型选择双线性库仑摩擦模型,摩擦系数设为 $0.2^{[12-14]}$,变形体厚度设为 1mm,扩散区宽度设为 2mm。成形过程模拟结果见图 2,沟槽深度随时间变化情况如图 3 所示。0s 为芯层(上方线条)与蒙皮(下方线条)相对位置;1168s 时,芯层逐步变形接触到蒙皮;2063s 时,沟槽开始产生,之后逐渐加深;3739s 时,沟槽最深达 2.48mm,而后深度又逐渐变浅;4539s 时,沟槽最终深度 1.51mm。

通过数值模拟验证上述 SPF/DB 四层结构表面沟槽形成原因,进一步开展试验验证,结果如图 4 所示,蒙皮表面形成的沟槽。

SPF/DB 四层结构表面沟槽影响因素

对 SPF/DB 四层结构成形工艺进行分析,给出了 4 个较为可能影响

表面沟槽形成的因素,即应变速率 $\dot{\epsilon}$ 、芯层间扩散连接宽度 b 、芯层与蒙皮厚度比 t 、模具与蒙皮间摩擦系数 u 。为了确定各因素对表面沟槽的影响,采用正交试验法进行数值模拟分析,软件仍为 MSC.MRAC,对比超塑成形结束时,四层蒙皮表面沟槽最深点的深度 h 。选用 $L_9(3^4)$ 正交表,因素、水平如表 2 所示,试验方案及结果,如表 3 所示。从试验结果中可以看出,4 个可能影响表面沟槽的因素应变速率 $\dot{\epsilon}$ 、扩散连接宽度 b 、芯层与蒙皮厚度比 t 、模具与蒙皮间摩擦系数 u 中,影响最大的是芯层与蒙皮的厚度比,而且厚度比值越大,即芯层越厚蒙皮越薄,成形后蒙皮表面越易产生沟槽且沟槽越深;应变速率、扩散连接宽度、摩擦系数对表面沟槽形成影响较小,但是,选择较慢的应变速率、较窄的扩散连接宽度以及较大的摩擦系数可在一定程度上减小蒙皮表面产生沟槽深度。

SPF/DB 四层结构表面沟槽控制方法

通过正交试验,分析了 4 个可能影响表面沟槽形成的因素,并得到了各因素对沟槽深度的影响趋势。为减轻甚至避免沟槽:应采用较小的

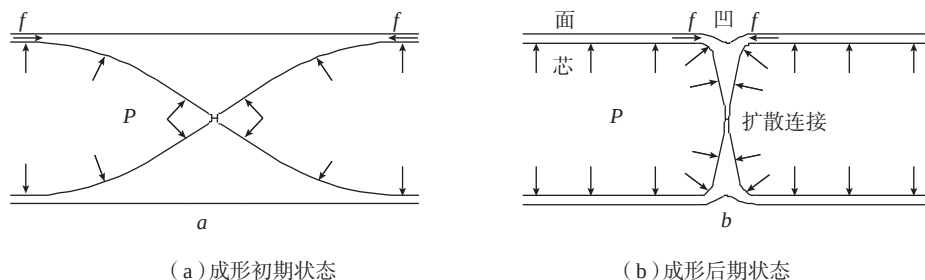


图1 SPF/DB四层结构表面沟槽形成示意图

Fig.1 Schematic diagram of groove formation on the surface of SPF / DB four-sheet structure

表1 TA15钛合金名义化学成分

Table 1 Standard chemical composition of TA15 titanium alloy

%

主要成分					杂质质量分数不大于						
Ti	Al	Mo	V	Zr	Fe	Si	C	O	N	H	其他元素
基	5.5~7.1	0.5~2.0	0.8~2.5	1.5~2.5	0.25	0.15	0.10	0.15	0.05	0.015	0.3

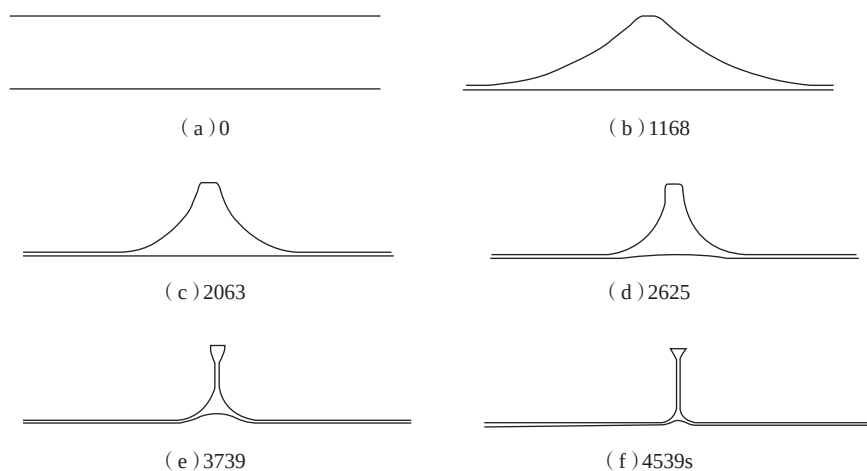


图2 蒙皮表面沟槽形成过程

Fig.2 Forming process of skin surface groove

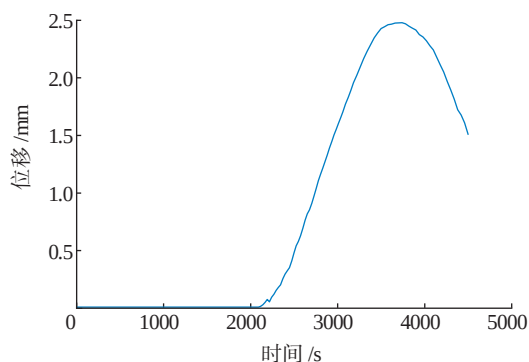


图3 沟槽最深点随时间变化曲线

Fig.3 Time varying curve of the deepest point of groove



图4 蒙皮表面形成的沟槽

Fig.4 Grooves formed on surface of the panel

表2 因素水平表
Table 2 Factor level table

试验号	应变速率 $\dot{\epsilon}/\times 10^{-4}$	扩散连接宽度 b/mm	板厚比 $t/(\text{mm}\cdot\text{mm}^{-1})$	摩擦系数 μ
1	0.5	2	0.8 : 1.2	0.2
2	1	4	1.2 : 0.8	0.3
3	2	6	1.0 : 1.0	0.4

厚度比值,即芯层尽量薄、蒙皮尽量厚;其次,尽量减小扩散连接宽度,并适当增大模具与蒙皮间的摩擦系数;成形时,控制芯层间气压增大的速率,以降低芯层的应变速率。

但是,有时为了满足强度、刚度等使用要求,仍不得不选用较大的板厚比值,如此则四层结构表面极易产生沟槽。此时,推荐在芯层成形的同时,蒙皮内表面亦施压一定的背压,破坏蒙皮失稳起皱的条件,则可有效减轻甚至消除沟槽。图5为在表2试验号2的基础上,蒙皮内侧施加了0.2MPa背压后再次分析,蒙皮未产生沟槽。在物理试验中,芯层成形同时,在蒙皮内侧表面施压了0.2MPa背压,效果见图6,表面未产生沟槽。

结论

(1)通过数值模拟和物理试验验证了SPF/DB四层结构表面沟槽是因为芯层成形过程中与蒙皮摩擦使蒙皮失稳起皱形成。

(2)采用正交试验分析了4个

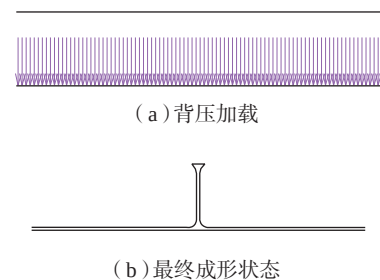


图5 蒙皮施加0.2MPa背压后未产生沟槽

Fig.5 No groove after 0.2MPa back pressure applied to panel



图6 物理试验蒙皮表面未产生沟槽

Fig.6 No groove on actual test panel surface

表3 试验方案及结果
Table 3 Test scheme and results

试验号	因素				沟槽深度 h/mm
	应变速率	扩散连接宽度	板厚比	摩擦系数	
1	0.5×10^{-4}	2	0.8 : 1.2	0.2	0.09
2	0.5×10^{-4}	4	1.2 : 0.8	0.3	1.22
3	0.5×10^{-4}	6	1.0 : 1.0	0.4	0.07
4	1.0×10^{-4}	2	1.2 : 0.8	0.4	1.17
5	1.0×10^{-4}	4	1.0 : 1.0	0.2	0.08
6	1.0×10^{-4}	6	0.8 : 1.2	0.3	0.08
7	2.0×10^{-4}	2	1.0 : 1.0	0.3	0.03
8	2.0×10^{-4}	4	0.8 : 1.2	0.4	0.08
9	2.0×10^{-4}	6	1.2 : 0.8	0.2	2.44
K_1	1.38	1.29	0.25	2.61	5.26
K_2	1.33	1.38	4.83	1.33	5.26
K_3	2.55	2.59	0.18	1.32	5.26
$\bar{K}_1$	0.46	0.43	0.08	0.87	5.26
$\bar{K}_2$	0.44	0.46	1.61	0.44	5.26
$\bar{K}_3$	0.85	0.86	0.06	0.44	5.26
优水平	2.0×10^{-4}	6	1.2 : 0.8	0.2	5.26
R_j	0.41	0.43	1.55	0.43	5.26
主次顺序	板厚比影响最大,应变速率、扩散宽度、摩擦系数影响相当				

影响蒙皮表面沟槽形成的可能因素,影响最大的是芯层与蒙皮的厚度比,应变速率、扩散连接宽度、摩擦系数对表面沟槽形成影响较小。选取较大的厚度比,减小扩散连接宽度,增大摩擦系数,降低芯层应变速率,即可减轻甚至避免 SPF/DB 4 层结构表面沟槽。

(3) 为满足设计对强度、刚度等使用要求,当选用较小的板厚比时,在芯层成形的同时,蒙皮内表面亦施压一定的背压,破坏蒙皮失稳起皱的条件,则可有效减轻甚至消除沟槽。

参考文献

[1] 王向东,郝斌,逯福生,等. 钛的基本性质、应用及我国钛工业概况[J]. 钛工业进展, 2004, 21(1): 6-10.

WANG Xiangdong, HAO Bin, LU Fusheng, et al. The basic properties and application situation of titanium in China[J]. Titanium Industry Progress, 2004, 21(1): 6-10.

[2] LEYENS C, PETERS M. 钛与钛合金[M]. 陈振华等,译. 北京: 化学工业出版社, 2005.

LEYENS C, PETERS M. Titanium and titanium alloys[M]. CHEN Zhenhua,trans. Beijing: Chemical Industry Press, 2005.

[3] 赵树萍,吕双坤. 钛合金在航空航天领域中的应用[J]. 钛工业进展, 2002(6): 18-21.

ZHAO Shuping, LÜ Shuangkun. The application of titanium alloy in the field of aerospace[J]. Progress of Titanium Industry, 2002(6): 18-21.

[4] 刘全明,张朝晖,刘世锋,等. 钛合金在航空航天及武器装备领域的应用与发展[J]. 钢铁研究学报, 2015, 27(3): 1-4.

LIU Quanming, ZHANG Zhaohui, LIU

Shifeng, et al. Application and development of titanium alloy in aerospace and military hardware[J]. Journal of Iron and Steel Research, 2015, 27(3): 1-4.

[5] 张向辉. 超塑成形/扩散连接技术在航空航天上的应用[J]. 科技视界, 2014(22): 345-346.

ZHANG Xianghui. Application of superplastic forming/diffusion bonding technology in aerospace[J]. Science & Technology View, 2014(22): 345-346.

[6] 李志强,郭和平. 超塑成形/扩散连接技术的应用进展和发展趋势[J]. 航空制造技术, 2010, 53(8): 32-35.

LI Zhiqiang, GUO Heping. Application progress and development tendency of superplastic forming/diffusion bonding technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(8): 32-35.

[7] 杜立华,张兴振,韩晓宁,等. 几何参数对 SPF/DB 三层结构表面质量的影响研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(10): 100-103.

DU Lihua, ZHANG Xingzhen, HAN Xiaoning, et al. Study on the influence of geometric parameters on the surface quality of SPF/DB three-layer structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(10): 100-103.

[8] CHENG J H, LEE S. Methods for resolving grooving problems in parts manufactured from combined diffusion bonding and superplastic forming processes[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1994, 45(1-4): 249-254.

[9] 秦中环. 带块体嵌件的 TA15 四层结构 SPF/DB 工艺与评价[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.

QIN Zhonghuan. Process and evaluation of TA15 four layer SPF/DB with block insert[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013.

[10] 阳峰,张鹏,罗楚养,等. 胶粘剂填补钛合金超塑成形/扩散连接零件表面沟槽的可行性研究[J]. 航空精密制造技术, 2017, 53(5): 34-38.

YANG Feng, ZHANG Peng, LUO Chuyang, et al. Feasibility study of adhesive fill up grooves in titanium alloy part[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2017, 53(5): 34-38.

- [11] 阳峰, 姚千斌, 成晓杰, 等. 超塑成型 / 扩散连接钛合金气动面表面沟槽对其强刚度的影响分析[J]. 航空制造技术, 2016, 59(12): 92-95, 99.
- YANG Feng, YAO Qianbin, CHENG Xiaojie, et al. Effects of aerodynamic surface's grooves on SPF/DB titanium alloy part's strength and stiffness[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(12): 92-95, 99.
- [12] 李保永. TA15 钛合金多层结构 LBW/SPF/DB 工艺[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- LI Baoyong. LBW/SPF/DB processing of multi-sheet structure for TA15 titanium alloy[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
- [13] BOTTOMLEY I E. Superplastic forming and diffusion bonding of aircraft structures[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 1995, 209(3): 227-231.
- [14] 李保永, 刘伟, 秦中环, 等. Ti60/Ti60 合金四层结构舵面超塑成形/扩散连接技术研究[J]. 航空制造技术, 2019, 62(8): 76-80.
- LI Baoyong, LIU Wei, QIN Zhonghuan, et al. Research on superplastic forming/diffusion bonding for four-sheet structure rudder of Ti60/Ti60 alloy[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2019, 62(8): 76-80.
- 通讯作者: 李保永, E-mail: libaoyonght239@163.com。

Research on Control Method of Surface Groove of Titanium Alloy SPF/DB Four-Sheet Structure

LI Baoyong^{1,2}, ZHANG Tiejun², ZHANG Kaifeng¹, YAO Wei², QIN Zhonghuan²,
LIU Qi², LIU Wei²

(1. School of Material Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Beijing Hangxing Machine Manufacturing Co., Ltd., Beijing 100013, China)

[ABSTRACT] In this paper, through the combination of the finite element numerical simulation and the actual test, the causes of the surface groove formation of superplastic forming/diffusion bonding (SPF/DB) four-sheet structure are analyzed and studied. The orthogonal test method is used to analyze the influence of four factors on the surface groove of the panel, including the strain rate $\dot{\epsilon}$, the diffusion connection width b , the thickness ratio t of the core plate to the panel and the friction coefficient u of the die. It can be seen that the thickness ratio t of the core plate to the panel is the most important factor of the surface groove of the panel. Based on the experimental study, a method of pressing 0.2MPa back pressure on the panel surface is proposed, which can effectively control the formation of the surface groove of SPF/DB four-sheet structure.

Keywords: Titanium alloy; Superplastic forming/diffusion bonding (SPF/DB); Four-sheet structure; Surface groove; Orthogonal test; Numerical simulation

(责编 大漠)

搭建长三角碳纤维复合材料 研发共享服务平台,助力打造 碳纤维产业生态圈

——走进上海碳纤维复合材料创新研究院

Build the Yangtze River Delta Carbon Fiber Composite R & D Sharing Service
Platform to Help Build Carbon Fiber Industry Ecosystem

[编者按] 上海碳纤维复合材料创新研究院是在上海市、金山区两级政府和各界领导专家的关心、支持下,于2019年5月在上海金山注册成立的混合所有制新型研发服务机构。研究院由中国石化上海石油化工股份有限公司、东华大学、上海电气集团自动化工程有限公司、上海金山第二工业区发展有限公司、华东理工大学华昌聚合物有限公司、上海晋飞碳纤维科技股份有限公司、上海波客实业有限公司7家单位共同投资,是上海科创中心建设的重要载体之一。研究院将依托区域优势,整合区域资源,形成创新驱动动力,协同创新创业,实现共建共享,助力碳纤维复合材料应用发展,构筑具有影响力的碳纤维复合材料创新生态和产业集群。

定位与功能

研究院围绕碳纤维复合材料的技术研发与成果转化能力开展建设,瞄准国际发展趋势,结合上海及长三角区域碳纤维复合材料产业链现状,聚焦研发攻克一批行业急需的共性、关键、核心技术,建立先进软硬件设施,集聚国际一流团队,探索运行新机制,服务产业链,建立技术研发与服务、工程化解决方案、项目孵化与转化、专家智库咨询、行业公共服务五大功能,形成碳纤维复合材料创新服务能力。

长三角碳纤维复合材料研发 资源共享服务平台

上海及长三角区域是碳纤维复

合材料重要的科技创新与产业发展高地,已具备较完整的产业链,同时拥有人才、设备和技术等创新资源,但资源分布于不同主体,多以自用为主,无法更好地服务于行业。上海碳纤维复合材料创新研究院作为上海市、区两级政府共同培育打造的创新服务平台,与上海市研发公共服务平台等单位一起,发起打造长三角碳纤维复合材料研发资源共享服务平台的联合倡议,旨在整合各成员单位的创新资源,推动碳纤维复合材料创新资源协调开放共享,支撑科技创新与产业发展。

平台共建共享原则是,平台各成员单位提供可共享的资源清单,由研究院统一组织评审、分类管理,通过研究院平台网站统一线上展示,对外

共享服务。平台各成员单位提供的资源在符合国家相关标准的条件下,对外服务价格原则上低于市场价,让利用户,以提高资源利用率,降低用户使用成本;平台成员形成优势互补、利益共享、风险共担,形成长期、稳定共同发展的“产学研用”共同体。

上海碳纤维复合材料创新研究院作为研发资源共享服务平台对外服务的窗口,负责平台的运营管理,组织、协调成员单位服务资源的使用。研究院与平台各单位签订合作协议,根据服务内容确定服务收入分配方案。目前,研究院已与上海、江苏、浙江等地区的12家相关科研院所、高校和企业签订框架协议,可共享设备仪器达500余台套,涵盖了碳

纤维复合材料通用研发设备和相关测试仪器。

上海碳纤维复合材料创新研究院将建立专业化服务团队、规范的管理制度。与各成员单位细化合作内容和运营模式、服务价格等,签订正式合作协议;结合互联网、大数据、云计算等技术建立专业化的资源共享平台,采用线上线下相结合的方式,开展研发设计、技术装备、测试评价、质量认证、知识产权等方面资源的共享服务。

首批成员包括上海市研发公共服务平台管理中心、上海碳纤维复合材料创新研究院有限公司、中国石化上海石油化工股份有限公司、中国石化上海石油化工研究院、中国商飞复合材料中心、东华大学、中科院宁波材料技术与工程研究所、南京玻璃纤维研究设计院、上海交通大学民机结构强度综合实验室、上海晋飞碳纤维科技股份有限公司、上海宇之赫新材料测试有限公司、上海若顺检测技术有限公司、上海溯测检测技术有限公司。

发展愿景

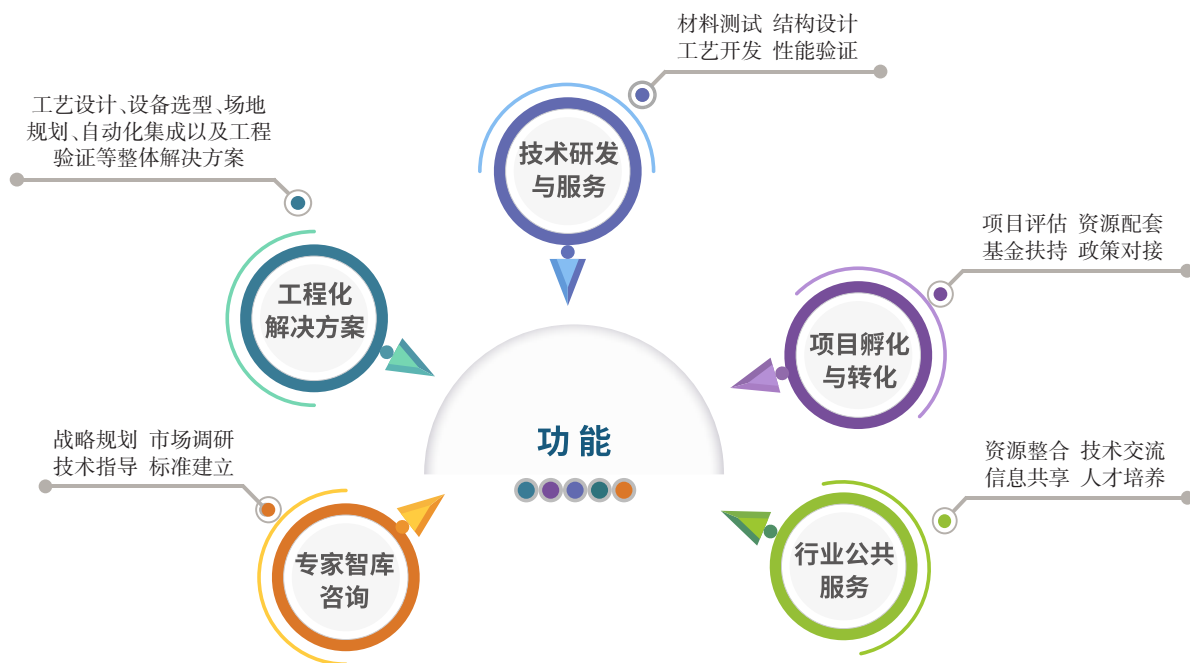
长三角区域一体化发展已上升为国家战略,在国家区域发展总体格局中具有重要地位。长三角有义务、有责任、有条件共同做好碳纤维复合材料创新发展工作,通过加强顶层设计、突出特色优势,坚持绿色生态、开放共赢的发展理念,打造长三角碳纤维复合材料产业生态圈,并逐步发展成为全球碳纤维复合材料重要增长极。

2020年10月29日,在上海举办的2020浦江创新论坛——第二届碳纤维复合材料产业创新发展高峰论坛上,“长三角碳谷绿湾示范区——打造长三角碳纤维产业生态圈”联合倡议正式提出:一是加强区域联动,促进协同创新,围绕产业功能互补、设施平台互联、人才技术互通、政策制度互惠,不断强化长三角区域协同创新、联动发展;二是共建产业生态、提升综合实力,整合上下游企业、高校和科研院所的特色优势、核心资源,共同打造长三角碳纤维复合材料产业创新生态圈,提升产

业国际影响力和综合竞争力;三是践行绿色理念、确保持续发展,坚持绿色生态发展理念,积极推行循环再生、低碳清洁的产业应用,努力减少能源消耗,实现产业绿色健康可持续发展。随着联合倡议的提出,将深入贯彻落实新发展理念,面向重大市场需求,联合长三角区域各地碳纤维复合材料创新及应用主体,共建共享长三角碳纤维复合材料产业创新生态圈,通过提供产业链各环节研发与转化技术服务,加速“孵化”科研成果和技术产品,带动我国碳纤维复合材料产业全面升级。

未来,研究院将成为高端人才集聚、设施环境先进的一流碳纤维复合材料技术研发与转化功能型平台;成为服务大飞机、高铁、新能源汽车等行业新材料战略应用发展的重要技术策源地与产业集聚发展的重要支撑平台。通过重大需求引领,汇聚各类创新资源要素,实现在轻量化新材料领域内的跨越式发展,实现碳纤维复合材料的自主研发和生产。

(采访 良辰)



研究院定位与功能

民机复合材料等同性验证方法及二类错误控制研究^{*}

涂 圣^{1,2}, 余 音¹, 吕新颖¹, NIKITA Kalutskiy²

(1. 上海交通大学航空航天学院飞行器先进结构与材料试验中心, 上海 200240;

2. 莫斯科航空学院机身应力试验室, 莫斯科 125080)

[摘要] 在民用复合材料飞机的制造和适航审定过程中, 复合材料等同性验证在新材料替代原材料后的适航认证方面发挥重要作用。基于复合材料等同性的验证原理, 针对控制复合材料性能的关键参数, 研究了等同性的验证方法。运用假设检验的方法, 推导了复合材料等同性中第二类错误的理论分析方法, 并提出和讨论了降低犯第二类错误概率的措施。研究表明: 通常利用统计检验来比较新材料与原材料在关键性能上的差异程度以判定材料是否等同; 在目前的复合材料等同性检验中, 除了注意第一类错误的控制, 更应该重视危害性更大的第二类错误; 而增大试验样本数量能够有效降低犯第二类错误的概率; 针对复合材料在民用飞机中的应用位置和受力情况来控制犯第二类错误的概率, 选择等同性试验样本数量, 以达到在等同性验证中既控制第二类错误又降低验证成本的目的。

关键词: 适航验证; 复合材料等同性验证; 假设检验; 第二类错误; 复合材料应用位置

Research on Civil Aircraft Composite Material Equivalence Verification Method and Type 2 Error Control

TU Sheng^{1,2}, YU Yin¹, LÜ Xinying¹, NIKITA Kalutskiy²

(1. Aerospace Structure Research Center(ASRC), School of Aeronautics and Astronautics,

Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China;

2. Airframe Stress Laboratory, Moscow Aviation Institute, Moscow 125080, Russia)

[ABSTRACT] Composite equivalence plays an important role in airworthiness certification of civil composite aircraft. Based on the verification principle of composite equivalence, a method for verifying equivalence was investigated for the key parameters that control the properties of composites. Theoretical analysis method of the type 2 error in the composite equivalence was derived by the method of hypothesis test and the measures to reduce the probability of type 2 error were discussed. The results show that the hypothesis test is used to verify the composite equivalence. More attention should be paid to type 2 error. Increasing the number of test samples can reduce the probability of type 2 error. In order to control the type 2 error and reduce the cost of verification, the location of composite application in civil aircraft should be taken into account to select the number of samples.

Keywords: Airworthiness certification; Composite equivalence verification; Hypothesis test; Type 2 error; Composite application location

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.070

复合材料是将两种以上材料有效复合在一起形成的具有更优越性能的材料^[1]。作为一种新型的功能和结构材料, 复合材料具有结构设计性自由度大、质量轻、比强度和比刚度高、良好的抗疲劳性能和抗腐蚀性能以及结构可设计性强等一系列优点^[2]。经过几十年的持续发展, 复合材料逐步走向成熟, 在航空领域获得了大

量的工程应用, 已经发展成为目前最重要的航空结构材料^[3]。不同于金属材料, 复合材料的制造对于原材料的选择和制造工艺的要求特别高, 在原材料或者制造工艺上进行细小的改动, 可能会对制造的复合材料结构件的一些性能造成较大的影响。

复合材料结构用于民机, 必须严格符合适航要求, 完成相关的验证工作并通过适航审查。近年来国内外工作人员为复合材料的验证做了大量工作。国外研究

^{*} 基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(51805260)。

人员利用数字图像相关技术测量复合材料复杂变形和研究复合材料的破坏机理,意图开发出能够减少试验规模,并提高复合材料验证置信度的通用方法^[4-5]。我国研究人员从材料,工艺,许用值和结构等方面入手,总结了材料的认证思路和方法,提出复合材料B基准值高准确率的计算方法,设计许用值的计算方法,估算损伤结构剩余强度的方法以及大型机身复合材料制造工艺等^[6-11],基于大型飞机研制对复合材料的需求,重点研究以适航为代表的相关技术^[12],这些都促进了我国复合材料适航审定技术的发展,快速提升了我国复合材料适航审定技术水平。

我国民用飞机复合材料目前大部分依赖进口,亟需用国产复合材料代替进口复合材料,以达到降低成本及避免国外封锁等目的。为了验证国产复合材料能够替代进口复合材料应用于现有型号民用飞机,需要发展复合材料等同性验证方法,并且复合材料等同性验证也是复合材料适航审定的一部分。在民用飞机设计和制造过程中,不可避免会出现复合材料的原材料/工艺发生变化,为了验证这些变化是否会对复合材料的力学、物理和化学性能造成不可接受的影响,也必须对材料进行等同性认证。复合材料等同性的问题吸引着许多科学家的关注。美国陆军研究实验室的科学家^[13]研究了同种复合材料新数据和现有数据等同的问题,并给出了判定等同的方法。Vangel等^[14]利用样本均值和极值通过鞍点法建立一个简单准确的参考值以用于验证材料批次的等同。Tomblin等^[15]对验证材料等同性的试验要求进行了系统研究,给出了推荐的等同性试验矩阵并在原有统计方法的基础上,建立了复合材料等同性的判定准则。2018年我国颁布了GJB 9315—2018聚合物基复合材料等同性评定程序^[16]来指导我国军用飞机复合材料的等同性认证,也为我国民用飞机复合材料的等同性认证提供了参考。但军机的验证标准较民机而言,更加注重于机动性、可靠性,对经济性要求不高,所以军用飞机的复合材料验证程序不能完全适用于民用飞机。长期以来,中国基本上是依照国外相关验证技术并结合自身工程经验来对民机复合材料进行等同性验证,对民机复合材料等同性研究较少,并没有深入理解等同性的验证原理和探究验证方法的由来,亟需加强这方面的研究。

本文主要研究了复合材料等同性验证的原理和方法,总结了等同性试验样本量和试验方法的选择及复合材料等同性的判断准则,给出了复合材料等同性验证程序,并推导了复合材料等同性认证中第二类错误的理论分析方法,探讨了在民机复合材料等同性检验中第二类错误的控制方法,为今后我国完善民用飞机复合材料等

同性验证方法提供参考。

1 复合材料等同性

复合材料等同是指使用特定的方法来判断某一特定材料与有一定程度改变的材料是否具有等效的力学、物理和化学性能。如果复合材料发生大的改变,像纤维品种发生改变(如AS4换成T300)、树脂品种发生改变(如3501-6换成E7K8)或预浸料树脂含量发生显著变化等,将视作一种新型号的复合材料,不在等同性的讨论范围内。

1.1 复合材料等同性的验证方法

复合材料等同性的验证方法通常利用数学统计原理,并基于原材料鉴定时形成的各个性能的性能数据库进行。这里假定原有材料已具备了通过大量的数据和经验建立的力学性能统计基准值,并已经获得适航认证^[17]。

对于复合材料等同性的验证,首先要鉴别出控制该材料性能的关键参数。关键的材料性能参数通常均可测量,将它们与原材料认证时的数值进行比较,定量给出新材料与原来认证材料的差异。利用统计原理研究新材料与原来认证材料的差异程度,以判定新材料能否等效替换原材料应用于民机制造。

1.2 复合材料等同性试验

为了获得新材料的关键材料性能数据,必须要进行等同性试验。等同性试验的规模既要能完整地反映出待评价材料的各方面关键性能,又要远小于原材料鉴定的试验规模,以便于降低鉴定成本,并正确评价新材料对于原始鉴定材料的等同性^[18]。

在进行材料等同性试验时,为了在鉴定数据中反映复合材料加工工艺的稳定性,选取的试验板件应至少来自两个独立的固化工艺。

图1是典型的等同性试验样本选取示意图。试验样本可以选择同一批次的预浸料,采取两个独立的固化工艺制造成测试板,在每块测试板上取出4个试验样本,共计8个样本。

一般来说,验证复合材料的等同性进行的试验是低等级试验。如未固化预浸料的物理和化学特性试验,单层固化片的物理特性试验及力学性能试验。本节表中的试验件数量均为建议的最低数量要求,如果条件允许,建议可适当增加试验件数量。

在复合材料等同性验证中,可能还需要考虑到更高级别的试验,层合板、元件以及组合件的力学性能验证试验,这取决于关键材料参数或者结构参数的变化程度,并与复合材料结构件的具体应用情况有关。

1.2.1 未固化的预浸料试验矩阵

预浸料是制造民用飞机复合材料结构的中间材料,

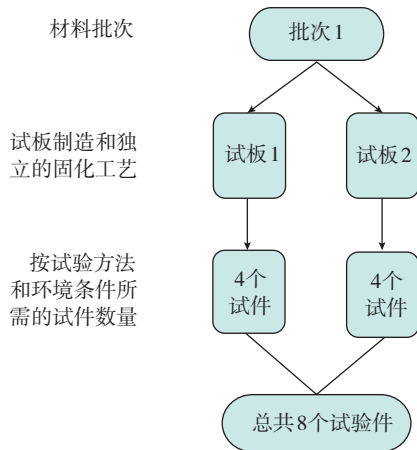


图1 材料等同性试验样本选取示意图

Fig.1 Schematic diagram of sample selection for material equivalence test

其质量的好坏可能会影响复合材料的力学性能。在复合材料等同性验证中,应当对新材料的预浸料进行相关试验,比较新材料与原材料预浸料的性能差异。考虑到等同性试验的经济、简便和有效性,对于未固化的预浸料,应进行表1所列的物理和化学特性的试验,以及相应的最小试验件数量和建议采用的试验方法^[15]。

1.2.2 单层固化片试验矩阵

飞机复合材料结构往往采用预浸料经过固化成型工艺制备而得的。在原材料认证时,通过对单层固化片进行试验以获取复合材料的关键性能数据。在进行等同性验证试验时,也应对新材料的单层固化片进行试验,获取该材料的性能数据,作为准备与原有数据(原材料认证时的数据)进行比较的数据母体。表2^[15]给出了单层固化片的物理性能试验的最小试验件数量和建议的试验方法。

表1 物理、化学和热性能的材料等效测试要求

Table 1 Material equivalence testing requirements for physical, chemical, and thermal properties

测试性能	测试方法		试验件数量
	ASTM	SACMA	
树脂含量	D 3529, C 613, D 5300	SRM 23, SRM 24	6
挥发含量	D 3530	—	6
凝胶时间	D 3532	SRM 19	6
树脂流动性	D 3531	SRM 22	6
纤维单位面积重量	D 3776	SRM 23, SRM 24	6
IR (红外光谱法)	E 1252, E 168	—	3
HPLC(高效液相色谱法)	—	SRM 20	3
DSC (差示扫描量热法)	E 1356	SRM 25	3

表2 单层固化片物理性能测试的材料等效测试要求

Table 2 Material equivalence testing requirements for physical property tests of cured lamina

物理性能	试验方法	试验件数量
固化后的单层厚度	SACMA SRM 10R	参看(1)和(2)
纤维体积	ASTM D 3171, D 2584	参看(1)
树脂含量	ASTM D 3171, D 2584	参看(1)
孔隙含量	ASTM D 2734	参看(1)
固化的纯树脂密度	ASTM D 792	参看(1)
玻璃转化温度(干燥(3))	SACMA SRM 18	2
玻璃转化温度(湿润(4))	SACMA SRM 18	2

注:(1)必须对每块试验板件进行试验;(2)测量表面的类型必须与材料认证时所用者相同,否则,应考虑由测量面所引起的误差;(3)干试样是制造状态的试样,试样一直存放在环境可控实验室大气条件下;(4)湿试样要经过湿度老化,达到吸湿平衡的状态。

力学性能等同性试验所需的试验件的数量,取决于新材料与原材料间的兼容程度。材料的兼容性用表3所给的准则来确定。表4给出了单层固化片不同力学性能等同性试验的最小试验件数量,建议采用表5中的试验方法进行试验^[13]。

1.3 复合材料等同性试验数据的检验统计

材料等同性试验数据的检验统计,是为了比较新材料与原材料间的材料性能差异,考虑在实际工程中所能接受的差异程度,根据所关注的材料性能特性,选择合适的检验统计量,以及统计量的可接受区间。如果材料性能构造的统计量的数值在规定的可接受区间内,就认为性能数据间的差异在能接受的范围内,即认为通过等同性认证。依据关注的材料性能特性,建立以下3种舍弃判据,对关注的材料性能进行材料性能平均值或最小个体值降低、材料性能平均值变更和材料性能高平均值的舍弃进行判定,并对其适用范围进行研究。

1.3.1 材料性能平均值或最小个体值降低的舍弃判据

对于有些材料性能,在等同性验证时,不希望新材料试验的数据相比原材料认证时的数据,出现低的平均值和低的最低单个值,例如材料的强度、刚度等。如果要对强度、刚度等材料性能进行等同性判定,可以选择平均值或最小个体值降低的舍弃判据。

新材料试验数据的平均值必须大于等于舍弃门槛值($W_{\text{平均}}$)才可认为满足要求,该舍弃门槛值 $W_{\text{平均}}$ 由下式确定^[15]:

$$W_{\text{平均}} = \bar{x} - K_1 \times S \quad (1)$$

式中, $\bar{x}$ 为原材料认证时的试验数据的平均值; S 为标准差;参数 K_1 为平均值检验常数,由表6^[15]查得,其中 α 为检验中犯判断错误的概率。

而新材料试验数据的最低单个值还必须大于等于最低单个性能的舍弃门槛值($W_{\text{最低单个}}$)才可认为满足要求^[15]:

$$W_{\text{最低单个}} = \bar{x} - K_2 \times S \quad (2)$$

表3 材料兼容性准则

Table 3 Material compatibility criteria

项目	兼容性最好 → 材料兼容性变差 → 兼容性最差					
材料兼容性系数	1	2	3	4	5	6
纤维牌号	相同	不同	相同	不同	相同	不同
纤维束尺寸	相同	相同 / 不同	相同	相同 / 不同	相同	不同
树脂	相同	相同	不同	相同	不同	不同
预浸料厂商	不同	相同	相同	不同	不同	不同
生产线	不同	相同	相同	不同	不同	不同

表4 单层固化片主要力学性能的试验件数量 (环境条件为RTD⁽¹⁾和ETW⁽²⁾)

Table 4 Material equivalence testing requirements for cured lamina main mechanical properties (environmental condition RTD⁽¹⁾ and ETW⁽²⁾)

铺层方向	批次数	每批试验件数量	环境条件数量	试验件数量
单层性能	1 2 3 4 5 6	1 2 3 4 5 6	1 2 3 4 5 6	1 2 3 4 5 6
0° (经向) 拉伸模量和强度	2 3 3 3 3 3	4 4 4 5 5 6	2 2 2 2 2 2	16 24 24 30 30 36
90° (纬向) 拉伸模量和强度	2 3 3 3 3 3	4 4 4 5 5 6	2 2 2 2 2 2	16 24 24 30 30 36
0° (经向) 压缩模量和强度	2 3 3 3 3 3	4 4 4 5 5 6	2 2 2 2 2 2	16 24 24 30 30 36
90° (纬向) 压缩模量和强度	2 3 3 3 3 3	4 4 4 5 5 6	2 2 2 2 2 2	16 24 24 30 30 36
平面内剪切模量和强度	2 3 3 3 3 3	4 4 4 5 5 6	2 2 2 2 2 2	16 24 24 30 30 36
短梁剪切(3)	2 3 3 3 3 3	4 4 4 5 5 6	1 1 1 1 1 1	8 12 12 12 12 18
试验件数量和				88 132 132 162 162 168

注:(1)环境条件为RTD⁽¹⁾和ETW⁽²⁾,试验温度=(70±10)°F,吸湿量=制造状态⁽⁴⁾;(2)试验温度=(18±5)°F,吸湿量=平衡吸湿量;(3)只在RTD条件下进行试验;(4)干试样是制造状态的试样,试样一直存放在环境可控实验室大气条件下。

式中,参数 K_2 是最小单个值检验常数,由表 7^[15] 查得。

当新材料的试验数据既满足 $W_{\text{平均}}$ 又满足 $W_{\text{最低单个}}$ 的要求,才可认为通过材料性能平均值或最小个体值降低的舍弃判据。实际上,检验最低单个值的目的是不明确的,但工程师们认为最低单个值是一个不好材料的重要标志。

1.3.2 材料性能平均值变更的舍弃判据

对于有些材料性能,在等同性验证时,不希望新材料试验数据与原材料认证时的数据相比,平均值出现较大的波动,如材料的模量。如果要对模量等材料性能进

行等同性判定,应该选择平均值变更的舍弃判据。

这个舍弃判据假设原材料认证时的数据和新材料的试验数据标准差是相当的,但其值未知。合并标准差 S_p 被用作公共总体标准差的估计量,由下式计算^[15]:

$$S_p = \sqrt{\frac{(n_1-1)S_1^2 + (n_2-1)S_2^2}{n_1 + n_2 - 2}} \quad (3)$$

$$t_0 = \frac{\bar{x}_1 - \bar{x}_2}{S_p \sqrt{\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}}} \quad (4)$$

式中, t_0 为检验统计量, n 为样本数量,下标 1 和 2 分别表示新材料和原材料。其他参数同式(1)和式(2)。 $t_{\alpha}(n)$ 是自由度为 n 时 t 分布(统计学中常用分布,是一种类似正态分布的对称分布,依赖于自由度)中右侧面积为 α 的 t 值,查表 8^[15] 可得。材料性能平均值变更的舍弃判据是一个双侧检验, $\alpha = \alpha/2$ 。 t_0 必须小于 $t_{\alpha/2}(n_1+n_2-2)$ 且大于 $-t_{\alpha/2}(n_1+n_2-2)$ 才可认为通过材料性能平均值变更的舍弃判据。

1.3.3 材料性能高平均值的舍弃判据

在等同性验证时,有些材料性能不希望新材料试验数据与原材料认证时的数据相比,出现高的平均值,如材料的预浸料挥发分含量,如果要对预浸料挥发分含量等材料性能进行等同性判定,应该选择高平均值的舍弃判据。

表5 单层固化片主要力学性能的试验方法
Table 5 Material equivalence testing methods for main mechanical properties of cured lamina

测试	方法参考
0° (经向)拉伸模量和强度	ASTM D 3039
90° (纬向)拉伸模量和强度	ASTM D 3039
0° (经向)压缩强度	SACMA SRM 1
0° (经向)压缩模量	SACMA SRM 1
90° (纬向)压缩强度	SACMA SRM 1
90° (纬向)压缩模量	SACMA SRM 1
平面内剪切模量和强度	ASTM D 5379
短梁剪切	ASTM D 2344

表6 平均值检验的常数 K_1
Table 6 Constants K_1 values for mean

n (样本容量)	α 概率				
	0.25	0.1	0.05	0.025	0.01
17	0.2522	0.3878	0.4692	0.5400	0.6230
18	0.2455	0.3771	0.4561	0.5250	0.6055
19	0.2394	0.3673	0.4441	0.5111	0.5894
20	0.2337	0.3582	0.4330	0.4982	0.6745

表7 最低单个值的检验常数 K_2
Table 7 Constants K_2 values for individual

n (样本容量)	α 概率				
	0.25	0.1	0.05	0.025	0.01
17	2.3471	2.7146	2.9516	3.1676	3.4306
18	2.3694	2.7342	2.9698	3.1846	3.4463
19	2.3904	2.7527	2.9868	3.2005	3.4611
20	2.4101	2.7700	3.0029	3.2156	3.4751

这个舍弃判据由式(3)可得公共总体标准差的估计量 S_p , 进而由式(4)计算得统计检验量 t_0 。这是一个单侧检验, t_0 必须不大于 $t_{\alpha}(n_1+n_2-2)$ 才可认为通过材料性能高平均值的舍弃判据, $t_{\alpha}(n)$ 查表 8 可得。

1.3.4 材料性能的舍弃判据适用范围

在复合材料的等同性认证中, 应依据待验证的材料性能选择合适的舍弃判据。表 9 总结归纳了 3 种舍弃判据分别适用于材料的不同关键性能。

1.4 复合材料等同性验证流程

在等同性认证中, 首先应当鉴别出哪些材料性能是

该材料的关键性能。针对每一个关键性能, 依照要求进行等同性试验, 分析试验数据与原材料鉴定时的数据差异, 判断该性能是否等同。根据复合材料的具体应用情况, 有时需要更高级别的力学性能验证试验, 最后综合分析, 得出等同性验证结果。建议按照图 2 的检验流程进行。

2 影响复合材料等同性验证的两类错误分析

复合材料等同性的验证方法采用的是基于统计检验原理的假设检验。在验证材料等同性的方法中, 是依

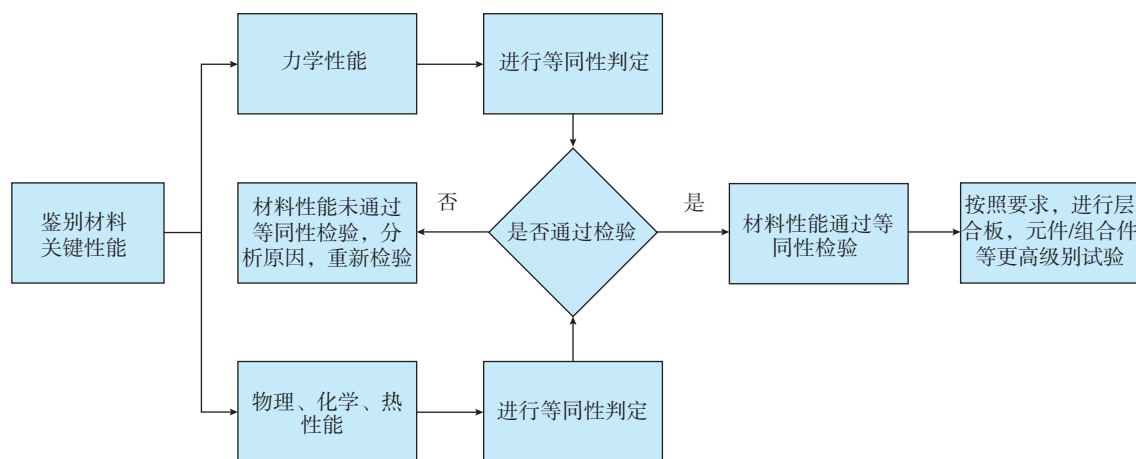


图2 民用飞机复合材料等同性认证一般流程图

Fig.2 General flow chart of certification of civil aircraft composite material equivalence

表8 常数 $t_{\alpha}(n)$

Table 8 Constants $t_{\alpha}(n)$

n (样本容量)	α 概率				
	0.25	0.1	0.05	0.025	0.01
22	0.686	1.321	1.717	2.074	2.508
23	0.685	1.319	1.714	2.069	2.500
24	0.685	1.318	1.711	2.064	2.492
∞	0.674	1.282	1.645	1.960	2.326

表9 材料关键性能适用舍弃判据

Table 9 Suitable fail criteria for each property of materials

舍弃判据	适用的材料性能
平均值或最小个体值降低的舍弃判据	0° (经向) 拉伸强度、90° (纬向) 拉伸强度、0° (经向) 压缩强度、90° (纬向) 压缩强度、平面内剪切强度、短梁剪切
平均值变更的舍弃判据	树脂含量、凝胶时间、树脂流动性、纤维单位面积重、DSC (差示扫描量热法)、固化后的单层厚度、纤维含量、树脂含量、固化后树脂密度、玻璃转化温度(干燥)、玻璃转化温度(湿润)、0° (经向) 拉伸模量、90° (纬向) 拉伸模量、0° (经向) 压缩模量、90° (纬向) 压缩模量、平面内剪切模量

据试验样本的性能数据来对总体性能进行判断,也就是由部分推断总体,因而判断有可能正确,有可能不正确,面临犯错误的可能。在复合材料等同性的评定中,有可能将不等的材料判定为等同,也有可能将等同的材料判定为不等同,必须要考虑犯错误的可能性。需要关注两类典型错误。

2.1 第一类错误和第二类错误

为了简述两类错误,假设等同性试验得到的材料性能试验数据具有平均值为 μ ,标准差为 σ 的正态分布特性, μ_0 为原材料鉴定时的性能平均值,且 $\mu \geq \mu_0$ 。通过统计检验的方法,来判断材料性能平均值 μ 是否大于等于 μ_0 这个值。如果统计检验表明 $\mu < \mu_0$,但实际上 $\mu \geq \mu_0$,这就犯了第一类错误,犯错概率用 α 表示;当统计检验表明 $\mu \geq \mu_0$,但是实际上 $\mu < \mu_0$,这就犯了第二类错误,犯错概率用 β 表示。

根据两类错误的定义,可知在复合材料等同性的验证中,犯第一类错误可能会错判和舍弃掉一些合格的材料,但犯第二类错误会错判和接受一些不合格的材料。

在复合材料的等同性验证中,往往出于保守考虑通常预先给定犯第一类错误概率值来控制第一类错误^[15],往往忽略了对第二类错误进行详细的分析。而犯第二类错误会接受一些不合格材料,危害远高于第一类错误,所以考虑到民用飞机的安全性,必须对第二类错误重点进行控制。

2.2 第二类错误的影响因素分析

假设原材料性能数据的平均值和标准差分别为 μ_0 和 σ_0 ,且服从正态分布。新材料性能数据总体 ζ 服从平均值为 μ ,标准差为 σ 的正态分布,记为 $\zeta \sim N(\mu, \sigma^2)$ 。等同性试验的样本数量为 n ,出现第一类错误的概率为 σ , $\bar{x}$ 为试验样本均值。

设原假设 $H_0: \mu \geq \mu_0$,新材料性能的平均值 μ 要大于等于原材料性能的平均值 μ_0 ,则与原假设对立的备择假设 $H_1: \mu < \mu_0$,新材料的性能平均值 μ 小于原材料的平均值 μ_0 。以下例说明第二类错误的影响因素。

据统计理论, $n < 30$,如果 σ 未知,必须使用 t 统

计量(常用的检验统计量,计算公式为 $t = \frac{\bar{x} - \mu_0}{s / \sqrt{n}}$,其

中 $\bar{x}$ 为样本均值, s 为样本标准差, μ_0 为假设检验值);在 $n \geq 30$ 时,选用 t 统计量还是 z 统计量(常用的检

验统计量,计算公式为 $z = \frac{\bar{x} - \mu_0}{\sigma / \sqrt{n}}$,其中 $\bar{x}$ 为样本均值,

σ 为总体标准差, μ_0 为假设检验值)由分析者自行选择^[18]。由于希望样本数量尽可能的小,这里选用 t 统

计量。检验统计量 t 服从 $n-1$ 个自由度的 t 分布,记为

$t = \frac{\bar{x} - \mu_0}{s / \sqrt{n}} \sim t(n-1)$,第二类错误 β 值计算如下:

$$\begin{aligned} \beta &= P(\text{接受 } H_0 | H_0 \text{ 为假}) = \\ &P(t > t_{1-\alpha}(n-1) | \mu < \mu_0) = P\left(\frac{\bar{x} - \mu_0}{s / \sqrt{n}} > t_{1-\alpha}(n-1) | \mu < \mu_0\right) = \\ &P\left(\frac{\bar{x} - \mu}{s / \sqrt{n}} > t_{1-\alpha}(n-1) - \frac{\mu - \mu_0}{s / \sqrt{n}} | \mu < \mu_0\right) = \\ &1 - f_{n-1}\left(t_{1-\alpha} - \frac{\mu - \mu_0}{s} \sqrt{n}\right) \end{aligned} \quad (5)$$

式中, $f_{n-1}(\cdot)$ 为自由度 $n-1$ 的 t 分布的分布函数,为单调递增函数, $f_{n-1}(t_{1-\alpha}(n-1)) = \alpha$ 。

由式(5)可知,第二类型错误 β 与下列因素有关:

(1)与真实值 μ 有关,由于 $\mu < \mu_0$, $f_{n-1}(\cdot)$ 为单调递增函数,在其他条件不变的情况下, $\mu - \mu_0$ 间的差距越

大, $f_{n-1}(t_{1-\alpha} - \frac{\mu - \mu_0}{s} \sqrt{n})$ 越大,则 $1 - f_{n-1}(t_{1-\alpha} - \frac{\mu - \mu_0}{s} \sqrt{n})$ 越小, β 越小。

(2)与 α 有关,在其他条件不变的情况下, α 越大, $1 - \alpha$ 越小,对应的 $t_{1-\alpha}$ 越大, $f_{n-1}(t_{1-\alpha} - \frac{\mu - \mu_0}{s} \sqrt{n})$ 越大,

则 $1 - f_{n-1}(t_{1-\alpha} - \frac{\mu - \mu_0}{s} \sqrt{n})$ 越小, β 越小。

(3)与样本容量 n 有关,在其他条件不变的情况下, n 越大, $\mu < \mu_0$, $t_{1-\alpha} - \frac{\mu - \mu_0}{s} \sqrt{n}$ 越大, $f_{n-1}(t_{1-\alpha} - \frac{\mu - \mu_0}{s} \sqrt{n})$

越大, $1 - f_{n-1}(t_{1-\alpha} - \frac{\mu - \mu_0}{s} \sqrt{n})$ 越小, β 越小。

2.3 第二类错误在材料等同性判定中的控制

在复合材料等同性检验中,犯第一类错误的概率为 α ,通常预先确定目标 α 值,以达到控制犯第一类错误概率的目的,但没有具体的措施来控制犯第二类错误的概率 β 。本文认为 β 的数值在实际情况中是不能被准确计算的。事实上,只有当且仅当真实值 μ 已知,才能精确计算 β 的值。然而在这种情况下, μ 已经是一个已知数,那么假设检验也就没有意义。在等同性检验中,通过有限的试验数据不能得到材料性能的真实平均值 μ ,故而也不能准确计算犯第二类错误概率 β 。

通常情况下,对于复合材料的等同性认证, α 一般建议取0.025^[13],新材料性能真实的平均值 μ 是客观存在的,但具体数值未知。由2.1节讨论可知:犯第二类错误概率 β 与犯第一类错误概率 α ,样本容量 n 和真实值 μ 有关。在 α 与 μ 一定的情况下,增加样本量 n 能减小犯第二类错误的概率。在复合材料等同性认证中,为了降低将不合格材料错认为合格材料的概率,可以增

加等同性试验的样本个数。但随着样本量的增大,为了使 μ 减小一个相同的绝对量,需要增加的样本量也就越来越多^[20]。这也意味着,在等同性认证中,为了将犯第二类错误概率 β 值控制在一个较小的值,需要进行大样本的等同性试验,会花费更多的金钱和时间,这与复合材料等同性认证的初衷相悖。复合材料等同性验证是希望用尽量少的试验证据证明新的材料能够等效于原材料,如果一味地为了控制第二类错误而增加等同性试验的样本量,这会为民用飞机复合材料等同性认证工作带来巨大的麻烦。

复合材料在民用飞机中的应用,可以是用在受力很小的前缘、口盖、整流罩等构件,也可以用在受力达到一定程度的部件如升降舵、方向舵、襟副翼等,也可以应用在受力较大的部件,如垂尾、平尾等,还可以应用在飞机最主要受力部件,如机翼、机身等。在对应用于这些部位的复合材料进行等同性验证时,将它们犯第二类错误概率 β 值控制在同一个较小的值,会产生较大的经济和时间成本,显然是不合适的。因此,在进行民用飞机复合材料认证时,应该考虑复合材料在飞机中的应用位置和受力情况。对同一种复合材料,应用的位置和受力情况不同,要求控制的 β 值和等同性试验的样本量也不同。对于用于制造飞机主承力结构的复合材料,在等同性认证时,控制 β 值较小,需要进行样本量较大的等同性试验;用于制造飞机的次承力结构的复合材料,对于它的等同性认证,可将 β 控制在一个适中的值,进行样本量适当的等同性试验;对于制造一些承力较小或者非承力构件的复合材料的等同性验证,可以控制在一个较大值甚至不考虑 β 值,按照相关要求对小样本的等同性试验即可。复合材料应用于不同位置时 β 与 n 的大小关系见表10。

3 算例

3.1 复合材料等同性验证举例

假设有新的待验证复合材料A,它的原始材料认证总共使用了18个挥发分含量试件。平均值和标准差分别为0.263%和0.1061%。

对材料的挥发分含量这个材料性能进行等同性检

验。按照表1所示的等同性试验要求,对新材料进行了样本数量为6的等同性试验,试验数据平均值为0.257%和0.010%。 α 取0.025。

根据表9可知,对挥发分含量这个性能进行验证,可以选择高平均值的舍弃判据。

按照式(3),计算公共总体标准差的估计量 S_p :

$$\begin{aligned} S_p &= \sqrt{\frac{(n_1-1)S_1^2 + (n_2-1)S_2^2}{n_1 + n_2 - 2}} \\ &= \sqrt{\frac{(6-1) \times 0.01^2 + (18-1) \times 0.1061^2}{6+18-2}} \\ &= 0.093409\% \end{aligned} \quad (6)$$

按照式(4)计算统计量 t_0 :

$$\begin{aligned} t_0 &= \frac{\bar{x}_1 - \bar{x}_2}{S_p \sqrt{\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}}} \\ &= \frac{0.00257 - 0.00263}{0.00093409 \times \sqrt{\frac{1}{6} + \frac{1}{18}}} \\ &= -0.13626 \end{aligned} \quad (7)$$

据表8可得, $t_{\alpha}(n) = t_{\alpha}(n_1+n_2-2) = t_{0.025}(22) = 2.074$ 。因为 t_0 小于2.074,所以材料A通过了挥发分含量的等同性检验要求。

3.2 等同性验证中第二类错误控制举例

材料B, 180°F湿条件(ETW)下的0°压缩强度,原材料认证时,使用了18个试件,强度的平均值和标准差分别为405.164MPa和31.449MPa, α 取0.025。

图3中新材料的等同性试验件数量为8,强度平均值为389.581MPa,标准差为22.891MPa。蓝色区域面积表示犯第一类错误的概率,表明将合格材料当成不合格材料舍弃的概率;红色区域面积表示犯第二类错误的概率,表明新材料的强度平均值高于原材料的强度为伪,但是检测结果是真的概率。图4中新材料的强度平均值和标准差与图3一样,但等同性的试验件数量为12。可以看出,图4中红色区域面积要小于图3中红色区域面积,表示图4中犯第二类错误的概率要小于图3。

表10 复合材料应用于不同位置时 β 和 n 的大小关系
Table 10 Relationship between β and n at different position

复合材料应用位置	主承力构件	次承力构件	承力小或者非承力构件
二类错误概率 β	$\beta_{主} < \beta_{次} < \beta_{非}$		
等同性试验样本量 n	$n_{主} < n_{次} < n_{非}$		

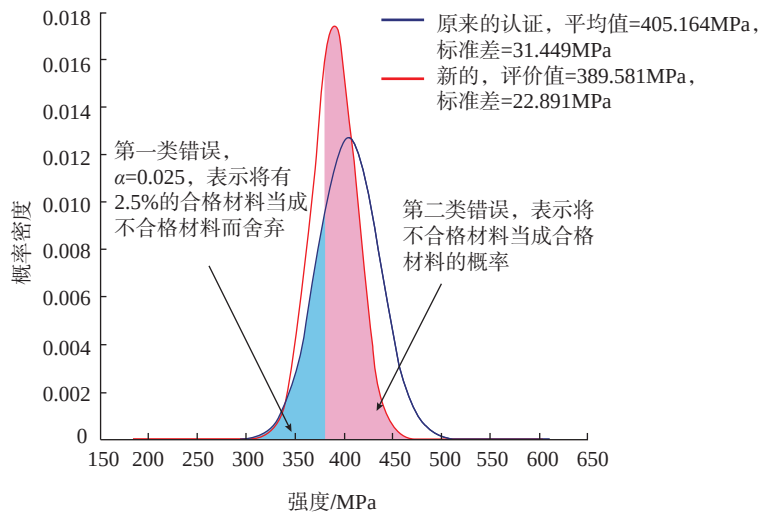


图3 8个试件, 试验数据正态分布图
Fig.3 8 samples, normal distribution of test data

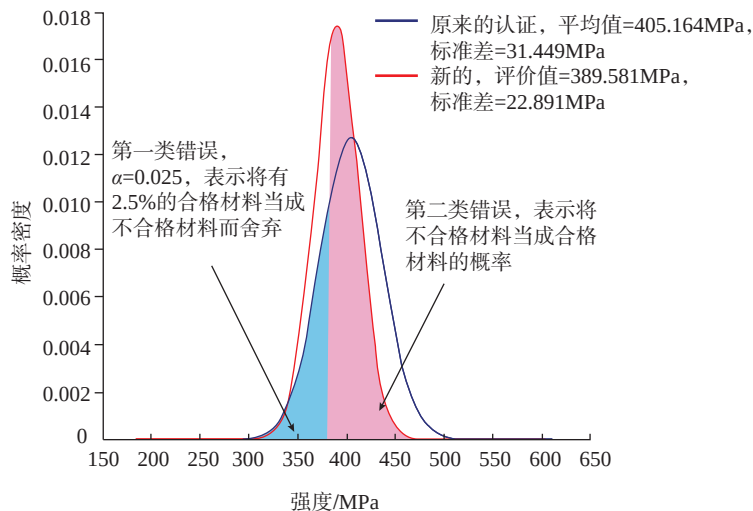


图4 12个试件, 试验数据正态分布图
Fig.4 12 test samples, normal distribution of test data

说明在材料等同性验证中增加试验件数量可以降低犯第二类的错误的概率, 可以通过调节等同性试验的试验件数量来达到控制复合材料等同性验证犯第二类错误的概率。

4 结论

复合材料等同性验证的目的是评估新材料是否和原材料具有等效的力学、物理和化学性能, 是民用飞机复合材料适航认证的重要部分。

(1) 本文基于复合材料等同性的验证原理, 针对控制复合材料性能的关键参数, 研究了等同性的验证方

法, 总结了等同性试验样本量和试验方法的选择及复合材料等同性的判断准则。

(2) 运用假设检验的方法, 推导了复合材料等同性中第二类错误的理论计算方法, 并讨论了降低犯第二类错误概率的方法, 适当增大试验样本数量可以有效降低犯第二类错误的概率。

(3) 在对复合材料进行等同性认证时, 应当针对复合材料在民用飞机中的具体受力情况和应用位置来控制犯第二类错误的概率, 进行样本量适当的等同性试验, 以达到在等同性验证中既控制第二类错误又降低验证成本的目的。

参考文献

- [1] 吕善宝. 复合材料在飞机上的应用与修理[J]. 化工管理, 2019(3): 204.
- LU Shanbao. Application and repair of composite materials in aircraft [J]. Chemical Enterprise Management, 2019(3): 204.
- [2] 赵欣, 朱健健, 李梦, 等. 复合材料应用研究与产业发展建议 [J]. 材料导报, 2016, 30(S1): 525-530, 538.
- ZHAO Xin, ZHU Jianjian, LI Meng, et al. Application research and industrial development suggestions of composite materials[J]. Materials Reports, 2016, 30(S1): 525-530, 538.
- [3] 包建文, 蒋诗才, 张代军. 航空碳纤维树脂基复合材料的发展现状和趋势 [J]. 科技导报, 2018, 36(19): 52-63.
- BAO Jianwen, JIANG Shicai, ZHANG Daijun. Development status and trend of aviation carbon fiber resin matrix composites[J]. Science & Technology Review, 2018, 36(19): 52-63.
- [4] SEON G, MAKEEV A, NIKISHKOV Y, et al. DIC data-driven methods improving confidence in material[M]//International Digital Imaging Correlation Society. Berlin: Springer 2017.
- [5] MAKEEV A, SEON G, NIKISHKOV Y, et al. Analysis methods for improving confidence in material qualification for laminated composites[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2019, 64(1):1-13.
- [6] 郑晓玲. 复合材料结构的适航符合性分析研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2017(1):1-6.
- ZHENG Xiaoling. Airworthiness compliance analysis of composite structures[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2017(1): 1-6
- [7] 郑晓玲. 民机复合材料结构适航验证技术的方法研究 [C]//中国航空学会. 第17届全国复合材料学术会议(复合材料应用及产业化分论坛)论文集. 北京: 中国航空学会, 2012: 13-17.
- ZHENG Xiaoling. Research on the method of airworthiness verification technology of civil aircraft composite structure [C]//China Aviation Society. Proceedings of the 17th National composite Conference (sub Forum on composite application and industrialization). Beijing: China Aviation Society, 2012: 13-17
- [8] 冯振宇, 刘星宇, 魏书有, 等. 复合材料B基准值统计方法的对比分析 [J]. 材料导报, 2012, 26(S2): 147-149.
- FENG Zhenyu, LIU Xingxing, WEI Shuyou, et al. Comparative analysis of statistical methods of composite B reference value[J]. Materials Reports, 2012, 26 (S2): 147-149.
- [9] 冯振宇, 邹田春, 郝鹏, 等. 复合材料飞机结构材料和设计许用值的确定方法 [J]. 宇航材料工艺, 2011, 41(5):15-17, 39.
- FENG Zhenyu, ZOU Tianchun, HAO Peng, et al. Determination method of composite aircraft structural materials and design allowable value [J]. Aerospace Materials and Technology, 2011, 41 (5): 15-17, 39.
- [10] 冯振宇, 郝鹏, 邹田春. 复合材料结构损伤容限设计的两个关键参数[J]. 材料导报, 2011, 25(S2): 242-244.
- FENG Zhenyu, HAO Peng, ZOU Tianchun. Two key parameters for damage tolerance design of composite structures[J]. Materials Reports, 2011, 25(S2): 242-244.
- [11] 薛向晨, 王彝, 胡江波, 等. 大型机身复合材料加筋壁板制造技术及应用[J]. 航空制造技术, 2019, 62(16): 88-93.
- XUE Xiangchen, WANG Ben, HU Jiangbo, et al. Manufacturing technology and application of composite stiffened panel for large fuselage [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62 (16): 88-93.
- [12] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 2.
- DU Shanyi, GUAN Zhidong. Reflections on the strategy of advanced composite technology for China's large passenger aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 2.
- [13] Society of Automotive Engineers International. CMH-17-G Composite materials handbook-volume 1:polymer matrix composites:guidelines for characterization of structural materials[S]. Warrendale: SAE International, 2012.
- [14] VANGEL M G. Lot acceptance and composite testing using the sample mean and an extremum[J]. Technometrics, 2002(44): 242-249.
- [15] TOMBLIN J S, NG Y C, RAJU K S. Material qualification and equivalency for polymer matrix composite material systems: updated procedure: DOT/FAA/AR-03/19[R]. Washington: Federal Aviation Administration, 2003.
- [16] 中国航空工业集团公司北京航空材料研究院. GJB 9315—2018 聚合物基复合材料等同性评定程序[S]. 北京: 中国航空工业集团公司北京航空材料研究院, 2018.
- Beijing Institute of Aeronautical Materials, China Aviation Industry Corporation. GJB 9315—2018 polymer matrix composite equivalence evaluation procedure [S]. Beijing: Beijing Institute of Aeronautical Materials, China Aviation Industry Corporation, 2018.
- [17] 乔永鑫. 复合材料等同性研究及可互替代材料的许用值确定 [C]//2011年商用飞机复合材料应用国际论坛会议论文集. 北京: 中国航空学会, 2011.
- QIAO Yongxin. Research on the equivalence of composite materials and determination of the allowable value of alternative materials[C]//Proceedings of 2011 International Forum on Composite Materials Applications for Commercial Aircraft. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [18] 孙盘涛. 复合材料等同性试验[J]. 科技商品, 2016(3): 23.
- SUN Pantao. Composite material equivalence test[J]. Premiere, 2016(3): 23.
- [19] 贾俊平, 何晓群, 金勇进. 统计学[M]. 第6版. 北京: 中国人民大学出版社, 2014: 191.
- JIA Junping, HE Xiaoqun, JIN Yongjin. Statistics[M]. 6th ed. Beijing: China Renmin University Press, 2014: 191.
- [20] 甘伦知. 假设检验中控制第二类错误的探讨 [J]. 统计与决策, 2011(22): 35-37.
- GAN Lunzhi. Discussion on the second type of error control in hypothesis testing [J]. Statistics & Decision, 2011(22): 35-37.

通讯作者: 余音, 副教授, 研究方向为复合材料结构分析与试验, E-mail: yuyin@sjtu.edu.cn。

(责编 大漠)

基于扩散连接试样金相照片的非焊合缺陷的自动识别^{*}

胡京徽¹, 谢鹏志^{1,2}, 杨 威^{1,2}, 姚 罡¹

(1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;
2. 数字化制造技术航空科技重点实验室, 北京 100024)

[摘要] 介绍了机器学习方法在工业信息化中的应用, 并结合航空制造业中典型装备生产中的自动识别需求提出了机器学习平台的构建方法。该方法包括: 机器学习平台构建的总体方案、自动检测模型的设计及优化、检测模型的训练和经验性试验评估。以典型的整流叶片扩散连接缺陷自动检测场景为例, 完成了缺陷检测识别准确率高达 96% 以上的模型训练, 验证了机器学习平台的可行性和有效性。

关键词: 机器学习; 扩散连接; 缺陷检测; 整流叶片; 自动检测

Automatic Detection of Non-Welding Defects Based on Metallographic Photographs of Diffusion Bonding Samples

HU Jinghui¹, XIE Pengzhi^{1,2}, YANG Wei^{1,2}, YAO Gang¹

(1. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;
2. Aeronautical Key Laboratory for Digital Manufacturing Technology, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] This paper introduces the application of machine learning methods in industrial informationization, and proposes the construction method of machine learning platform to satisfy the automatic detection requirements in typical equipment production of aviation manufacturing. The method includes: construction of an overall scheme of the machine learning platform, design and optimization of the automatic detection model, training of the detection model and empirical experimental evaluation. This paper takes the automatic detection of diffusion bonding defects of stator vanes as an example, and trains the model with defect detection accuracy which is more than 96%, verifies the feasibility and effectiveness of the machine learning platform.

Keywords: Machine learning; Diffusion bonding; Defects detection; Stator vanes; Automatic detection

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.080

扩散连接(Diffusion Bonding, DB)是一种广泛运用于现代航空制造领域的先进钣金成形制造技术^[1-2]。扩散连接技术具有成本低、可靠性高、稳定性好等诸多优势,主要的应用场景有飞机机身壁板、防火墙、航空发动机舱、静/转子叶片等复杂空腔结构的制造。目前,由于钣金材料表面状态,扩散连接温度、压力、保压时间等一系列工艺参数的影响,扩散连接成形的工件会存在一定比例的非焊合缺陷,工业上通常要求采用无损检测方法对装机件进行检测,确保工件的质量。早期,对于尚未建立可行的无损检测方法的应用场合,需要通过对工作件加工余量区取样,进行金相显微观察,然后根据其

观察结果,推测工件中是否存在扩散缺陷。这种方法首先抽样检测同一批次的一部分样品,然后人工判定产品是否存在缺陷。然而,随着产品检测需求量的日益增加,一方面,传统的人工判定方式已经不能满足日常工作的需求;另一方面,由于检测人员的工作经验参差不齐,在长时间检测过程中还可能疲劳误判漏判。如何使用软件代替人工判定使判定标准一致,减少误判漏判已经成为目前工业界亟待解决的问题。因此,本文提出了一种可以自动检测扩散连接缺陷的机器学习平台的构建方案,并将其应用到实际工业场景中。

1 机器学习平台构建总体方案

本文所构建的机器学习平台包括影像存储、模型训

* 基金项目: 航空基金(KH361706145)。

练和检测平台 3 个模块,具体方案流程如图 1 所示。

影像存储模块功能是对原始影像数据收集、整理和存储。影像收集步骤将原始金相影像数据收集到系统中;接着,人工标注步骤提供人工标注原始数据的功能;然后,影像对齐步骤对影像进行对齐操作,使得输入数据符合对齐的标准;最后,将标注好的影像数据分成训练集和测试集两个部分,其中训练集用于检测平台模块训练初始样本数据,测试集用于模型训练模块来评估卷积神经网络。

检测平台模块是系统的底层应用,它的输入是训练集,通过网络提供给模型训练模块基础的训练数据。检测平台内部的一个核心部件是影像采样,它包含特征提取器、图像增强器和图像窗口生成器。通过这些采样预处理步骤可以将训练集中的数据处理成识别所需要的图片窗口。识别平台的另一个核心部件就是 TensorFlow 训练平台, TensorFlow 平台读取窗口图片,通过定义损失函数、优化器以及训练梯度和参数来提供机器学习模型的建模要素。

模型训练模块是算法工程师训练和调优智能化识别算法的主要模块。由于算法训练需要消耗大量的计

算资源,故模型训练模块的底层采用了 GPU 高性能计算服务器作为主要硬件资源,同时通过 CPU 作为辅助计算的备选方案。两类不同架构的硬件资源提供一套模型基础算法接口向上兼容。硬件资源之上是模型的构建和调优部分,该部分接收模型输入数据,使用训练数据来训练深度学习模型,使用测试数据来评估和验证模型的好坏。本文采用深度学习神经网络作检测识别的模型,该模型的重要工作就是对卷积神经网络的层级关系,神经元数量、丢弃层以及池化层等相关参数反复试验调优来得到识别率高的检测模型。同时,模型训练模块还需要接收影像存储模块中的测试集数据,通过测试集中数据来对训练后模型的实际识别效果进行评估。

2 卷积神经网络构建与训练方法

2.1 卷积神经网络的构建

卷积神经网络是机器学习中一种非常常见的网络结构^[3]。近几年,由于高性能计算的快速发展和 GPU 并行计算的应用普及,卷积神经网络在工业级开发场景中发生了巨大的变化^[4]。本文中建立的机器学习模型就是基于开源工业级深度学习框架 TensorFlow^[5]。

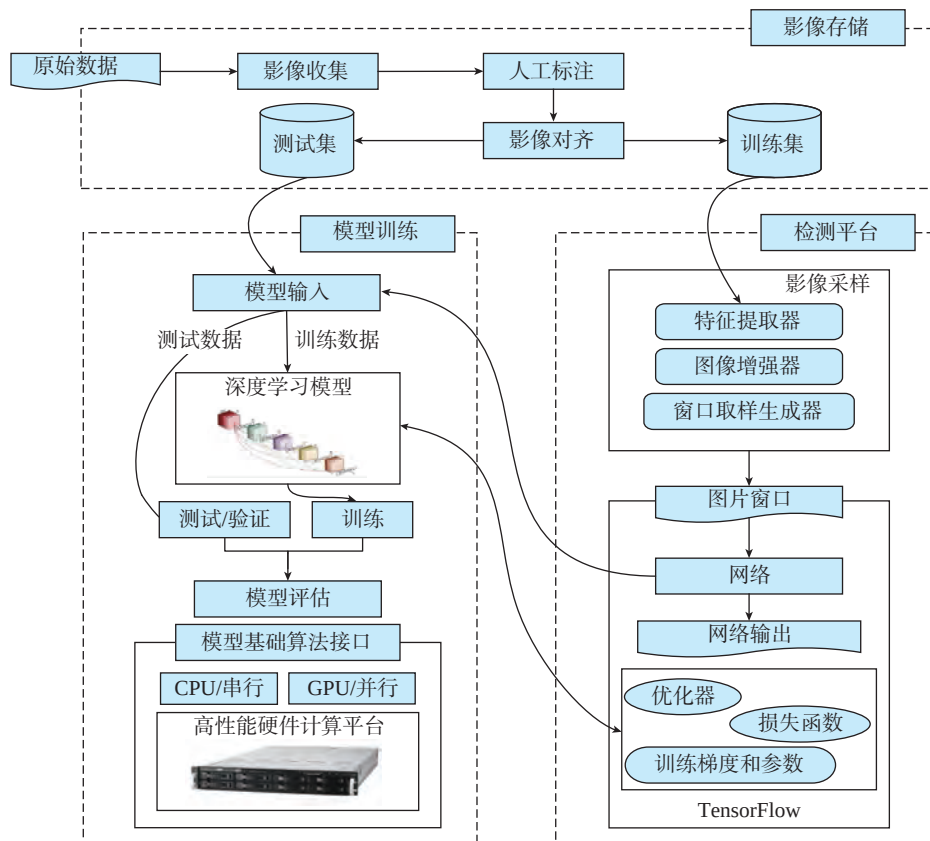


图1 平台构建总体方案图

Fig.1 Overall platform construction architecture

本文中的卷积神经网络主要基于 AlexNet 模型并对网络参数调整然后进行试验,下一步的工作着重结合 VGG 和 ResNet 等网络模型进一步试验,模型具体参数如表 1 所示,模型的输入是分辨率为 256×256 的单通道灰度图像,输入图片经过第 1 个卷积层 conv1 得到 256×256×16 的特征图,其中 conv1 中的卷积运算核维度为 5×5,卷积步长为 1,采用 same 填充方式;接着,特征图通过第一个池化层 pool1, pool1 采用最大池化方式,选取维度 2×2、步长为 2 的核来完成池化操作,得到 128×128×16 的特征图;然后,使用类似的方法经过第 2 个卷积层 conv2 和第 2 个池化层 pool2 得到 64×64×32 的特征图。在完成卷积操作后,特征图会通过一个全连接层 dense 得到 131072 个训练参数;然后,通过一个丢弃层 dropout 来控制参数保留比例,防止模型在训练集上产生过拟合现象^[6];接着,通过两个前向传递层 fc1 和 fc2 将训练参数数量变成 512 和 64;最后,输出参数通过 softmax 分类器得到判定结果。

2.2 机器学习平台的模型训练方法

本文中的模型训练方法流程如图 2 所示,每个步骤的功能如下。(1)输入数据增强:该步骤将输入的图像数据进行扩充,对原始图像进行旋转、缩放、平移以及对称变换等操作,这些操作在获取更多的训练数据的同时可以使得训练后的模型识别时不受几何变换影响。(2)模型参数初始化:在上一个小节中定义的卷积神经网络中包含了大量的权值矩阵和偏置向量参数,这些参数初始化策略有很多种,不同的初始化策略可能会对模型求解过程和参数收敛速度有一定的影响,常见的有标注初始化^[7]、随机正态分布初始策略、Gram-Schmidt 正交化初始策略以及随机正交初始策略^[8],本文采用最常见的随机正态分布初始策略来初始化网络中的权值。(3)获取下一批数据:使用全部训练集数据来训练会使得模型计算量过大而增加训练时间。试验证明采用小批量加入随机噪声的训练方式可以显著提高训练效果^[9]。因此,本文每次在训练集中随机选取一定数量的样本作为同一批次训练数据来训练模型,后文中将批次数量记做 batch_size 值。(4)模型参数优化:该步骤定义了模型的损失函数、优化器、学习率等训练的基本要素,通过反向传播算法^[10]来寻找模型梯度下降的路径,不断改进模型达到对模型参数优化。同时,为了避免过拟合现象,在模型中插入了丢弃层,通过调整丢弃层的保留比例来动态控制需要保留连接边的数量,后文中将保留比例记做 keep_prob 值。(5)评估模型准确率:在每个小批次训练过程中,需要对上一次训练的模型中的好坏进行评估,本文统计每个小批次数据在模型识别准确率,即在新的批次数据中统计模型中识别正确的数量占该

批次总数量的百分比。(6)训练终止条件:模型训练过程需要定义算法的终止条件。通常定义终止条件有两种:一种是预先定义算法迭代次数;另一种是预先定义损失值的终止范围,本文中采用前者作为终止条件,后文中将总迭代次数记做 epochs 值。

3 应用案例及试验分析

3.1 试验数据

本文试验数据是某单位检测中心自 2014 年至 2018

表1 卷积神经网络参数

Table 1 Parameters of convolutional neural network

	类型	核	步长	填充	输出维度
input	image	—	—	—	256×256×1
conv1	—	5×5	1	same	256×256×16
pool1	max	2×2	2	same	128×128×16
conv2	—	3×3	1	same	128×128×32
pool2	max	2×2	2	same	64×64×32
dense	—	—	—	—	131072
dropout	—				
fc1	—	—	—	—	512
fc2	—	—	—	—	64
softmax	—				

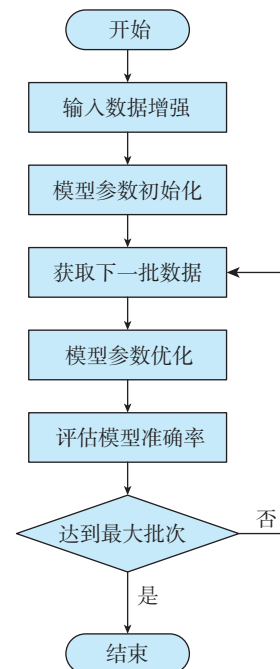


图2 模型训练流程图

Fig.2 Training flow chart of the model

年总共5年的检测报告中的影像数据。样本数据是航空发动机中整流叶片检测结果图像,可分为正样本和负样本两类,正样本是检测合格的产品,负样本中出现非焊接缺陷,是检测不合格的产品。试验数据一共包含46101条数据,其中23191条正样本和22910条负样本。图3列举了试验数据的部分正负样本,其中,图3(a)为正样本,图3(b)为负样本。

3.2 机器学习平台的试验环境

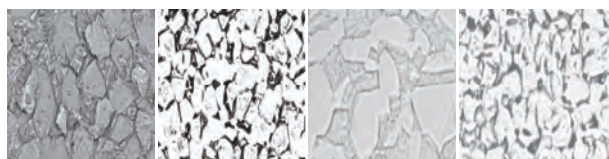
本文中机器学习平台训练的硬件环境是 Nvidia Tesla V100 16GB 型号计算级显卡,搭载了 48 核心 Intel (R) Xeon (R) Gold 5118 2.30GHz 的 CPU。平台的软件环境是基于 CUDA 10 运行时环境,使用 cuDNN v7.4.2.24 库加速卷积计算过程;在 Python 3.6.5 中编译了 TensorFlow 1.12.0 wheel 安装包作为基础开发框架。

3.3 机器学习平台训练过程分析

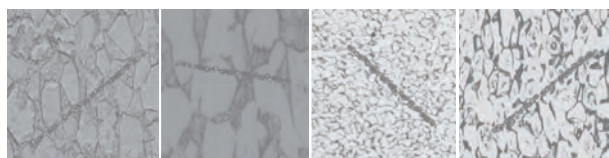
机器学习平台训练过程详见 2.2 节,本文为评估机器学习的训练效果一共做了 3 组独立随机试验。每组试验选取的迭代次数 epoch 值为 1400 次,保留比例 keep_prob 值为 0.6,批数量 batch_size 值分别为 200、300 和 400。训练的识别准确率随训练迭代次数变化如图 4 所示。

(1)图 4 中的 3 个子图的横轴表示迭代次数;纵轴表示对应的识别准确率的百分比;蓝色实线为识别准确率为 50% 分位线;红色虚线是准确率为 96% 分位线。可以看出:在模型初始化权值的情况下,识别准确率一般在 50% 左右;随着训练迭代次数的增加,模型的识别准确率不断提高,在 3 次小组试验中都达到了 96% 以上。机器学习平台的训练过程是有效的。

(2)图 4 中的 3 个子图从上至下依次将批数量 batch_size 值设置成了 200、300 和 400。通过对比 3 张子图可以看出,不同 batch_size 值对模型的识别准确率最终收敛效果影响较小,只是识别准确率收敛速度不尽



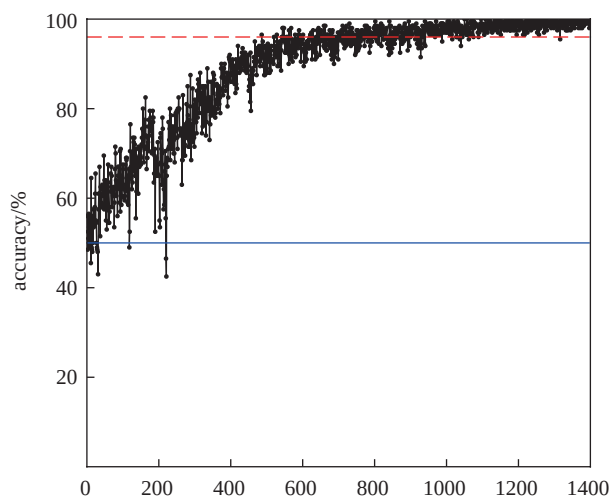
(a) 正样本



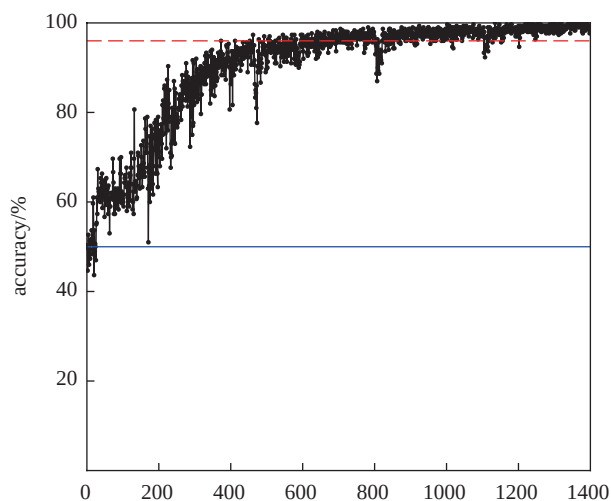
(b) 负样本

图3 正负样本试验数据示例

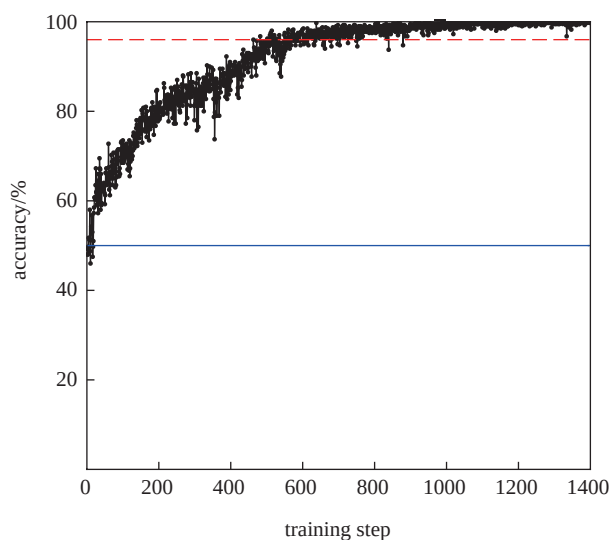
Fig.3 Example of positive and negative sample data



(a) batch_size=200, keep_prob=0.6



(b) batch_size=300, keep_prob=0.6



(c) batch_size=400, keep_prob=0.6

图4 准确率随训练迭代次数变化

Fig. 4 Accuracy rate as a function of training iterations

相同。由此可见,在进行小批量的训练时, batch_size 值的选取只要在合理的范围内就不会对模型训练过程产生较大的影响,最终都可以得到较优的模型。

通过上述分析可以得知:机器学习平台在训练集的训练效果是合理有效的,通常可以达到 96% 的识别准确率。

3.4 机器学习平台在测试集上识别结果评估

本文将试验数据按照 0.9 比值划分成了训练集和测试集。首先在训练集数据基础上训练好模型,然后在测试集上做预测试验,最好,计算出准确率、正确率、召回率和 F_1 值。相关参数的计算公式为:

$$\text{正确率} P = \frac{TP}{TP + FP} \quad (1)$$

$$\text{召回率} R = \frac{TP}{TP + FN} \quad (2)$$

$$F_1 = 2 \times \frac{P \times R}{P + R} \quad (3)$$

式中, TP 表示把正类预测为正类的数量; FP 表示把负类预测为正类的数量; FN 表示把样本中原来正类预测为负类的数量。

本试验分别变化迭代次数 epoch、批数量 batch_size 和保留比例 keep_prob 这 3 个参数。其中, epoch 值选取了 1000、1200 和 1400 3 个数值; batch_size 值选取了 200、300 和 400 3 个数值; keep_prob 值选取了 0.6 和 0.9 这两个数值。本文共完成了 18 组独立随机试验,试验的结果统计如表 2 所示,根据试验结果统计可以看出:

(1) 18 组独立随机试验中的 epoch 数值从 1000、到 1400 变化,平均准确率最低达到 93.8%,最高达到 95.9%,并且随着训练次数的增加平均准确率不断提高。纵观这 18 组试验结果,识别准确率最大值出现在 epoch

表2 测试集各项试验结果统计表
Table 2 Statistics of experimental results in test set

试验参数				评估结果			
试验组数	epoch	batch_size	keep_prob	准确率 / %	正确率 / %	召回率 / %	F_1 值 / %
1	1000	200	0.6	94.0909	91.2069	97.4217	94.2119
2	1000	200	0.9	84.7273	78.3447	95.4420	86.0523
3	1000	300	0.6	96.0714	99.3306	92.6958	95.8986
4	1000	300	0.9	96.6190	96.6330	96.5401	96.5865
5	1000	400	0.6	97.6250	96.4921	98.7860	97.6256
6	1000	400	0.9	93.8000	94.1748	93.2221	93.6960
平均值				93.8223	92.6970	95.6846	94.0118
最大值				97.6250	99.3306	98.7860	97.6256
7	1200	200	0.6	91.8864	90.6768	93.1400	91.8919
8	1200	200	0.9	97.2955	97.4572	97.0534	97.2549
9	1200	300	0.6	92.8095	90.9719	94.9063	92.8975
10	1200	300	0.9	97.1429	97.7129	96.4921	97.0986
11	1200	400	0.6	97.1000	97.2095	96.9145	97.0618
12	1200	400	0.9	95.5000	96.9681	93.8290	95.3728
平均值				95.2890	95.1661	95.3892	95.2629
最大值				97.2955	97.7129	97.0534	97.2549
13	1400	200	0.6	97.6364	96.8722	98.3886	97.6245
14	1400	200	0.9	95.6591	98.9136	92.2192	95.4491
15	1400	300	0.6	95.7381	93.7443	97.9337	95.7932
16	1400	300	0.9	91.7143	88.8739	95.1946	91.9258
17	1400	400	0.6	97.2500	95.8272	98.7355	97.2596
18	1400	400	0.9	97.5750	98.0573	97.0157	97.5337
平均值				95.9288	95.3814	96.5812	95.9310
最大值				97.6364	98.9136	98.7355	97.6245

(下转第97页)

飞机管路强度快速分析方法

陈晓豫¹, 钱文清¹, 鲍益东¹, 舒阳², 寸文渊^{1,2}

(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016;

2. 航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司产品研制部, 成都 610092)

[摘要] 针对飞机管路失效问题整体分析中存在的困难, 提出了一种飞机管路强度快速分析方法, 采用 CAEPIPE 软件与 ABAQUS 软件相结合的有限元方法对飞机管路的强度进行模拟分析。对于飞机管路系统中因柔性接头存在而引起的分析困难问题, 首先利用 CAEPIPE 软件对管路系统进行整体分析, 避免了传统分析方法中对于柔性接头的复杂迭代计算; 在整体分析的基础上, 针对危险区域利用 ABAQUS 软件进行进一步的局部分析, 以保证强度分析的准确性。所提出的分析方法在保证强度分析可靠性的基础上, 相对于传统分析方法大幅度提高了分析效率。研究工作对明确飞机管路受载后的变化情况、研究管路失效形式、校核管路强度、优化管路系统结构具有参考价值。

关键词: 飞机管路; 强度分析; 有限元; CAEPIPE; ABAQUS

Rapid Analysis Method of Strength for Aircraft Pipeline

CHEN Xiaoyu¹, QIAN Wenqing¹, BAO Yidong¹, SHU Yang², CUN Wenyan^{1,2}

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

2. Product Research and Development Department, AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

[ABSTRACT] Aiming at the difficulties in the overall analysis of the failure of aircraft pipelines, a rapid method for analyzing the strength of aircraft pipelines is proposed. Combining CAEPIPE software with ABAQUS software, the finite element method is used to simulate the strength of the aircraft pipeline. For the analysis difficulties caused by the existence of flexible joints in aircraft piping systems, first, the CAEPIPE software is used to analyze the pipeline system as a whole, eliminating the complex iterative calculation for flexible joints in the traditional overall analysis. Then, based on the overall analysis, further detailed analysis of the dangerous area using ABAQUS software is carried out to ensure the accuracy of the intensity analysis. The proposed analysis method greatly improves the efficiency of the analysis based on the reliability of the strength analysis. The research work has reference value for clarifying changes in aircraft pipelines after loading, studying the failure mode of pipelines, checking pipelines strength, and optimizing the piping system structure.

Keywords: Aircraft pipeline; Strength analysis; Finite element method; CAEPIPE; ABAQUS

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.085

伴随着国产大型客机快速发展, 飞机内部零配件的发展也面临着更高的市场要求。飞机内部液压、燃油、滑油、环控、氧气等系统普遍分布着许多管路系统, 这些管路系统形状各异, 错综复杂分布在机身的各个部位, 起着压力传递、燃油输送、保护电缆等作用^[1]。飞机管路系统作为飞机零件中的一个重要组成部分, 其质量的可靠性和稳定性直接影响着飞机的整体性能。而如今飞机管路系统正向着高压化、大功率、质量轻、多余度等方向发展, 高压管路破裂常常是导致飞机发动机发生故

障的主要原因^[2], 管路系统的强度直接影响着飞机的整体性能, 制约着飞机的整体发展。

面对飞机管路的失效问题, 现有手段很难对失效产生的根本原因做出准确分析。目前针对飞机管路系统开展的理论研究, 多以流固耦合振动、疲劳寿命和故障分析等方面为主^[3]。专门面向飞机管路系统强度分析和设计优化的研究, 多以实践研究为主, 较少有系统而深入的理论研究。可查阅的资料中大多停留在简单的结构分析上, 没有形成成熟的分析方法和研究思路, 在

理论分析和试验验证方面均存在较大空白。而传统的强度分析方法应用在飞机管路方面存在着零件复杂、接触处理困难等问题。因此有必要提出一种高效且准确的管路强度分析方法,对飞机管路的高风险失效区域做出预判,为飞机管路系统的设计及优化提供理论依据。

本文针对飞机管路强度整体分析困难的问题,提出了一种飞机管路强度快速分析方法。将 CAEPIPE 软件和 ABAQUS 软件相结合,采用有限元方法对飞机管路的强度进行模拟分析。为明确飞机管路受载后的变化情况、研究管路失效形式、校核管路强度、优化管路系统结构提供高效且准确的分析方法。

1 飞机管路强度分析流程

飞机管路系统由导管、支架、卡箍及柔性接头等构件组成。采用管路系统整体利用 ABAQUS 软件分析的方法,将不可避免地需要对管路系统中的柔性接头部分进行建模,其结构复杂,简化困难,同时会提高有限元分析的非线性程度,导致计算中出现收敛困难的问题,增加有限元分析的计算难度和计算时间,在飞机管路系统的研究和设计阶段无法保证飞机管路强度分析的效率。而 CAEPIPE 软件在管道设计及应力分析方面有着快速、操作方便、数据库丰富等优势,能够对三维管路系统进行线性和非线性的静态和动态分析,非常有利于进行管路系统快速分析^[4-6]。

本文所提出的方法采用先整体后局部的思路对飞机管路系统进行分析。首先利用 CAEPIPE 软件对管路系统进行整体强度分析,快速的获得应力值较为集中的危险区域及对应导管段的节点力。随后再利用 ABAQUS 软件对危险区域进行更为详细且精确的局部分析,验证失效可能性较大的危险区域是否满足强度要求,如图 1 所示。

2 飞机管路受载情况

为保证飞机管路强度分析结果与实际使用情况尽可能一致,在分析前首先应明确飞机管路系统在飞机运行中的受载情况,为有限元分析提供基础。在飞机运行的过程中,飞机管路将承受多种载荷的共同作用,通常在分析中对管路施加最严酷的受载情况,在不考虑发生极特殊偶然事件的前提下,一般主要考虑以下几种载荷类型。

(1) 压力载荷。

管路工作中,导管内的流体会对管壁内侧产生一定的压力,从而使管壁的内外两侧产生压差,影响管路受力及变形。同时,液压管路中液体的压力具有一定的脉动范围,会对导管产生脉冲冲击^[6]。在分析中,通常认为压力均匀分布在管壁上,以载荷的形式将管壁所承受

的压力差施加在管壁内侧。

(2) 温度。

温度载荷分为环境温度和工作温度。飞机启动前,管路温度与环境温度一致,启动后,管路温度逐渐由环境温度变为工作温度。管路所处的工作温度会直接影响导管内流体对管壁所产生的压力、导管的材料属性、导管因热胀冷缩而产生的变形等,是强度分析中不可忽略的影响因素。因环境温度通常属于管路安全使用要求范围内,工作温度是温度载荷中的主要考虑因素,所以在分析中只考虑管路的工作温度对管路产生的影响,以温度场的形式施加在分析模型上。

(3) 位移载荷。

位移载荷主要包含变形位移及端点位移。变形载荷主要是由于管路在运行过程中,管内流体温度的变化,使管路因热胀冷缩而产生的变形导致^[7]。而飞机运行中产生的协调变形会使管路端点处所连结的设备位置发生变化,从而导致管路受到端点位移载荷的作用^[8]。分析中变形位移由温度场产生,端点位移应将飞机整体变形转化为管路端点的位移,以边界条件的形式施加管路节点位置。

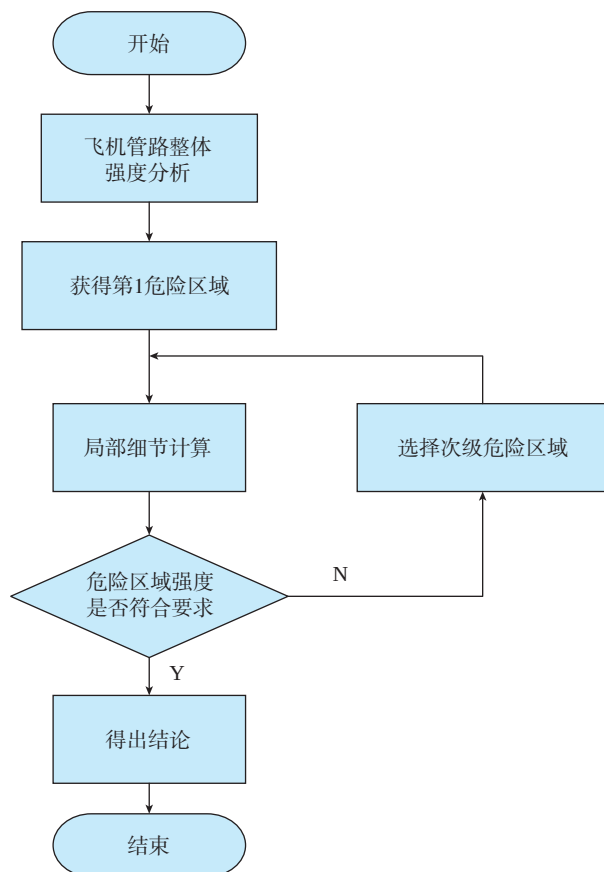


图1 管路强度分析思路

Fig.1 Pipeline strength analysis ideas

(4) 加速度载荷。

加速度载荷是由于飞机加(减)速或做机动飞行动作导致,因此管路所受到的加速度载荷通常与飞机机体一致^[8]。分析中根据飞机机体加速度曲线,计算在工作压力下,管路在惯性载荷作用下强度是否满足要求。具体分析中应综合加速度载荷与重力,以载荷的形式施加在分析模型上。

(5) 持续外载荷。

包括如管路自身重量、管内流体重量、支架力等集中或均匀分布的持续性基本载荷。在有限元分析中,将根据所分析案例的具体情况,在软件中设置对应的载荷和边界条件。

3 分析算例及结果

本文以某型号飞机机翼中一段典型油气管路系统为例,模拟其在飞机转弯时受载情况。根据不同的结构特点、材料、分析工况等情况,对应力判断准则的选择也有所不同。本文采用金属管路分析中最符合分析特性,且最为通用的 Mises 屈服准则作为应力评判标准,对管路进行强度分析。

由于本例管路系统中导管采用英制单位作为加工尺寸单位,同时管路系统性能参数采用英制单位下的量作为衡量指标,因此为方便模型的建立和分析结果的对比,本例中建模及分析统一采用英制单位。为方便阅读,本文统一将各物理量在公制单位下的数值标注在后续的括号内。

3.1 三维模型建立

通常飞机管路系统主要由导管、支架、卡箍及柔性接头等构件组成,具体结构情况如图2所示。其中导管用于传输工作流体,直接承受流体对管路产生载荷;支架用于导管和飞机固定端之间的连接;卡箍用于连接导管和支架;柔性接头用于连接多段导管,并在一定程度上承受轴向线变位和相对角变位,以减少管路使用中振动对管路产生的破坏。

针对本例所分析的管路系统,在 UnigraphicsNX 软件中对管路系统建立三维模型, X 方向总体尺寸为 2098.0mm; Z 方向组总体尺寸为 835.7mm,导管外侧直径为 57.15mm,建模结果如图3所示。

3.2 支架刚度计算

在管路强度分析中,管路系统中支架的刚度将直接影响管路的受力及变形情况,是管路系统强度的重要影响因素,因此应将其纳入到强度分析的考虑范围中。故在对管路进行整体分析前,首先计算出管路系统中各个支架在不同方向上的刚度值,以方便后续整体分析的进行。

将管路系统中的支架模型单独导入至 ABAQUS 软件中,由于本节主要计算支架的刚度值,且支架结构相对简单,因此将支架简化为较简单的壳单元,并在截面属性中设置其厚度为 0.05in(1.27mm)。根据实际情况,本例选用的支架材料为 Al6061 T6,具体材料参数如表1所示。

因后续的系统强度分析中,将简化支架的作用至对应的卡箍中心点位置,因此为保证前后分析一致可靠,耦合支架上的卡箍安装孔至卡箍中心点位置,并在该点施加 X、Y、Z 3 个方向上的单位力和单位扭矩;固定支架与飞机的连接孔,约束条件及载荷定义结果如图4所示。根据模型情况划分网格,本例中支架采用 S4R 类型网格,网格模型如图5所示,模型整体网格数目为 14916。

计算后,输出各个卡箍中心点的位移量,取各个卡箍在单位力和单位扭矩下中心点的位移量作为后续分

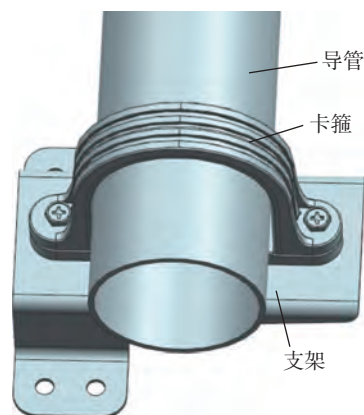


图2 管路系统构件组成

Fig.2 Component composition of piping system



图3 管路系统三维模型

Fig.3 Three-dimensional model of piping system

表1 支架材料 (Al6061 T6) 参数

Table 1 Anchors material (Al6061 T6) parameters

材料名称	AL6061T6
弹性模量 /MPa	68258.52
泊松比	0.33
密度 / (g·cm ⁻³)	2.80

析中的卡箍刚度值。经计算整理后得到如表 2 中所示的各个支架的刚度值。

3.3 管路整体分析

使用 CAEPIPE 软件对包括柔性接头在内的管路系统进行整体分析,以获得应力较高的危险区域,为后续局部分析提供依据。

根据三维模型中的导管端头、支架、柔性接头、弯头中心点等节点位置的节点坐标,及导管截面参数、材料、弯头弯曲半径等参数在 CAEPIPE 中建立分析模型,并输入已计算出的支架刚度值,建模结果如图 6 所示。

本例中导管材料选用 Al6061 T4,具体材料参数、典型温度下的材料属性如表 3 和表 4 所示。设置导管为统一截面参数,具体导管截面属性直径为 57.15mm,厚度为 1.8mm。

本例模拟飞机做转弯动作时管路系统的受载情况,其主要承受导管内流体温度、导管内外压差、导管及流体自重和加速度载荷的共同作用,对应的工况温度 F 为 130,压差为 0.41MPa,重力加速度 $g=(9.8\text{m/s}^2)$,加速度 $2g$ 。在分析中认为管路系统两端不受位移载荷作用,对管路整体施加温度、压强、加速度作用。

计算工况下 CAEPIPE 分析出的应力分布情况如图 7 中所示;位移变形情况如图 8 所示,本例中以 Mises 应力作为失效的主要评判指标,所以重点关注图 7 中 Mises 应力值较大的区域。

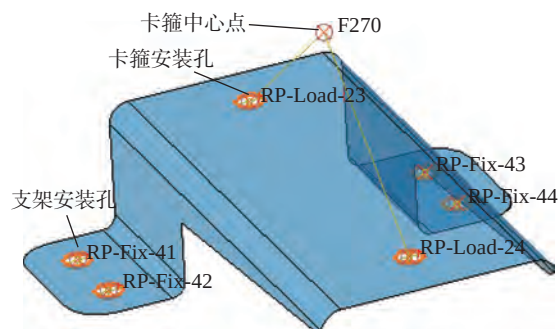


图4 支架约束条件及载荷定义
Fig.4 Constraints and load definitions of steadies

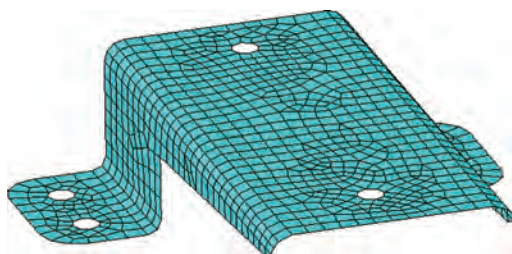
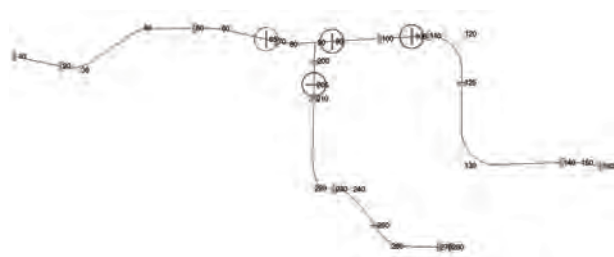


图5 网格划分结果
Fig.5 Meshing results

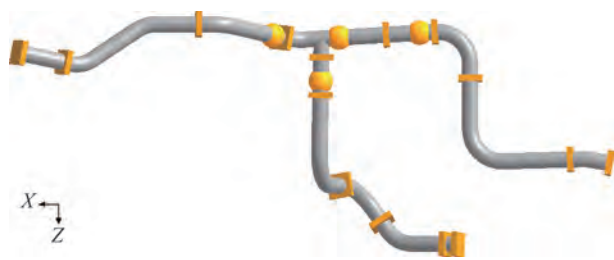
结合图 7 和图 8 可以看出在管路的弯曲段区域 A 处应力较大,并且存在较大的变形量。较大的应力容易导致导管发生强度破坏,同时较大的位移量也增大了管路干涉或者碰撞其他飞机结构的可能,因此应对区域 A 进行更为详细的局部分析。另外,由于在 T 型管接头区

表2 支架刚度计算结果
Table 2 Anchors stiffness calculation results

节点编号	刚度 / (lbf·in ⁻¹)			转动刚度 / (lbf·in/deg ⁻¹)		
	U_x	U_y	U_z	U_{ux}	U_{uy}	U_{uz}
20	57.86	220.54	235.87	11.68	3.79	23
50	172.17	4823.3	981.99	137.75	6.21	1603.88
70	184.62	159.54	1001.91	8.12	9.79	90.84
100	414.02	532.7	1403.17	106.63	153.48	10.83
110	441.92	631.61	1407.49	107.41	152.57	12.37
125	2.71	1.49	15.08	1.16	4	0.5
140	378.75	598.9	1006.54	106.13	93.43	11.27
200	2021.96	2337	914.53	30.73	2624.23	127.53
210	1049.88	644.67	339.9	14.67	160.73	45.04
230	104.16	287.15	58.55	10.16	9.95	67.11
250	143.83	565.93	254.33	20.7	5.92	54.95
270	675.87	560.01	1114.64	38.84	21.3	135.85



(a) 节点编号



(b) 模型

图6 CAEPIPE整体分析模型
Fig.6 CAEPIPE overall analysis model

域B处存在焊接工艺,致使接头在厚度分布、材料属性、力学性能、温度场等多方面存在不均匀性^[9],焊缝周围区域的残余应力以及形变^[10-11]使得T型管接头更容易出现应力集中,疲劳断裂等问题,仅靠单一的整体分析很难准确预测出T型管接头的变形和失效情况。因此,为保证强度分析的可靠性,按照行业规范,必须对T型管接头区域进行局部分析。对应本例中即应对区域B进行进一步的局部分析。

表3 导管材料(Al6061 T4)参数

Table 3 Pipe material (Al6061 T4) parameters

材料名称	弹性模量(70°F)	泊松比	密度/(g·cm ⁻³)	黏接系数
AL6061T4	68258.52MPa	0.33	2.70	1.0

表4 AL6061T4材料属性

Table 4 AL6061T4 material properties

温度/°F	弹性模量/MPa	α /(in·in ⁻¹ ·°F ⁻¹)	许用应力/MPa
70	68258.52	1.27E-05	96.67
100	68122.00	1.27E-05	94.67
200	67193.69	1.29E-05	88.94
300	65406.00	1.32E-05	73.08
400	61854.56	1.35E-05	38.40

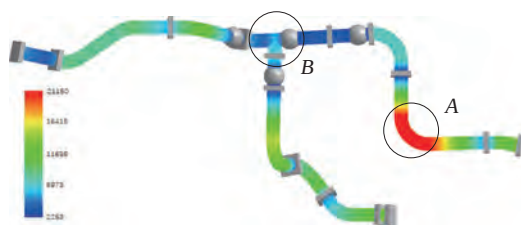


图7 整体分析Mises应力分布图

Fig.7 Mises stress distribution of overall analysis



图8 整体分析位移变形图

Fig.8 Displacement deformation of overall analysis

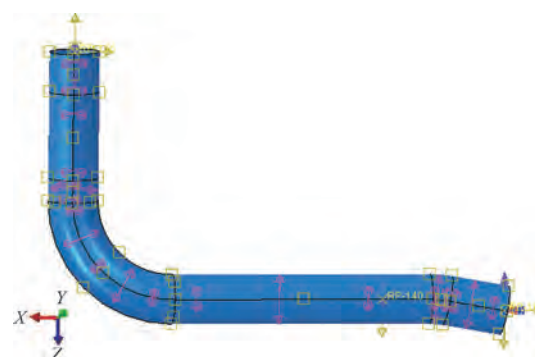
3.4 危险区域局部分析

由于CAEPIPE软件对于管路系统应力的分析仅能获得整体应力分布趋势,并提供准确的节点力,但具体应力计算数值并不准确,因此还需在ABAQUS软件中以节点力为边界条件对危险区域进行更为详细的局部分析,以保证分析的准确性。将危险区域对应的导管段单独导入ABAQUS软件中,为保证分析的可靠性,应适当扩大危险区域范围。本例中对于区域A选取节点125至节点180(节点编号如图6(a)中所示)所围成的管路段作为分析范围;区域B选取节点66、节点95、节点205所围成的管路段作为分析范围。

由于导管截面属性一致,综合考虑分析准确性和分析效率,本例在导管局部分析中采用壳单元进行模拟。并为保证分析结果与实际试验结果间存在一定的安全系数,分析中取管壁厚为设计壁厚的0.9倍,即1.62mm。

耦合支架与导管表面的接触部分至对应的卡箍中心点位置,选择位移变形较小的一点固定(区域A选择节点180,区域B选择节点200),其余点按照整体分析中计算出的节点力定义载荷。根据工况设置重力、温度、加速度、压力差等载荷,载荷及边界条件施加结果如图9所示。

根据模型情况划分网格,本例中导管采用S4R类型



(a) 区域A



(b) 区域B

图9 危险区域载荷及边界条件

Fig.9 Loads and boundary conditions of dangerous area

网格。其中,在区域B中为精确研究焊缝位置的应力及变形情况,对焊缝所在区域的网格进行加密,根据工程要求取焊缝宽度为3.81mm,具体焊缝位置网格划分情况如图10所示。

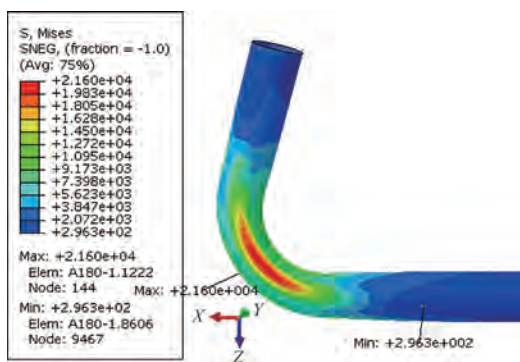
由于焊缝位置在焊接成形后,很难获得准确的厚度分布、材料性能分布、残余应力分布等成形结果数据,因此在有限元分析中通过减薄有效壁厚的方式对其进行弱化处理,简化分析模型,在分析中将焊缝区域材料厚度适当减薄至0.9倍壁厚。

应用ABAQUS/Standard求解器分析所得导管应力如图11所示。可以看出经过局部分析后,危险区域应力分布情况与整体分析结果基本一致,且弯管处(区域A)应力始终小于148.93MPa,在设计所允许的安全范围

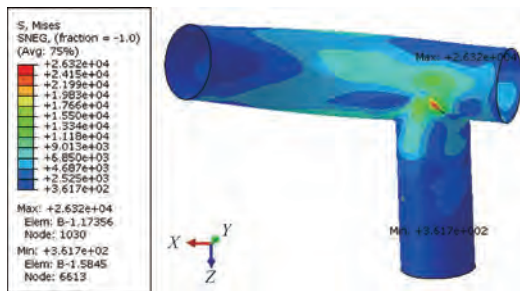


图10 区域B焊缝位置网格划分结果

Fig.10 Meshing results of area B weld seam location



(a) 区域A



(b) 区域B

图11 局部结构Mises应力分布图

Fig.11 Misesstress distribution of local analysis

内; T型管接头处(区域B)应力始终小于181.47MPa,且除较小的应力集中区域外,其余部分应力始终小于121.76MPa。考虑到焊缝位置的特殊性,不可避免地存在相对较大的分析误差,为此通常在研究分析中对T型管接头采用更高的安全系数。本例中所计算出的应力情况满足设计所允许的安全范围要求。

4 分析结果对比

本例中以某型号飞机机翼中一段典型油气管路系统在飞机转弯时的受载情况为分析对象。经过整体分析和局部分析,对比可以看出,对于危险区域的判断,局部分析结果与整体分析结果相一致,第1危险区域出现在弯管处(区域A),且该区域应力水平在设计和使用所允许的范围内,可以满足使用要求。经过对T型接头处(区域B)的整体分析和局部分析,确定T型接头的变形和应力在许用范围内,满足使用要求。

采用传统强度分析方法,利用ABAQUS软件对本例中的包含柔性接头在内的管路系统整体进行分析。由于柔性接头结构不是本方法的分析重点,且其结构和受力情况复杂,因此对柔性接头进行简化处理,并利用ABAQUS中Bushing与Cylindrical两种类型的连接器定义接头两端的相互作用,分析结果如图12所示。

对比传统方法和本文所阐述的分析方法所获得的分析结果,可以看出两种分析方法在危险区域的判断、应力分布趋势等方面分析结果基本一致。验证了本文中研究方法的可靠性。但由于传统分析方法中对于柔性接头的处理,导致其无法获得接头区域导管端头位置的准确节点力,在导管的应力计算方面误差相对较大。特别在T型管接头位置,由于其靠近柔性接头,对端头处节点力的影响敏感,端头处节点力不准确所引起的分析误差尤为明显。传统方法仅能保证应力趋势的可靠性,但在局部区域上计算误差较大,相比本文阐述的分析方法存在一定不足。

在计算时间方面,本例使用的硬件情况为: CPU, Intel(R)Core(TM)i7-7700CPU@3.60GHz; 内存64G,在不考虑有限元模型建模过程的条件,两种分析方法的



图12 ABAQUS整体分析Mises应力分布图

Fig.12 Misesstress distribution of ABAQUS overall analysis

表5 计算时间对比

Table 5 Calculation time comparison

计算方法	各项计算时长			总时长
ABAQUS 整体分析	整体分析:68'12"			68'12"
CAEPIPE 与 ABAQUS 相结合分析	整体: 1'03"	区域 A: 22"	区域 B: 25"	1'50"

计算时间对比如表 5 所示。

由此可见,本文所阐述的分析方法,相比利用 ABAQUS 软件对整个飞机管路系统进行分析而言,在计算难度和计算时间方面具有明显的优势。采用先整体后局部的分析方法,降低了有限元建模的难度,提高管路分析的效率,同时保证分析结果的准确性和可靠性。

5 结论

(1) 由于油气管路中存在柔性接头,用以承受一定量的轴向线变位和相对角变位,直接利用 ABAQUS 软件对管路整体进行分析需要对柔性接头的复杂结构进行建模或利用连接器来简化定义柔性接头的作用,都将会导致分析模型较为复杂,非线性的引入也使得计算速度变慢,不利于飞机管路的快速设计和校核。利用 CAEPIPE 软件对管路系统进行分析,免去了对柔性接头复杂结构的建模及分析过程,避免了 ABAQUS 中对于柔性接头的迭代计算,节约计算成本,缩短计算时间。

(2) 飞机管路强度分析采用了先整体后局部的分析思路,使分析更具针对性。相比单纯 CAEPIPE 分析而言,提高了分析精度和可靠性;相比整体利用 ABAQUS 进行分析而言,降低了分析难度,提高了分析速度,降低了分析成本,使得飞机管路强度分析更具备可实施性。

(3) 本文所提供的分析方法能够快速且具有针对性的对飞机导管进行强度分析,在保证分析可靠性的同时,对危险区域的重点分析提高了分析的高效性,节约分析成本,为飞机管路系统的设计和优化提供了一种快速准确的分析方法。

参考文献

- [1] 李振强,王永军.数控弯管工艺知识库研究[J].机械设计与制造,2007(8): 85-87.
- LI Zhenqiang, WANG Yongjun, .The research of process knowledge database for tube NC bending[J]. Machinery Design & Manufacture, 2007(8): 85-87.
- [2] 栾艳华,刘殿春.航空发动机燃油导管断裂故障分析[J].航空发动机,2010,36(3): 16-19.
- LUAN Yanhua, LIU Dianchun. Analysis of fuel pipe fracture for aeroengine[J]. Aeroengine, 2010, 36(3): 16-19.
- [3] 权凌霄,司梦贺,李涛,等.机体变形和压力冲击载荷下飞机液压导管强度分析[J].液压与气动,2018(5): 20-25.

QUAN Lingxiao, SI Menghe, LI Tao, et al. Strength analysis of aircraft hydraulic pipe under the coupling of body deformation and pressure impact[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2018(5): 20-25.

[4] 朱禹,刘超,王磊.基于 CAEPIPE 的高温高压引气导管应力分析[J].科技视界,2016(20): 20-21, 79.

ZHU Yu, LIU Chao, WANG Lei. Stress analysis for high temperature and high pressure air guiding duct with CAEPIPE[J]. Science & Technology Vision, 2016(20): 20-21, 79.

[5] 施红,蒋彦龙,王瑜,等.基于 CAEPIPE 的空气导管应力分析与补偿[J].世界科技研究与发展,2011,33(1): 14-17.

SHI Hong, JIANG Yanlong, WANG Yu, et al. Stress analysis & compensation for pneumatic dust system with CAEPIPE[J]. World Sci-Tech R & D, 2011, 33(1): 14-17.

[6] 王毅翔,夏鹤鸣,哈晓春,等.飞机机翼液压导管应力验证技术探讨[J].科技视界,2016(12): 111, 162.

WANG Yixiang, XIA Heming, HA Xiaochun, et al. Study on stress verification technology of hydraulic tube of aircraft wing[J]. Science & Technology Vision, 2016(12): 111, 162.

[7] 刘娟,蒋彦龙,施红,等.大型客机空气导管应力分析与结构优化[J].计算机仿真,2013,30(1): 128-131, 196.

LIU Juan, JIANG Yanlong, SHI Hong, et al. Stress analysis & structural optimization on pneumatic duct system of civil-aircraft[J]. Computer Simulation, 2013, 30(1): 128-131, 196.

[8] 赵伟志,董强.民用飞机液压导管强度分析[J].中国科技信息,2017(13): 17-18.

ZHAO Weizhi, DONG Qiang. Strength analysis of civil aircraft hydraulic pipe[J]. China Science and Technology Information, 2017(13): 17-18.

[9] 任国松.铝合金焊接接头局部力学性能分布特征及 T 型管接头性能研究[D].兰州:兰州理工大学,2007.

REN Guosong. The distribution characteristics of the local mechanical properties with the aluminium alloy welded joints and the properties study of T-type tubuar[D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2007.

[10] 高军义. T 型管焊接变形数值仿真及其焊接工艺优化[D].乌鲁木齐:新疆大学,2012.

GAO Junyi. Numerical simulation of T-tube welding deformation and welding process optimization[D]. Wulumuqi: Xingjiang University, 2012.

[11] JEONGS K, CHOH S. Analytical solution to predict the transient temperature distribution in fillet arc welds[J]. Welding Journal, 1997, 76 (6): 223-232.

通讯作者: 鲍益东,副教授、博士,主要研究方向为金属板料成形快速模拟程序开发、管材成形有限元仿真和复合材料成型工艺模拟, E-mail: baoyd@nuaa.edu.cn.

(责编 大漠)

飞机系统件柔性敏捷制造单元构建方法

潘 登^{1,2}, 曾德标^{1,2}, 李国华¹, 李国进¹, 杨 阳^{1,2}

(1. 航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092;

2. 四川省航空智能制造装备工程技术研究中心, 成都 610092)

[摘要] 飞机系统件制造具有多品种、小尺寸、多批次、小批量等特点,传统数控加工模式在提高生产效率与降低人力成本方面存在瓶颈。提出了一种基于集成管控技术、自动补偿加工技术、工业机器人应用技术与图像识别技术等飞机系统件柔性敏捷制造单元构建方法,以实现零件仓储、上下料、数控加工、在线测量以及补偿加工的全自动化作业,并具有加工对象柔性、组织模式柔性以及对生产计划响应的敏捷性。通过实例验证了该技术的有效性,构建了可实现24h无人值守自动化加工的制造系统,有助于大幅提高零件生产效率,减少人力资源投入。

关键词: 自动化生产单元;飞机系统件制造;多品种小批量加工;柔性制造;敏捷制造

A Method of Constructing Flexible Agile Production Cell for Aircraft System Parts

PAN Deng^{1,2}, ZENG Debiao^{1,2}, LI Guohua¹, LI Guojin¹, YANG Yang^{1,2}

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

2. Sichuan Aviation Intelligent Manufacturing Equipment Engineering Technology Research Center, Chengdu 610092, China)

[ABSTRACT] Facing the features of aircraft system parts production, such as multi varieties, small part size, lots of small batches, traditional NC production mode hit the bottleneck in improving productivity and reducing manual work. Therefore, this paper proposed a method for flexible agile production cell construction based on integrated control, automatic cutting compensation, industrial robot application, and image recognition. With applying this method, totally automatic aircraft system part production can be realized, including automatic parts storing, automatic material loading and unloading, automatic NC cutting, automatic measuring, and automatic cutting compensation. In order to validate the method, a real production cell has been constructed by using this method in a certain plant, and it is capable of manufacturing automatically without manual work in a continuous 24 hours. So, this method can help to improve the productivity of aircraft system parts and lower the labor costs at the same time.

Keywords: Automatic production cell; Aircraft system part production; Mass varieties and small batches; Flexible manufacturing; Agile manufacturing

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.092

飞机系统件具有尺寸小、品种多的特点,由于飞机制造的特殊性,对系统件的需求存在小批量、多批次的特点。在传统的系统件生产模式下^[1],生产计划由生产管理部门下发至车间,车间调度组分配至工段,工段再细分至数控工位,信息传递及资源配置与协调需要大量人工参与,对生产需求变更的响应能力较弱,组织效率较低。此外,数控加工过程对人工的依赖程度也较高,装夹定位、上下料、测量等环节均离不开人工操作,使生产效率、人力成本与质量控制等方面的提升存在瓶颈,通过局部的调整与优化难以有所突破。

针对上述问题,本文以信息化技术与工业自动化技术为基础,研究如何通过计算机与工业自动化设备提高生产资源的利用效率,加快生产过程的实施以及增强对生产需求快速响应能力,面向飞机系统件的制造特点,提出具备柔性制造和敏捷制造特性的制造单元构建方法,并对其中的关键技术进行分析阐述。

1 柔性敏捷制造单元总体架构

1.1 硬件架构

单元的硬件架构从功能上分为管理层、控制层与执

行层,如图1所示。管理层主要由集成管控系统及其外设组成,控制层包括逻辑控制器、通讯模块及传感器等,执行层即是工业机器人、数控加工中心和测量机等现场设备的集合。

管理层的输入来自上游生产计划,通过对生产计划进行处理生成制造单元指令并输出至控制层,控制层则依据指令向各执行层的各设备发送控制信号并采集反馈信号,执行层则负责实现最终的操作,如物料的传递、加工与测量。

本文研究的柔性敏捷制造单元,除具备传统柔性制造系统对多品种加工对象的良好适应性外^[2-4],还在现场布局与组织规模方面引入了柔性,通过运用“模块化设计”思想辅助规划布局,以满足不同生产规模的需要。并且,在规模需求发生变化时,可便捷地进行扩展或收缩。图2为柔性敏捷制造单元的布局方式,其中,机器人线性导轨、数控加工中心与物料库相互平行排列,构成布局核心,此方式不仅便于机器人快速上下料,还可结合机器人线性导轨和物料库的模块化设计特点,实现物料库容量、机器人行程与数控加工中心数量的快速增减。

1.2 软件架构

制造单元的总软件架构分为用户层、数据层、逻辑层和运行层,如图3所示。用户层包含系统的软件用户界面,如集成管控系统操作界面、装夹辅助引导界面以及数控加工中心监视界面等;数据层主要由数据库与通讯服务器组成,数据库中存储了支撑系统运行的各种数据表,通讯服务器则用于存储设备或系统间的交互数据;逻辑层涵盖了对现场设备进行协同控制的所有逻辑程序;运行层是现场设备的运行程序与配置文件的集合,如机器人示教程序、数控加工程序及测量机检测程序等。

从软件系统的运行方式来看,用户层是管控整个制造系统的平台,从生产任务管控、生产过程监控至现场

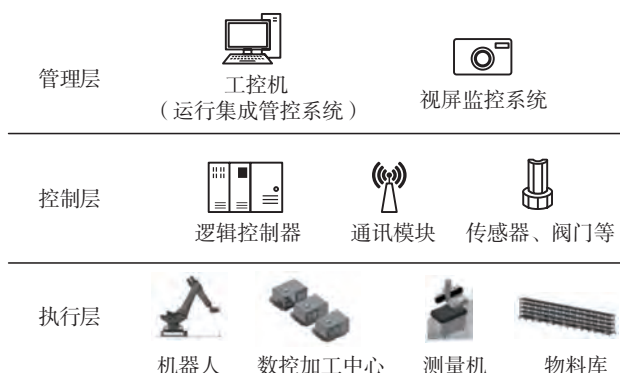


图1 硬件架构

Fig.1 Hardware construction

设备操控均在此完成,用户下达的指令在该层被处理后传递至逻辑层,同时,由数据层记录过程信息,并在设备之间共享必要的信息。逻辑层中的程序根据接收到的指令,结合收集到的设备状态,触发运行层中的对应程序,从而完成系统的协同运作。

2 面向敏捷制造的集成管控技术

要实现对生产需求和计划变更的快速响应,使系统具备敏捷制造能力^[5-7],核心是要解决系统的生产计划管控与现场设备控制问题。

2.1 生产计划管控

生产计划管控包括对生产需求的获取、生产计划的管理、生产任务的规划、生产变化的调整,以及生产过程与结果的反馈。现代制造企业越来越多地引进企业资源计划系统(Enterprise Resource Planning System, ERP)和制造执行系统(Manufacturing Execution System, MES)来对生产需求、资源和计划进行统一协调部署^[8],这为实现敏捷制造打下了良好的基础,柔性敏捷制造单元的管控系统可以看作是将ERP与MES的敏捷性转换为产品交付的敏捷性的纽带。因此,本文基于ERP和MES研究了面向敏捷制造的集成管控技术,其简要运行原理如图4所示,ERP系统根据需求制定总体生产计划并配置资源, MES对总体计划进行分解,提取产品制造工序并生成详细生产计划,柔性敏捷制造单元接收到详细生产计划后,可结合系统的资源准备情况自动规划单元生产任务,操作人员确认或根据需要调整后,即可启动系统进行零件自动加工。

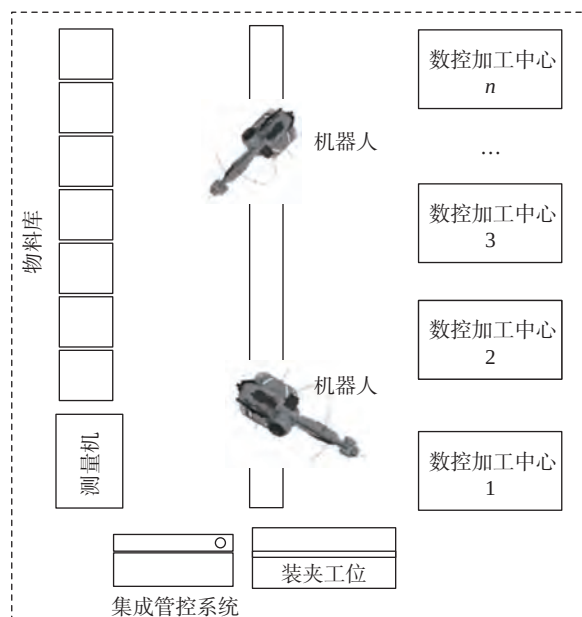


图2 制造单元布局方式示意图

Fig.2 Manufacturing unit layout diagram

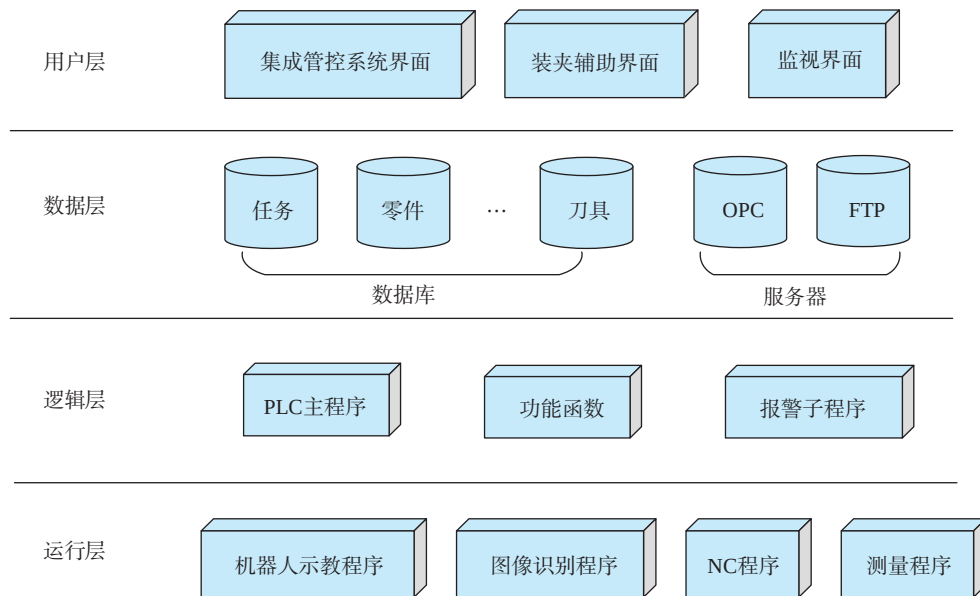


图3 软件架构示意图

Fig.3 Software architecture diagram

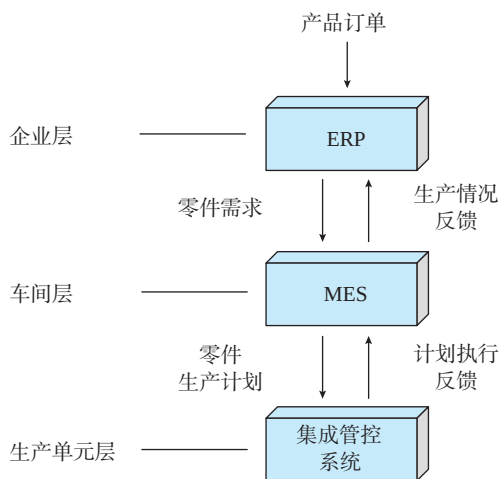


图4 生产计划管控原理示意图

Fig.4 Production plan control principle diagram

该项技术中,ERP在企业层,处理企业的产品需求,提出对具体零部件的需求;MES处在车间层,处理零部件需求,生成零部件的生产计划并分配到各车间,并管控生产计划的执行情况;集成管控系统处在生产单元层,根据所分配的生产计划,规划出柔性敏捷制造单元的生产任务,若干个单元生产任务组合起来满足一个生产计划的要求。单元生产任务界定了一系列作业所要完成的零件制造工作,包含了零件图号、数量、工序、加工时长等确切信息,启动单元生产任务后,集成管控系统的作用将聚焦于控制现场设备按照既定的运行逻辑与流程完成零件加工。

2.2 加工运行机制

在系统软硬件架构与生产计划管控模式确定之后,如何落地实施零件的加工过程直接决定了制造单元的生产效率和质量。本文以“设备利用率最大化”为原则,提出了适用于柔性敏捷制造单元的加工运行机制,其核心是尽可能地使数控加工中心不间断地工作。如图5所示,完整运行一个单元生产任务包含生产任务建立、物料入库、零件加工、零件测量、补偿加工与调整及物料出库6个环节。

(1)生产任务建立:生产任务对生产计划具有适应性,规模大的生产计划可由多个单元任务分解完成,规模小的生产任务可合并在一个单元生产任务中完成。建立单元生产任务主要是使系统明确所加工零件的图号、数量、批次号,指定各类零件的加工优先级,测量方式以及指定的数控加工中心。

(2)物料装夹入库:任务启动后,集成管控系统将在装夹工位显示装夹辅助界面,用以提示操作人员选择合适的夹具与毛坯,并通过夹具结构和图像识别防止装夹错误,其优点是操作人员全程依照系统提示工作,无需考虑夹具选择、毛坯选择与数量统计等问题,装夹完成的物料由机器人搬运至物料库。

(3)零件加工:集成管控系统通过监测数控加工中心运行状态来判断是否需要控制机器人进行上下料,一旦机床处于空闲状态,系统则搜索出任务中的待加工零件进行上料。该模式优势在于逻辑简单明确,避免了复杂的排序算法,在零件种类多、约束条件复杂的情况下

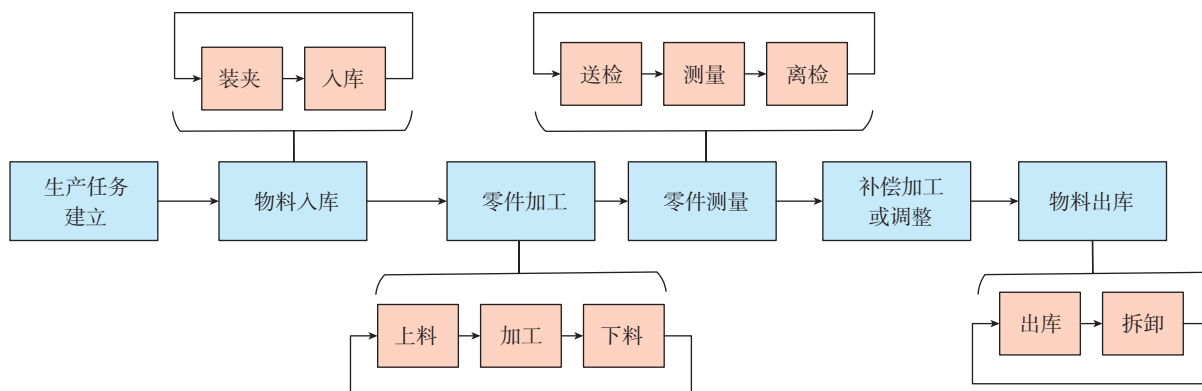


图5 单元生产任务运行机制

Fig.5 Unit production task running mechanism

不易出现错误,且能够灵活应对生产任务的临时变化。

(4) 零件测量: 零件测量分为首件测量和自定义测量两种模式,首件测量时,单元中相同图号的零件加工工作将暂停,依据测量结果决定是否进行后续加工;自定义测量则是根据需要设置选择待测的零件图号、序号,并设置测量合格前是否暂停后续加工。

(5) 补偿加工与调整: 当出现不合格零件时,总控系统 will 分析测量机的测量结果文件,从零件的数控加工程序中提取不合格部位的程序段,通过设置刀具补偿参数进行补偿加工;对于无法通过切削加工修正的不合格品,需由人工介入,分析原因并采取调整措施。

(6) 物料出库: 物料出库是指由机器人将加工完成的零件从物料库中取出,由工人拆卸夹具并进行分拣归集,物料出库可与机器人上下料穿插进行,以提高机器人的使用率。出库完成后,集成管控系统将向 MES 系统上传生产信息,更新生产计划的进展情况。

3 基于零点定位系统与工业机器人的柔性装夹与转运技术

解决不同类型零件的高效装夹、准确定位与快速转运问题是实现柔性制造的关键,本文提出了基于零点定位系统和工业机器人的柔性装夹与转运技术。零点定位系统的定位精度通常可达到 $\pm 0.005\text{mm}$,能够满足飞机系统件的制造精度要求,通过设计标准化接口的物料托盘可实现不同零件在数控加工中心与测量机上的快速装夹定位,而无需重复对刀。如图 6 所示,托盘用于装夹毛坯(零件),其底部销钉与在零点定位系统的锁紧孔相配合,一旦确定了零点定位系统在数控加工中心或测量机工作平台上的位置,托盘的定位销钉在机床(或测量机)坐标系中的位置也随之确定。

在此基础上,通过在托盘表面设计不同的装夹定位结构可以满足各种不同零件的装夹需求,如图 7 所示,

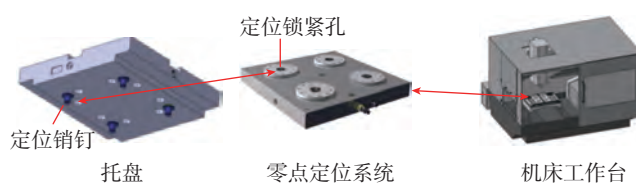


图6 装夹定位原理

Fig.6 Clamping positioning principle

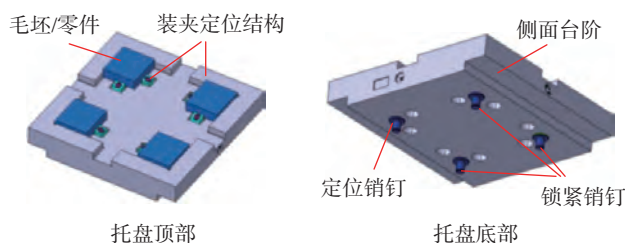


图7 托盘结构示意图

Fig.7 Tray structure diagram

且定位元素与托盘底部的定位销相对位置关系是明确的,因此,毛坯在机床(或测量机)坐标系中的位置是已知的,通过在数控加工程序中偏置加工坐标系即可准确地完成加工。

由于统一了物料托盘的外形,物料转运问题也得以简化,采用六轴工业机器人与线性导轨的组合方式可高效可靠地完成物料运送工作,但如何保证准确稳定的物料抓取是转运问题的关键。机器人抓取末端执行器的设计方案有很多,如依靠摩擦力夹紧、真空吸附、锁紧销钉等,由于零点定位系统锁紧孔和托盘底部销钉的配合间隙通常在 0.3mm 以内,而机器人的重复定位误差通常在 $\pm 0.2\text{mm}$ 之内^[9],前述抓取方式容易在抓取与放置过程中产生强迫,甚至碰撞。针对此问题,本文提出了一种结合“托举”与“夹紧”两级动作的抓取技术。如图 8 所示,机器人末端执行器有两块固定的托板和两支活动的夹臂,抓取托盘时,机器人调整姿态使末端执

行器的固定托板伸入托盘两侧的台阶结构下方,到达预设位置后竖直向上抬起托盘,当托盘完全离开零点定位系统后,夹臂向中间合拢夹紧托盘。放置托盘时,动作顺序相反,机器人移动至零点定位系统上方,夹臂打开后竖直向下运动,直至托板与托盘脱离接触,最后退出托盘区域。

该方法的优点在于,在抓取与放置过程中,托盘在水平方向上仅受因其自重产生的摩擦力,该约束力很小不会导致强迫或碰撞。并且,定位孔孔口与销钉端头均有倒圆结构,可提升对机器人定位偏差的容忍度,偏差较大时,在重力的作用下,倒圆结构会引导销钉进入。

4 示例

依托航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司的生产资源与设备资源,基于本文所研技术,构建了飞机系统件柔性敏捷制造单元,如图9所示。该制造单元由三台数控加工中心、一台工业六轴机器人(含线性导轨)、一组模块化物料库、装夹工位以及总控系统组成,具备生产任务管控、视觉装夹防错、自动上下料与自动数控加工等功能。

运用该制造单元完成了对5000余件法兰类、摇臂类和支座类飞机系统件的加工,验证了本文所研构建方法的有效性,实现了连续24h无人值守加工,期间所加工的零件质量全部合格。通过对生产数据进行统计分析,与人工操纵数控加工中心的传统生产模式相比,柔性敏捷制造单元在生产效率、生产时间、残次品率、人力成本的方面均有显著优势,具体的统计指标见表1。

5 结论

本文针对飞机系统件制造过程中,传统数控加工在生产效率、质量控制与人力成本等方面的问题,研究了制造单元的集成管控技术,针对飞机系统件生产批量小、批次多、需求变化快等特点,提出了通过与企业ERP、MES协同工作的敏捷制造方案;同时,针对飞机系统件尺寸小、品种多的特点,研究了基于零点定位系统与工业机器人的柔性装夹与转运技术,解决了不同类型零件的快速准确装夹定位与转运问题;结合图像识

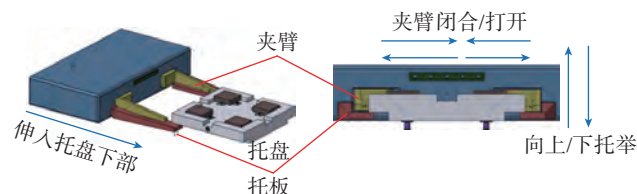


图8 机器人末端执行器原理示意图

Fig.8 Robot end-effector principle diagram

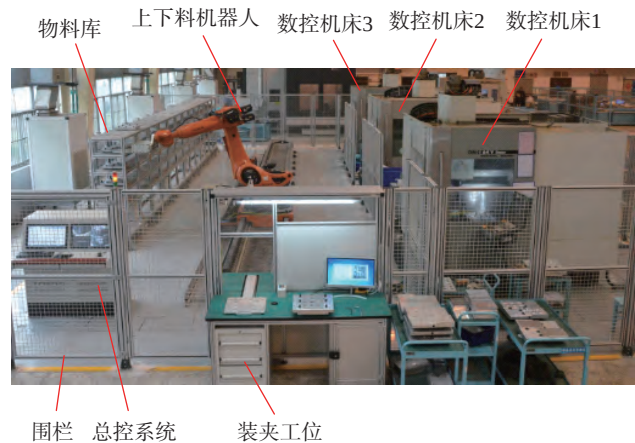


图9 制造单元整体布局

Fig.9 Manufacturing unit overall layout

表1 制造单元与传统加工模式的生产统计数据比较

Table 1 Manufacturing unit compared with traditional processing mode of production statistics

指标	制造单元	传统模式
机床利用率(切削时间/运行时间)/%	83	56
工作时长/(h·d ⁻¹)	24	14
工人数量/人	2	6
合格率/%	99	97

别、模块化设计、工业自动化等技术提出了柔性敏捷制造单元构建方法,并建设了一套制造单元。通过10000余项零件的加工测试,验证了技术可切实提升零件的生产效率,保障产品质量并降低人力成本。然而,在智能制造蓬勃发展的工业背景之下,本文的研究成果在人工智能、物联网与智能物流等技术的应用方面还存在较多不足与缺失,需在继续深入开展研究,探索相关先进技术的集成与应用方法。

参考文献

- [1] 袁刚. 多品种小批量机械制造企业生产管理流程优化研究[M]. 天津: 天津大学, 2005.
- [2] YUAN Gang. Research of management process optimization for multi-varieties and small batches mechanical manufacturing enterprise[M]. Tianjin: Tianjin University, 2005.
- [3] 华中生. 柔性制造系统和柔性供应链——建模, 决策与优化[M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- [4] HUA Zhongsheng. FMS and flexible supply chain—modelling, decision and optimization[M]. Beijing: Science Press, 2007.
- [5] 邓宏. 面向21世纪的柔性制造技术[J]. 中国工程科学, 2000, 2(9): 12-23.
- [6] DENG Hong. Flexible manufacturing technology for 21 century[J]. Engineering Science, 2000, 2(9): 12-23.
- [7] 孙天法. 柔性制造战略[J]. 经济管理, 2004(7): 11-14.

SUN Tianfa. Flexible manufacturing strategy[J]. Economy and Management, 2004(7): 11-14.

[5] 严隽琪, 倪炎彬, 马登哲. 基于网络的敏捷制造[J]. 中国机械工程, 2000(2): 110-113.

YAN Juanqi, NI Yanrong, MA Dengzhe. Internet-based agile manufacturing[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2002(2): 110-113.

[6] 蔡元龙, 陈玉宝. 面向敏捷制造的智能制造单元框架结构的研究[J]. 计算机集成制造系统, 1999, 5(4): 25-28.

CAI Yuanlong, CHEN Yubao. Research of intelligent manufacturing cell structure for agile manufacturing[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 1999, 5(4): 25-28.

[7] 张申生, 曹健, 王英林. 敏捷制造的理论, 技术与实践[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2000: 45-56.

ZHANG Shensheng, CAO Jian, WANG Yinglin. The theory technology and practice of agile manufacturing[M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2000: 45-56.

[8] 闪四清. ERP 系统原理和实施[M]. 北京: 清华大学出版社有限公司, 2006.

SHAN Siqing. ERP system mechanics and practice[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2016.

[9] 邓永刚. 工业机器人重复定位精度与不确定研究[M]. 天津: 天津大学, 2015.

DENG Yonggang. Industrial robot repositioning accuracy and uncertainty research[M]. Tianjin: Tianjin University, 2015.

通讯作者: 潘登, 硕士, 研究方向为智能制造, E-mail: Palladiapan@gmail.com.

(责编 大漠)

(上接第84页)

为 1400, batch_size 为 200, keep_prob 为 0.6 的第 13 小组试验, 识别准确率高达 97.6%。所以本文中建立的机器学习平台可以出色地完成扩散连接缺陷自动检测任务。

(2) 在 18 组预测试验中, 正确率平均值最低达到了 92.7%, 召回率平均值最低达到了 95.3%, F_1 值平均值最低达到了 94.0%; 正确率最大值达到了 99.3%, 召回率最大值达到了 98.8%, F_1 值最大值达到了 97.6%。所以, 本文中建立的机器学习平台在对大规模扩散连接检测任务中可以高效地提取有缺陷的样本, 优化人工检测流程。

通过在测试集上的对照试验结果分析, 可以得出: 本文设计的自动识别模型的识别准确率已经基本满足减少人工重复工作的需求。本模型在实际应用场景中测试能到达约 1500 张/s 的处理速度, 能够很好地完成非焊合缺陷自动识别任务。

4 结论

本文针对目前扩散连接缺陷检测人工处理效率低和检测人员长期工作容易产生疲劳漏判的现状, 提出了构建对扩散连接缺陷检测的机器学习平台总体设计方案。此外, 还将机器学习平台应用到整流叶片缺陷检测实际工业案例中, 完成了在某单位近 5 年内总计 46101 条的整流叶片检测影像数据集上的评估试验。试验结果证明: 本文所提出的缺陷检测模型对整流叶片非焊合缺陷的识别准确率可以达到 96% 以上, 并且在测试集中也表现出很好的预测效果。

参考文献

[1] 闫亮亮, 童国权, 刘剑超, 等. TA15 四层板结构超塑成形 / 扩散连接技术研究[J]. 航空制造技术, 2016, 59(19): 88-90, 97.

YAN Liangliang, TONG Guoquan, LIU Jianchao, et al. Research on superplastic forming/diffusion bonding for four-sheet structure of TA15 titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(19): 88-90, 97.

[2] 邓武警, 陈玮, 李志强, 等. 扩散连接界面缺陷对 Ti-6Al-4V 合金力学性能的影响[J]. 航空制造技术, 2017, 60(18): 74-78.

DENG Wujing, CHEN Wei, LI Zhiqiang, et al. Effect of diffusion bonding defect on mechanical properties of Ti-6Al-4V alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(18): 74-78.

[3] LECUN Y, KAVUKCUOGLU K, FARBET C. Convolutional networks and applications in vision[C]// ISCAS. Proceedings of 2010 IEEE International Symposium, 2010.

[4] ZHANG Q, YANG L T, CHEN Z, et al. A survey on deep learning for big data[J]. Information Fusion, 2018, 42: 146-157.

[5] 真彤, 祁国宁. 敏捷制造的实施方法探讨[J]. 中国机械工程, 1999, 10(7): 760-764.

ZHEN Tong, QI Guoning. Discussion on the implementation methods of agile manufacturing[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 1999, 10(7): 760-764.

[6] SRIVASTAVA N, HINTON G, KRIZHEVSKY A, et al. Dropout: a simple way to prevent neural networks from over fitting[J]. Journal of Machine Learning Research, 2014, 15: 1929-1958.

[7] GLOROT X, BENGIO Y. Understanding the difficulty of training deep feedforward neural networks[C]// AISTATS'2010. 2010: 249-256.

[8] SAXE A M, MCCLELLAND J L, GANGULI S. Exact solutions to the nonlinear dynamics of learning in deep linear neural networks[C]// International Conference on Learning Representations, Canada, 2013.

[9] WILSON D R, MARTINEZ T R. The general inefficiency of batch training for gradient descent learning[J]. Neural Networks, 2003, 16(10): 1429-1451.

[10] HINTON G E. Learning multiple layers of re-presentation[J]. Trends in Cognitive Sciences, 2007, 11(10): 428-434.

通讯作者: 胡京徽, 助理工程师, 研究方向为机器学习、计算机视觉、模型驱动软件工程等, E-mail: hujinghui@buaa.edu.cn.

(责编 大漠)

机械主轴轴承振动监测与故障诊断研究

王一鹏, 李连玉, 李 勇

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司数控加工厂, 成都 610092)

[摘要] 针对数控机床机械主轴在故障发生时的非平稳特性及主轴运行状态监测的问题,提出了一种基于振速均方根值和频谱分析的振动监测分析方法。以某龙门机床机械主轴为对象开展研究,选择振动测试仪的振动速度值进行快速状态识别,发现异常后针对主轴重要部件轴承进行持续性监测,利用频谱分析诊断出轴承的缺陷位置。结果证明该振动监测分析方法可以快速有效地诊断出机械主轴故障位置,提前采取措施以避免故障进一步恶化,为主轴后期的检修和维护提供了可靠的依据。

关键词: 机械主轴; 状态监测; 振动分析; 轴承失效; 频谱

Research on Vibration Monitoring and Fault Diagnosis of Mechanical Spindle Bearings

WANG Yipeng, LI Lianyu, LI Yong

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

[ABSTRACT] A vibration monitoring and analysis method based on RMS vibration value and spectrum analysis is proposed to solve the problem of non-stationary characteristics of mechanical spindle in CNC machine tools and the monitoring of spindle running state. In this paper, the research is carried out on a mechanical spindle of a gantry machine tool. The vibration velocity value of the vibration tester is selected for rapid state identification. After the abnormality is found, the bearing of the important component of the spindle is continuously monitored, and the defect position of the bearing is diagnosed by spectrum analysis. The results show that the vibration monitoring and analysis method can quickly and effectively diagnose the fault position of the mechanical spindle, and take measures in advance to avoid further deterioration of the fault.

Keywords: Mechanical spindle; Condition monitoring; Vibration analysis; Bearing failure; Vibration spectrum

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.21.098

在数控机床加工中,主轴是机床的重要部件之一,它的性能直接决定了加工工件的表面质量,一旦主轴出现故障,将造成机床长时间停机,为企业带来巨大的经济损失。其中主轴的很多机械故障是由于机床关键部件磨损、振动、超负荷加工等加工状态或外部环境改变引起的渐变故障^[1],因此对主轴进行预防性维修,尤其是监测其振动情况是很有必要的。万海波等^[2]研制了基于HHT时频分析方法的机床主轴振动分析系统进行振动监测。籍永建等^[3]利用EMD的方法对主轴振动信号进行分析。汪顺利等^[4]利用LabVIEW对主轴进行振动测量与分析。目前很多学者对数控主轴的状态监测技术没有很好地应用在实际生产环境中,对实际发生的突发性故障也缺少实际案例分析。

为了保障数控机床的正常使用,对潜在故障进行预防性维修,本文针对某国外龙门机床的机械主轴展开振

动监测与分析研究。基于高效的振动分析装置对该机械主轴运行过程中振动信号进行采集分析,与厂家允许的振动值对比发现异常位置;通过计算关键轴承的特征频率,诊断得到故障部件;对比历史故障信息,进一步确定故障部位,指导维修人员提前订购备件,制定相关维修计划。

1 振动分析与诊断

1.1 状态监测

设备状态监测技术是指机器在运行情况下,了解和确定其状态的过程。工业领域应用的主要状态监测技术有振动分析与诊断、润滑油分析、红外热成像技术、超声波检测(材料厚度/缺陷检测)和电机状态监测与电流特征分析等,其中振动分析是最常用的状态监测技术。在工程应用中,为了真实准确反映机械传动部件的振动

状态,要注意选择监测点的位置和采集方法,传感器一般安装在主轴端面附近的轴承位置有较好的监测效果^[5-6]。另外必须注意对振动信号进行多次采集和分析,进行横向综合比较,也需要通过将设备的振动频谱与历史数据进行纵向比较,为预防性维修提供可靠的理论指导和故障信息。

1.2 轴承故障诊断

轴承是大多数机械结构中最重要部件之一,轴承的工作状态与旋转机械的运行可靠性息息相关。然而在数控加工的复杂环境中,主轴系统内的轴承在使用中存在过早失效的现象。主要原因有超负荷运转、主轴润滑不足、误操作带来的隐形损伤、密封效果差或配合过紧等,这些因素都会产生特定类型的轴承故障,导致轴承振动加剧造成灾难性破坏^[7-8]。

在生产状态监测中发现,轴承在其使用过程中表现出很强的规律性,并且重复性强。

轴承各部件都有其特殊的故障频率,若轴承发生故障,它的幅值增加,并有谐波,谐波两边产生边频。轴承有4个部件组成:滚动体、保持架、外环和内环。对轴承故障机理研究表明,当轴承损伤时,将出现4种故障频率之一或若干故障频率同时出现^[9-10]。轴承的故障频率可用下列公式计算:

$$\text{旋转频率: } F_r = r/60 \quad (1)$$

$$\text{外环故障频率: } F_o = \frac{1}{2} n \left(1 - \frac{d}{D} \cos \alpha \right) F_r \quad (2)$$

$$\text{内环故障频率: } F_i = \frac{1}{2} n \left(1 + \frac{d}{D} \cos \alpha \right) F_r \quad (3)$$

$$\text{滚动体故障频率: } F_r = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{d}{D} \cos \alpha \right) F_r \quad (4)$$

$$\text{保持架故障频率: } F_c = \frac{1}{2} \frac{D}{d} \left(1 - \left(\frac{d}{D} \right)^2 \cos^2 \alpha \right) F_r \quad (5)$$

式中, n 为滚动体数量; d 为滚动体直径, mm; D 为轴承节径, mm; α 为接触角, ($^\circ$); r 为转速, r/min;

2 案例分析

2.1 机械主轴状况

数控机床中的机械主轴有转速低、扭矩大的特点,适宜加工高强度、高硬度材质。本次以某国外高端龙门机床的机械主轴为研究对象进行振动分析。该主轴在一年前由于主轴端面的轴承磨损严重造成了滚动体脱落,等待备用轴承造成停工数月严重影响了零件的交付,在维修更换后,为了避免突发性设备故障造成的经济损失,设备人员开始对该主轴定期进行振动检测,监控主轴运行状态,重点关注主轴更换后的轴承使用状态。

2.2 振动监测

主轴振动分析采用了一款 SmartBalancer 的仪器进

行振动测试,它是一个方便高效的检测仪器,搭配了一个三相加速度传感器,可以快速对振动信号进行采集分析而不用拆卸机床主轴^[11]。在每次进行振动监测时,需要保证主轴转动参数、装配刀具及传感器位置一致,测量数据才可以真实反映故障的变化趋势。具体参数信息如表1,传感器位置如图1所示。

2.3 轴承故障频率计算

该主轴大修后更换的轴承参数如表2所示。

依据上述技术数据,分别计算轴承各部件在轴承内圈转速为 1500r/min 时的故障频率:

$$\text{旋转频率: } F_r = r/60 = 25 \text{ Hz} \quad (6)$$

$$\text{外环故障频率: } F_o = \frac{1}{2} n \left(1 - \frac{d}{D} \cos \alpha \right) F_r = 316.1 \text{ Hz} \quad (7)$$

$$\text{内环故障频率: } F_i = \frac{1}{2} n \left(1 + \frac{d}{D} \cos \alpha \right) F_r = 383.9 \text{ Hz} \quad (8)$$

$$\text{滚动体故障频率: } F_r = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{d}{D} \cos \alpha \right) F_r = 123.5 \text{ Hz} \quad (9)$$

$$\text{保持架故障频率: } F_c = \frac{1}{2} \frac{D}{d} \left(1 - \left(\frac{d}{D} \right)^2 \cos^2 \alpha \right) F_r = 11.3 \text{ Hz} \quad (10)$$

上面计算的各特征频率都是从理论上推导出来的,而实际轴承的几何尺寸会有误差,加上轴承安装后的变

表1 振动监测参数信息

Table 1 Vibration monitoring parameter information

参数	数据
测量时间	周一早 8 点 30 分
测量频率	每周监测一次
测量位置	机床主轴端面, 铭牌下方固定位置
测量刀具	Ø20 70 R3 立铣刀
主轴转速 / (r · min ⁻¹)	1500
主轴状态 / min	预热 15



图1 机械主轴及传感器位置

Fig.1 Mechanical spindle and sensor position

形,使实际的频率与计算所得的频率会有差异,所以在频谱图上寻找各特征频率时,需在计算的频率值上下找其近似的值来做判断。

2.4 故障分析

经过两个多月的持续性监测,发现该主轴的振动速度均方根值 $RMS \geq 0.2\text{mm/s}$,超过了 SKF 轴承制造商建议的安全振动限值 0.2mm/s 。针对此异常现象对主

轴进行振动频谱分析,进一步发现故障原因,本文选取了近两个月的测量结果作故障分析,8次频谱图分布如图2所示。

从频谱图的谱线分布来看,在 $0\sim 1000\text{Hz}$ 轴承范围内,轴承内圈故障频率 383.9Hz (实测为 388Hz ,与计算值非常接近)的幅值非常明显,而且每次测量幅值都会较前一次增大(表3),两个多月的时间内从 0.18mm/s^2 增

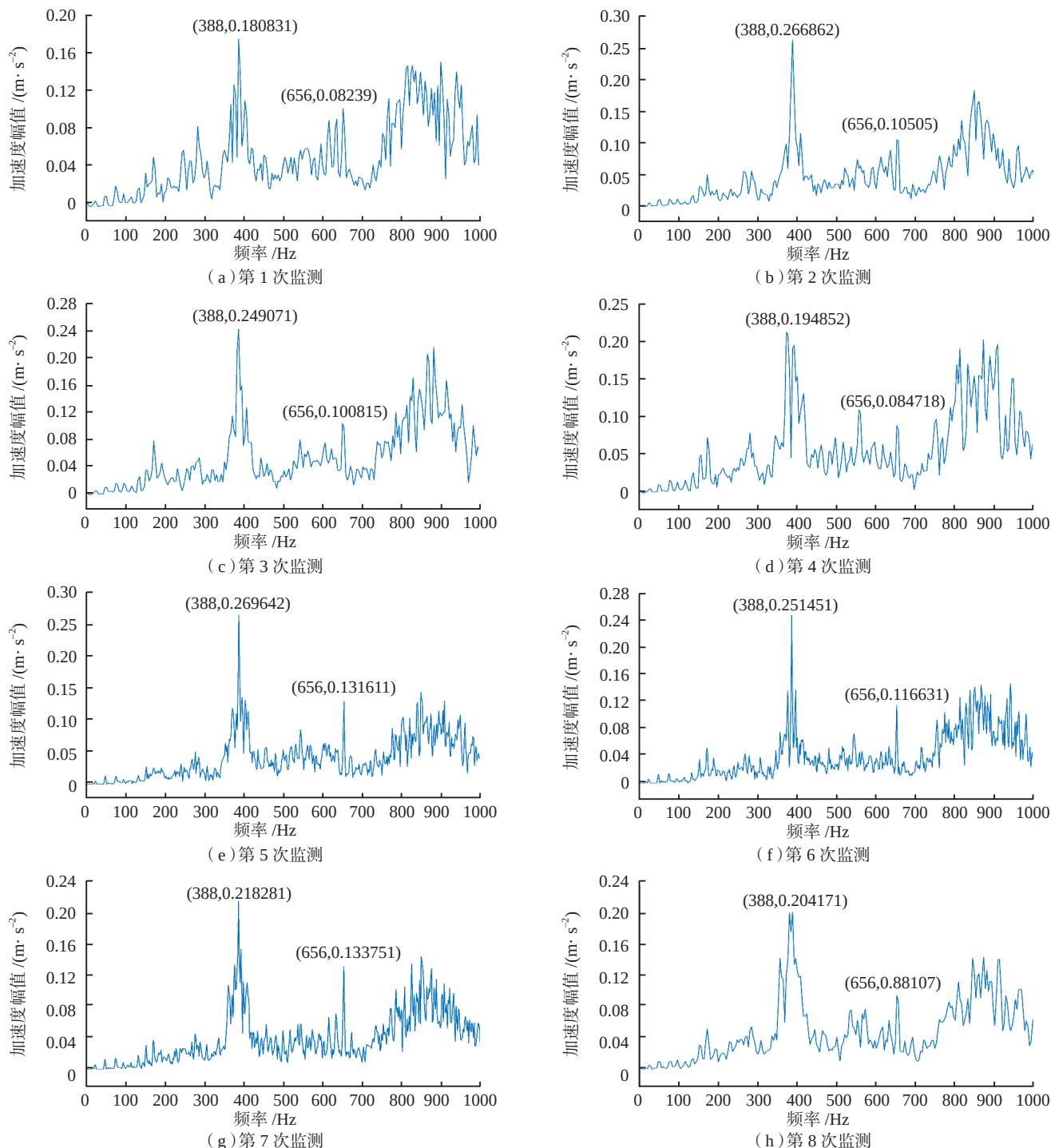


图2 故障频谱图

Fig.2 Fault spectrum diagram

表2 轴承参数信息

Table 2 Bearing parameter information

参数	数据
轴承类型	SKF 71924 CD/P4
接触角 / (°)	$\alpha=15$
轴承节径 /mm	$D=142.5$
滚动体直径 /mm	$d=16$
滚动体数量	$n=28$
转速 / (r · min ⁻¹)	$r=1500$

表3 8次故障频率幅值记录

Table 3 Eight fault frequency amplitude recording (mm · s⁻²)

幅值频率	1	2	3	4	5	6	7	8
388 Hz	0.181	0.195	0.204	0.218	0.249	0.251	0.267	0.269
656 Hz	0.082	0.085	0.088	0.134	0.101	0.116	0.105	0.131

大到 0.27mm/s², 结合之前该主轴轴承故障进行综合考虑, 由此可以判断该轴承的内圈已经出现了缺陷。同时内圈故障频率两侧均有明显边频带, 说明该内圈故障在这段时间内持续扩展导致了幅值的增大。

另外从频谱图中可以看到, 轴承外圈故障频率 316.1Hz 的 2X 幅值(实测值为 656Hz) 也较为明显, 推断出轴承的外圈受内圈故障影响出现缺陷的可能性比较大。在 800~900Hz 之间出现的高频连续谱, 噪声底线明显抬高, 分析认为是内圈故障正在进一步恶化, 造成了主轴转动时会出现松动摩擦的现象。

通过上述分析可以得到该机械主轴的轴承已经出现了故障隐患, 需要在下次检修中安排更换轴承。经过和维修人员确认, 上次轴承故障就是内圈严重破损导致滚动体散落发出异响才进入维修, 此次距离更换轴承后时间不超过半年, 轴承内圈已经出现了缺陷, 推断可能是主轴内部传动结构存在缺陷或者由轴承安装和润滑等因素导致的。为避免缺陷扩大导致停机故障, 已经提交备件采购流程, 同时采取机床限制性使用和按期振动监测等措施进行主轴状态跟踪。

3 结论

通过对数控机床的主轴进行振动监测与故障分析, 可以判断出主轴轴承的运行情况、出现缺陷的部件及缺陷的严重程度。在实际应用中, 操作人员可以通过便携式仪器对主轴状态进行快速检查, 诊断上可采取振动速度有效值结合频谱分析的方法进行综合诊断, 为设备维修和备件采购提供可靠的理论指导, 降低因轴承故障造成主轴事故扩大的可能性。对主轴诊断的技术还可以采取监测噪声、温度和润滑等多种技术手段结合, 可以提高主轴故障识别与诊断的准确率。

参考文献

- [1] 陈长江, 郭丽娟, 萧汝峰, 等. 数控机电用高速电主轴振动原因分析[J]. 现代零部件, 2005 (10): 40-41.
- [2] CHEN Changjiang, GUO Lijuan, XIAO Rufeng, et al. Analysis of vibration causes of high speed motorized spindles for CNC machine tools[J]. Automobile Technologist, 2005(10): 40-41.
- [3] 万海波, 杨世锡. 基于 HHT 的数控机床主轴振动检测系统的研制[J]. 振动与冲击, 2014, 33(6): 48-52.
- [4] WAN Haibo, YANG Shixi. Development of HHT-based CNC machine tool shaft vibration monitoring system[J]. Journal of Vibration and Shock, 2014, 33(6): 48-52.
- [5] 籍永建, 王红军. 基于 EMD 的主轴振动信号去噪方法研究[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2015(5): 35-37.
- [6] JI Yongjian, WANG Hongjun. Research on denoising method of spindle vibration signal based on EMD[J]. Combined Machine Tool & Automatic Processing Technology, 2015(5): 35-37.
- [7] 汪顺利, 丁毓峰, 王琳, 等. 基于 LabVIEW 的机床主轴振动测量与分析[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2014(2): 32-35.
- [8] WANG Shunli, DING Yufeng, WANG Lin, et al. Vibration measurement and analysis of machine tool spindle based on LabVIEW[J]. Combined Machine Tool & Automatic Processing Technology, 2014(2): 32-35.
- [9] ZEASHAN S, ALI S, PRASHANTH P M. Antifriction bearing diagnostics in a manufacturing industry—a case study[J]. Journal of Mechanical Engineering and Automation, 2016, 6: 58-62.
- [10] KOHAN M, MOHAMMADI M, BASSAKI S. Using vibration based method for condition monitoring of electro motor[J]. Journal of Automotive and Applied Mechanics, 2014, 2(1): 1-4.
- [11] 蒲玉兴. 滚动轴承故障诊断的频谱分析技巧[J]. 长沙航空职业技术学院学报, 2002(4): 41-43.
- [12] PU Yuxing. Spectrum analysis techniques for fault diagnosis of rolling bearings[J]. Journal of Changsha Aeronautical Vocational and Technical College, 2002(4): 41-43.
- [13] 李丽红. 滚动轴承缺陷频谱特征及故障诊断实例[J]. 通用机械, 2014(7): 48-50.
- [14] LI Lihong. Spectrum characteristics of rolling bearing defects and fault diagnosis example[J]. General Machinery, 2014(7): 48-50.
- [15] 张立秋, 赵莹, 赵伟超, 等. 基于频谱分析的滚动轴承故障诊断技术的应用[J]. 北方钨钛, 2017(3): 56-58.
- [16] ZHANG Liqiu, ZHAO Ying, ZHAO Weichao, et al. Application of fault diagnosis technology for rolling bearing based on spectrum analysis[J]. Northern Vanadium and Titanium, 2017(3): 56-58.
- [17] 杨瑞. 频谱分析在电力设备中轴承故障诊断的应用[J]. 电力建设, 2005(9): 19-21.
- [18] YANG Rui. Application of spectrum analysis in bearing fault diagnosis in power equipment[J]. Electric Power Construction, 2005(9): 19-21.
- [19] BECKER E. Mobile balancing reducing vibrations in energy and power plants[J]. VGB Power Tech, 2012, 92: 46-51.

通讯作者: 王一鹏, 工程师、硕士, 主要从事设备维修、预防维护等研究, E-mail: buct_wangyp@163.com。(责编 大漠)



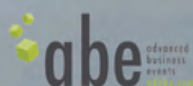
1 2 3 4 5 6th

机博览会
TION



2021 相约金秋 相约天津空港

广告索引号 20-1091



022-8672 7860
li.x@helicopter-china-expo.cn

创造价值 贡献航空

“2021特种加工” 主题征稿

选题背景

特种加工技术以其特殊的加工方式突破了传统机械加工的瓶颈，成为开发各种新工艺、新方法和新技术的有力武器，使现代航空产品的各项性能达到新的高度要求，是航空制造中不可缺少的关键技术。鉴于此本刊特设专题论坛，诚挚邀请该领域专家及科研团队对研究进展进行论述，展示该领域最新的研究成果。

征稿方向

包括但不限于：

(1) 电加工；

(2) 超声加工；

(3) 复合加工：超声电火花复合加工、电解电火花复合加工、电解机械复合加工、电解超声复合加工及其他复合加工。

截稿日期

请于2020年12月31日前将论文发送到amt@amte.net.cn。

联系方式

学术编辑：王雪坤

联系电话：13811568800

010-85700465转285

邮箱：amt@amte.net.cn

公司名称	位 置	索引号
中国航空制造技术研究院	封二	20-1025
郑州市钻石精密制造有限公司	封三	20-1026
海克斯康公司	封底	20-1055
DMG MORI公司	1	20-1051
肯纳金属	3	20-1017
南通航智装备科技有限公司	5	20-1015
COMSOL中国	7	20-1005
埃马克（中国）机械有限公司	9	20-1020
易格斯（上海）拖链系统有限公司	11	20-1023
北京迪蒙数控技术有限责任公司	13	20-1009
2021天津直升机博览会	102	20-1091
第十七届中国国际机床展览会	104	20-1096

CIMT 2021

第十七届中国国际机床展览会

THE 17TH CHINA INTERNATIONAL MACHINE TOOL SHOW

🕒 2021年4月12-17日

🏠 北京·中国国际展览中心（新馆）

📍 北京顺义天竺裕翔路88号

Date: April 12-17, 2021

**Venue: China International Exhibition
Center (New Venue), Beijing**



CMTBA微信订阅号

主办：中国机床工具工业协会

承办：中国机床工具工业协会

中国国际展览中心集团公司

Sponsor: China Machine Tool & Tool Builders' Association (CMTBA)

Organizers: China Machine Tool & Tool Builders' Association (CMTBA)

China International Exhibition Center Group Corporation (CIEC)

广告索引号 20-1096



Tool expert
by your side

国产刀具标杆
降本升级首选

ZHENGZUAN



突破极限 灵活百变

Dt303系列
烧结PCD麻花钻



更多高效刀具方案，请详询郑钻。

突破传统设计极限
百变灵活PCD刀具

Dt303系列烧结PCD钻头

专利产品结构设计突破限制
无限灵活的刃部几何形状
先进工艺带来超硬刀具新篇章

郑州市钻石精密制造有限公司

ZHENGZHOU DIAMOND PRECISION MANUFACTURING CO., LTD.

广告索引号 20-1026

地址: 郑州经济技术开发区第七大街198号

Add: No.198, the 7th Ave of Zhengzhou Economic and Technological
Development Zone, Henan, P.R.C

电话/Tel: 0371-603009 60 (13)

传真/Fax: 0371-60300963

Http://www.zhengzuanchina.com

E-mail: sales@zhengzuanchina.com

邮编/P.C.: 450016



海克斯康航空全流程解决方案

推动航空制造从概念到现实

推动更智能的航空设计与制造。凭借贯穿设计工程、生产制造、计量测试全流程的智能工厂解决方案，海克斯康将强大的模拟分析软件与多功能生产制造软件以及快速、准确的计量测试系统相结合，缩短虚拟与现实之间的差距，优化飞机设计并尽早发现制造问题，从而推动航空业生产力的提升。

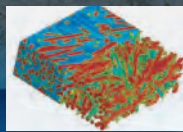


扫一扫，下载第一手的航空智能制造资料

www.HexagonMI.com.cn



结构和多体动力学仿真
支持轻量级结构设计和多体动力学分析



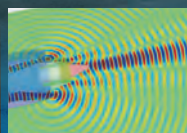
材料模型
复合材料和结构建模



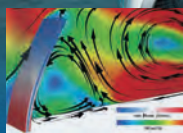
制造过程仿真
优化增材制造和金属成型工艺



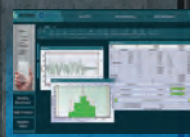
数控加工编程 (CAM)
数控编程多轴复杂刀具路径



声学仿真
有助于降低飞机噪音与分析振动



流体与热动力学
提高飞行效率，优化乘客舒适度



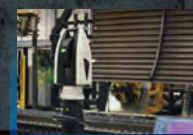
车间监控和分析
对过程、设备和组件数据进行跟踪和分析



尺寸检验
对航空航天系统全面的几何参数质量控制



数控加工仿真
在生产前的机床路径虚拟验证



测量辅助加工
为机器人提供快速准确的定位指导



机床探测
为过程中的校准和尺寸检查提供在机测量



逆向工程
快速捕捉表面几何特征，重建 CAD 模型