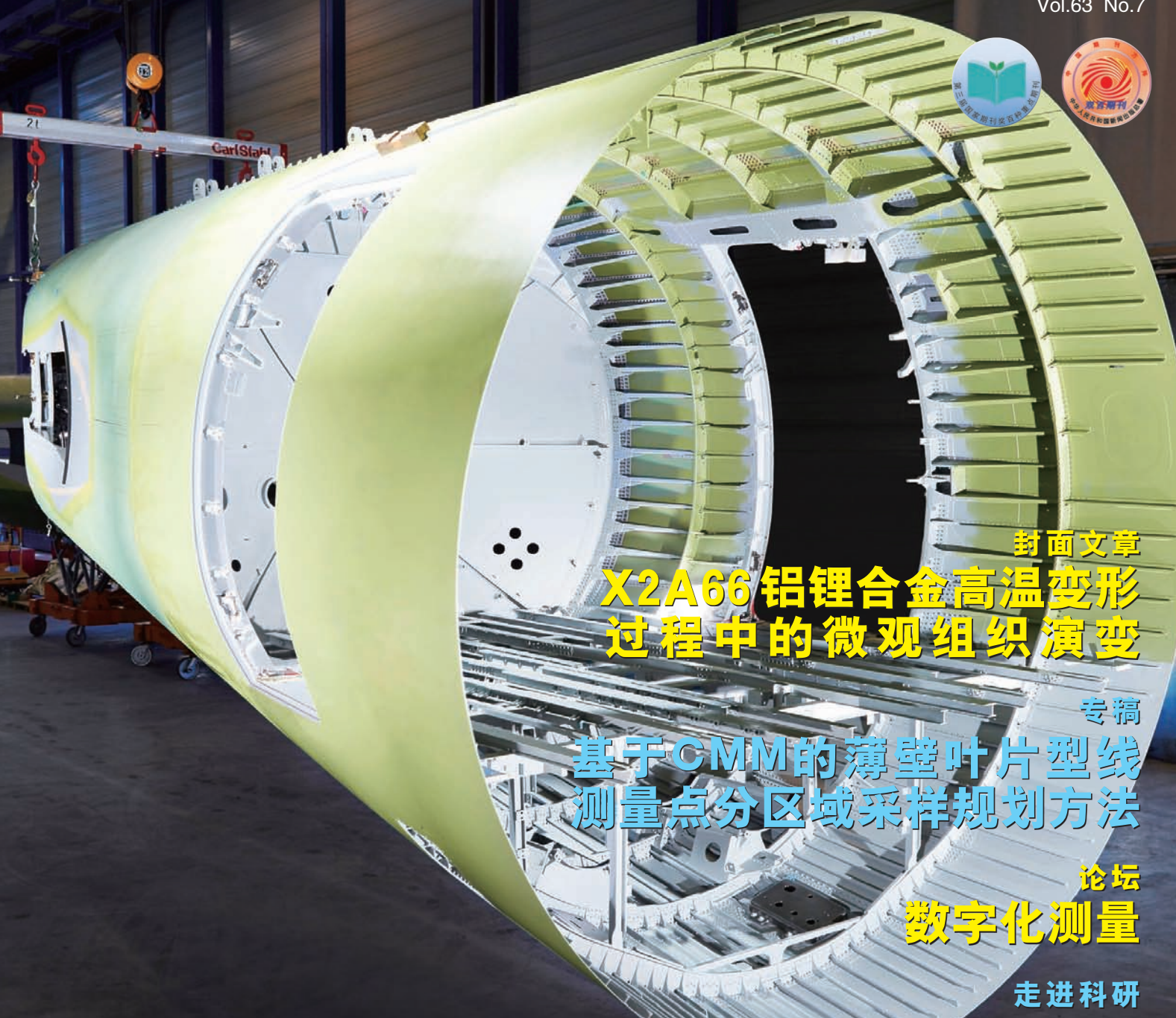


航空制造技术

2020年 第7期
Vol.63 No.7



封面文章

X2A66 铝锂合金高温变形 过程中的微观组织演变

专稿

基于CMM的薄壁叶片型线 测量点分区域采样规划方法

论坛

数字化测量

走进科研

机械工业精密测控技术 与仪器重点实验室

www.amte.net.cn

ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V





WILLEMIN-MACODEL

瑞士威力铭-马科黛尔公司

这，不是机床

这是一种加工方案。

您的方案将与众不同，因为它为您而定，仅属于您。

威力铭-马科黛尔公司倾听您的需求，打造专属于您的个性化加工方案。



优势

- 铣车复合加工工艺
- 棒料加工或单工件加工
- 单循环加工工具
- 灵活性，配备多功能转塔（副主轴、虎钳及顶尖）
- 传动链热稳定
- 装夹系统简单

参数

- 高达42'000 min⁻¹铣削转速
- 高达8'000 min⁻¹A轴车削转速
- 标准棒料通孔 $\varnothing 42$ mm, $\varnothing 65$ mm 可选
- B轴摆角 -45° 至 +115°
- X Y Z直线轴快速进给速度, 60 m/min
- 多达72刀位刀库



瑞士威力铭-马科黛尔公司
中国上海浦东新区富特东三路
526号一号楼1楼A2

Leica 直接扫描激光跟踪仪

助力航空大尺寸测量

海克斯康制造智能全新推出的 Leica ATS600 直接扫描式激光跟踪仪，开创了3D检测技术新纪元，它将激光跟踪仪传统的反射球测量功能与先进的计量级非接触式扫描测量技术相融合，有效兼顾了量程范围、测量精度与测量效率，是大尺寸测量的理想选择！

直接扫描

将点到点反射球测量、接触式测量与手持式3D激光扫描测量功能进行了完美结合，无需任何靶标、反射球或手持侧头，即可实现三维扫描功能。

反射球测量

经典的反射测量功能，为共轴光学测量提供了高精度解决方案。可通过PowerLock进行自动定位和跟踪，使跟踪仪实现最高80m（半径）的测量距离。

自动测量

采用自动化设计理念。通过简单设置，即可独立实现指定区域的重复性测量，并且无需重新定位站点。另外，搭载AGV运输车还可实现自动移动功能。

大尺寸测量

直接扫描功能确保在长达60米的距离实现高精测量。对齐和特征测量采用反射球，距离最高可到80米。Leica ATS600在大尺寸测量应用中拥有显著优势。



关注海克斯康制造智能官方微信
了解我们第一手计量/制造信息

海克斯康测量技术（青岛）有限公司
客户服务热线：400 6580 400
www.hexagonMI.com.cn

广告索引号 20-1048

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

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)

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 王雪坤/崔 静/李丹丹
Academic Editor Shirley Wang/Jaime Cui/Linda Li
文字编辑 程学平/孙晓婷/王燕萍
Text Editor Linda Cheng/Oliver Sun/Emma Wang
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 ad@aerotime.cn (广告信箱)
cd@aerotime.cn (订阅信箱)

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。

TORNOS

掌控未来智能

新款Swiss DT 26 S机床,诞生于以精准和创新所著称之地。该新款机床集合了瑞士型车床先驱 - Tornos - 全部的知识 and 智慧。这是一种令人叹为观止的解决方案, Swiss DT 26 S 机床拥有强大动力和极高生产力, 明显优于市场上其它竞争对手。该新款机床上装备了我们先进的机床通信与编程软件 - TISIS, 操作非常简便。立刻来了解它吧!

tornos.com



掌控未来智能

Swiss DT 26 S



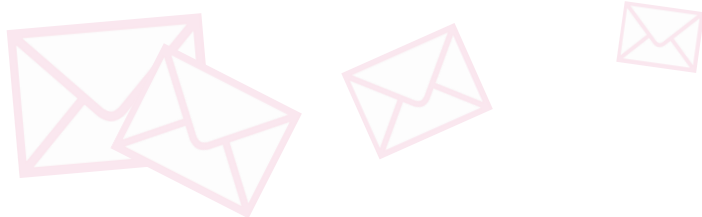
We keep you turning

广告索引号 20-1049



编-读-往-来

READERS & EDITORS



测量之于制造,如眼睛之于人,是反映和探知的工具,它贯穿整个制造过程,作用不言而喻。航空产品复杂度高,制造技术难度大。数字化测量借助现代化的先进技术手段对航空制造的发展起到了重要作用,涉及零部件优化设计、加工、装配等流程,成为研究热点,新方法、新系统、新产品层出不穷。

本期以“数字化测量”为主题,特别邀请了西北工业大学、中国航发上海商用航空发动机制造有限责任公司、南京航空航天大学、大连理工大学等单位的科研团队阐述相关研究进展,展示最新研究成果。在此,对各位专家学者的支持表示由衷的感谢。

学术编辑 王雪坤

航空飞行器的轻量化设计一直是航空领域关注的热点,而新兴的增材制造技术在解放飞行器设计约束方面具有独特的优势。《航空制造技术》已经刊登了大量关于增材制造的高水平的文章,是我获取此类新制造技术的重要途径。

目前对于增材制造技术,有两个新兴领域受到广泛关注,一个是高能束加工的组合加工方式,另一个是新材料如陶瓷材料的增材制造技术。希望能在《航空制造技术》这个平台上了解到更多更权威关于此方面的信息,最后祝《航空制造技术》蒸蒸日上,越办越好。

南京航空航天大学机电学院 吕非



《航空制造技术》作为国内航空制造技术的优秀专业期刊,对广大航空工作者的工作起到了引领作用。初识《航空制造技术》是在2006年,那时刚刚参加工作的我,在办公室老师傅的桌子上看到了这本期刊,如饥似渴地从中汲取知识。工作几年后,我也在《航空制造技术》上发表了相关论文,看着期刊日益强大,她也见证我逐步成长。

愿《航空制造技术》越办越好,继续增加国外前沿技术的报道,成为国内制造业刊物的龙头。

航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司 唐珊珊





VCI850/1100/1100C 精密立式加工中心 Precision Vertical Machining Center Series

性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- 大件设计经过动力学和有限元分析,合理布局加强筋,保证整机高动态刚性。
- 三向丝杠采用冷热态全过程拉伸技术,提高传动刚度和精度,消除热变形影响。
- 主轴箱内设计设独立的冷却回路,减少切削热变形,提高整机精度保持性。
- 高性能主轴,确保整机性能,并配备环喷、气冷等功能。
- 三向采用油水分离系统,延长冷却液使用周期。
- 双链式后排屑系统,方便维护,适合成线。
- 可配置全闭环控制光栅尺,确保三轴获得更高的定位精度。
- 防护罩内部配有强力冲屑装置。



VMCL600/850/1100 立式加工中心系列(直线导轨) Vertical Machining Center Series (Linear Guide Way)

性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- 床身、立柱等五大件由公司进口设备进行粗精加工,质量自控。
- 大件设计经过动力学和有限元分析,合理布局加强筋,保证整机高动态刚性。
- 三向丝杠采用冷热态全过程拉伸技术,提高传动刚度和精度,消除热变形影响。
- 高性能主轴,确保整机性能,并配备环喷、气冷等功能。
- 高精度激光螺距、间隙补偿,使各轴移动位置更加精准。
- 全封闭防护罩,牢固、美观、安全。
- 防护罩内部配有强力冲屑装置。



MCH50/63B/63E 卧式加工中心 Horizontal Machining Center Series

性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- 三向移动采用双丝杆同步驱动
- 力矩电机直接驱动回转工作台
- 内藏式高性能电主轴
- 快速新颖的机械手换刀机构
- 箱中箱结构形式
- 先进的数字控制功能 FANUC 31i

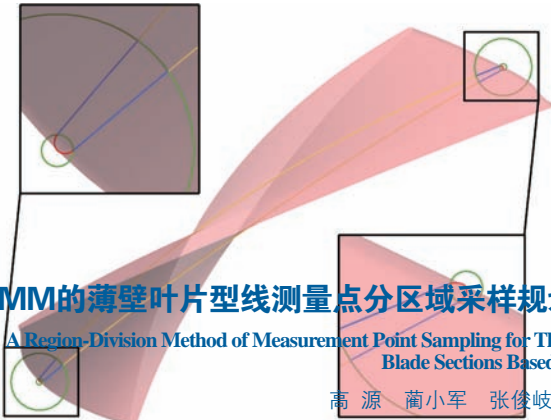
性能特点 PERFORMANCE CHARACTERISTICS

- 床身整体铸造,底座采用整体倒T字型布局
- Z轴采用动柱式结构
- 各直线运动轴采用进口宽距重载直线滚柱导轨
- 机内两套螺旋排屑、机外排屑器
- 可选装各种测头及光栅检测系统



专稿 Feature

14



基于CMM的薄壁叶片型线测量点分区域采样规划方法
A Region-Division Method of Measurement Point Sampling for Thin-Walled Blade Sections Based on CMM

高源 蔺小军 张俊岐 史耀耀
GAO Yuan LIN Xiaojun ZHANG Junqi SHI Yaoyao

封面文章 Cover Story

- 22 X2A66铝锂合金高温变形过程中的微观组织演变
——史国栋 王璞光 王云峰 王圆圆 陆政 陈子勇
Microstructure Evolution of X2A66 Aluminum-Lithium Alloy During High Temperature Deformation
SHI Guodong WANG Puguang WANG Yunfeng WANG Yuanyuan
LU Zheng CHEN Ziyong

论坛 Forum

数字化测量
Digital Measurement

- 30 基于双目视觉的钣金件边缘检测技术研究
与系统开发
——刘之远 张丽艳
Technique Research and System Development for Sheet Metal Edge Inspection Based on Binocular Vision
LIU Zhiyuan ZHANG Liyan
- 40 基于模型的民用航空发动机几何尺寸数字化检测技术研究
——王振兴 曹玮 金炜 郑芳芳
Research on Digital Inspection Technology of Geometry Size for Commercial Aero-Engine Based on Model
WANG Zhenxing CAO Wei JIN Wei ZHENG Fangfang
- 47 基于SVM的三维对缝点云间隙阶差提取方法
——张波 李沈果 郝龙 主遼
Extraction Method of Gap and Flush of Three-Dimensional Seam Point Clouds Based on SVM
ZHANG Bo LI Shuanggao HAO Long ZHU Kui
- 55 薄片组件精密装配中的误差分析及补偿
——王韬 罗怡 王晓东 李亚玮
Error Analysis and Compensation for Slice Component Precision Assembly
WANG Tao LUO Yi WANG Xiaodong LI Yawei



HEIDENHAIN
海 德 汉



TNC 640 和新一代 Gen 3 驱动系统 可靠地管理数字化流程

车间和企业流程的数字化影响着硬件设计和功能。数据量的大幅增长需要高速和可靠的数据传输，车间的系统也需要简单易用。为此，海德汉推出两款全新解决方案：Gen 3 驱动系统采用光纤传输技术，纯数字地传输数据，提高工作性能和控制速度。同时，TNC 640 的多点触控和分屏显示技术让您直接在数控系统上全数字化地管理车间任务。



约翰内斯·海德汉博士(中国)有限公司
www.heidenhain.com.cn

地址：北京市顺义区天竺空港工业区A区天纬三街6号
邮编：101312
电话：010-80420000
传真：010-80420010
E-mail: sales@heidenhain.com.cn

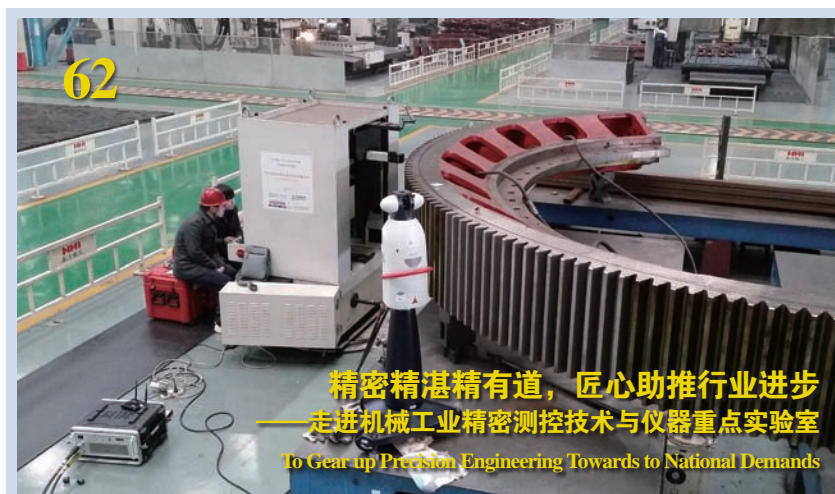
精准有道

欢迎关注海德汉官方微信

广告索引号 20-1010

走进科研

Approaching Science



研究论文

Research

- 64 快速凝固/粉末冶金技术制备高性能高温铝合金及其复合材料的进展
李沛勇
Developments in High-Performance Elevated-Temperature Aluminum Alloys and Their Composites Produced via Rapid Solidification and Powder Metallurgy
LI Peiyong
- 79 工业设备入云的连接模型研究
谢鹏志 杨威 曹巍
Research on Connection Model of Industrial Device to Cloud Platform
XIE Pengzhi YANG Wei CAO Wei
- 86 高性能热塑性复合材料在航空发动机短舱上的应用
周冰洁 张代军 张英杰 王维 姚佳楠
Applications of Thermoplastic Composites on Aero-Engine Nacelles
ZHOU Bingjie ZHANG Daijun ZHANG Yingjie WANG Wei YAO Jianan
- 92 涡轮叶片榫头侧边圆角阵列加工工艺研究
王小东 张云 陈志同 刘瑞松 刘随建 吴志新
Research on Array Machining of Turbine Blade Tenon Side Fillet
WANG Xiaodong ZHANG Yun CHEN Zhitong LIU Ruisong
LIU Suijian WU Zhixin
- 96 大曲率变截面复杂航空钣金构件成形技术研究
李晓军 董锦亮 门向南 邓涛 曾一畔 成靖
Research on Forming Technology of Complex Aeronautical Sheet Metal Components With Large Curvature and Variable Section
LI Xiaojun DONG Jinliang MEN Xiangnan DENG Tao
ZENG Yipan CHENG Jing

从粉末到性能

通过整体质量检验和 关联来提高产量

ZEISS

Seeing beyond

蔡司增材制作解决方案 ZEISS 3D ManuFACT

精选蔡司产品组合中的一系列产品。这种独特的增材制造整体检测解决方案专注于：

- 材料成分分析
- 粉末分析
- 构建后分析，包括热处理、部件去除和清洁
- 金相分析
- 缺陷分析
- 表面计量 - 外部和内部
- 尺寸测量 - 外部和内部

全国售后服务热线：400-686-9906
全国售后服务E-mail：imthot.zc@zeiss.com
蔡司中国工业测量官方网站：<http://www.zeiss.com.cn/imt>
蔡司中国工业测量网上商城：<http://cn.probes.zeiss.com/>

广告索引号 20-1002



浙大发表超高强度金属研究的最新进展

超高强度金属材料在航空航天、高速列车等领域有着大量的应用,如何使材料持续强化一直是材料研究领域的热点和难点。虽然晶粒细化是金属材料强化的有效方法之一,但晶粒尺寸存在一个临界值(大小在10~20nm之间),随着晶粒进一步细化材料强度发生软化,即强度和晶粒尺寸的反Hall-Petch关系。

上海高压科学研究中心的周晓玲博士和许家宁博士利用金刚石压砧(Diamond anvil cell)和径向X射线衍射方法,测量在高压环境中多种晶粒尺

寸的纯金属镍的偏应力随晶格应变的变化关系,以及屈服应力与晶粒尺寸的定量关系,发现超细金属镍(晶粒尺寸为3nm)的屈服强度达到4.2GPa,是常用金属镍的10倍,最大流应力可以达到10.2GPa;重庆大学材料科学与工程学院的冯自强博士等通过扫描电镜观察到在3nm晶粒内部存在的位错、层错和孪晶。

由于金刚石压砧提供了高压极端环境,晶界形变将被抑制,随着晶粒细化金属镍的塑性变形机制从全位错活动向偏位错和全位错共同作用的变形行

为转变。当晶粒尺寸小于临界尺寸之后,晶界塑性行为的有效抑制使材料内部继续产生位错(包括全位错和不全位错),使超细晶金属镍进一步得到强化。基于这一变形机理,浙江大学航空航天学院朱林利副教授建立了考虑高压作用的晶界塑性形变

模型,预测了激发晶界形变的临界应力、临界晶粒尺寸与压力之间的定量关系,成功地验证了高压抑制晶界形变的变形机制,解释了高压诱导超细晶金属镍强化的超高强度,并给出了同时考虑全位错和不全位错作用的修正Hall-Petch关系。

高压诱导金属强化机理的发现,极大拓展了高强度金属材料在极端环境下的应用。尤其是金属材料屈服强度的反Hall-Petch效应在高压环境下的消失,将使超细晶金属在极端高压环境中可以得到有效的应用。

(本刊记者 雪松)

北航材料学院单层二维材料研究取得进展

单层二维材料如二维过渡金属硫族化合物,由过渡金属原子与硫族原子组成,传统制备二维过渡金属硫族化合物通常是以机械剥离、液相剥离和电化学剥离法为典型代表的“自上而下”的合成方法和以化学气相沉积法为典型代表的“自下而上”的制备方法。但此法合成二维过渡金属硫族化合物的产率/单层率超低(<1%),且结构(尤其1T相)不稳定,严重

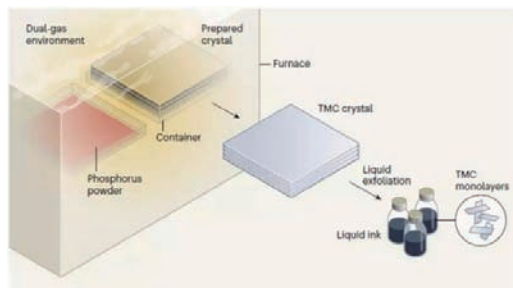
限制了二维材料的应用。

北航杨树斌教授发现并提出一种合成单层二维材料的新方法——拓扑转化法,通过转化非范德华固体(过渡金属碳化物、氮化物和碳氮化物(MAX相等)直接大量制备出具有超稳定和超高单层率的单原子层二维过渡金属硫族化合物,攻克了单层二维材料难以制备和不稳定的国际性难题。通过拓扑转化非范德华固体,研究

人员合成了14种具有可控相结构和超高单层率的过渡金属硫族化合物。这种拓扑转化法将成为除传统“自上而下”和“自下而上”之外的第3种方法,有望规模化合成系列超高单层率和高温稳定的范德华二维材料,并在能源存储和转化、电子器件等领域具有广阔的应用前景。

该工作由北航、清华、美国莱斯大学和中国科学技术大学4个单位的11位研究者共同完成,得到了国家自然科学基金优秀项目和面上项目(51622203, 51572007)和教育部111引智计划(B17002)等的资助。左图为拓扑转化法,可以直接将非范德华固体材料转变为单层TMCs。

(本刊记者 雪松)



麻省理工研发航空复合材料成形新方法

麻省理工学院的研究人员最新研发出一种无需大型加热炉和热压罐即可生产航空级复合材料的方法,该技术可能有助于加快飞机和其他大型高性能复合材料结构的制造。

麻省理工学院航空航天学院教授 Brian Wardle 表示:“如果要制造机身或机翼之类的飞机主承力结构件,则需要建造一个两三层建筑物大小的热压罐或高压釜,加压过程耗费大量时间和金钱。”为此,由博士后 Jeonyoo Lee、Wardle 实验室成员和航空结构监测公司 Metis Design 组成的研究团队,创造了一种无需使用加热炉即可制造航空级复合材料的方法。将材料层包裹在碳纳米管超薄膜中,当给薄膜通电时,碳纳米管就像纳米级电热毯一样,迅速产生热量,从而使其中的材料固化并融合在一起。利用这种“脱加热工艺”,研究团队仅消耗1%的能量就能完成航空级复合材料的生产,其强度与传统制造方法制得的复合材料强度相当。

非热压罐工艺的材料是经过特殊配制的,而且没有材料适合机翼和机身等主承力结构。尽管在次承力结构件方面取得了一些进展,产品仍然存在孔隙。首先开发出一种垂直排列碳纳米管薄膜的生长技术,然后将薄膜放置在热压罐法制备飞机主承力结构常用的材料层之间。再把这些新组成的多层材料包裹在第2层碳纳米管薄膜中,对碳纳米管薄膜通电对其进行加热。随着材料的加热和软化,它们被拉入碳纳米管薄膜的毛细管中,复合材料的截面图表明,具有形态可控纳米级毛细管的纳米多孔薄膜提供了材料制备复合材料所需的压力,所得复合材料层间没有空隙。

为使该工艺可用于制造整个机翼和机身,未来必须找到制备尺寸更大的碳纳米管多孔薄膜的方法,同时探索不同配方,获得具有不同表面能和几何形状且适合工程化的毛细管纳米多孔薄膜,以便能够适用于其他高性能材料。(本刊记者 雪松)

3D 打印制造超级磁体新材料有望替代稀土材料

近日,格拉茨大学、维也纳大学等机构的研究人员合作,利用激光3D打印技术,成功地制造出超级磁体。该方法使用的是磁性材料的粉末,加以熔化,分层打印,让粉末得以粘结合在一起,从而得到由纯金属制成的元件。

研究者最开始将重点放在了制造钕或钕铁硼磁体上。由于具有独特的化学性质,很多高性能永磁体以稀土金属钕为基础。但在一些应用领域,如电力制动器、磁力开关、某些

电动马达系统,不需要钕铁硼磁体这么强劲的性能。

因此,科学家们改用 Fe-Co 磁体进行3D打印。Fe-Co 磁体有望替代钕铁硼磁体原因如下:(1)稀土金属是资源密集型的,从可持续角度来看并不具有持续的吸引力,而且这种金属的回收还处于起步阶段,但是,Fe-Co 磁体对环境的危害则更小;(2)稀土金属在较高温度下会失去磁性,而特殊的 Fe-Co 合金则可在200~400℃的



温度下继续保持磁性,并且表现出良好的温度稳定性。

研究人员理论计算表明,Fe-Co 材料的磁性可以提高2或3倍。鉴于3D打印对产品形状的灵活性支持,有望开发出替代钕铁硼的磁性材料。上图为超级磁体。

(本刊记者 雪松)

NC4+ Blue

重新定义机内刀具测量标准

全新NC4+ Blue非接触式对刀仪系列搭载行业领先的蓝色激光技术和改进的光学装置，刀具测量精度再创新高，重新定义行业标准，可彻底革新诸多行业机加工车间的生产能力。



详情请访问 www.renishaw.com.cn/nc4blue

扫码关注雷尼绍官方微信

上海 T+86 21 6180 6416 E shanghai@renishaw.com	天津 T+86 22 8485 7632 E tianjin@renishaw.com	青岛 T+86 532 8503 0208 E qingdao@renishaw.com
北京 T+86 10 8420 0202 E beijing@renishaw.com	成都 T+86 28 8652 8671 E chengdu@renishaw.com	西安 T+86 29 8833 7292 E xian@renishaw.com
广州 T+86 20 8550 9485 E guangzhou@renishaw.com	重庆 T+86 23 6865 6997 E chongqing@renishaw.com	宁波 T+86 574 8791 3785 E ningbo@renishaw.com
深圳 T+86 755 3369 2648 E shenzhen@renishaw.com	苏州 T+86 512 8686 5539 E suzhou@renishaw.com	
武汉 T+86 27 6552 7075 E wuhan@renishaw.com	沈阳 T+86 24 2334 1900 E shenyang@renishaw.com	

www.renishaw.com.cn

广告索引号 19-1037

新固体物质形态“兼容”晶体和准晶体结构特点

北京科技大学新金属材料国家重点实验室何战兵等研究人员近日发现一种新的固体物质形态,该形态巧妙地化解了晶体和准晶体在晶体结构上的这种“水火不相容”的矛盾,显示了原子排列的鬼斧神工。何战兵表示,虽然目前还未能对该物质的物性做深入了解,但可预见会有一些与物质周期性相关的特殊物性。

常见的物质形态有固态、液态、液晶、气态、等离子态等。其中固态物质又可分为晶体、准晶体、非晶体。准晶体是一种不具有平移周期对称性,但具有长程取向有序的物质形态。与传统晶体材料不同,准晶体中没有一个可以周期性重复排列的单元,因而不具有平移对称性。如水火不相容一样,周期平

移性是准晶体和传统晶体最本质的区别之一。然而此次发现的新固体物质形态,由周期排列的结构块之间镶嵌非周期结构块形成,具有传统晶体材料的周期平移对称性和准晶体的准周期性,将晶体和准晶体结构特点融合在一起。

研究者们通过透射电子显微学,特别是能达原子级分辨的球差矫正透射电子显微镜的研究,在 Al-Cr-Fe-Si 合金系中发现了这种不同于任何已知物态的新奇物质形态。该物态由准晶相关的结构块组成,但其中一种取向的结构块呈周期排列,具有与晶体材料一样的平移单胞。而这些周期排列结构块之间却镶嵌着一些非周期排列的结构块,不同于传统的晶体相。由于周期

性结构块的存在,这种结构不属于准晶体,也不同于常见的非周期调制结构、一维管状主-客结构及关联无序冰结构,属于一种新的物质形态。研究人员称,虽然该类物质形态目前仅在合金中发现,但其结构特性不局限于合金体系,也可以存在于有机材料、纳米自组装材料、多孔材料等体系中。

该研究成果近日发表于经典的晶体学杂志《晶体学报 A》。该研究获得国家自然科学基金面上项目及新金属材料国家重点实验室自主课题的资助,由何战兵、北京大学化学学院孙俊良、沈阳金属研究所马秀良研究员、瑞士苏黎世大学沃特·斯图尔(Walter Steurer)合作完成。

(本刊记者 雪松)

海克斯康 CAE 软件用于赛峰增材制造

赛峰增材制造是一个附属于赛峰技术的技术平台。为充分利用增材制造技术,赛峰增材制造方法、工具和应用团队需要评估和鉴定增材制造过程模拟解决方案,促进其在不同赛峰运作单元中的部署。

海克斯康旗下的 Simufact Additive 软件提供了一个独特的解决方案,涵盖了整个制造过程,从零件的初始增材过程到完成最终的 HIP 处理(热均衡静压)。该过程的模拟旨在识别制造过程中与零件变形相关的问题,以及零件及其支撑结构故障的潜在风险。Simufact Additive 软件可以完成生产支持和检查零件的可制造性两个关键的部分。

Simufact Additive 允许识别在制造阶段和后处理操作过程中由于零件变形、与刮刀碰撞的风险以及零件本身或与零件相连

的支撑结构打印可能的增材缺陷而产生的潜在问题。由于软件的预测性,Simufact Additive 的使用使赛峰在生产准备过程中节省了大量时间,减少了使用上游虚拟开发进行制造迭代所需的开发,包括在零件设计阶段,使赛峰能够在产品设计层面预测过程的影响和限制。

Simufact Additive 是一个非常适合于同步工程的解决方案,它有助于同一项目中涉及的不同业务活动之间的对话。此外,

该软件易于使用,具有直观的、面向业务的界面,允许快速轻松地建模/计算。

赛峰增材制造充分利用 Simufact Additive 解决方案的附加值,以确保将增材制造过程整合到其“产品过程”开发过程中。借助于 Simufact Additive 软件,赛峰集团进一步完善了增材制造方案,确保其增材产品的质量数据与工艺数据链的衔接。下图为 Simufact Additive 软件界面示例。

(本刊记者 雪松)



扬州大学科研团队开发出高性能弹簧钢

近日,扬州大学发布一项科研新成果:该校机械工程学院刘澄教授科研团队,运用新型工艺技术,成功开发出一种优质高性能弹簧钢,其硬度、疲劳强度以及压缩性能等均高于目前欧美弹簧指标,今后将重点应用于高端机械、航空航天和海洋等重载条件下的装备。

刘澄教授介绍,碟簧和气门弹簧是机动车辆的重要元件。目前,国内生产的碟簧和气门弹簧普遍存在强度低、弹性韧性差、疲劳性能不足等问题,往往会导致其使用寿命短,易发生突发性早期失效断裂,致使机械故障、汽车熄火甚至发动机燃烧等。

刘澄教授带领学生创业团队,通过运用一种新型多步低温等温淬火工艺,利用多相纳米结构的

共振强化化原理,制备出具有超强超硬以及压缩性能好、生产线绿色节能的优质弹簧钢,并通过理论建模和工艺调试,获得了一定配比的各相组分的弹簧产品,使其获得优异的综合性能。

“在 10t 载荷下,我们制造的新型碟簧产品满足行业的压缩性能要求,不逊于国外顶级的高性能产品,”团队成员周文韬说,“我们采用的工艺加热过程,还减少了人员和环境的污染,实现了绿色、环保、高效的可持续发展工业目标。”

该项研究成果和生产工艺技术扬州核威碟簧弹簧制造有限公司示范应用后,与目前国内其他弹簧产品相比,使用寿命可增加 50% 以上。

(本刊记者 雪松)

上海光机所大口径干涉仪绝对面形检测技术研究获进展

传统的大口径光学元件干涉检测方法主要采用相对测量法,检测精度受干涉仪自身标准平面精度的制约,特别是当待测大口径光学元件面形 PV 值要求优于 0.1λ 时,干涉仪参考平面引入的系统误差便不能再忽略。绝对面形检测法是一种能够实现将参考平面面形误差从测量结果中分离出去,从而得到被测元件绝对面形的方法,可实现亚纳米量级精度的面形测量。

上海光机所提出一种基于多表面干涉原理的原位绝对面形检测方法,通过一个辅助透射平晶和 4 组测量即可完成绝对面形测量。设计大口径平晶旋转机构,通过 3 个 $\phi 600\text{mm}$ 口径平晶两两组合及辅助平晶的旋转测量,实现 $\phi 600\text{mm}$ 口径

干涉仪标准透射及反射平晶面形误差的原位绝对测量。

与现有的大口径光学元件绝对面形误差检测方法相比,该方法无需移动置换干涉仪自身的标准透射平晶,无需旋转标准反射平晶,极大地提高了测量稳定性,并降低了拆卸大口径干涉仪标准平晶的风险,在获得低频波面误差的同时也不会损失中频波面误差信息。

试验表明该方法的测量重复性精度均方根值优于 2nm , 优于 Zygo 公司提供的标准平晶出厂绝对面形之间的波面残差。

该研究成果可提升现有 $\phi 600\text{mm}$ 口径激光平面干涉仪的检测精度,还可为相关标准建立提供理论和技术支撑。

(本刊记者 雪松)

专业品质 助力国防



蜂窝环数控电火花磨专用设备

该系列设备已在我国骨干航空、航天、军工企业成功应用。本公司还可根据用户特殊加工要求研制各种特种加工专机。



数控微孔电火花加工专机



八轴数控电火花高速小孔加工专机



数控高效放电铣机床



数控电火花大型环件切割专用设备



中国机械工业集团有限公司
苏州电加工机床研究所有限公司
SUZHOU ZHONGTEK SPECIAL MACHINERY CO.,LTD.

地址：苏州市高新区金山路180号(215011)
电话：(0512)68251291(办) 68251422(销售一处) 68251359(销售二处) 传真：(0512)68253876
<http://www.sino-edm.com> E-mail: edm@sino-edm.com

基于CMM的薄壁叶片型线测量 点分区域采样规划方法*

高源¹, 蔺小军¹, 张俊岐², 史耀耀¹

(1. 西北工业大学机电学院, 西安 710072;

2. 中国航发上海商用航空发动机制造有限责任公司, 上海 200241)

[摘要] 薄壁叶片具有型面复杂, 刚性差, 加工误差大且分布不均匀的特点。传统的测量点采样规划方法只考虑了薄壁叶片的几何特征, 而忽略了其加工误差的分布情况。这直接导致叶片型线重要形状信息丢失, 更造成有限测量资源的浪费, 限制三坐标测量机精密、高效测量性能的发挥。针对以上问题, 提出一种测量点分区域采样规划方法。在测量点采样过程中, 既利用叶片型线的几何特征, 又兼顾叶片加工误差的分布情况。首先, 根据薄壁叶片的特点, 提出测量点采样规划的原则; 然后, 基于所提出的原则, 依次从测量区域划分和测量点计算两方面, 对测量点分区域采样规划方法进行研究; 最后, 在实际叶片上, 对所提出的方法进行试验验证和对比分析。结果表明, 所提方法在满足薄壁叶片几何特征的同时, 更加适应其加工误差的分布情况, 并且能够提高测量效率和精度。

关键词: 三坐标测量机(CMM); 薄壁叶片; 叶片测量; 测量点采样; 分区域采样

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.014



高源

博士研究生, 研究方向为精密几何量测量技术、复杂曲面数控抛光技术。参与科研项目 3 项, 取得发明专利 1 项, 软件著作权 3 项。

叶片广泛应用于航空航天领域, 是发动机的核心部件。由于航空发动机气动性能的需要, 叶片设计得越来越薄, 其中前后缘部分的厚度甚至小于 0.1mm^[1]。在加工过程中, 叶片较薄的前缘、后缘及缘头、叶身过渡部分极易产生过大误差。因此, 对叶片型面的准确、快速测量是评价其合格性的关键, 也是保证加工质量的重要环节。目前, 三坐标测量机(CMM)是高精度叶片测量中最常用且最有效的测量设备。为了完成叶片型面的测量, 三坐标测量机的探针必须触碰所有的测量点。然而在理论上, 叶片型面由无数点组成, 不可能对所有的点进行测量。因此, 需要提取出一定数量的、能够表征叶片型面的测量点。测量点采样的本质是效率与精度的权衡。一般情况下, 测量点数量越多, 则对被测要素几何特征的描述

就越完整。但受到实际测量条件的限制, 测量过程耗时也相应越长。

Mian 等^[2]综述了不同的采样方法以及它们在估计测量点数量和分布状态中的应用情况, 由此得出结论, 可以使用合理的采样规划策略来提高三坐标测量机的性能和测量效率。对于曲面的测量点采样规划, Yu 等^[3]提出一种基于 FEM 概念的测量点自适应采样方法, 根据替代几何体和 FEM 数据之间的最大偏差, 对测量点进行迭代计算。Obeidat 等^[4]提出了 3 种算法, 对自由曲面进行测量点采样。首先将待测曲面上的每个曲面片看作独立的采样单元, 并对各单元中的关键点进行采样; 之后根据关键点在各曲面片上的总体分布情况, 计算更多的测量点。对于具有修剪曲面、N 边曲面和多曲面片特征的几何模型, ElKott 等^[5]研究了其

* 基金项目: 国家自然科学基金(51675439)。

测量点采样方法,并开发了一个基于CAD的采样系统。王平江等^[6]将空间自由曲面上的测量点规划问题转化为网格划分问题,即测量点均位于经纬线网格的结点上。在此基础上提出了等弧长均匀网格和任意疏密网格的划分方法,并着重阐述了等弧长均匀网格划分的数学基础。为了使探针运动路径的长度最短, Ren等^[7]提出一种基于曲线网络的测量点采样方法。在给定的精度范围内,沿两个不同方向,对自由曲面上的两组等平面曲线进行迭代采样。Cho等^[8]研究了复杂曲面在机测量中的测量点采样规划策略,提出了CAD/CAM/CAI集成的概念,基于误差预测结果,在产生最大误差的可能性更大的区域中,采样更多的测量点。

基于“曲面—曲线—点集—测量点集”的原则,将对叶片型面的测量简化为对若干型线的测量时,可以使测量点采样问题得到简化。Zhao等^[9]将对曲面的测量简化为对截面线的测量。使用B样条曲线来近似待测截面线,并将构建B样条曲线所需的数据点作为测量点。雷志盛等^[10]针对曲线测量点的分布进行了研究,提出一种斜率差自适应采样方法,实现了测量点随曲率变化而分布。程云勇等^[11]从叶片弯扭变形分析的角度,对等弦高、等弧长、等参数3种采样方法在配准精度和效率上的区别进行了对比分析。高国军等^[12]指出测量点数量和分布的确定不仅与加工过程的工艺能力和测量精度有关,还与被测表面的几何形状有关,重点采用试验方法给出了不同曲率下测量点数量的确定方法。张现东等^[13]提出二次采样法,即先在参数方向进行等参数采样,然后在曲率变化大的两个点间插入中点,直到任意两相邻点间的曲率差值都小于既定值。但其叶型分割方法仅适用于圆弧型缘头,而不适用于椭圆、双曲线等二次曲线型缘头。

对于未知的复杂曲面模型, Liu

等^[14]在等平面方法的基础上,研究了针对点激光非接触测量的自适应采样策略。何雪明等^[15]介绍了逆向工程中常见的测量点规划方法,包括等步长测量法、圆弧插值法、三次多项式法等。在三次多项式法的基础上提出曲率连续预测法(即五次多项式法),提高了待测点预测效率和精度,但仍无法避免多项式法的缺点。

综上所述,自由曲面测量点采样规划研究主要解决测量点的数量和分布问题,仅考虑了零件的几何特征,而忽略了零件加工后的实际状态。Cho等^[8]讨论了残余高度对测量精度的影响,但仅限定在已加工表面的局部特征,没有反映整体的误差分布情况。

加工过程中,薄壁叶片呈弱刚性状态,前缘、后缘及缘头、叶身过渡区域容易发生尺寸超差、变形或其他缺陷。传统的采样规划方法只考虑了叶片型面的几何特征,而忽略了加工误差的分布情况,导致在加工误差很小的叶身区域中,测量点分布过于密集;而在加工误差过大的缘头、叶身过渡区域中,测量点分布异常稀疏。这直接导致叶片型线重要形状信息丢失,更造成有限测量资源的浪费,限制三坐标测量机精密、高效测量性能的发挥。针对以上问题,提出一种测量点分区域采样规划方法。在测量点采样过程中,既利用叶片型线的几何特征,又兼顾叶片加工误差的分布情况。首先,根据薄壁叶片的特点,提出测量点采样规划的原则;然后,基于所提出的原则,依次从测量区域划分和测量点计算两方面,对测量点分区域采样规划方法进行研究;最后,在实际叶片上,对所提出的方法进行试验验证和对比分析。

薄壁叶片型线测量点采样规划原则

1 几何特征分析

从几何角度进行分析,薄壁叶

片型面为自由曲面。一张 $k \times l$ 次NURBS曲面定义为

$$S(u, v) = \frac{\sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^n \omega_{i,j} \cdot N_{i,k}(u) \cdot N_{j,l}(v) \cdot P_{i,j}}{\sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^n \omega_{i,j} \cdot N_{i,k}(u) \cdot N_{j,l}(v)} \quad (1)$$

其中, $P_{i,j}$ 为曲面的控制顶点; $\omega_{i,j}$ 为控制顶点的权因子; $N_{i,k}(u)$ 为曲面 u 方向上的第 i 个 k 次 B 样条基函数; $N_{j,l}(v)$ 为曲面 v 方向上的第 j 个 l 次 B 样条基函数。

由式(1)可以看出, NURBS 曲面由控制点网 $P_{i,j}$ 、权因子 $\omega_{i,j}$ 及 u 、 v 方向的节点向量确定。用法向量平行于叶片积叠轴的平面截叶片型面,所得截面线称为叶片型线,其方程为

$$C(t) = \sum_{i=0}^n \omega_i \cdot N_{i,p}(t) \cdot P_i \quad (2)$$

由式(2)可知,叶片型线 $C(t)$ 由控制顶点 P_i 、对应权因子 ω_i 和 p 次样条基函数 $N_{i,p}(t)$ 唯一确定,且其控制顶点 P_i 共面。叶片型线 $C(t)$ 的曲率为

$$\kappa = \frac{|C'(t) \times C''(t)|}{|C'(t)|^3} \quad (3)$$

叶片型线 $C(t)$ 的挠率为

$$\tau = \frac{[C'(t), C''(t), C'''(t)]}{[C'(t) \times C''(t)]^2} \quad (4)$$

叶片型线为平面曲线,可知曲线的副法向量始终与曲线所在的平面垂直。因此,叶片型线的挠率 $\tau = 0$ 。

叶片型线由前缘、后缘、叶盆、叶背4大部分构成,如图1所示。

以某型号航空发动机薄壁叶片为例,根据式(3),得到薄壁叶片型线的曲率分布图,如图2所示。可知在参数 $t \in [0, 1)$ 上,薄壁叶片型线的曲率分布曲线整体平稳,但在参数 $t \in [0.359, 0.403)$ 与 $t \in [0.852, 0.896)$ 范围内急剧变化,并在参数 $t = 0.379$ 与 $t = 0.877$ 处分别出现 3.650 与 6.695 的曲率峰值。

根据表1薄壁叶片型线各部分与参数域的对应情况可知,叶盆和叶背区域在参数域中的占比为91.2%,占绝大部分。叶片型线在该区域中的曲率很小,且变化平缓。前缘和后缘区域在参数域中的占比仅为8.8%。叶片型线的最大曲率 κ_{max} 和最小曲率 κ_{min} 之比为837:1,这说明叶片型线的曲率在该区域中发生了剧烈的变化。需要说明的是,对于不

同类型的薄壁叶片,虽然在几何尺寸和型线参数上各不相同,但缘头、叶身区域在参数域中的占比和曲率变化情况均具有相同的特点。

2 加工误差分布情况分析

薄壁叶片作为典型的薄壁结构零件,具有壁薄、弯扭、刚性差等特点。由叶片、刀具和机床组成的弱刚性工艺系统在数控加工时容易发生变形,从而产生较大的加工误差。通过大量的叶片加工及测量试验,郝炜^[1]、蔺小军^[16]、刘维伟^[17]等学者发现薄壁叶片的加工误差分布存在以下规律:

(1)加工后叶片的型线相比理论型线变短、变薄,其示意图如图3^[1]所示。

(2)加工误差在缘点处达到峰值,且从型线端部(即缘头)到两侧叶身的变化过程中,呈非线性减小的趋势。具体而言,在缘头区域及缘头、叶身过渡区域中,加工误差的变化速度较慢,即维持较大的加工误差值。而变化至叶身区域时,加工误差的变化速度加快,即加工误差值快速减小。以某型号航空发动机薄壁叶片为例,其加工误差分布曲线如图4^[1]所示。其中,X轴表示测量位置,X轴上的零点与缘点的位置相对应,X轴正方向表示叶背侧,X轴负方向

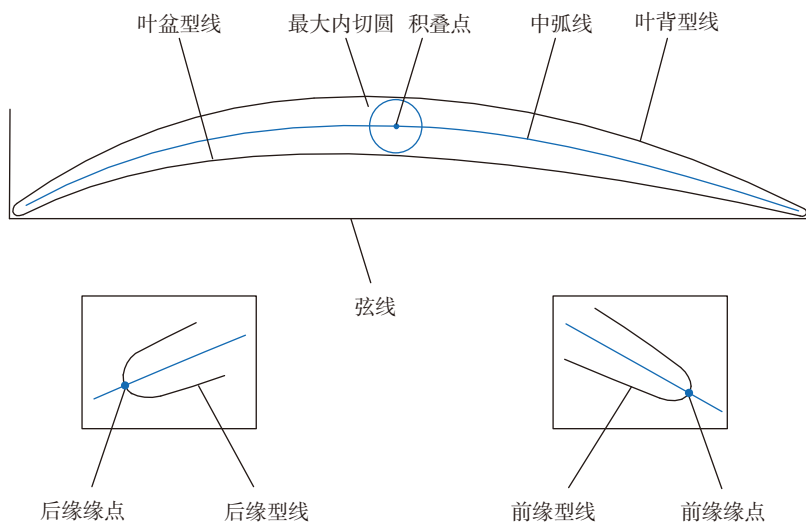


图1 薄壁叶片型线各组成部分
Fig.1 Components of thin-walled blade section

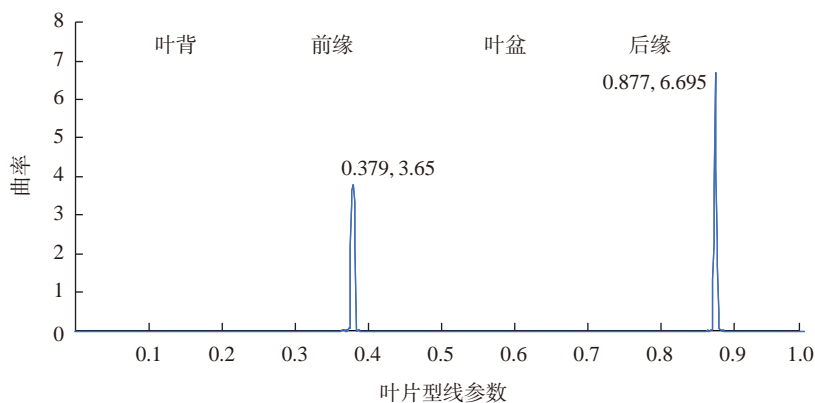


图2 某型号航空发动机薄壁叶片型线曲率分布
Fig.2 Curvature distribution of sampled thin-walled blade section

表1 某型号航空发动机薄壁叶片型线各部分与参数域的对应情况
Table 1 Relationship of sampled thin-walled blade components and parameter domains

型线组成	对应参数域	占比/%
前缘	$t \in [0.359, 0.403]$	4.40
叶盆	$t \in [0.403, 0.852]$	44.90
叶背	$t \in [0, 0.359] \cup [0.896, 1]$	46.30
后缘	$t \in [0.852, 0.896]$	4.40

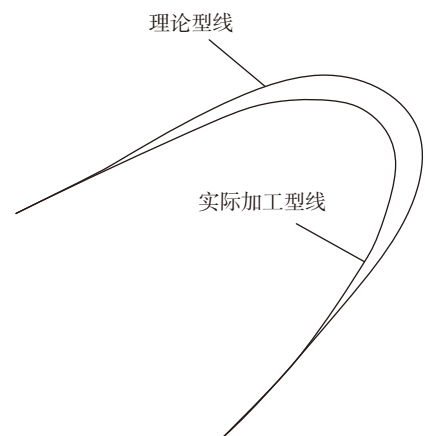


图3 加工后叶片缘头部分型线与理论型线对比
Fig.3 Comparison of manufactured and theoretical edge contours

表示叶盆侧; Y 轴表示加工误差值。

3 薄壁叶片采样规划原则

通过前文分析可知,薄壁叶片型线的几何特征与实际加工误差的分布情况并不完全一致。因此,有必要针对这一问题,提出与之相适应的采样规划原则。

(1) 测量点的分布应综合考虑待测曲面的几何特征和加工误差分布情况,即要求测量点在曲率变化大、加工误差大的区域分布密集;在曲率变化小、加工误差小的区域分布疏松;而在曲率变化小、加工误差大的区域分布较密集。

(2) 在准确反映待测型面特征的前提下,测量点数量应尽可能少,以提高测量效率。

(3) 采样后,测量点所形成的拓扑网络应较优,以满足后续测量数据处理与模型重构的要求。

薄壁叶片型线测量点分区域采样规划

在测量点采样过程中,同时考虑叶片型面的几何特征和加工误差的分布情况。首先需要对测量区域进行划分,然后对测量点的计算方法进行说明。

1 测量区域划分

以前缘区域为例,首先计算叶片型线的缘点坐标,如图5中 O 点所示。然后以缘点 O 为圆心,前缘区域长度 LE 及前缘、叶身过渡区域长度 LET 为半径,作同心分割圆。将

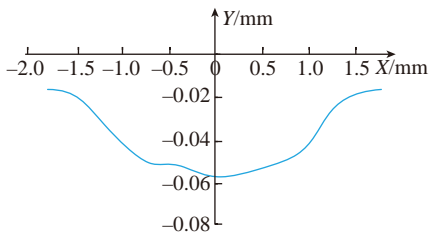


图4 某型号航空发动机薄壁叶片加工误差分布

Fig.4 Machining error distribution of sampled thin-walled blade

分割圆与叶片型线的交点作为采样区域的分界点,分别记为 P_1 、 P_2 、 P_3 及 P_4 。

类似地,对叶片型线的后缘侧进行计算,得到后缘侧分界点。利用测量区域的分界点,将叶片型线划分为前缘、前缘叶盆过渡、前缘叶背过渡、叶盆、叶背、后缘叶背过渡、后缘叶盆过渡、后缘共8个采样区域。

为了实现测量区域分界点与叶片型线参数的对应,需要计算分界点的参数。已知NURBS曲线 $C(t)$ 上某点 $P=(x, y, z)$,计算其对应参数 t_0 ,使得 $C(t_0)=P$ 。如果曲线次数 $p \leq 4$,则对应参数可用解析式精确求解。求解步骤为:

(1) 利用曲线的强凸包性质,确定曲线的某几段可能包含点 P ;

(2) 利用节点插入方法,提取各个候选的曲线段,并将其转化为幂基形式;

(3) 对于每一曲线段,可列出包含未知参数 t 的3个 p 次多项式方程,如果这3个方程具有1个共同的解,则点 P 一定位于该曲线段上。

测量区域划分结果如图6所示(其中,黄色表示叶身区域、蓝色表示过渡区域,红色表示缘头区域)。

2 测量点计算

基于前文计算得到的测量区域分界点参数,在每个区域内部进行等参数采样。对于逐点测量的情况,具体算法描述如下:

Step 1: 对于第 i 个测量区域

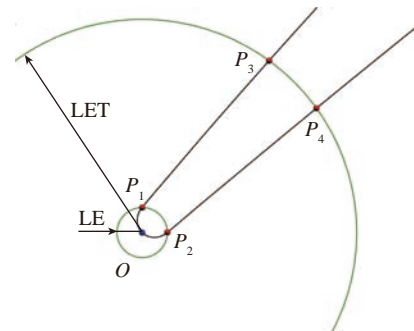


图5 测量区域划分过程示意图
Fig.5 Process of measurement area division

($i=0, 1, \dots, 7$),将起点参数记为 t_{si} ,终点参数记为 t_{ei} ,且 $t_{si} < t_{ei}$ 。

Step 2: 为了保证测量精度,采用文献[18]中的方法计算测量点数量 N_i ,并将测量点对应的参数记为 t_{ij} ,其中 $j=0, 1, \dots, N_{i-1}$ 。通常情况下,测量点对应的曲线参数值 t_{ij} 会随 j 值的递增而依次递增,但由于叶片型线为封闭参数曲线,参数0点与参数1点相互重叠。当重叠点位于测量区域内部时,参数值 t_{ij} 的变化趋势会发生变化。因此,需要分以下两种情况进行讨论:

(1) 当 $t_{ei}-t_{si} < 0.5$ 时,重叠点位于测量区域之外。此时,取参数步长 $\Delta t = \frac{t_{ei}-t_{si}}{N_i}$,测量点对应曲线参数 $t_{ij}=t_{si}+j \cdot \Delta t$ 。

(2) 当 $t_{ei}-t_{si} > 0.5$ 时,重叠点位于测量区域之内。此时,取参数步长 $\Delta t = \frac{1-t_{ei}+t_{si}}{N_i}$,测量点对应曲线参数 $t_{ij}=t_{si}+j \cdot \Delta t$,且当 $t_{ij} \geq 1$ 时,令 $t_{ij}=t_{ij}-1$ 。

Step 3: 根据式(3),计算参数集合 $t_i=\{t_{ij}|t_{ij} \in [t_{si}, t_{ei}], j=0, 1, \dots, N_{i-1}\}$ 对应的点集 P_i 。

按上述方法对各采样区域进行计算,完成测量点分区域采样。算法流程如图7所示。对于连续扫描测量的情况,可直接根据上文中测量区域划分部分计算得到的分界点信息计算连续扫描控制参数,对不同的测量区域选择对应的测量点间距即可。

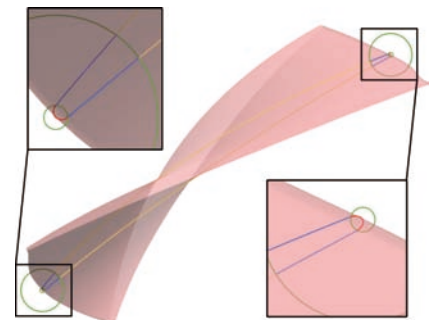


图6 测量区域划分结果
Fig.6 Result of measurement area division

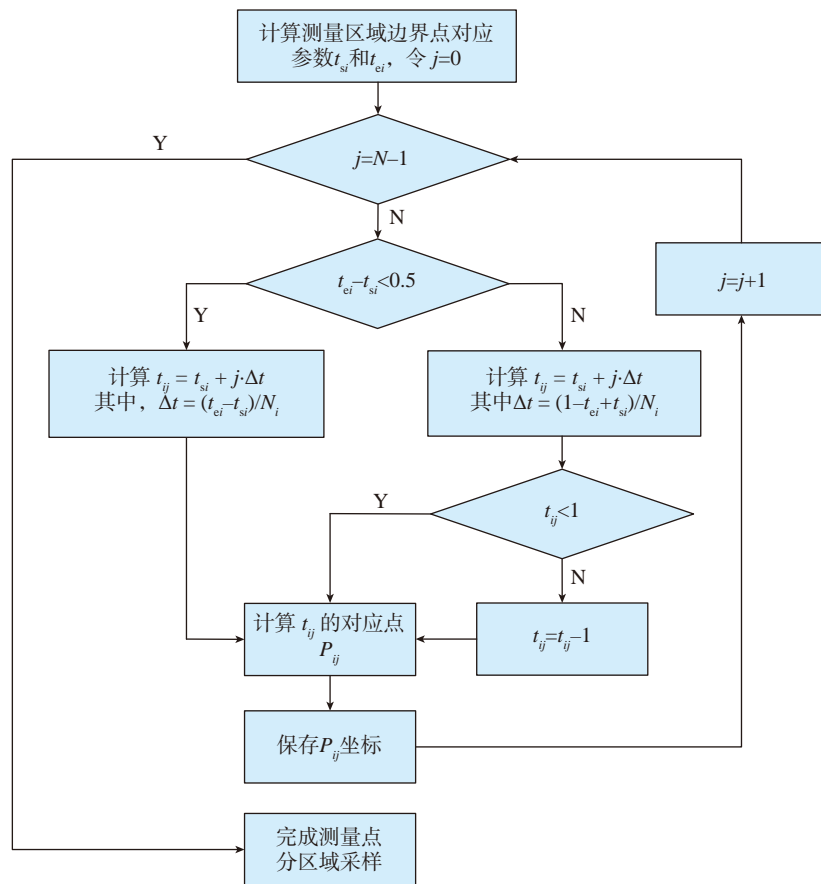


图7 测量点分区域采样流程

Fig.7 Flow chart of area division method for measurement point sampling

算法验证与对比分析

1 算法验证

根据本文所提方法,已经开发出一套基于UG NX平台和OPEN/API接口的叶片/整体叶盘测量编程软件,软件简称为NPU CMM。以某型号航空发动机薄壁叶片为例,使用该

软件进行算法验证。分别采用等参数采样方法、等弦高差采样方法和本文所提方法,对同一叶片型线进行测量点采样。测量点个数均为233个。对比3种采样方法所得到的结果,如图8所示。

等参数方法的采样结果如图8(a)所示。可以看出,该方法获得的

测量点近似呈均匀分布的状态,在缘头与叶身区域的分布密度无明显差别,并没有反映出叶片型线的几何特征。这是由等参数采样方法的内在特点决定的。

等弦高差方法的采样结果如图8(b)所示。其中,公差设置为0.001mm。可以看出,等弦高差方法获得的测量点在缘头处分布密集,而在叶身处分布稀疏,基本反映出叶片型线的几何特征。但在加工误差过大的缘头、叶身过渡区域中,没有分布足够多的测量点。此外,在曲率变化平缓,且加工精度较高的叶身部分,测量点的分布反而过密。因此,该方法无法反映出薄壁叶片加工误差的分布情况。

本文所提方法的采样结果如图8(c)所示。其中,测量区域分界点参数值分别为0.023,0.478,0.501,0.508,0.530,0.970,0.993和0.999。可以看出,在测量点个数相同的条件下,本文所提方法对曲率变化剧烈且加工误差过大的缘头及缘头、叶身过渡区域给予了更高的权重。而在保证测量精度的同时,对曲率变化平缓且加工误差小的叶身部分给予更低的权重。该方法既能反映出叶片型线的几何特征,又能反映出叶片加工误差的分布情况,并使有限的测量资源得到充分利用。此外,还可以保证测量点布局具有严格的拓扑结构,为后续测量数据处理和模型重构提供

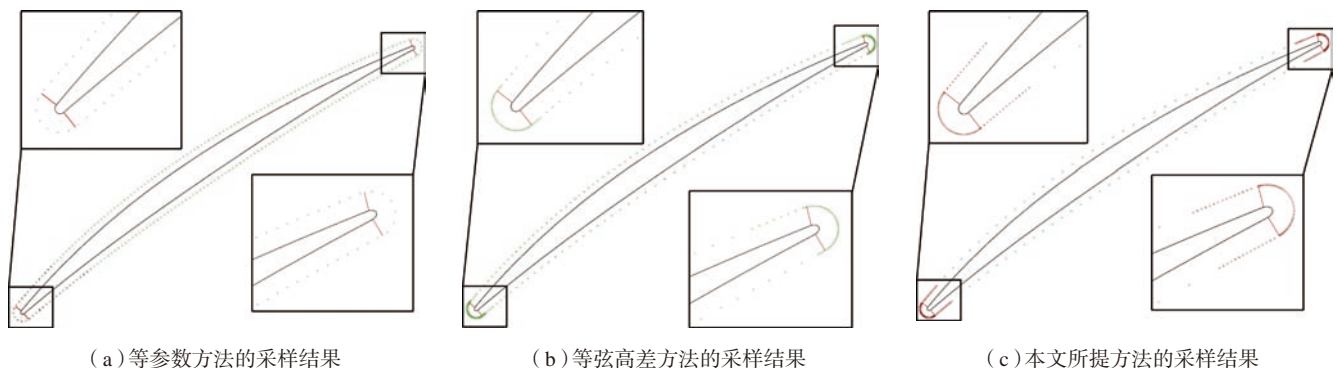


图8 3种采样方法所得结果比较

Fig.8 Results comparison of three different sampling methods

便利。

2 算法对比分析

根据前文算法验证结果,计算叶片型线各区域测量点占测量点总数的百分比,如图9所示(其中,灰色表示叶身区域,黄色表示前缘区域,蓝色表示后缘区域)。

可以看出,对于等参数方法,叶身区域测量点占比高达94.8%,而缘头区域测量点占比仅为5.2%,反映出各区域测量点所占比重与该区域在参数域中的比重相一致的特点。显然,这种测量点分布状态没有反映出薄壁叶片型线的几何特征。

对于等弦高差方法,缘头区域测量点占比增加至37.8%。虽然较等参数法有所提升,并在一定程度上反映了叶片型线的几何特征,但叶身区域测量点仍占主要部分(62.2%),并没有反映出薄壁叶片加工误差的分布情况。

本文所提方法考虑了薄壁叶片加工误差的分布情况,对于加工误差过大的缘头及缘头、叶身过渡区域,测量点占比高达68.7%,而对于加工误差较小的叶身区域,测量点占比则缩减至31.3%。

算法分析结果表明,在测量效率方面,本文所提方法既利用叶片型线的几何特征,又兼顾叶片加工误差的分布情况。

在测量精度方面,与等参数法和等弦高差法相比,本文所提方法获得的测量点布局能更准确地反映薄壁叶片实际误差情况,避免叶片型线重要形状信息丢失,尤其是加工误差大,却常被传统测量点采样方法忽略的前、后缘过渡区域的形状信息。该测量点布局还具有严格的拓扑结构,能避免测量数据处理和模型重构时出现的异常情况,提高测量数据处理精度,进而提高测量精度。

结论

(1) 结合薄壁叶片的几何特征和加工误差分布情况,提出了薄壁叶片测量点采样规划的原则。

(2) 根据所提出的采样规划原则,进行了测量区域划分和测量点计算。

(3) 试验验证及对比分析结果表明,对于同一叶片型线,在测量点数量相同的情况下,加工误差过大的缘头及缘头、叶身过渡区域测量点所占比重从37.8%提升至68.7%,而加工误差较小的叶身区域测量点所占比重从62.2%降低至31.3%。所提方法不仅能够避免叶片轮廓重要形状信息丢失,还使得有限的测量资源得到充分的利用,提高测量效率。

此外,基于本文所提方法开发的叶片/整体叶盘测量编程软件NPU

CMM已应用于工程实际,提高了测量效率和测量精度。

参考文献

[1] 郝炜, 蔺小军, 单晨伟, 等. 薄壁叶片前后缘加工误差补偿技术研究[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(9): 1446-1450.

HAO Wei, LIN Xiaojun, SHAN Chenwei, et al. Research on the machining error compensation for the leading and trailing edges of thin-walled blades[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(9): 1446-1450.

[2] MIAN S H, AL-AHMARI A M. Application of the sampling strategies in the inspection process[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2017, 231(4): 565-575.

[3] YU M R, ZHANG Y J, LI Y L, et al. Adaptive sampling method for inspection planning on CMM for free-form surfaces[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 67(9-12): 1967-1975.

[4] OBEIDAT S M, RAMAN S. An intelligent sampling method for inspecting free-form surfaces[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2009, 40(11-12): 1125-1136.

[5] ELKOTT D F, VELDHUIS S C. CAD-based sampling for CMM inspection of models with sculptured features[J]. Engineering with Computers, 2007, 23(3): 187-206.

[6] 王平江, 陈吉红, 李作清, 等. 空间自由曲面测量系统中的测点自动布置[J]. 计量技术, 1995(12): 10-13.

WANG Pingjiang, CHEN Jihong, LI Zuoqing, et al. Auto-arrangement of measurement point in measurement system for free-form surfaces[J]. Measurement Technique, 1995(12): 10-13.

[7] REN M J, KONG L B, SUN L J, et al. A curve network sampling strategy for measurement of freeform surfaces on coordinate measuring machines[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2017, 66(11): 3032-3043.

[8] CHO M W, SEO T I. Inspection planning strategy for the on-machine measurement process based on CAD/CAM/CAI integration[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing

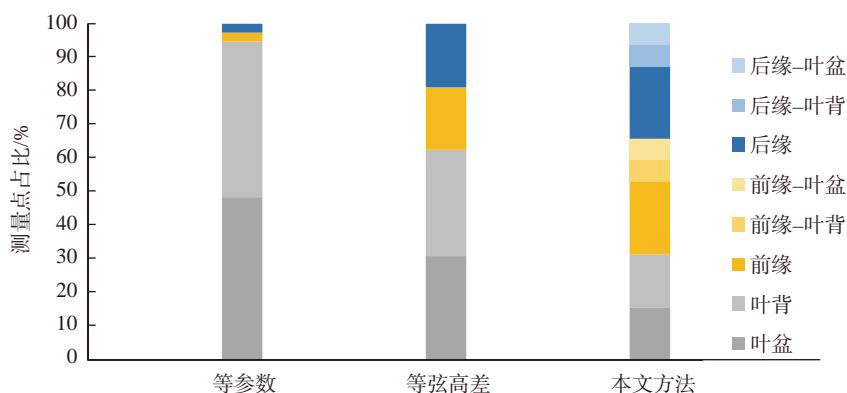


图9 3种不同方法得到的测量点分布对比

Fig.9 Comparison of point distribution of three different sampling methods

Technology, 2002, 19(8): 607–617.

[9] ZHAO D Z, WANG W H, ZHOU J H, et al. Measurement point sampling method for inspection of parts with free-form surfaces[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2018, 10(11): 1–12.

[10] 雷志盛, 杨雪荣, 成思源, 等. 曲线上采样点分布策略研究[J]. 现代制造工程, 2015(3): 100–102, 99.

LEI Zhisheng, YANG Xuerong, CHENG Siyuan, et al. The research on the path planning of complex curve measuring[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2015(3): 100–102, 99.

[11] 程云勇, 朱真真, 李维亮, 等. 面向叶片弯扭变形分析的测量采样方法[J]. 计算机集成制造系统, 2013, 19(6): 1329–1335.

CHENG Yunyong, ZHU Zhenzhen, LI Weiliang, et al. Measurement sampling method oriented to blade bending and torsion deformation analysis[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2013, 19(6): 1329–1335.

[12] 高国军, 陈康宁, 张申生. CMM测量中检测点数量和分布的规划方法[J]. 上海交通大学学报, 1999, 33(9): 1164–1166.

GAO Guojun, CHEN Kangning, ZHANG

Shensheng. Method of determining number and distribution of inspection points using CMM[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 1999, 33(9): 1164–1166.

[13] 张现东, 卜昆, 程云勇, 等. 基于CMM的叶片测点采样分布方法研究[J]. 锻压技术, 2012, 37(4): 131–135.

ZHANG Xiandong, BU Kun, CHENG Yunyong, et al. Research on CMM-based measuring points' sampling and distribution method of blades[J]. Forging & Stamping Technology, 2012, 37(4): 131–135.

[14] LIU H B, WANG Y Q, HUANG X P, et al. Isoplanar-based adaptive sampling for model-unknown sculptured surface coordinate metrology using non-contact probe[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 64(9–12): 1695–1707.

[15] 何雪明, 苏丽丽, 孔丽娟, 等. 基于非均匀B样条的未知曲面自适应测量[J]. 计算机工程与应用, 2016, 52(12): 189–193.

HE Xueming, SU Lili, KONG Lijuan, et al. Unknown surface adaptive measurement based on non-uniform B-splines[J]. Computer Engineering and Applications, 2016, 52(12): 189–193.

[16] 蔺小军, 刘维维, 任军学, 等. 薄壁叶片加工变形误差补偿技术[J]. 航空制造技术, 2010, 53(14): 54–56.

LIN Xiaojun, LIU Weiwei, REN Junxue, et al. Deformation error compensation of manufacturing thin-wall blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(14): 54–56.

[17] 刘维伟, 李杰光, 赵明, 等. 航空发动机薄壁叶片加工变形误差补偿技术研究[J]. 机械设计与制造, 2009(10): 175–177.

LIU Weiwei, LI Jieguang, ZHAO Ming, et al. Research on the compensation of deformation error in NC machining of thin-walled blades[J]. Machinery Design & Manufacture, 2009(10): 175–177.

[18] 蔺小军, 李宜明, 李政辉, 等. 整体叶盘叶片型面CMM测量路径规划技术[J]. 航空制造技术, 2012, 55(11): 50–52.

LIN Xiaojun, LI Yiming, LI Zhenghui, et al. CMM measurement path planning technology for blade surface of blisk[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(11): 50–52.

通讯作者: 蔺小军, 博士, 研究员, 主要研究方向为精密几何量测量技术、CAD/CAM、复杂曲面数控抛光技术, E-mail: linxj@nwpu.edu.cn.

A Region-Division Method of Measurement Point Sampling for Thin-Walled Blade Sections Based on CMM

GAO Yuan¹, LIN Xiaojun¹, ZHANG Junqi², SHI Yaoyao¹

(1. School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AECC Shanghai Commercial Aircraft Engine Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

[ABSTRACT] The thin-walled blade has the characteristics of complex surface, poor rigidity, large and non-uniformly distributed machining error. The traditional sampling strategy only considers the geometric features, but ignores the machining error distribution. As a result, it may cause the loss of important shape information of the thin-walled blade, the waste of limited measuring resource and the restriction of the performance of CMM with high precision and efficiency. A region-division method of measurement point sampling is presented for these issues. It considers the machining error distribution as well as the geometric features. Firstly, the principle of measurement point sampling for the thin-walled blade is proposed. Secondly, the point sampling method is studied from two aspects, measurement region division and measurement point calculation. Finally, the proposed algorithm is verified and compared on an actual thin-walled blade. The results show that, the proposed method has a better reflection of the machining error when considering with the geometric characteristics, and can improve the measurement efficiency and accuracy.

Keywords: CMM; Thin-walled blade; Blade measurement; Measurement point sampling; Region-division sampling

(责编 雷松)

2020年7月 天津

第七届航空航天数字化测量技术 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：**AEROTIME** 北京中航时代文化传播有限公司

指定媒体：**航空制造技术** **AEROTIME 航空制造网** **航空精密制造技术**

AERONAUTICAL MANUFACTURING TECHNOLOGY
航空制造技术

AEROTIME
航空制造网
www.amte.net.cn

AERATION PRECISION MANUFACTURING TECHNOLOGY
航空精密制造技术

X2A66铝锂合金高温变形过程中的微观组织演变*

史国栋^{1,2},王璞光²,王云峰³,王圆圆⁴,陆政⁵,陈子勇¹

(1. 北京工业大学材料科学与工程学院, 北京 100124;

2. 大连科天新材料有限公司, 大连 116085;

3. 威海万丰镁业科技发展有限公司, 威海 264209;

4. 万丰奥特控股集团有限公司, 绍兴 312500;

5. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

[摘要] 研究了X2A66铝锂合金在高温变形过程中的微观组织及析出相的演变规律。结果表明,在变形温度为420°C,应变速率为0.01s⁻¹时,在变形初期,X2A66铝锂合金基体中亚晶组织不完整,同时出现少量动态再结晶晶粒;随着变形量增加,可以观察到平直且清晰的晶界,当变形量大于80%时,部分晶界内出现大量位错,在析出相周围产生位错缠结。X2A66在高温变形过程中T₁相出现破碎回溶的现象,同时在变形过程中动态析出δ'相。T₁相的破碎回溶使基体重新达到过饱和状态,尤其是Li元素的过饱和促进了δ'相的析出。处于晶界内部的析出相能阻碍位错运动,提升再结晶晶粒的形核率。钉扎在晶界上的析出相能有效阻碍晶界及亚晶界的运动从而降低动态再结晶速率。

关键词: X2A66 铝锂合金; 高温变形; 析出相; 微观组织; 再结晶

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.022



史国栋

博士,高级工程师,主要研究方向为高性能铝合金及铝基复合材料,参与多项国防预研项目及国家自然科学基金基金项目。

*基金项目: 国家自然科学基金(E041501)。

航空航天材料的工作环境集高温、高压、高负荷于一体,对材料的性能要求极为苛刻,而铝锂合金具有的低密度、高弹性模量、高比强度和g比刚度等特点是其他铝合金难以比拟的,因此在航空航天领域显示了广阔的应用前景^[1-3]。锂是自然界中密度最小的金属元素,在铝基体中每添加1%的锂,铝合金的弹性模量会提高6%,比弹性模量会增加9%,质量也会减少3%。铝锂合金的生产工艺同普通铝合金没有原则性的差别,且与碳纤维增强等复合材料相比,它的成形、维修等都比较方便,成本也远低于复合材料,被认为是21世纪最有竞争力的航空航天材料之一^[4-6]。

近年来,北京航空材料研究院结合机身壁板的整体挤压技术,在

2A97铝锂合金研制经验的积累之上,成功开发出我国具有自主知识产权的第4代铝锂合金——X2A66铝锂合金,具有优异的综合性能^[7-9]。热加工参数影响材料的微观变形机制及变形过程中组织结构演变规律,最终影响材料的韧性、加工硬化程度、强度、疲劳性能等^[10-11]。飞机的整体壁板挤压结构是靠大量的热加工完成的,对X2A66合金热变形过程中微观组织演变进行研究可以为合金的轧制、挤压、锻造等热加工工艺提供理论依据。目前关于X2A66铝锂合金高温变形过程中的微观组织演变鲜有报道,针对这一问题,本文研究了X2A66铝锂合金热变形过程中微观组织演变过程,讨论了热变形过程中析出相的演变及强化机制,

以及析出相对微观组织演变的影响,为该合金在航空航天领域中的应用提供理论依据及工艺优化指导。

试验及方法

本试验所用的材料为航材院提供的 Al-Cu-Li-X 系新型铝锂合金——X2A66,该合金在 Al-Cu-Li 合金的基础上添加了少量的 Mg、Zn、Zr、Mn 等元素,其成分见表 1。

将 X2A66 铸锭先经过 420 °C /12h +520 °C /36h 均匀化处理,然后经线切割加工成 $\phi 10\text{mm} \times 15\text{mm}$ 的圆柱形压缩试样,为了避免产生应力集中,试样的两头进行简单的倒角处理。采用 Gleeble-3500 热模拟试验机进行等温压缩试验。采用日本 OLYMPUS PMG3 金相显微镜进行低倍显微组织观察与分析,采用 Keller 试剂(1.0% HF+1.5% HCl+2.5% HNO₃+95% H₂O 按体积比配成的混合酸)进行浸蚀。用 TEM 观察分析材料的微观组织。TEM 试样通过双喷电解法制备,电解液为 25% HNO₃+75% CH₃OH (体积比)混合溶液。

根据陈子勇教授课题组前期研究: X2A66 铝锂合金的最佳加工工艺区是应变速率为 0.01~0.3s⁻¹,温度为 420~470 °C [12]。本文根据 X2A66 铝锂合金最佳加工工艺区间结合实际热变形参数,对 X2A66 铝锂合金在温度为 380 °C、420 °C 和 440 °C 高热变形过程中的微观组织演变进行研究,着重讨论 420 °C 时合金在高温变形过程中的微观组织演变。研究变形量对合金组织的影响时,选取变形温度为 420 °C,应变速率为 0.01s⁻¹,变形量分别为 20%、40%、80%、120%。当材料变形至设定变形量,5s 之内取出试样,水淬,取均匀变形区观察试样内

部组织。研究应变速率对合金组织的影响时,选取变形温度为 420 °C,变形量为 50%,应变速率分别为 0.01s⁻¹、0.1s⁻¹、1s⁻¹、10s⁻¹ 的试样进行对比。

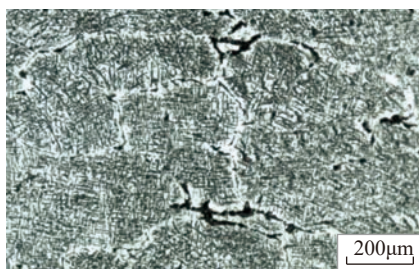
结果与讨论

1 变形量对微观组织的影响

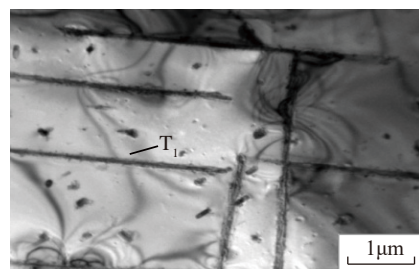
铸锭经过 400 °C /12h+500 °C /36h 双级均匀化处理后的组织如图 1 所示,可以看出经过双级均匀化处理以后的组织为近似等轴状的晶粒,同时晶粒内存在大量针状的 T₁ 相。

图 2 为 X2A66 铝锂合金在变形

温度为 420 °C,变形速率为 0.01s⁻¹,变形量为 20% 时的透射照片。此时为材料变形初期,合金基体部分区域位错密度很大,晶内位错排列无明显的规律,部分为网状,如图 2 (a) 所示。而在晶界处则存在大量沿着晶界方向平行排列的位错墙组织,如图 2 (b) 所示,说明组织此时发生了动态回复,位错的组态趋于低能的位错状态,但动态回复进行的不充分,形成的亚晶组织不完整,亚晶界还没有细化。图 2 (c) 中为典型的动态回复过程中的多边形化过程,进一步发



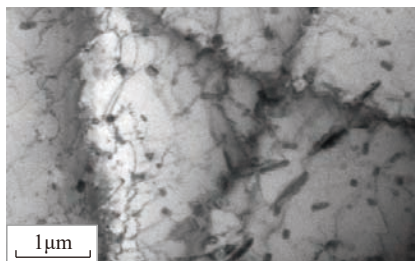
(a) 金相显微镜照片



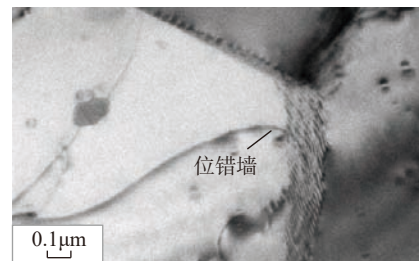
(b) 透射显微镜照片

图1 X2A66铝锂合金均匀化后的微观组织

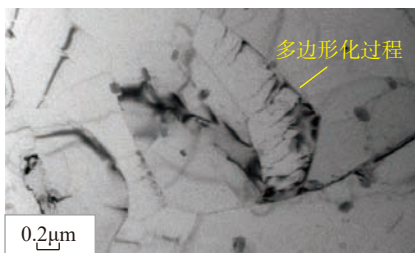
Fig.1 Microstructure of X2A66 aluminum-lithium alloy after homogenization



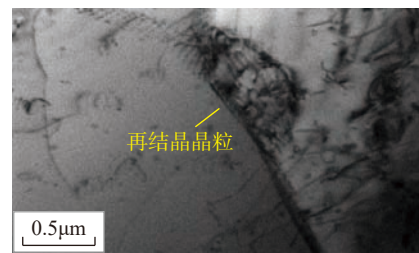
(a) 网格分布位错



(b) 晶界处位错墙



(c) 亚晶内多边形化过程



(d) 再结晶晶粒

图2 X2A66铝锂合金变形量为20%时的微观组织

Fig.2 Microstructure of X2A66 aluminum-lithium alloy after 20% deformation

表1 X2A66铝锂合金成分

Table 1 X2A66 aluminum-lithium alloy composition

组成	Li	Cu	Mg	Zr	Zn	Mn	Ti	Fe	Si	Al
质量分数 /%	1.3 ~ 1.8	3.5 ~ 4.1	0.2 ~ 0.6	0.08 ~ 0.16	0.2 ~ 0.8	0.2 ~ 0.6	< 0.1	< 0.1	< 0.1	余量
原子分数 /%	4.9 ~ 6.8	1.5 ~ 1.7	0.2 ~ 0.7	0.03 ~ 0.05	0.08 ~ 0.3	0.1 ~ 0.3	< 0.1	< 0.1	< 0.1	余量

展便形成多个亚晶粒。同时在应变量为20%时,部分晶界处出现少量动态再结晶晶粒,如图2(d)所示。

变形温度为420℃,变形速率为 $0.01s^{-1}$,变形量为40%时X2A66铝锂合金的微观组织结构特征如图3所示,此时基体内的位错有所减少,但仍然存在不规则分布的位错。从图3(a)中可以清晰发现析出相对晶界及位错运动的阻碍作用,在豆瓣状析出相出现的区域,还存在一定量的位错,如图3(b)所示。在X2A66铝锂合金变形量为40%时,晶界处存在大量沿着晶界方向平行排列的位错墙组织,说明在变形量为40%时,动态回复仍在进行。随着变形的进行,产生更多的空位,使位错的运动速度加快,同时部分异号位错相互抵消也降低了位错的密度,当变形量达到80%时,X2A66铝锂合金基体内可以观察到平直且清晰的晶界,晶内还有很少量的位错,亚晶组织进一步完善,此时基体内的位错密度整体较低,如图4所示。

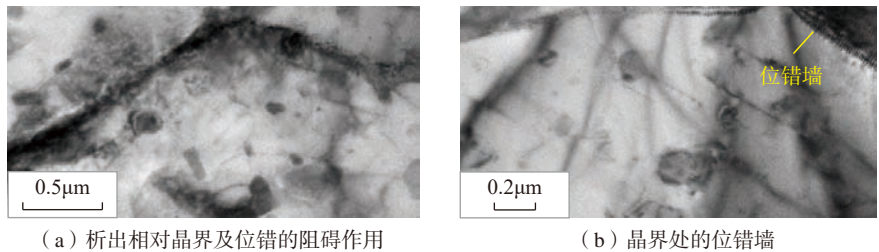
变形温度为420℃,变形速率为 $0.01s^{-1}$,当变形量达到120%时,X2A66铝锂合金基体内晶界平直清晰,此时基体内已经发生了充分的动态回复,如图5(a)所示。同时发现部分晶界内出现大量位错, δ' 相析出且对位错的钉扎作用明显,如图5(b)所示。部分位错在析出相周围形成位错缠结,如图5(c)所示。分析认为,随着变形量的增加,为了协调塑性变形,基体内产生新的位错,位错的密度也相应增加,尺寸较大的析出相对位错运动形成了强烈的阻碍作用,位错在析出相周围产生位错缠结。值得注意的是,在变形量为120%时,基体内发现少量的再结晶晶粒,如图5(d)所示,说明X2A66铝锂合金在高温变形过程中,变形量较大时会出现动态再结晶。

2 变形温度对微观组织的影响

应变速率 $0.01s^{-1}$,变形量为

50%,不同温度下X2A66铝锂合金变形组织如图6所示。变形温度为380℃时的组织如图6(a)所示,此时变形温度较低,但位错已经出现了重排的现象,同时形成了少量的多边形亚晶组织,尺寸较小,亚晶晶界还比较宽,晶界不明显。当变形温度达到420℃时,基体内形成了大量的亚晶组织,亚晶粒的尺寸变大,同时亚晶界细化,晶界已经清晰可见,晶内

位错密度降低,但亚晶的尺寸不规则,如图6(b)所示。随着温度的升高,亚晶粒逐渐变大,晶界变得清晰,位错密度逐渐降低,形状规则,大小基本一致,如图6(c)所示。在应变速率和应变相同同时,变形温度越高,亚晶组织越完整,尺寸越大,形状越规则,晶内位错密度越低。在变形过程中产生大量的空位,随着温度升高,原子的热激活能力增强,同时原

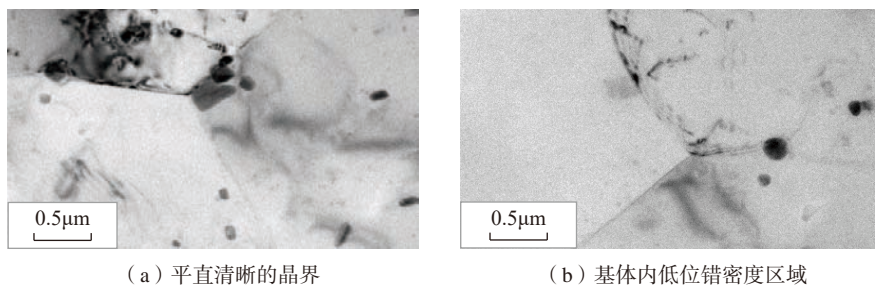


(a) 析出相对晶界及位错的阻碍作用

(b) 晶界处的位错墙

图3 X2A66铝锂合金变形量为40%时的微观组织

Fig.3 Microstructure of X2A66 aluminum-lithium alloy after 40% deformation

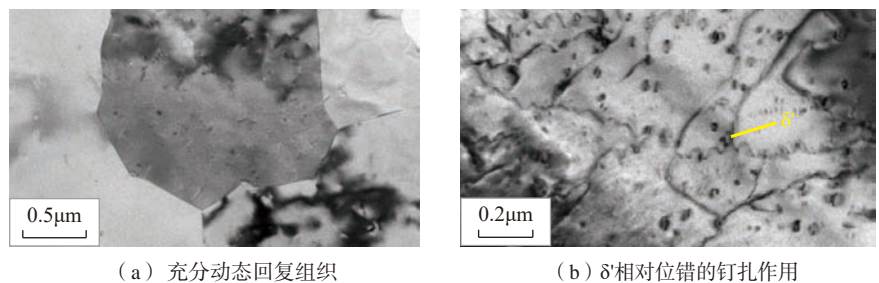


(a) 平直清晰的晶界

(b) 基体内低位错密度区域

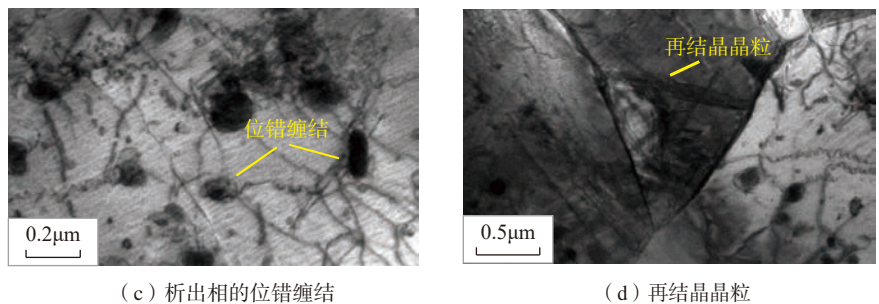
图4 X2A66铝锂合金变形量为80%时的微观组织

Fig.4 Microstructure of X2A66 aluminum-lithium alloy after 80% deformation



(a) 充分动态回复组织

(b) δ' 相对位错的钉扎作用



(c) 析出相的位错缠结

(d) 再结晶晶粒

图5 X2A66铝锂合金变形量为120%时的微观组织

Fig.5 Microstructure of X2A66 aluminum-lithium alloy after 120% deformation

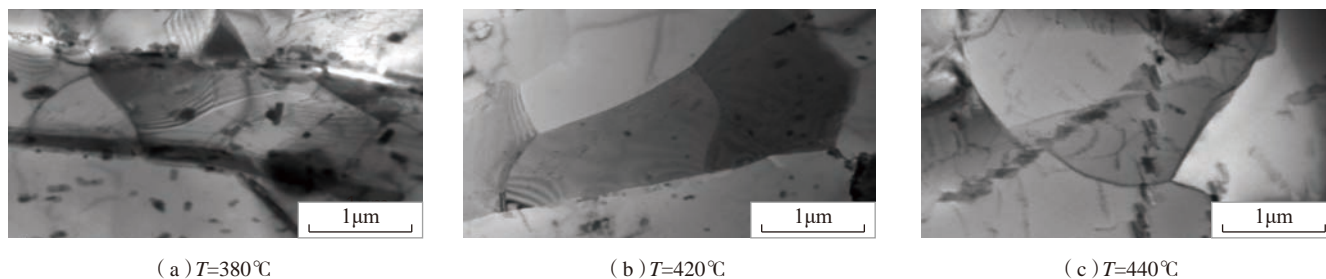


图6 不同变形温度下X2A66铝锂合金的透射组织

Fig.6 TEM structure of X2A66 aluminum-lithium alloy under different deformation temperatures

子的可移动距离增加;变形温度越高,位错的运动能力就越强,可运动范围增加,位错的相互抵消和重组能力进一步的增强。

3 应变速率对微观组织的影响

变形温度为 420 °C,变形量为 50%,不同应变速率下的变形组织如图 7 所示。应变速率为 0.01s⁻¹ 时,变形组织为典型的回复组织,基体中形成大量的亚晶,亚晶界清晰,晶内位错密度较低,如图 7 (a) 所示。当应变速率为 0.1s⁻¹ 时,基体内亚晶粒呈拉长状,晶内位错密度有所增加,如图 7 (b) 所示。当应变速率提高到 1s⁻¹ 时,晶内存在大量的位错,部分位错有序排列,在尺寸较大的晶粒内部存在亚晶且尺寸较小,如图 7 (c) 所示。当应变速率提高至 10s⁻¹ 时,组织内存在大量的位错,位错已经重排成位错墙,如图 7 (d) 所示。当变形温

度和应变量相同时,应变速率越大,亚晶尺寸越小,形状越不规则,位错密度越大。随着应变速率的增加,基体中位错增殖速度增加,位错没有足够的时间滑移重排相消。应变速率越低,组织内位错重排和相消程度越大,亚晶界越清晰。

4 X2A66 铝锂合金在高温变形过程中析出相的演变规律

根据图 1 可知, X2A66 铝锂合金在进行均匀化处理后,基体内存在大量的板条状的 T₁ 相,在经历热力耦合的作用后, T₁ 相产生了一定变化。经过变形温度为 420 °C,应变速率为 0.01s⁻¹,变形量为 20% 的变形后, T₁ 相出现破碎,厚度变小,形状变得多样化且不规则,如图 8 (a) 所示。当变形量为 40% 时, T₁ 相尺寸大大减小,但仍有尺寸较大的板条状 T₁ 相,如图 8 (b) 所示。当变形量为 80%

时,在基体中已经找不到尺寸较大的板条状 T₁ 相,如图 8 (c) 所示。当变形量为 120% 时, T₁ 相尺寸及数量继续减少,且基体中的析出相以 δ' 相为主(图 8 (d))。在高温变形过程中 T₁ 相发生回溶现象:由于热压缩, T₁ 相发生破碎,破碎的 T₁ 相表面能增加,为了降低表面能,破碎 T₁ 相边界出现圆润化并开始回溶。大板条状的 T₁ 相经过变形破碎球化成了断续分布的针状,随着变形的进行,针状析出相的尺寸变小最终变为短棒状。

图 9 为变形温度为 420 °C,变形速率为 0.01s⁻¹ 的热变形过程中不同变形量时析出相的强化作用。在变形初期, X2A66 合金基体内由于变形产生大量位错并且动态回复及动态再结晶有限,基体中的析出相为 T₁ 相且部分 T₁ 相发生了破碎,此时析出相的强化作用主要体现在对位错的钉扎及对晶界迁移的阻碍,如图 9 (a) 所示。随着变形的继续, X2A66 合金发生了动态回复及动态再结晶,基体内位错密度减少, T₁ 相进一步破碎回溶尺寸降低,在这个阶段, T₁ 相的强化作用主要体现在对晶界及亚晶界迁移的阻碍作用,如图 9 (b) 所示。当变形量继续增加,基体内产生大量位错, T₁ 相及 δ' 相对位错具有强烈的钉扎作用且部分析出相附近形成位错缠结。此时析出相的强化作用主要体现在对位错运动的阻碍,如图 9 (c) 中所示。

X2A66 铝锂合金高温变形过程中,析出相尺寸及分布位置都对 X2A66 铝锂合金高温变形过程中的

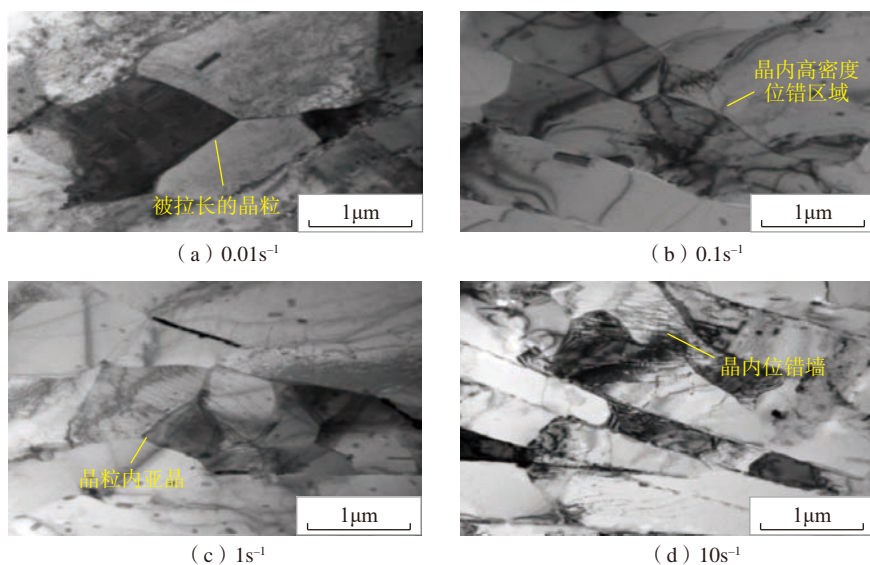


图7 不同应变速率下X2A66铝锂合金的透射组织

Fig.7 TEM structure of X2A66 aluminum-lithium alloy at different strain rates

动态再结晶产生影响。从图 10 (a) 中可以发现,破碎的 T_1 相分布在晶内,析出相尺寸大于 $0.2\mu\text{m}$ 。晶内尺寸较大的 T_1 相阻碍了位错的运动,塞积的位错形成位错胞,如果继续吸收位错便会增大取向差变成新的再结晶晶粒。相对晶界处的析出相,晶内的析出相更有利于动态再结晶的形核^[13]。处于晶界内部的析出相能够有效强化对位错的阻碍作用,而变形时析出相周围畸变区域累积了大量的位错和相对大的晶界取向差,畸变区域成为再结晶的核心从而提升再结晶晶粒的形核率。图 10 (b) 为钉扎在晶界处的析出相,在经历大应变后,合金内 T_1 相破碎回溶且析出 δ' 相,此时合金内部析出相尺寸较小。钉扎在晶界上的析出相有效阻碍了晶界及亚晶界的运动。而处于晶界处的 T_1 相及动态析出的 δ' 相则会有效降低动态再结晶速率。

结论

(1) X2A66 铝锂合金在变形温度为 $420\text{ }^\circ\text{C}$, 应变速率为 0.01 s^{-1} , 变形量为 20% 时,基体中亚晶组织不完整,同时出现少量动态再结晶晶粒。当变形量达到 80% 时,可以观察到平直且清晰的晶界,亚晶组织进一步完善,此时基体内的位错密度整体较低。当变形量大于 80% 时,部分晶界内出现大量位错,析出相对位错运动形成了阻碍作用,在析出相周围产生位错缠结。

(2) X2A66 在高温变形过程中 T_1 相出现破碎回溶的现象,同时在变形过程中析出 δ' 相。 T_1 相的破碎回溶使基体重新达到过饱和状态,尤其是 Li 元素的过饱和,促进了 δ' 相的析出。

(3) 尺寸较大的处于晶界内部的析出相能阻碍位错运动,提升再结晶晶粒的形核率。而钉扎在晶界上的 T_1 相及动态析出的 δ' 相则可有效阻碍晶界运动从而降低动态再结晶速率。

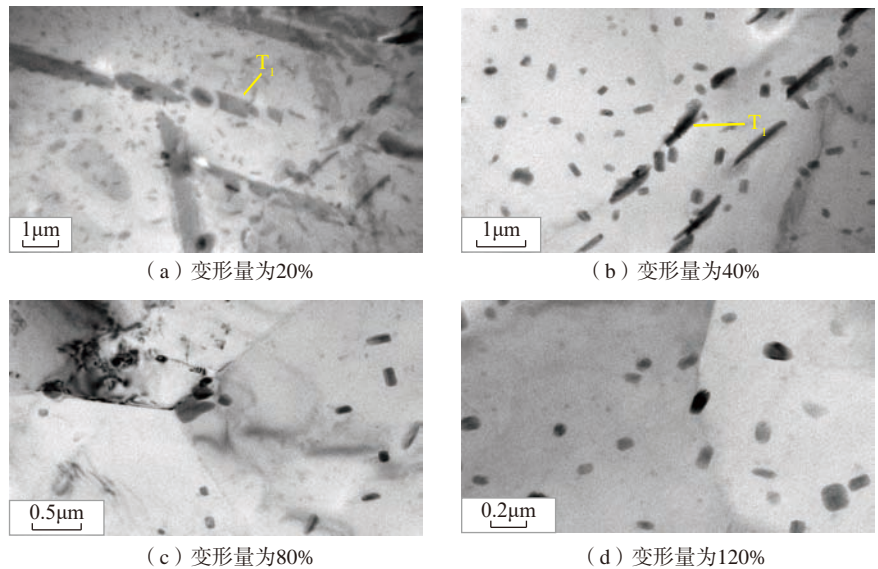
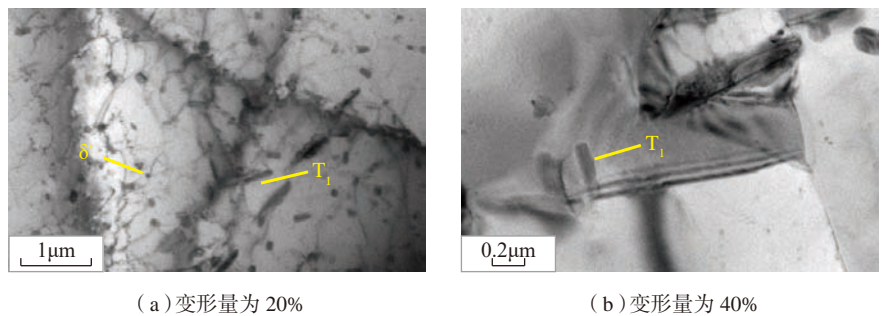


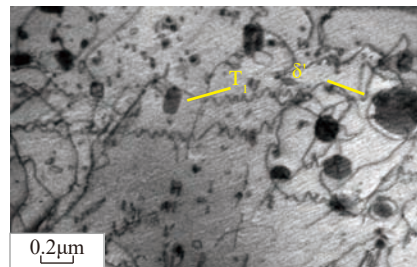
图8 X2A66铝锂合金高温变形过程中 T_1 相的演变规律

Fig.8 Transformation of T_1 during deformation for X2A66 aluminum-lithium alloy



(a) 变形量为 20%

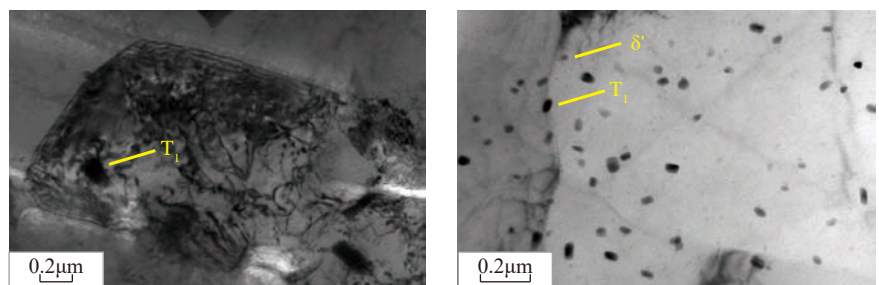
(b) 变形量为 40%



(c) 变形量为 80%

图9 X2A66铝锂合金高温变形过程微观组织

Fig.9 Microstructure of X2A66 aluminum-lithium alloy during high temperature deformation



(a) 晶内 T_1 相对动态再结晶的影响

(b) 晶界处 T_1 相和 δ' 相对动态再结晶的影响

图10 析出相对X2A66铝锂合金动态再结晶的影响

Fig.10 Effect of precipitation on dynamic recrystallization of X2A66 aluminum-lithium alloy

参考文献

- [1] 高文理, 闫豪, 冯朝辉, 等. 时效制度对2A97铝锂合金组织和力学性能的影响[J]. 中国有色金属学报, 2014, 24(5): 1206-1211.
- GAO Wenli, YAN Hao, FENG Zhaohui, et al. Effect of aging treatment on microstructure and mechanical properties of 2A97 Al-Li alloy[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2014, 24(5): 1206-1211.
- [2] ARAULLO P V, GAULT B, GEUSER F D. Microstructural evolution during ageing of Al-Cu-Li-x alloys[J]. Acta Materialia, 2014, 66: 199-208.
- [3] WILLIAMS J C, STARKE E A. Progress in structural materials for aerospace systems[J]. Acta Materialia, 2003, 51(19): 5775-5799.
- [4] 郑子樵, 李劲风, 陈志国, 等. 铝锂合金的合金化与微观组织演化[J]. 中国有色金属学报, 2011, 21(10): 2337-2351.
- ZHENG Ziqiao, LI Jinfeng, CHEN Zhiguo, et al. Alloying and microstructural evolution of Al-Li alloy[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2011, 21(10): 2337-2351.
- [5] RIOJA R J. Fabrication methods to manufacture isotropic Al-Li alloys and products for space and aerospace applications[J]. Materials Science & Engineering A, 1998, 257(1): 100-107.
- [6] 王东林, 李世晨, 王小宁, 等. 铝锂合金新型立方相的析出规律及机理[J]. 中国有色金属学报, 2009, 19(12): 2119-2127.
- WANG Donglin, LI Shichen, WANG Xiaoning, et al. Precipitation of new cubic phase in Al-Li alloys and its mechanism[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2009, 19(12): 2119-2127.
- [7] 张显峰, 陆政, 高文理, 等. 2A66铝锂合金板材各向异性研究[J]. 材料工程, 2017, 45(7): 7-12.
- ZHANG Xianfeng, LU Zheng, GAO Wenli, et al. Anisotropy of 2A66 Al-Li alloy sheet[J]. Journal of Materials Engineering, 2017, 45(7): 7-12.
- [8] GAO W L, XU J, TENG J, et al. Microstructure characteristics and mechanical properties of a 2A66 Al-Li alloy processed by continuous repetitive upsetting and extrusion[J]. Journal of Materials Research, 2016, 31(16): 2506-2515.
- [9] WU Y, WANG X D, LI J L, et al. Effects of homogenization temperature on microstructure of 2A66 Al-Cu-Li alloy[J]. materials science forum, 2016, 4328(1700): 575-580.
- [10] LUO J, LI M Q, MA D W. The deformation behavior and processing maps in the isothermal compression of 7A09 aluminum alloy[J]. Materials Science & Engineering A, 2011, 532: 548-557.
- [11] LUO J, LI M Q, LI H, et al. Effect of the strain on the deformation behavior of isothermally compressed Ti-6Al-4V alloy[J]. Materials Science & Engineering A, 2008, 505(1): 88-95.
- [12] 翟彩华, 冯朝辉, 柴丽华, 等. X2A66铝锂合金等温压缩时的流变变形行为[J]. 稀有金属材料与工程, 2017, 46(1): 90-96.
- ZHAI Caihua, FENG Zhaohui, CHAI Lihua, et al. Rheological deformation behavior of X2A66 aluminum-lithium alloy during isothermal compression[J]. Rare Metal Materials and Engineering 2017, 46(1): 90-96.
- [13] 张娅, 马春江, 卢晨. 变形镁合金的塑性变形机制与动态再结晶[J]. 轻合金加工技术, 2003, 31(7): 35-39.
- ZHANG Ya, MA Chunjiang, LU Chen. Plastic strain mechanism and dynamic recrystallization of magnesium alloy[J]. Light Alloy Fabrication Technology, 2003, 31(7): 35-39.

通讯作者: 陈子勇, 博士, 教授, 主要从事轻质耐高温难变形特种结构材料研究, 其中高温钛合金及钛铝金属间化合物是典型代表, E-mail: czy@bjut.edu.cn.

Microstructure Evolution of X2A66 Aluminum-Lithium Alloy During High Temperature Deformation

SHI Guodong^{1,2}, WANG Puguang², WANG Yunfeng³, WANG Yuanyuan⁴, LU Zheng⁵, CHEN Ziyong¹

(1. College of Materials Science and Engineering, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China;

2. Dalian Ketian Materials Company Ltd, Dalian 116085, China;

3. Weihai Wanfeng Magnesium S & T Development Company Ltd, Weihai 264209, China;

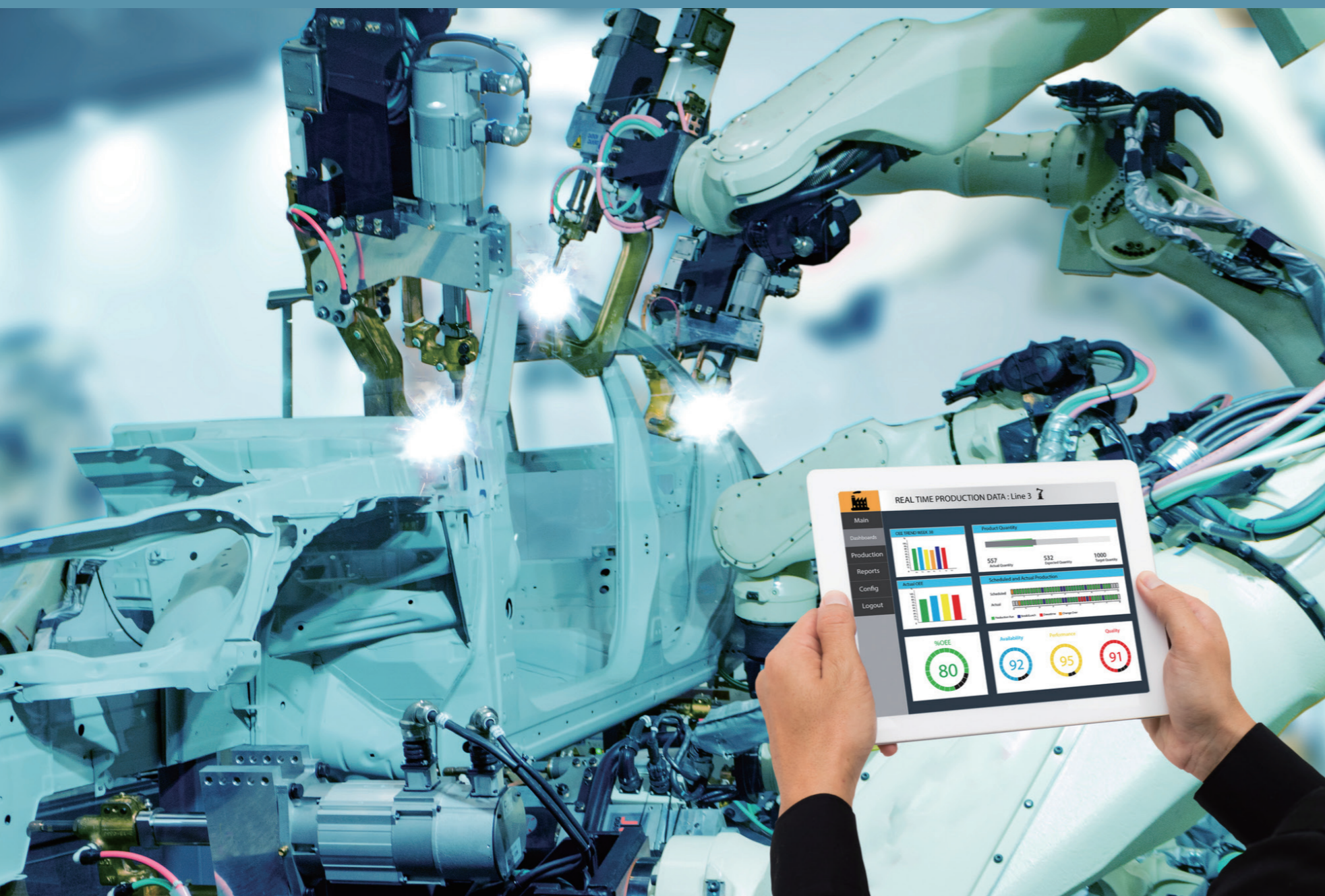
4. Wanfeng Auto Holding Group, Shaoxing 312500, China;

5. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

[ABSTRACT] The microstructure evolution of X2A66 aluminum-lithium alloy during hot deformation was analyzed. When the deformation temperature was 420°C and the strain rate was 0.01 s⁻¹, sub-grain structure was incomplete in the matrix and a small amount of dynamic recrystallized grains were observed. When the deformation amount reached 80%, a flat and clear grain boundary and low dislocation density in the matrix can be observed. When the amount of deformation was greater than 80%, a large number of dislocations occurred in a part of the grain and impeded dislocation motion around the precipitated phase. T₁ phase appeared to be broken and remelted and the δ' phase was precipitated during high temperature deformation. The crushing and remelting of the T₁ phase caused the matrix to re-saturate, especially the supersaturation of the Li element, which promoted the precipitation of the δ' phase. The precipitation phase inside the grain boundary can effectively hinder the dislocation movement and increase the nucleation rate of recrystallized grains. The precipitated phase pinned on the grain boundary reduced the dynamic recrystallization rate by hindering the movement of the grain boundary and the sub-grain boundary.

Keywords: X2A66 aluminum-lithium alloy; High temperature deformation; Precipitated phases; Microstructure; Dynamic recrystallization

(责编 雷松)



数字化测量

Digital Measurement

近年来,先进制造的现场非接触测量、超大尺寸的精密测量、微/纳米级的超精密测量及相关理论研究都有长足发展。但还需从传感器技术、测量路径、算法等方面进行优化,进一步提高测量的准确度和稳定性。



基于双目视觉的钣金件边缘检测 技术与系统开发

刘之远,张丽艳

(南京航空航天大学机电学院,南京 210016)

[摘要] 针对钣金类零件边缘的快速精确检测需求,设计并开发了一套基于双目视觉的钣金件边缘检测原型系统(SMEIS)。手持式测量装置围绕表面贴有圆形标记点的被测钣金件边缘连续移动,同时测量装置中的线激光发射器向钣金件边缘投射激光条纹,双目相机实时获取同步图像并传输至计算机;系统软件通过并行处理模式实时对输入图像中的激光条纹中心点进行增量式三维重建,实现对钣金类零件边缘的高效检测。阐述了系统的工作流程和软、硬件结构,并对其中的硬件结构布局、激光条纹中心点实时提取以及三维测点实时拼接等关键技术作了详细讨论。对实际钣金零件边缘的现场检测试验结果表明,SMEIS系统的检测速度大于30fps,且获得的点云数据质量良好。对1mm厚度的平面侧壁检测试验表明,SMEIS系统的平均检测误差约为0.04mm,标准差约为0.03mm。

关键词: 钣金件边缘;双目视觉;线激光;实时检测;三维重建

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.030



刘之远

硕士研究生,主要研究方向为三维数字化测量。

钣金零件是组成现代飞机机体重要部分,其数量约占飞机零件总数的20%~50%,具有种类多、尺寸大、厚度薄、刚度小易变形、形状不规则等特点^[1-3]。钣金件上的内/外轮廓边缘是表征钣金零件外形的重要信息,对于钣金件的生产 and 装配十分关键。传统的钣金件边缘检测采用以模拟量传递为基础的实物对比式检测方法,测量效率低、精度差,人工劳动强度大^[4-6]。目前应用较为广泛的数字化检测装置如三坐标测量机^[7]、iGPS^[8]和激光雷达^[9]等,难以对钣金件边缘进行细节特征的完整精确测量。

视觉测量技术是近年来迅速发展起来的一种光电检测技术,具有非接触、全视场、高精度、自动化程度高、稳定性好、适用范围广等优点^[10],在理论和实践中都有很高的

价值,已成为提高生产效率和保证产品质量的重要手段。但是钣金件形状大小各异且厚度极薄(通常仅有1mm左右),现有的视觉测量设备难以对其边缘进行有效测量。其中,结构光扫描仪虽然可以实现对大型曲面的快速三维点云重建,但是对于曲面边缘部位,其测量得到的点云数据容易缺失,难以精确表达零件的边缘轮廓;带精密机械转台的激光扫描仪的测量对象体积和重量均受转台大小限制,而钣金件种类繁多、尺寸大小各不相同,因此这种设备同样不适合钣金件边缘的现场测量使用。

本文针对钣金件边缘检测具体需求,设计开发了一套手持式双目视觉检测原型系统(SMEIS),能够实时、高精度测量各类钣金零件的边缘,提高薄壁零件边缘检测的质

量和效率。

SMEIS 系统结构和工作流程

1 SMEIS 系统结构

SMEIS 系统的测量传感器硬件装置如图 1 所示,主要包括两个 CMOS 相机及其光学镜头、多线激光发射器、触发控制器、带有 45° 斜面的相机支架、铝合金框架、圆弧形手柄。由于钣金件厚度通常仅有约 1mm,使得常规结构的相机+线激光测量传感器在钣金件边缘处极薄侧面上的激光条纹特征成像效果较差,难以进行图像提取。为了解决这一问题,SMEIS 系统将相机通过带有 45° 斜面的相机支架安装在铝合金框架的上方,线激光发射器水平固定在铝合金框架的下方。这种布局方式有两个优点:(1)显著改善线激光在钣金件边缘处薄壁侧面的成像质量,同时减小标记点的成像畸变,大幅提升边缘侧面上的数据完整性和测量精度;(2)在图像中突出钣金件边缘处极薄侧面的激光条纹特征的同时弱化钣金件主表面上的激光条纹特征,便于对边缘侧面上的激光条纹进行分割,进而直接获得只包含边缘信息的测量数据。

触发控制器通过触发控制线同时与两个相机和激光发射器连接,实现对相机和激光的同步控制;两个相机通过 USB3.0 集线器及数据线与计算机连接,确保系统与计算机之间图像传输的实时性;圆弧形手柄方便测量人员以手持方式灵活地对钣金件边缘进行扫描测量。

SMEIS 原型系统由传感器硬件

装置和系统软件两部分构成,如图 2 所示。测量时,SMEIS 系统测量传感器硬件装置向表面贴有圆形标记点的钣金件边缘薄壁侧面投射激光条纹并连续移动拍摄同步图像,计算机接收同步图像并通过系统软件进行实时计算,获取钣金件边缘薄壁侧面上的三维点坐标,从而实现了对钣金件边缘的检测。

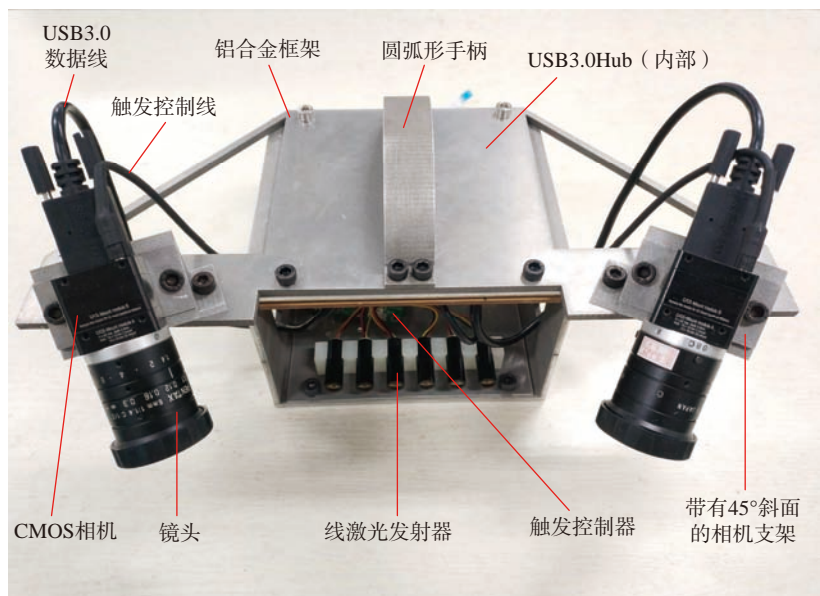


图1 SMEIS系统测量传感器硬件装置

Fig.1 System sensor hardware device used for edge inspection

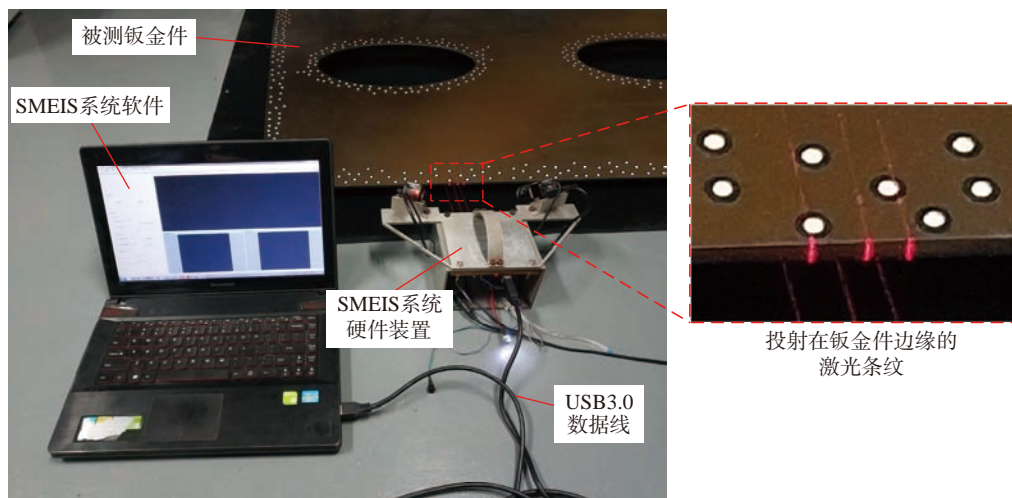


图2 SMEIS系统总体结构

Fig.2 SMEIS system architecture

2 SMEIS 系统工作流程

SMEIS 系统工作流程如图 3 所示,主要包括检测系统参数标定、钣金件边缘检测图像同步采集、增量式三维重建和全局光束平差优化 4 个流程。

测量前,首先要对系统参数进行标定,确定每个相机各自的成像参数及两个相机之间的位姿参数,这些参数是后续进行增量式三维重建和光束平差优化流程的基础;标定完成后,打开激光发射和图像采集同步触发信号,触发控制器按照设定频率向线激光发射器和双目相机连续发射同步触发信号,线激光发射器接收触发信号并向钣金件边缘处薄壁侧面投射射线激光,双目相机接收触发信号并采集同步图像传输至计算机;计算机对每一帧同步图像中的薄壁侧面上的激光条纹中心点列进行三维重建,同时利用标记点坐标对应关系将测量数据统一转换到全局坐标系下;测量完成后停止触发信号,对测量得到的激光中心点列全局三维坐标进行全局光束平差优化,得到最终的钣金件边缘测量数据。

SMEIS 系统关键技术

1 激光条纹中心点列实时提取

本文对钣金件边缘的检测方法本质上是对投射在钣金件边缘薄壁侧面上的激光条纹中心点列进行三维重建,因此激光条纹中心点列提取的速度和准确性直接影响系统测量的实时性和精度。

SMEIS 系统测量时处理的实时图像如图 4 所示。该图像为 1280×1024 大小的单通道灰度图像,其中包含钣金件边缘薄壁侧面上的激光条纹图案、圆形标记点、噪声等信息,背景相对复杂。如果对每一采样时刻的图像都单独进行激光条纹中心点列提取,算法的时间开销过于庞大,系统的实时性将难以保证;同时,激光条纹的分割也容易受到背景

中圆形标记点和噪声的干扰。为此,本文利用图像序列的相关性,将图像序列中任意两个相邻时刻图像中的激光条纹位置相关联,提出了一种基于 ROI (Region of Interest) 的激光条纹中心点列提取算法,此算法可以显著缩小图像处理区域,大幅提升系统实时性。需要说明的是,SMEIS 原型系统硬件配置了 6 个线激光发射器,在对钣金件边缘的手持式扫描中,实际采用 3 线激光即可获得良好的扫描效果。

基于 ROI 的激光条纹中心点列

提取算法的核心是激光条纹 ROI 初始化模块,其流程如图 5 所示,具体包括:

- (1) 对原始图像二值化处理;
- (2) 提取二值化图像中的轮廓特征信息,得到包含激光条纹轮廓、标记点轮廓、噪声的轮廓特征信息图;
- (3) 在轮廓特征信息图中,先通过轮廓圆度值滤除圆形标记点轮廓,再通过左右图像极线相互校验滤除部分杂质轮廓,得到包含激光条纹轮廓和少量杂质轮廓的轮廓特征信息图;

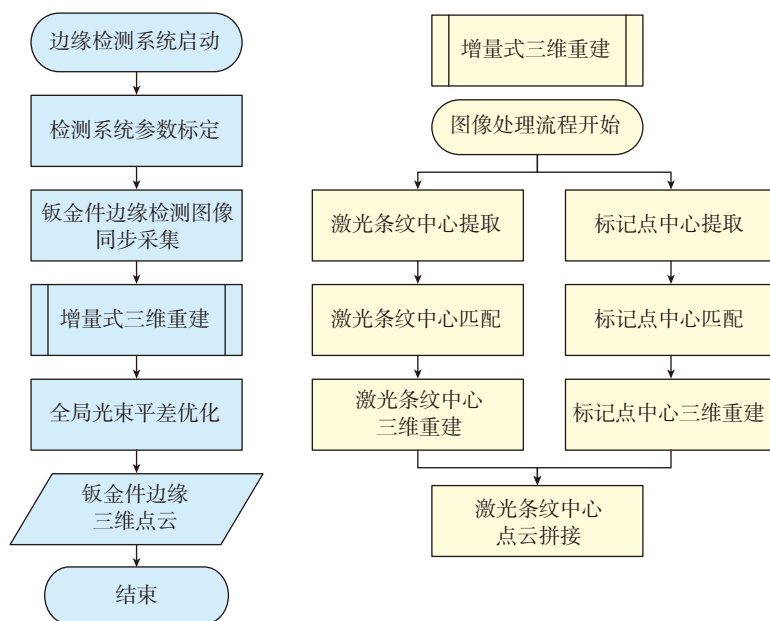


图3 SMEIS系统工作流程图
Fig.3 SMEIS system workflow

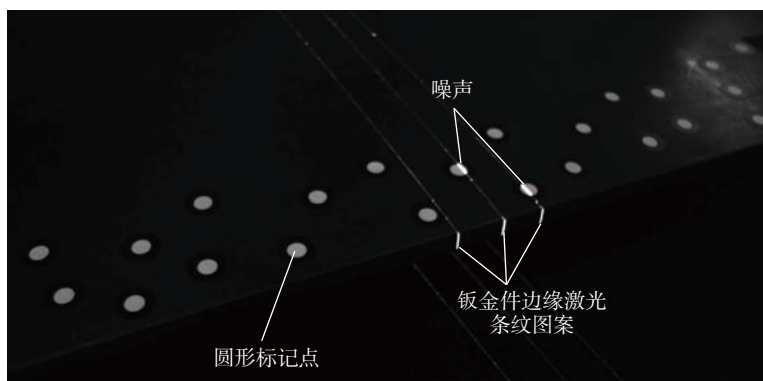


图4 SMEIS系统检测过程实时图像
Fig.4 Real-time image of SMEIS system inspection process

(4)在第(3)步处理完成的轮廓特征信息图中,每次任选3个轮廓,首先判断其最小包围盒尺寸是否相近,再判断这3个轮廓的最小包围盒中心连线构成的矢量是否平行,如果同时满足以上两个条件则说明选取的3个轮廓就是激光条纹轮廓,否则重新选取3个轮廓重复上述判断,直至找到符合约束条件的3个激光条纹轮廓;

(5)以第(4)步中选取的3个激光条纹轮廓的最小包围盒中心点为中心,选取适当大小的矩形区域作为激光条纹ROI。需要说明的是,在本文进行的大量试验中,单个激光条纹最小包围盒的宽度小于10像素,高度约为10像素,任意两个相邻激光条纹最小包围盒中心点在宽度方向上的间距大于50像素,因此矩形区域的宽度取值应当在10~50像素之间,矩形区域的高度取值应当大于10像素;在取值范围内,矩形区域的宽度和高度越大,算法的鲁棒性越强,因此本文实际选取的激光条纹ROI的尺寸为50×50像素。

基于ROI的激光条纹中心点提取算法流程如图6所示,主要包括:

(1)通过检查激光条纹ROI是否已经初始化或者发生了丢失、错误(连续若干帧图像中无法正确提取到激光条纹中心点)来判断ROI是否正确,如果不正确则跳转到激光条纹ROI初始化模块,重新进行激光条纹ROI初始化,否则执行下一步;

(2)分别对每个ROI进行二值化处理;

(3)分别提取每个ROI内的轮廓信息,得到3幅轮廓特征信息图;

(4)从每个ROI的轮廓特征信息图中各取一个轮廓并计算其最小包围盒,分别判断这3个包围盒尺寸、形状与最新的ROI内的激光条纹最小包围盒尺寸、形状是否相近,如果其最小包围盒尺寸的比值满足

设定阈值则说明选取的轮廓就是激光条纹轮廓,否则在不符合条件的ROI轮廓特征信息图内重新选取轮廓执行上述判断;

(5)在第(4)步选取的激光条纹轮廓最小包围盒中,逐行计算其灰度

质心,得到激光条纹中心点。

激光条纹中心点实时提取的结果如图7所示。

2 点云实时拼接

在对钣金件边缘进行实时测量的过程中,由于钣金件大小、形状各

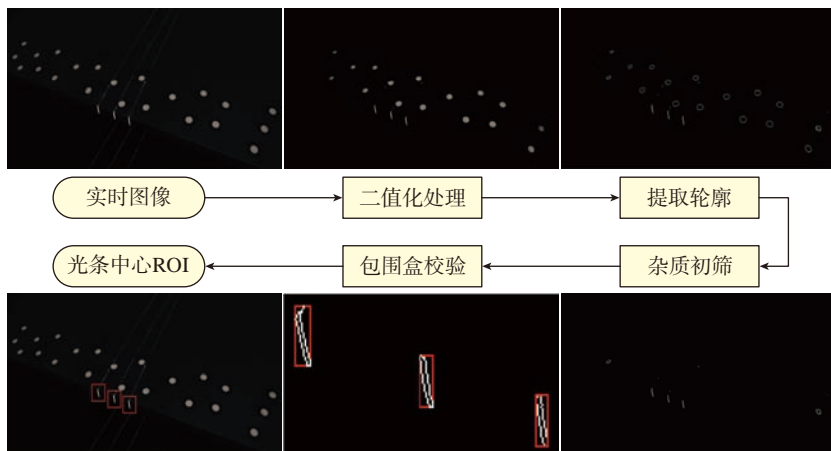


图5 激光条纹ROI初始化流程

Fig.5 Laser stripes ROI initialization workflow

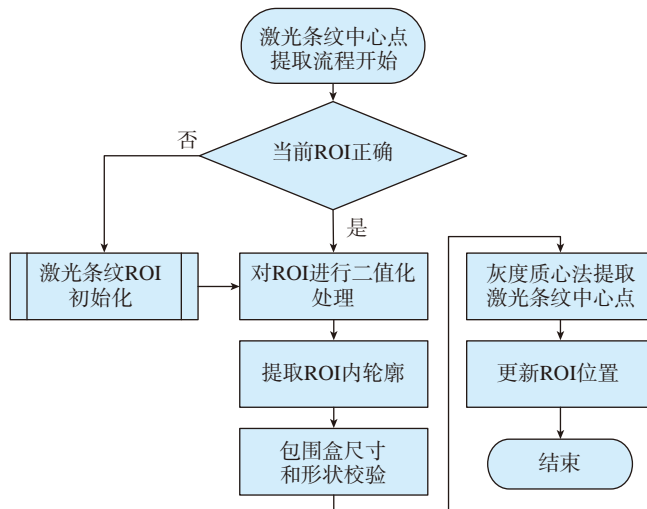


图6 基于ROI的激光条纹中心点提取算法流程图

Fig.6 ROI-based laser stripe center points extraction algorithm workflow



图7 激光条纹中心点实时提取结果

Fig.7 Laser stripe center points real-time extraction results

异,而仅靠一个采样时刻的单次测量无法实现对整个钣金件边缘的检测,因此需要通过连续移动 SMEIS 系统硬件装置不断改变激光条纹在钣金件边缘的位置,同时对其进行实时三维重建,再将各次测量得到的点云同步转换到同一坐标系下,即点云实时拼接。

如图 8 所示, S_1, S_2, \dots, S_n 分别是 SMEIS 系统传感器硬件装置处于位置 1, 位置 2, \dots , 位置 n 时的左相机坐标系, 即测量坐标系, 令 S_1 与全局坐标系 S_G 重合, S_2, S_3, \dots, S_n 到全局坐标系 S_G 的变换分别记为 T_1, T_2, \dots, T_n 。 T_n 形式如式(1)所示, 其中, R_n 是 3×3 旋转矩阵, t_n 是 3×1 平移向量。

$$T_n = \begin{bmatrix} R_n & t_n \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

假设 S_n 坐标系下有一点 $P_c = [x_c \ y_c \ z_c \ 1]^T$, 其在全局坐标系下的坐标 $P_G = [x_G \ y_G \ z_G \ 1]^T$ 可通过式(2)计算:

$$P_G = T_n P_c \quad (2)$$

点云拼接的本质就是实时计算当前位置相机坐标系到全局坐标系的刚体变换矩阵 T_n 。 本文采取在钣金件表面粘贴若干黑白圆形标记点的方式, 通过标记点的空间位置对应关系实时计算 T_n 。 算法流程如图 9

所示, 具体包括:

(1) 根据极线约束、视差梯度约束、顺序一致性约束等多视图几何基本约束, 将当前时刻左、右相机中的同名标记点中心进行正确配对并三角化重建, 得到当前测量坐标系下的一组标记点中心三维坐标(假设其数量为 H), 记为点集 P :

$$P = \{p_m(x_m, y_m, z_m) | 1 \leq m \leq H, m \in \mathbf{N}\} \quad (3)$$

(2) 对点集 P 中每一点 P_m , 计算其与除自身之外的其他所有点的欧氏距离 d :

$$d = \sqrt{|p_m p_e|} (m \neq e) \quad (4)$$

选取与其欧氏距离 d 最小的两个点 p_a, p_b 作为三角形的另外两个顶点, 则 p_m 对应的欧氏空间三角形信息 Triangle $_m$ 为:

$$\text{Triangle}_m = \{p_m, p_a, p_b, \sqrt{|p_m p_a|}, \sqrt{|p_m p_b|}, \sqrt{|p_a p_b|}\} \quad (5)$$

(3) 将当前时刻的所有三角形信息与上一时刻的所有三角形信息逐个对比, 若存在一对三角形信息使得其对应的三边长度的差值均小于指定阈值, 则认为这两个三角形的顶点对应欧氏空间中的 3 个同名点。 需要说明的是, 在欧氏空间中, 刚体变换并不改变空间三角形的尺寸和

形状, 因此, 理论上在任意两个测量坐标系下, 同一个空间三角形的三边长应当对应相等; 然而由于在实际的标记点中心三维重建过程中存在一定误差, 同一个空间三角形的三边长在不同测量坐标系下并不严格相等, 因此需要设置一定的阈值, 该阈值的选取应当略大于系统测量精度, 本文进行的试验中实际选取的阈值为 0.1mm。

(4) 假设第(3)步中获取的欧氏空间同名点分别记为点 1、2、3, 在当前测量坐标系下的坐标分别为 p_1, p_2, p_3 , 其在前一时刻测量中获得的三维坐标已变换至全局坐标系下, 相应的全局坐标分别记为 q_1, q_2, q_3 , 先分别计算两组点的质心坐标 p, q , 再计算每个点的去质心坐标:

$$p'_i = p_i - p \quad (i=1, 2, 3)$$

$$q'_i = q_i - q \quad (i=1, 2, 3) \quad (6)$$

记去质心坐标 p'_i, q'_i 的向量形式分别为 $\mathbf{p}'_i, \mathbf{q}'_i$, 定义矩阵 \mathbf{W} :

$$\mathbf{W} = \sum_{i=1}^3 \mathbf{q}'_i \mathbf{p}'_i{}^T \quad (7)$$

其中, \mathbf{W} 是一个 3×3 的矩阵, 对 \mathbf{W} 进行 SVD 分解^[11] 可求得刚体变换

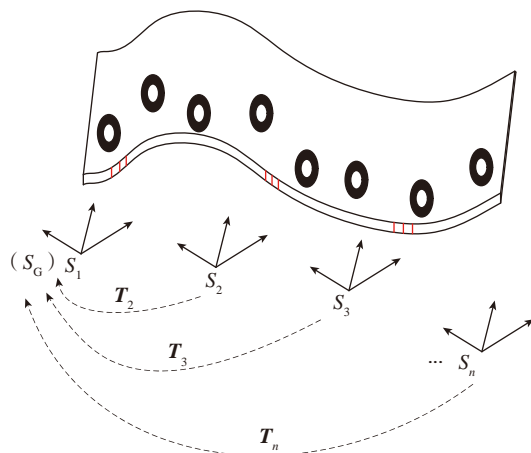


图8 点云实时拼接示意图

Fig.8 Point cloud real-time registration diagram

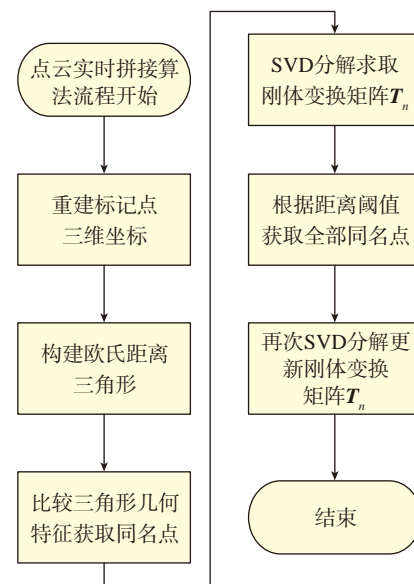


图9 点云实时拼接算法流程图

Fig.9 Point cloud real-time registration algorithm workflow

矩阵 T_n 。

(5) 利用第(4)步中求得的 T_n 将点集 P 中的每一点变换至全局坐标系下,并与前一时刻测量获得的标记点中心全局坐标逐一对比,如果二者的欧氏距离小于指定阈值(本文中为 0.1mm),则为一对同名点,记录所有同名点对。

(6) 利用第(5)步中获取的所有同名点对信息,分别计算两组点的质心坐标 p' 、 q' ,按照式(8)计算每个点的去质心坐标,其中,NUM 是同名点对数量。

$$\begin{aligned} p_i'' &= p_i - p' (i=1, 2, \dots, \text{NUM}), \\ q_i'' &= q_i - q' (i=1, 2, \dots, \text{NUM}) \end{aligned} \quad (8)$$

记去质心坐标 p_i'' 、 q_i'' 的向量形式分别为 \mathbf{p}_i'' 、 \mathbf{q}_i'' ,按照式(9)构造 \mathbf{W}' 矩阵并对其进行 SVD 分解,用此次求得刚体变换矩阵更新 T_n 的值。

$$\mathbf{W}' = \sum_{i=1}^{\text{NUM}} \mathbf{q}_i'' \mathbf{p}_i''^T \quad (9)$$

点云实时拼接的一个示例如图 10 所示。其中,图 10(a)是 S_G 视角下重建的激光条纹中心和标记点中心,图 10(b)是 S_n 视角下重建的激光条纹中心和标记点中心,图 10(c)是将 S_n 视角下的重建结果拼接到 S_G 坐标系后的结果(其中绿色点代表 S_G 视角下和 S_n 视角下的同名标记点中心)。

3 全局优化

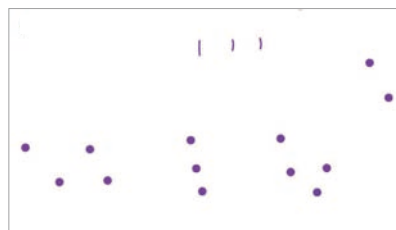
在点云实时拼接过程中,三角化重建标记点三维坐标时不可避免会产生一定的误差,进而导致刚体变换矩阵的计算值与真实值之间也产生误差,当测量图像序列较大时,这种误差不断累积将对系统测量精度带来较大影响。为此,本文采用光束平差法作为全局优化手段,通过最小化重投影误差的方式优化标记点全局坐标和刚体变换矩阵的计算结果,显著减小拼接带来的累积误差,进一

步提升系统测量精度。

光束平差法优化模型为

$$\begin{cases} \text{residual}L = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \left\| \text{project}(\mathbf{K}_L, \mathbf{T}_i^{-1}, \mathbf{P}_G^{ij}) - \text{img}L^{ij} \right\|^2 \\ \text{residual}R = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \left\| \text{project}(\mathbf{K}_R, \mathbf{M}_{LR} \times \mathbf{T}_i^{-1}, \mathbf{P}_G^{ij}) - \text{img}R^{ij} \right\|^2 \\ \mathbf{T}_i = \arg \min_{\mathbf{T}_i} (\text{residual}L + \text{residual}R) \\ \mathbf{P}_G^{ij} = \arg \min_{\mathbf{P}_G^{ij}} (\text{residual}L + \text{residual}R) \end{cases} \quad (10)$$

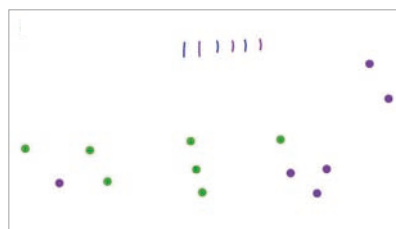
其中, $\text{residual}L$ 为左相机重投影误差; $\text{residual}R$ 为右相机重投影误差; n 为图像序列的帧数; m 为第 i 帧图像对应测量坐标系下重建的标记点个数; $\text{project}()$ 是描述空间点三维坐标到其对应的成像平面上的实际投



(a) S_G 视角重建结果



(b) S_n 视角重建结果



(c) 实时拼接结果

图10 点云实时拼接示例

Fig.10 An example of point cloud real-time registration

影点二维像素坐标的投影函数; \mathbf{K}_L 是左相机内参矩阵; \mathbf{K}_R 是右相机内参矩阵; \mathbf{M}_{LR} 是左相机坐标系到右相机坐标系的刚体变换矩阵; \mathbf{T}_i 是第 i 帧图像对应测量坐标系到全局坐标系的刚体变换矩阵; \mathbf{P}_G^{ij} 、 $\text{img}L^{ij}$ 、 $\text{img}R^{ij}$ 分别是第 i 帧图像对应测量坐标系下重建的第 j 个标记点的全局坐标的齐次坐标、左相机图像像素坐标、右相机图像像素坐标。

系统软件开发

1 软件功能模块简介

本系统基于 Visual Studio 2013 集成开发环境,以组件模块化方式开发,其软件功能模块分解图如图 11 所示。钣金件边缘检测系统软件主要分为硬件控制、在线检测、图形图像可视化 3 个部分。各个功能模块内部具有高聚合性,保证了算法的轻量性和运算速度;各个功能模块之间具有低耦合性,便于后续检测系统的维护和进一步开发。不同功能模块之间通过系统标准数据结构或自定义数据文件进行数据交互。

2 并行处理模式

SMEIS 系统进行在线检测时,需要实时对采集到的同步图像进行一系列的处理,串行处理模式可以使程序在结构上相对简单,但同时也使得程序的时间开销变大,导致系统实时性降低。为此,本系统采用图 12 所示的并行处理模式,充分利用各模块之间的独立性,使用多线程方法并行处理多个子模块,具体包括:对在线检测模块和可视化模块并行处理;对左、右相机激光条纹图像处理子模块和标记点图像处理子模块并行处理;对相机实时画面可视化子模块和三维点云可视化子模块并行处理。在并行处理的每一个环节中,利用互斥体对各个子线程之间传递的数据进行保护,确保检测结果的稳定性和正确性。这种并行处理模式极大提升了算法的实时性,使得检

测系统能够以大于 30fps 的速度实时处理同步图像。

检测结果与讨论

1 与 ATOS® 的测量效果对比试验

为了验证本文所研发的 SMEIS 系统的实时性和测量效果,选取了图 13 (a) 所示的 3 种航空工业中常见的钣金零件作为试验对象,对这 3 个试验对象的边缘进行了实时检测,并将检测结果分别与 ATOS® 结构光扫描仪(单次测量标称精度 0.025mm) 的检测结果进行了对比。该试验采用 XIMEA MQ013MGE2 工业数字相机,6mm 短焦镜头,3DLL20 线激光发射器,在普通室内环境下进行。

在试验钣金零件的表面靠近边缘处随机粘贴若干数量的圆形标记点,将其放置在黑色吸光背景布上,手持 SMEIS 系统测量传感器硬件装置围绕试验对象连续移动进行实时检测,分别统计每个试验零件的检测帧数和每帧图像的处理用时,并计算单帧图像处理用时的平均值和检测过程的平均帧率,结果如表 1 所示。表 1 中数据显示,对以上 3 个试验零件的检测平均帧率分别为 33.40fps、34.04fps、33.48fps,实时性较好。

使用 SMEIS 系统对 3 种试验零件边缘进行检测的结果如图 13 (b) 所示,使用 ATOS® 结构光扫描仪对相同试验条件下的试验对象进行检测的结果如图 13 (c) 所示。需要说明的是,为了突出边缘检测效果,图 13 (c) 只显示了 ATOS® 系统在边缘附近的测量数据。从放大图中可以看出, ATOS® 结构光扫描仪在各试验零件的边缘处获得的三维点云中出现了大量的数据缺失,而 SMEIS 系统对侧壁的检测数据明显更加完整、均匀、致密,细节表现更佳。

2 精度验证试验

为了验证 SMEIS 系统的测量精度,对图 14 所示的精磨加工的台阶面零件进行了重复性精度验证试

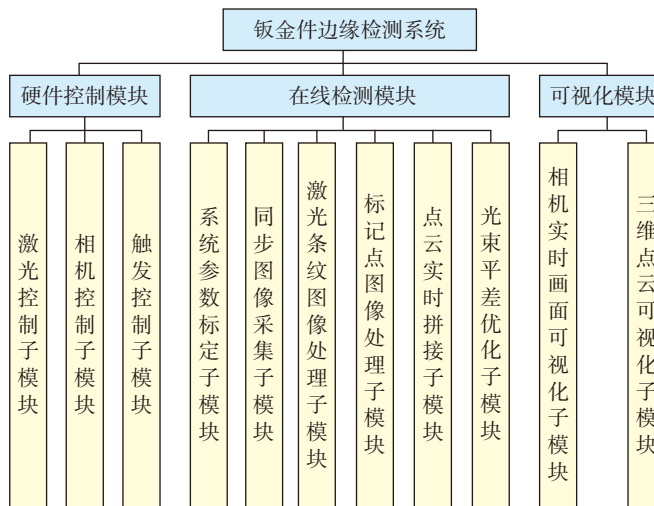


图11 SMEIS系统功能模块分解

Fig.11 Module decomposition of SMEIS system software

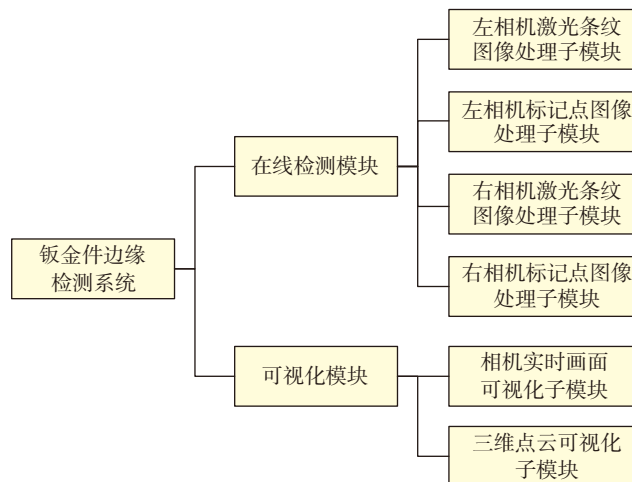


图12 并行处理模式架构

Fig.12 Parallel processing mode architecture

表1 试验零件检测速度

Table 1 Inspection speed of test parts

零件编号	检测帧数/frame	单帧平均用时/ms	平均帧率/fps
1	768	29.94	33.40
2	2927	29.38	34.04
3	1473	29.87	33.48

验。具体测量对象是该零件表面高度为 1mm 的竖直台阶侧面,该小平面经过精磨处理,平面度为 0.02mm。使用 SMEIS 系统对该竖直台阶面进行了 3 次独立检测,获得的数据

点总量分别为 18028 个、19340 个、17276 个,其中,每条激光点列约 10 个点,其检测结果如图 15 所示。分别利用这 3 次检测得到的数据点拟合平面,并统计每个点到其对应平面

的距离,将统计结果绘制成频率分布直方图(图 16),统计结果的具体数值分别如表 2~4 所示。数据显示, SMEIS 系统对垂直台阶平面的第 1 次检测结果的平面偏差平均值 μ_1 为 0.0394mm,标准差 σ_1 为 0.0301mm,在置信区间 $(-0.1, 0.1)$ 内的置信度为 95.5%;第 2 次检测结果的平面偏差平均值 μ_2 为 0.0328mm,标准差 σ_2 为 0.0245mm,在置信区间 $(-0.1, 0.1)$ 内的置信度为 98.7%;第 3 次检测结果的平面偏差平均值 μ_3 为 0.0383mm,标准差 σ_3 为 0.0302mm,在置信区间 $(-0.1, 0.1)$ 内的置信度为 95.3%。以上数据表明该系统具有较高的测量精度和测量稳定性。

结论

针对钣金类零件边缘检测这一难点问题,本文开发了一套基于双目视觉和多线激光的边缘检测原型系统 SMEIS。详细介绍了系统硬件构成和测量方案,讨论了激光条纹中心点实时提取、点云实时拼接、全局光束平差优化等关键技术。在系统软件开发过程中,以模块化、组件化的方式组织系统架构,便于系统后续的维护和扩展;广泛使用多线程方式并行处理多个子流程,使得整个系统能够以较高的帧率进行实时检测和同步显示。

钣金件的现场试验结果表明, SMEIS 系统能够对现有测量手段难以测量的钣金件边缘进行实时、高精度的检测,显著提升钣金件边缘检测的效率和质量并减轻人工检测的强度。该方法也可以广泛应用于小阶差高度的侧面特征的测量。

虽然手持式扫描测量方式方便灵活,适用性强,但对于某些需要自动化检测的应用,后续也可以将 SMEIS 系统传感器硬件装置安装在机器人末端,令机器人按照预定规划的路线连续运动,实现检测过程自动化。

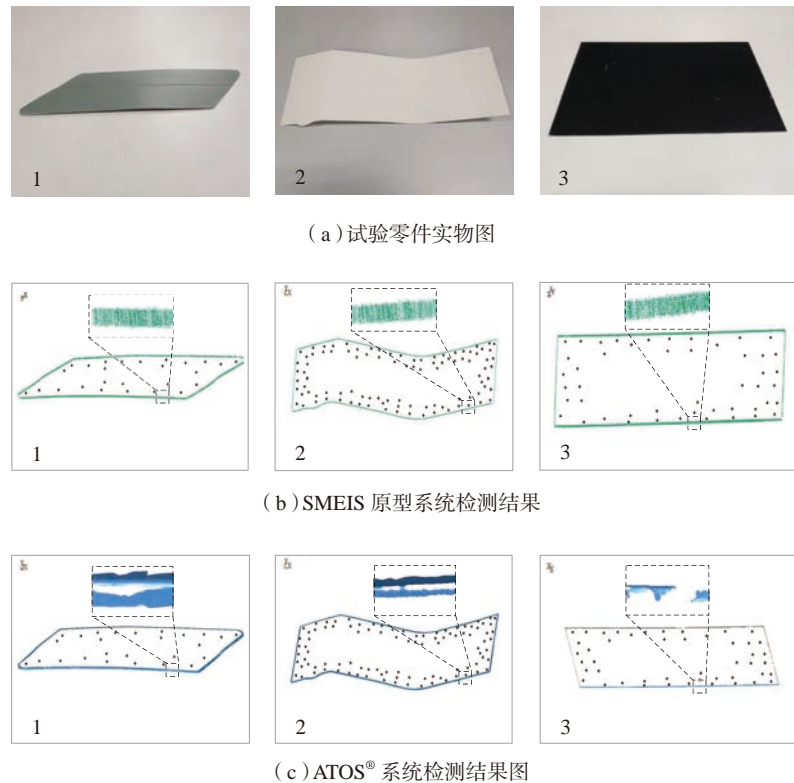


图13 试验零件实物及检测结果
Fig.13 Test parts and inspection results

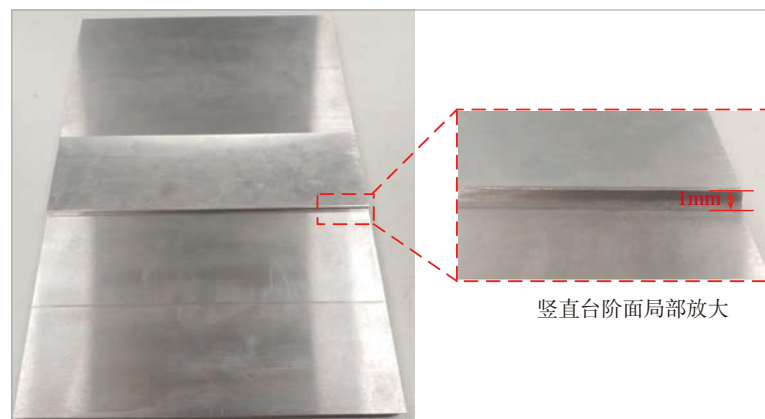


图14 精度验证试验对象实物
Fig.14 Test object of accuracy verification

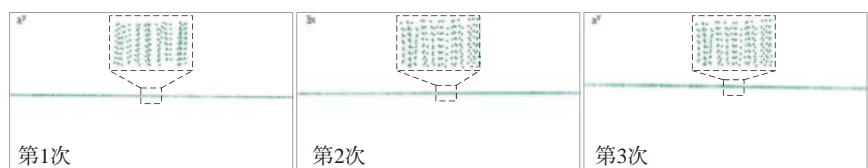


图15 垂直台阶面检测结果
Fig.15 Inspection results of test objects

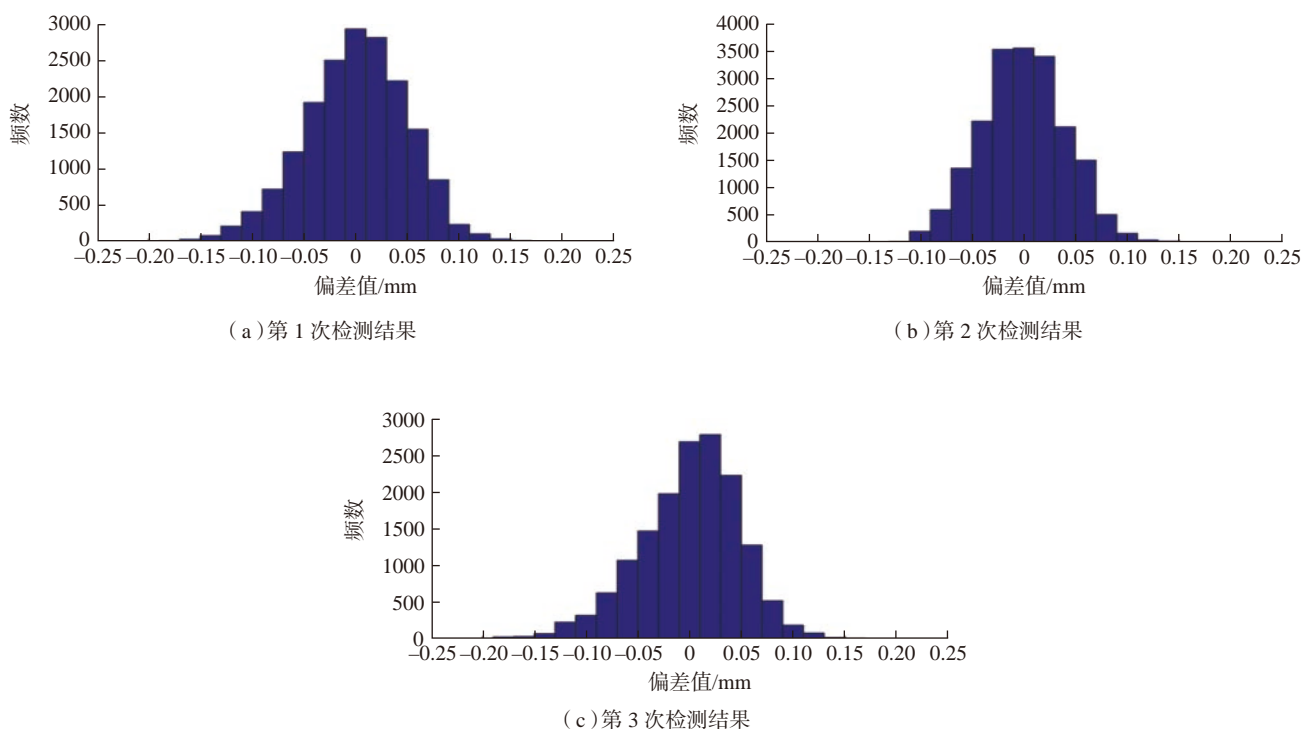


图16 竖直台阶面检测结果平面偏差分布直方图
Fig.16 Plane deviation histogram of inspection results

表2 竖直台阶侧面第1次检测结果平面偏差
Table 2 Plane deviation of first inspection results

偏差方向	最大值/mm	平均值/mm	标准差/mm
负向	-0.2161	-0.0409	0.0324
绝对	0.2161	0.0394	0.0301
正向	0.1970	0.0381	0.0276

表3 竖直台阶面第2次检测结果平面偏差
Table 3 Plane deviation of second inspection results

偏差方向	最大值/mm	平均值/mm	标准差/mm
负向	-0.1230	-0.0326	0.0239
绝对	0.1848	0.0328	0.0245
正向	0.1848	0.0330	0.0251

表4 竖直台阶面第3次检测结果平面偏差
Table 4 Plane deviation of third inspection results

偏差方向	最大值/mm	平均值/mm	标准差/mm
负向	-0.1964	-0.0417	0.0345
绝对	0.2148	0.0383	0.0302
正向	0.2148	0.0355	0.0259

参考文献

[1] 王俊彪,刘闯,宋利康,等. 钣金件数字化制造技术及其应用[J]. 航空制造技术, 2011, 54(9): 32-35.
WANG Junbiao, LIU Chuang, SONG Likang, et al. Digital manufacturing technology of sheet metal part and its application[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(9): 32-35.

[2] 刘闯,王俊彪,黄俊勇. 飞机钣金零件数字化制造系统及其应用[J]. 航空制造技术, 2008, 51(16): 34-37.
LIU Chuang, WANG Junbiao, HUANG Junyong. Digital manufacturing system for aircraft sheet metal component and its application[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(16): 34-37.

[3] 陈博. 飞机钣金件外形数字化检测系统研发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
CHEN Bo. Research on digital detection

technology for the shape of aircraft sheet metal parts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.

[4] 刘闯, 范玉斌, 王俊彪. 飞机钣金成形信息化现状与关键技术解决途径[J]. 航空制造技术, 2016, 59(13): 26-31.

LIU Chuang, FAN Yubin, WANG Junbiao. Research and approach to key technology of aircraft sheet metal forming informationization[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(13): 26-31.

[5] 李春, 李琳, 邹焱飏, 等. 基于机器视觉的钣金件缺陷在线检测算法[J]. 制造业自动化, 2016, 38(7): 56-59.

LI Chun, LI Lin, ZOU Yanbiao, et al. An on-line defect inspection algorithm of sheet metal parts based on machine vision[J]. Manufacturing Automation, 2016, 38(7): 56-59.

[6] 闻战胜. 飞机钣金件数字化检测中的模型配准技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.

WEN Zhansheng. Research on model registration in digital inspection for aircraft sheet metal part[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.

[7] BREZINA I. Coordinate measuring machines and systems[J]. Measurement, 1997, 20(4): 287.

[8] 吴晓峰, 张国雄. 室内GPS测量系统及其在飞机装配中的应用[J]. 航空精密制造技术, 2006, 42(5): 15-19.

WU Xiaofeng, ZHANG Guoxiong. Indoor GPS measurement system and its application in aircraft assembly[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2006, 42(5): 15-19.

[9] 戴永江. 激光雷达原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

DAI Yongjiang. Principles of laser radar[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.

[10] 刘华. 视觉定位关键技术及其在飞机装配中的应用研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.

LIU Hua. Study on key techniques of visual positioning and its application in aircraft assembly[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019.

[11] ARUN K S, HUANG T S, BLOSTEIN S D. Least-squares fitting of two 3-D point sets[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1987, 9(5): 698-700.

通讯作者: 张丽艳, 教授、博士生导师, 研究方向为三维数字化测量, E-mail: zhangly@nuaa.edu.cn。

Technique Research and System Development for Sheet Metal Edge Inspection Based on Binocular Vision

LIU Zhiyuan, ZHANG Liyan

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] Aiming at the real-time and precise inspection of sheet metal part edges, a binocular vision-based inspection system that mainly consists of two CMOS cameras and multiple line laser transmitters is developed. The hand-held inspection device is continuously moved around the edge of the measured sheet metal part with the circular marks on the surface, while the line laser transmitters project laser stripes to the edge of the sheet metal part. The cameras acquire the synchronized image pair in real time and transmit them to the computer. The system software performs incremental 3D reconstruction of the laser stripe centers on the sheet metal edge in real time via parallel processing. The workflow, software and hardware structure of the system are introduced. The key techniques such as real-time extraction of laser stripe center points and real-time registration of the 3D measurement points are discussed in detail. The inspection speed of the developed system is verified to be more than 30fps, and the measurement points on the sheet metal edges output by the system is of high quality. Moreover, experiments on a planar side wall with 1mm thickness shows that the mean inspection error of SMEIS system is about 0.04mm, and the standard deviation is about 0.03mm.

Keywords: Sheet metal edge; Binocular vision; Line laser; Real-time inspection; Three-dimensional reconstruction

(责编 阳光)

基于模型的民用航空发动机几何尺寸数字化检测技术研究*

王振兴, 曹 玮, 金 炜, 郑芳芳

(中国航发上海商用航空发动机制造有限责任公司, 上海 201306)

[摘要] 针对传统的零部件几何尺寸检验方式已不能适应未来民用航空发动机的生产模式,研究了 PMI (Product Manufacturing Information) 识别、检测路径创建和三维报告发布等基于模型的数字化检测技术。该技术可节省检测编程时间和降低人员编程经验不足带来的影响,提高检测效率和检测结果的一致性,同时利用设计、工艺与检验间统一的模型数据实现民用航空发动机设计与制造间的快速协同。最后通过案例测试,验证了该方法在民用航空发动机零部件几何尺寸检测应用中的可行性。

关键词: 基于模型的定义(MBD); 民用航空发动机; 几何尺寸; 数字化检测; 产品制造信息(PMI)

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.040



王振兴

博士,工程师,研究方向为几何尺寸数字化智能化检测。

民用航空发动机作为高度复杂热力机械动力装备,其系统集成度高、结构设计复杂、安全性和经济性指标要求高、对质量和可靠性追求极致,这要求民用航空发动机的全生命周期都要实行质量的可追溯性。传统基于纸质媒介流转、人工识图、手动测量、单点记录的检验模式因工作重复率高、效率低、测量一致性低、误差大、测量数据缺乏有效管理、过程状态难追溯、历史数据难利用、无法形成有效的质量控制闭环反馈系统等缺陷^[1-3],已不能满足新型民用航空发动机制造质量保证要求。随着 MBD (Model Based Definition) 技术在工业领域的推广和智能制造技术的迅猛发展,航空发动机的研制生产模式发生了新的变化:在设计环节,实现了从单一的三维模型到基于模型的全三维化产品定义的转变;在工艺环节,从纸质的二维手工编制向基于知识的全三维结构化自动设计

方向跨越;在生产环节,已开始逐步实现基于模型的三维装配工艺^[4-5],并开始研究基于模型的数字化检测技术^[6-7]。当前,基于模型的数字化生产方式已开始逐渐在航空发动机研制过程进行推广^[8]。特别是在中国制造 2025 大背景下,航空发动机及燃气轮机作为“百大工程之首”,未来几年将作为我国制造业领域的重点突破方向,而基于模型的智能制造模式已成为民用航空发动机生产方式的发展趋势^[9-12]。传统的零部件几何尺寸检验方式已不能适应未来民用航空发动机的生产模式,开发基于模型的民用航空发动机几何尺寸数字化检测技术势在必行。

目前在基于模型的航空发动机数字化检测技术研究方面,张露等^[6]针对复杂零件中异型特征位置度无法测量的问题,研究了基于 MBD 的数字化检测解决方案,但仅对基于模型的数字化检测技术进行单点应

* 基金项目: 民用飞机专项科研项目(MJ-2016-J-92)。

用介绍,缺少对具体的实施过程的详细论述,本文在此研究的基础上,结合国内民用航空发动机研发生产模式向基于模型的智能生产模式转变的背景^[10-12],针对民用航空发动机零部件几何尺寸检测环节,研究基于MBD模型的数字化检测技术的具体实现过程。

基于模型的几何尺寸检测关键技术

基于模型的民用航空发动机数字化检测技术研究的主要目的为高效协同民用航空发动机设计、工艺和检验等业务流程,提高民用航空发动机正向研发能力。其核心思想为通过将包含产品制造信息 PMI (Product Manufacturing Information) 的 MBD 模型作为单一信息源和连续载体,实现设计、工艺和检验的高效协同,提高产品生产质量管控能力,其总体方案如图 1 所示。通过获取设计和工艺发布标注 PMI 的设计模型和工艺模型,检测端对模型 PMI 进行识别、对零件测量特征进行检测规划、对检测程序进行快速编制、对检测数据进行收集与分析以及报告发布等,从而形成民用航空发动机设计、制造和检测相贯通的全三维数字化生产模式。本文重点对模型的 PMI 识别、检测路径创建等开展了研究,并结合研究开展了面向测量机的代码编译和后处理、三维检测报告发布以及软件二次开发。

1 PMI 识别

识别模型中的有效 PMI 信息是实现基于模型的检测自动编程的基础。PMI 信息的基本识别流程如下:首先,在识别 PMI 信息前,需要对设计模型进行必要的合规性检查和规范化处理,如对几何特征及其关联的 PMI 信息进行编号;然后,通过与设计平台,如 NX 软件共平台的 CMM 模块,读取设计下发的主模型(含几何特征和 PMI);最后,利用

NXCMM 模块中的链接 PMI 功能识别 PMI 信息及相关联的几何特征。PMI 的识别流程如图 2 所示。

识别完成 PMI 信息及其关联的几何特征后,便可为对应几何体创建检测特征和检测路径,并通过读取 PMI 的公差信息控制框自动为几何体创建评价信息,为尺寸测量做准备。

2 检测路径创建

检测路径创建主要包括测量特征创建、单特征测点规划、单特征检测路径规划、多特征间检测路径规划和检测路径发布,其创建基本流程如图 3 所示。

(1) 测量特征创建。

在 PMI 信息识别完成后,通过读取 PMI 信息及其关联的几何特征,

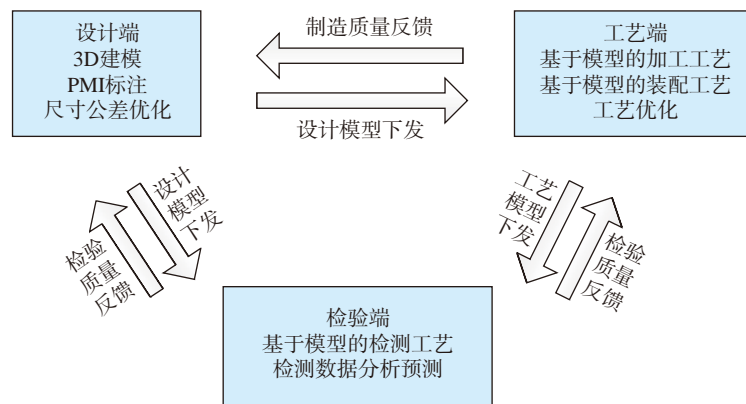


图1 基于模型的产品质量管控

Fig.1 Model-based product quality control

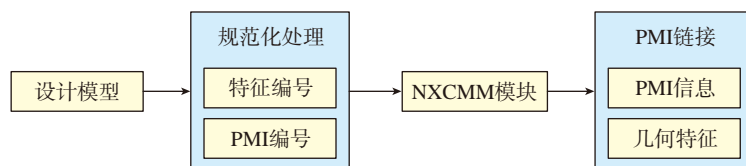


图2 PMI识别流程

Fig.2 PMI identification process

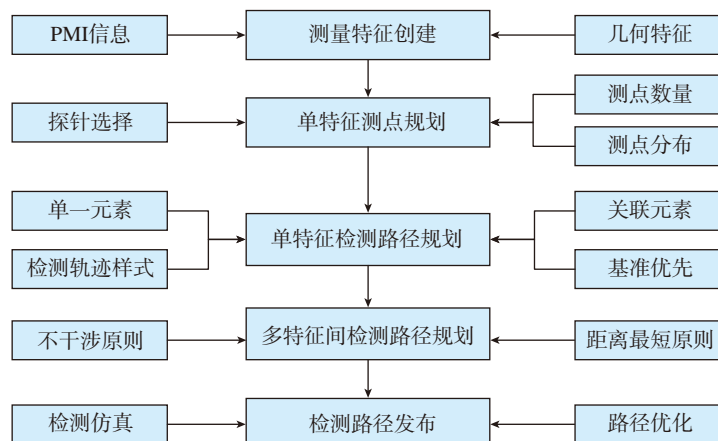


图3 检测路径创建流程

Fig.3 Creation process of inspection path

可进行测量特征创建。基本的测量特征有点、线、面、圆、球和圆柱等几何元素,以及直线度、平面度、圆度、圆柱度、垂直度、倾斜度、平行度、位置度、对称度和同心度等形位公差。当测量特征创建完成后,下一步需要对测量特征的测点和测量路径进行规划。

(2) 单特征测点规划。

对于单特征,需要依据被测特征特点以及尺寸公差的要求,进行测点数和测点分布的合理规划,并在此基础上依据测量可达性,选择合适的测头。单特征测点规划时,应综合考虑各特征的测量精度和效率。此外,对于扫描测量方式,测点的规划只需考虑扫描路径上的起始点、矢量点和终点即可。

(3) 单特征检测路径规划。

对于单一基本几何元素(如点、线、面、圆等)和单一元素的形位误差(如直线度公差、平面度公差、圆度公差、圆柱度公差等),其单特征检测路径在测点规划完成后,通过设置检测轨迹样式,其测点路径将顺次生成。而对于一些较为复杂的关联元素形位公差(如平行度公差、垂直度公差、倾斜度公差、同轴度公差、对称度公差、位置度公差等),其单特征检测路径需要分别先对两个关联元素单独创建测点规划,再进行关联元素间检测路径规划。关联元素间检测路径规划时,应按设计要求的基准优先顺序依次关联。

(4) 多特征间检测路径规划。

通常待测零件上的被检特征为多个,为使检测过程安全高效,多特征间检测路径规划时应首先考虑各特征间切换时测头与零件和夹具等不发生干涉,必要时在各特征间设置安全点,以提高检测过程的安全性;其次,在保证路径安全性前提下,多特征间检测路径规划时应考虑距离最短原则,即多特征间检测路径之和最小,以提高测量效率,减少测头在

各特征间的转换时间。

(5) 检测路径发布。

当单特征和多特征检测路径创建完成后,为确保整个检测过程能够安全高效执行,在检测路径发布前还需要进行仿真和优化。通过仿真可直观地检查各被检特征的测量路径是否合理,测头与机床、工件和夹具间是否干涉。通过仿真还可以对检测路径进一步优化,在考虑安全性的前提下提高测量效率。

3 代码编译和后处理

当被测件的检测路径创建完成后,需要将其路径代码编译成通用的测量机编程语言,以适应不同测量机的要求。DMIS 作为当前主流的三坐标机测量编程语言,可实现跨平台的调用。本文以 DMIS 语言为基础对检测路径代码进行编译,同时考虑具体坐标测量机的特点开发相应的测量程序后处理模块。

4 三维检测报告发布

为使检测结果更加直观地表达,在 MBD 模型上直接标注检测结果信息,形成可视化的三维检测报告,以提高零件检测结果的可读性。为此,在传统报告的基础上,本文进一步研究三维报告输出形式。其基本思路为通过三维标签的形式和虚拟测点的方式在零件模型中展示对应尺寸的检测信息,单尺寸的三维标签通过指引线的方式和特征关联,如图 4 所示。

5 二次开发

为实现上述过程,本文在 VS2015 平台上,结合 NXCMM、VB、Post

Builder 等软件模块,实施了面向基于模型的数字化检测系统的二次开发,二次开发流程如图 5 所示。

本文通过二次开发在 NXCMM 软件中增加了 PMI 链接器和后处理功能、测点数据分析功能和图形报告功能。其中 PMI 连接器功能集成了 PMI 信息的识别、检测路径规划等功能;后处理功能集成了代码编译和后处理功能;测点数据分析功能和图形报告功能可完成三维检测报告的发布。二次开发软件可实现基于模型的检测路径规划和测量代码自动生成,降低人员的检测编程工作强度,显著节省检测编程时间和降低人员编程经验不足带来的影响。此外,二次开发软件还可针对具体零件形成检测模板,规范和统一检测路径和测量参数配置,从而提高不同检测设备和人员间检测结果的一致性。最后,通过与民用航空发动机产品数据管理(Product Data Management, PDM)系统集成,二次开发软件可直接从 PDM 系统中下载设计模型和工艺模型,并将检测结果和报告上传至 PDM 系统,既保证了检测所用模型数据与设计 and 工艺模型数据的统一,又实现了检测结果的快速反馈,从而实现设计与制造间的快速协同。

案例验证

1 验证条件

验证案例采用某型号核心机滑油轴承腔通风管路上的一个典型四通管接头零件,其设计模型如图 6 所示。四通管接头是核心机滑油轴承

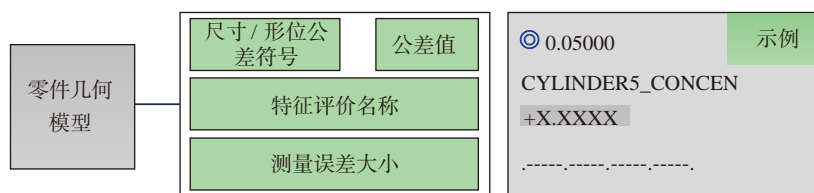


图4 三维检测信息展示

Fig.4 3D inspection information show

腔通风管路上的一类重要零件,主要用于油气混合物的流通,为了保证管接头良好的密封性,该类零件对尺寸精度的要求通常较高,因此,有必要对该类零件的加工尺寸进行检测,以保证零件加工满足设计要求。

为验证所提检测流程的可行性,借助光固化成型机试制了该四通管接头。最终成型后的管接头物理样件如图 7 所示。

选用的测量平台为复合式影像测量仪,如图 8 所示,该设备具有光学影像测量和接触式探针测量模式,其中接触式探针测量模式与常规三坐标探针测量模式相同。本文选用该仪器的接触式探针测量模式,其主要技术指标见表 1。

2 PMI 识别

考虑复合式影像测量仪的实际测量能力,首先对四通管接头 MBD 设计模型的 PMI 信息进行了一定的甄别,从中选择了较为典型的测量尺寸,并对选中的尺寸进行相应的语法规则检查和规范化处理,以保证后续编程时不会出现因图纸标注错误而产生修改。实际选中的四通管接头设计模型的测量尺寸及对应 PMI 信息识别后的结果如图 9 所示。

3 检测路径创建

为更加直观地展示检测路径规划过程,本文构建了与实际测量工况相一致的虚拟环境。实际测量工况如图 10 (a) 所示。对实际测量工况进行分析,发现影响测量路径规划的主要因素为测量机测头、工装和四通管接头。为此,本次测量任务所构建的虚拟测量环境如图 10 (b) 所示。

设置完成零件的虚拟检测环境后,便可加载零件的编程模板,通过编程模板可为零件指定粗基准和精基准,实现零件测量坐标系的建立。建立零件测量坐标系后,零件在坐标测量机中的方位便已确定,在此基础上通过链接 PMI 操作,软件自动识别模型上的 PMI 信息,并同步完成

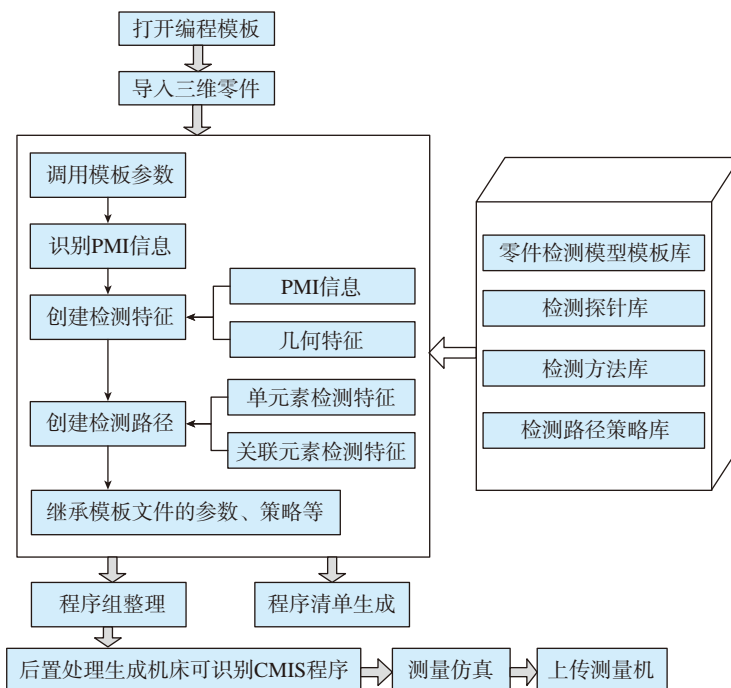


图5 二次开发流程

Fig.5 Secondary development process

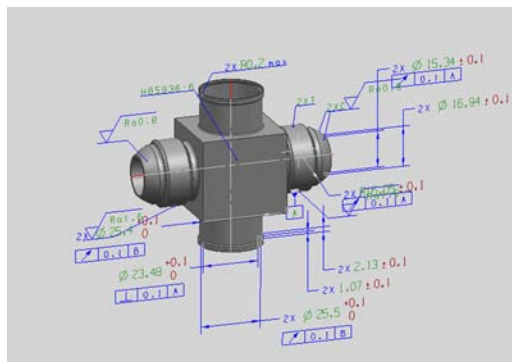


图6 四通管接头设计模型

Fig.6 Design model of four-way pipe joint



图7 四通管接头实物样件

Fig.7 Physical sample of four-way pipe joint

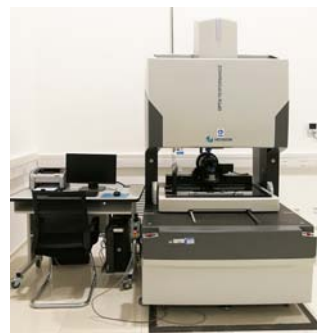


图8 复合式影像测量仪

Fig.8 Composite image measuring instrument

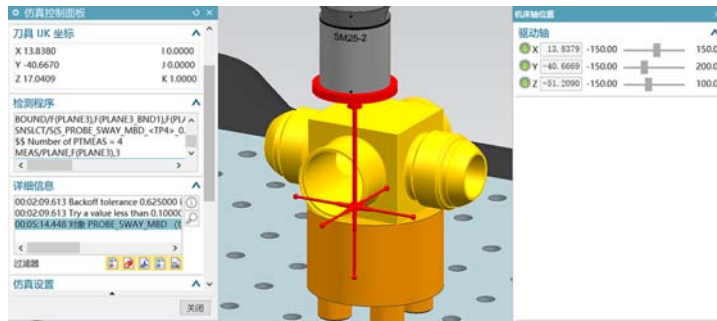


图12 碰撞检测

Fig.12 Collision detection

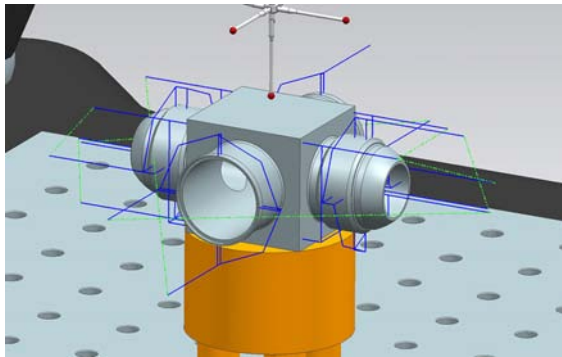


图13 四通管接头检测路径发布

Fig.13 Release of four-way pipe joint inspection path

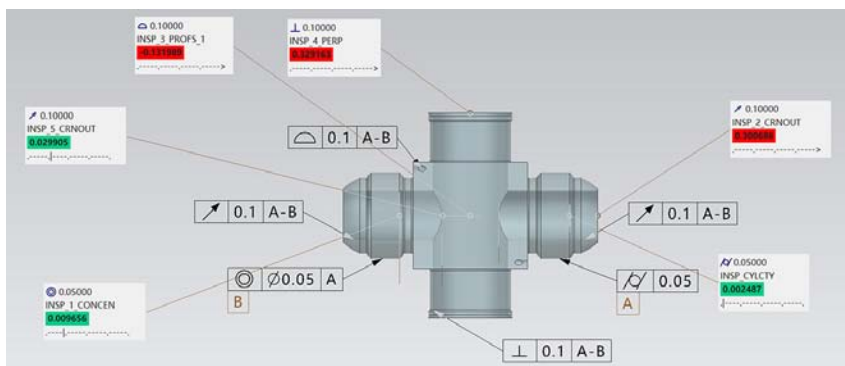


图14 四通管接头三维检测报告

Fig.14 Three-dimensional inspection report of four-way pipe joint

(3) 利用设计、工艺与检验间统一的模型数据,利于实现民用航空发动机设计与制造间的快速协同,为后续基于模型的民用航空发动机设计、制造和检验一体化生产模式的全面推行奠定了重要的技术基础。

不过,本文的研究还仅局限在基于模型的 PMI 信息识别、检测路径

规划和检测结果的三维可视化等几个方面,还不能全面满足基于模型的民用航空发动机设计、制造和检验一体化的需求,后续还需加强以下 3 个方面的研究:

(1) MBD 模型的深度延用研究,通过对前后端检测流程的调研,规划定制 MBD 模型应用服务,拓展

MBD 模型在民用航空发动机制造检测过程中的应用深度和广度;

(2) 检测设备深度集成研究,通过梳理民用航空发动机装配流程所涉及的检测设备及仪器,进一步研究基于模型的检测技术与不同检测设备和仪器的有效集成,以使所涉及的设备和仪器统一采用基于模型的检测模式;

(3) 设计、制造和检验等信息化管理系统的有效集成研究,以二维图纸为核心的传统航空发动机设计、制造和检验的生产方式已无法满足民用航空发动机基于模型的企业(MBE)和智能工厂建设需求,未来将逐步向以标注 PMI 的 MBD 作为唯一核心,以此贯通民用航空发动机设计、制造和检验全流程的生产模式进行转变,故需将基于模型的检测技术更好地集成到企业设计、制造和检验管理系统中,以便实现设计、工艺和检验的深度融合,以及正向研发过程的快速迭代。

参考文献

[1] 刘小方. 复杂武器装备数字化质量检验系统构建分析[J]. 计算机仿真, 2015, 32(3): 19-22.

LIU Xiaofang. Analysis of establishing digital quality inspection system for complicated military equipment[J]. Computer Simulation, 2015, 32(3): 19-22.

[2] 刘检华, 孙连胜, 张旭, 等. 三维数字化设计制造技术内涵及关键问题[J]. 计算机集成制造系统, 2014, 20(3): 494-504.

LIU Jianhua, SUN Liansheng, ZHANG Xu, et al. Connotation and key problem of three-dimensional digital design and manufacturing technology[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2014, 20(3): 494-504.

[3] 郭建华, 李新保. 基于三维模型的雷达结构件数字化检测技术应用[J]. 电子机械工程, 2019, 35(2): 61-64.

GUO Jianhua, LI Xinbao. Digital inspection technology and application of

radar structure parts based on 3D model[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2019, 35(2): 61-64.

[4] 唐秀梅, 李海泳, 徐金梅. 基于 MBD 技术的航空发动机制造数字化工艺准备应用[J]. 航空制造技术, 2013, 56(21): 54-56.

TANG Xiumei, LI Haiyong, XU Jinmei. Technological planning application of MBD in aeroengine manufacturing enterprise[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(21): 54-56.

[5] 程振阳. 航空发动机机加工工艺执行可视化技术研究与实现[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.

CHENG Zhenyang. Research and realization on visualization of aero-engine machining process execution[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.

[6] 张露, 单纯利, 王呈, 等. 基于 MBD 模型的航空发动机零件检测技术[J]. 测控技术, 2015, 34(2): 144-147.

ZHANG Lu, SHAN Chunli, WANG Cheng, et al. Inspection technology of aero-

engine parts based on MBD model[J]. Measurement & Control Technology, 2015, 34(2): 144-147.

[7] 张露, 陈雷, 张积瑜, 等. 基于模型大扭角叶片的三维矢量测量技术[J]. 航空精密制造技术, 2016, 52(6): 46-48, 53.

ZHANG Lu, CHEN Lei, ZHANG Jiyu, et al. 3D vector measuring technology based on model in blades[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2016, 52(6): 46-48, 53.

[8] 饶有福. 基于模型的企业(MBE)在航空业的实践与发展[J]. 航空制造技术, 2015, 58(18): 89-91.

RAO Youfu. Application and development of model-based-enterprise (MBE) in aviation industry[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(18): 89-91.

[9] 陈冰. 面向智能制造的航空发动机协同设计与制造[J]. 航空制造技术, 2016, 59(5): 16-21.

CHEN Bing. Collaborative design and manufacturing of aeroengine oriented to smart manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing

Technology, 2016, 59(5): 16-21.

[10] 苏巧灵. 国内外智能制造的发展及对我国商用航空发动机发展的启示[J]. 航空制造技术, 2017, 60(18): 54-61.

SU Qiaoling. Development of intelligent manufacturing and its impact on commercial aircraft engine manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(18): 54-61.

[11] 张玉金. 基于 MBD 的商用航空发动机数字化设计与制造技术实施方法[J]. 航空制造技术, 2018, 61(22): 62-68.

ZHANG Yujin. Study of construction method for commercial aero-engine design and manufacturing based on MBD[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(22): 62-68.

[12] 王岭. 商用航空发动机智能制造研究与探索[J]. 航空发动机, 2019, 45(3): 91-98.

WANG Ling. Research and exploration on intelligent manufacturing of commercial aeroengine[J]. Aeroengine, 2019, 45(3): 91-98.

通讯作者: 王振兴, E-mail: wzx756@163.com。

Research on Digital Inspection Technology of Geometry Size for Commercial Aero-Engine Based on Model

WANG Zhenxing, CAO Wei, JIN Wei, ZHENG Fangfang

(AECC Shanghai Commercial Aircraft Engine Manufacturing Co., Ltd, Shanghai 201306, China)

[ABSTRACT] For the reason that the traditional geometrical size inspection of workpiece was not suitable for the future production of commercial aero-engine, some key digital inspection technologies of geometrical size of commercial aero-engine based on model, including PMI (product manufacturing information) recognition, inspection routing creation, release of the three-dimensional report and so on, were researched in the paper. The method could save the inspection programming time and reduce the impact caused by work staff's lack of programming experience, which could improve inspection efficiency and consistency of inspection results. Meanwhile, the method was good for realizing fast collaboration between design and manufacturing of commercial aero-engine by using the uniform model data among design, technology and inspection. Finally, the applicability of the proposed method for the inspection of workpiece geometrical size of commercial aero-engine was validated by a case verification.

Keywords: Model Based Definition (MBD); Commercial aero-engine; Geometrical size; Digital inspection; Product Manufacturing Information (PMI)

(责编 阳光)

基于SVM的三维对缝点云间隙阶差提取方法

张波¹,李泷杲¹,郝龙¹,主逵²

(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016;

2. 深圳市劲拓自动化有限公司, 深圳 518216)

[摘要] 飞机装配中产生的间隙阶差都有具体要求, 间隙阶差的提取精度保证了装配的质量。针对因缝隙的尺寸不均匀、数据采集存在噪声导致难以精确提取间隙阶差的问题, 提出了一种基于支持向量机(Support Vector Machine, SVM)的三维对缝点云间隙阶差提取方法。首先根据对缝点云分布特点, 建立间隙阶差数学模型, 明确所需提取的特征点; 其次根据数模的边界进行测量点规划与离散, 以测量点为几何中心, 利用主成分分析(Principal Component Analysis, PCA)与包围盒法提取出子点云; 接着调整SVM超平面, 分割点云; 然后对点云三角划分, 根据单边准则提取点云边界点, 根据边界点、超平面的几何关系提取边缘点与临界点; 最后根据间隙阶差的数学模型, 提取间隙阶差值, 并设计试验验证了该算法的精度与稳定性。试验表明: 该方法的间隙测量均值误差在0.03mm以下, 阶差测量均值误差在0.02mm以下。

关键词: 点云分割; 支持向量机(SVM); 特征点; 间隙阶差; 主成分分析(PCA)

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.047



张波

硕士研究生, 研究方向为飞机装配。参与了南京航空航天大学与某航空企业合作的飞机装配测量技术课题, 主要负责点云数据处理及结果分析的软件开发。

飞机各零部件装配产生的间隙阶差对气动外形的可靠性起关键作用, 对超音速飞机与隐形飞机影响更为突出。因此, 间隙阶差的精确提取在飞机检测中显得十分重要。随着数字化测量设备的进步, 国内外对间隙阶差提取技术研究也愈加深入。

国外对间隙阶差提取技术研究十分成熟, 其中激光测量技术因为其速度快、精度高、适应性强等优点成为提取间隙阶差的主流方向。Kosmopoulos等^[1]构建了双红外LED灯的双目视觉测量系统, 利用CCD相机接受反射光以获取间隙阶差。Yi等^[2]构建了基于结构光的双目视觉测量系统, 针对双目视觉效率低的问题, 对结构光调制后的图像差分进行积分来提取光条中

心, 克服了由于激光亮度低所带来的较大误差, 实现了低照度的精确测量。Yakup等^[3]通过拍摄间隙的图像, 应用霍夫变换确定通过边缘像素的边线来计算间隙。Tran等^[4]构建多线结构光的单目视觉测量系统, 将线特征数字化, 进行期望计算, 排除不合格的图像, 使用剩下的图像计算间隙阶差, 该系统对噪声具有较好的鲁棒性。国外相关应用设备有英国Gapgun系列与德国8Tree公司的stepCHECK等。

国内对间隙阶差的提取技术也进行了许多研究。沈昌力^[5]、张卡^[6]均基于线结构光展开蒙皮对缝间隙阶差视觉测量技术的研究, 但单线结构光与对缝的夹角对此类方法影响较大, 不具备平均效应。陈松林等^[7]

采用光栅投影的方法测量蒙皮对缝,依靠非必要特征间的间隙零点提取特征,此方法局限性强。严成等^[8]基于三维点云提取飞机蒙皮间隙阶差,以扫描线序列点欧氏距离提取特征点,点云质量影响较大,可靠性不足。

针对上述不足,本文对间隙阶差提取方法做出了改进。首先根据数模边缘进行测量位置点规划;其次采用PCA与包围盒法分割子点云;再调整SVM超平面,分割点云;然后对点云三角划分,结合超平面提取边界点、边缘点及临界点;最后根据数学模型提取间隙阶差。该方法提高了特征点提取的精度与可靠性,不受跳点、间断点等点云缺陷的影响,降低了点云质量对间隙阶差提取精度的影响。

数学模型建立

针对T-scan采集数据的特点,建立了间隙阶差的数学模型,如图1所示。对缝结构的实测阶差计算方法如下:保持平面 α (设方程为 $ax+by+cz+d=0$)法向不变,将平面 α 平移至经过右侧临界点 $q_{i2}(x_2, y_2, z_2)$,点 q_{i2} 到平面 α 的欧式距离即为第 i 条扫描线的实测阶差 $flush_i$ 。

$$flush_i = \frac{|ax_{i2} + by_{i2} + cz_{i2} + d|}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} \quad (1)$$

$$实测阶差值为 flush = \frac{\sum_{i=1}^m flush_i}{m}$$

其中, $1 \leq i \leq m$, m 为扫描线数。

实测间隙计算方法如下:将边缘点 p_{i0} 投影至平面 α ,得到点 p_{i0}' 。将边缘点 l_{i0} 投影至平面 α ,得到点 l_{i0}' 。记 $p_{i0}'l_{i0}'$ 的点间距即为该扫描线实测间隙 gap_i 。

$$实测间隙值则为 gap = \frac{\sum_{i=1}^m gap_i}{m}$$

其中, $1 \leq i \leq m$ 。

考虑到T-scan扫描线点云存在的点间距会导致对缝结构件的实测边缘点与理论边缘有一定的距离,其最大误差为2倍的点间距,根据试验取经验偏置系数为1.4, ρ 为点间距,则

$$gap = \frac{\sum_{i=1}^m gap_i}{m} - 1.4\rho \quad (2)$$

根据图1数学模型可知需要提取边缘点、临界点及平面 α 的拟合点(图1中平面 α 为两侧平面点拟合平面; q_{i1} 、 q_{i2} 为临界点; p_{i0} 、 l_{i0} 分别为两侧的边缘点; p_{i0}' 、 l_{i0}' 为边缘点到平面的投影点)。

点云分割

对缝结构检测时采集的三维点云数据量较大,结构两侧一般存在微小曲率,沿对缝边界各个位置点的间隙阶差也不相同。因此,要提取各位置点处于子点云间隙阶差值,需提取缝隙边界,进行测量点规划,然后根据各个测量位置点,分割相应的子点云进行后续处理。

1 测量位置规划

数模与点云数据通过基准对齐后,数模缝隙边界离散点为测量点。当不存在对齐基准时采用交互式选取。本文以数模缝隙边界离散点为测量点,采用等弦长离散法获取离散点,其相邻离散点的距离相等,设当前离散节点 $F_i = F(t_i)$,离散弦长为 ΔL ,下一离散节点 $F_{i+1} = F(t_{i+1})$,则按照如下方法对曲线进行等弦长离散:以 F_i 为圆心,做半径为 ΔL 的圆,圆与曲线的交点即为 F_{i+1} ,各离散点作为对缝测量点 P ,如图2所示。

2 包围盒分割

对缝结构各位置装配时所受约束不均匀,导致各处间隙阶差不同。考虑存在微小曲率,在测量点 P 处建立AABB包围盒分割出子点云^[9]。由T-scan扫描线的宽度、线间距、点间距,可以将包围盒的长度 L 设为扫描线宽度的1/2、宽度 W 设为线间距的30倍、高度 H 可设为适当的固定值。

2.1 PCA法向量估计

建立包围盒需要提取出点云的主法向,基于PCA算法估计点云主法向是将子点云每个点 k 邻域拟合最小二乘平面,将拟合平面的法向量作为该点的法向量^[10-11]。对于点 p 的 k 邻域的拟合局部平面问题可以转化为局部邻域协方差矩阵 M 进行特征值分界, M 最小特征值对应的特征向量即为点 p 的法向量, p 点的局部邻域协方差矩阵如

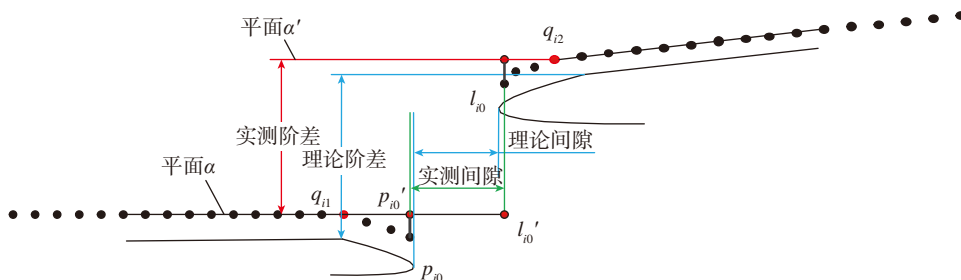


图1 间隙阶差数学模型

Fig.1 Mathematical model of gap and flush

式(3)所示。

$$M = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (p_{ij} - \bar{p}) \cdot (p_{ij} - \bar{p})^T \quad (3)$$

式中, \bar{p} 为局部邻域重心。

以测量点 P 为球心, 包围盒宽度 W 为直径, 取 P 点的局部邻域 G_1 。对 G_1 的所有点构建 k 邻域, 半径为 r (取 0.8mm)。根据 PCA 算法, 估计 G_1 所有点的法向量, 视点方向统一, 对所有法向量进行最小二乘滤波去除杂点, 并取中值, 获取局部邻域 G_1 的单位法向量 \bar{e}_k 。当对缝两侧为小曲率时, G_1 的单位法向量 \bar{e}_k 与对缝两侧平面点拟合平面的法向量夹角在 1.52° 以下, 满足法向对齐要求。

2.2 提取子点云

根据 PCA 估计出的法向, 以单位法向量 \bar{e}_k 作为以 P 为原点的坐标系的 z 轴, 以扫描线方向为 x 轴, 其单位向量为 \bar{e}_i , 则 y 轴单位向量为 $\bar{e}_j = \bar{e}_k \times \bar{e}_i$, 根据右手定则建立以点 P 为原点的坐标系 S_1 。在 S_1 坐标系下包围盒两个顶点坐标为 $p_{\min} = [-L, -W, -H]$, $p_{\max} = [L, W, H]$, 根据式(4)对 S_1 下的 p_{\min} 、 p_{\max} 进行坐标变换, 得到在原世界坐标系 S 下的两顶点的坐标。

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = T \cdot \begin{bmatrix} x_{s1} \\ y_{s1} \\ z_{s1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{s1} \\ y_{s1} \\ z_{s1} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$T = [\bar{e}_i, \bar{e}_j, \bar{e}_k]$$

通过世界坐标系 S 下包围盒两个顶点, 建立 $AABB$ 包围盒分割点云。其中, $AABB$ 包围盒的内点满足条件: $x_{\min} \leq x \leq x_{\max}$, $y_{\min} \leq y \leq y_{\max}$, $z_{\min} \leq z \leq z_{\max}$, 如图 3 所示, 满足上述条件的点即为子点云。

3 对缝点云分割

严成等^[8]以点与点之间的欧式距离来区分各扫描线, 然后以每条扫描线的相邻点欧式距离来区分左右

两侧的点云, 并筛选特征点。此方法不仅计算量大, 可靠性也很低, 无法避免数据中跳点、间断点的影响, 这会导致错误判断点的归属, 造成特征点提取不准确, 如图 4 所示。

针对上述不足, 采用二分类问题中表现优异的 SVM 算法进行分类^[12-13]。提取对缝两侧点云的边缘点需要准确分割两侧点云数据, 采用 SVM 分类模型直接分类并不能保证分类的准确率, 故对 SVM 算法得出的超平面进行调整后分类, 分类流程如图 5 所示。

3.1 SVM 获取超平面

SVM 超平面方程可以表示为: $\omega^T x + b = 0$, 其中 $\omega = (\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_d)$ 为法向量; b 为位移项, 决定超平面与原点的距离。

$\phi(x)$ 为 x 映射后的特征向量, 超平面的约束参数 ω 和 b 满足式(5)。

$$\begin{aligned} \text{s.t. } & y_i (\omega^T \phi(x) + b) \geq 1, \\ & y_i = \pm 1; i = 1, 2, \dots, m \end{aligned} \quad (5)$$

通过求解式(5)得到最大间隔划分超平面所对应的模型为: $f(x) = \omega^T \phi(x) + b$ 。

将支持向量回归(SVR)问题形式化以下约束问题进行求解:

$$\begin{aligned} \min_{\omega, b, \xi, \hat{\xi}} & \frac{1}{2} \|\omega\|^2 + C \sum_{i=1}^m (\xi_i + \hat{\xi}_i) \\ \text{s.t. } & f(x_i) - y_i \leq \varepsilon + \xi_i, \\ & y_i - f(x_i) \leq \varepsilon + \hat{\xi}_i, \\ & \xi_i \geq 0, \hat{\xi}_i \geq 0, i = 1, 2, \dots, m. \end{aligned} \quad (6)$$

其中, C 为正则化常数; ξ_i 和 $\hat{\xi}_i$ 为

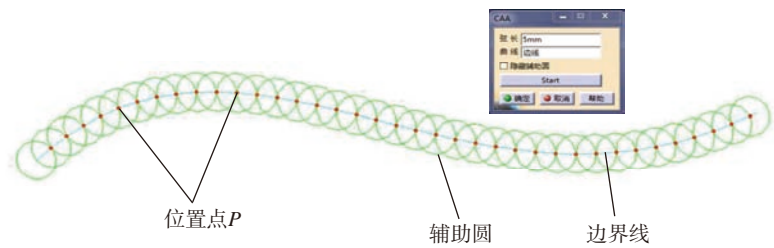


图2 测量位置点规划
Fig.2 Planning of measurement position

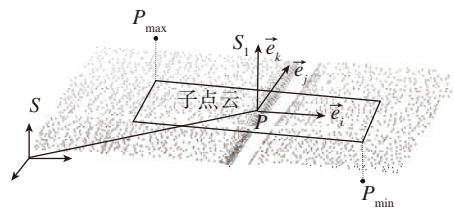


图3 包围盒分割点云
Fig.3 Segmentation of point cloud based on bounding box

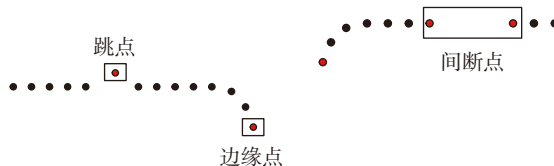


图4 点云数据缺陷
Fig.4 Defect of point cloud

松弛变量。引入拉格朗日乘子 $\mu_i \geq 0, \hat{\mu}_i \geq 0, \alpha_i \geq 0, \hat{\alpha}_i \geq 0$, 利用拉格朗日乘子法, 并对 ω, b, ξ_i 和 $\hat{\xi}_i$ 的求偏导处理后得到 SVR 的对偶问题:

$$\begin{aligned} & \max_{\alpha, \hat{\alpha}} \sum_{i=1}^m y_i \left(\hat{\alpha}_i - \alpha_i \right) - \varepsilon \left(\hat{\alpha}_i + \alpha_i \right) - \\ & \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m \left(\hat{\alpha}_i - \alpha_i \right) \left(\hat{\alpha}_j - \alpha_j \right) x_i^T x_j \\ & \text{s.t.} \quad \sum_{j=1}^m \left(\hat{\alpha}_j - \alpha_j \right) = 0, \\ & \quad 0 \leq \alpha_i, \hat{\alpha}_i \leq C \end{aligned} \quad (7)$$

引入线性核函数 $\kappa(x_i, x_j) = \phi(x_i)^T \phi(x_j)$, 上述过程需满足 KKT 条件, SVR 解形如:

$$f(x) = \sum_{i=1}^m \left(\hat{\alpha}_i - \alpha_i \right) \kappa(x, x_i) + b \quad (8)$$

3.2 点云法向对齐

S_1 是以对齐点云数据测量位置点 P 为原点, 以向量 $\bar{e}_i, \bar{e}_j, \bar{e}_k$ 为一组基的坐标系。设 S_2 是以训练点云数据测量点 P' 为原点, 以向量 $\bar{e}'_i, \bar{e}'_j, \bar{e}'_k$ 为一组基的坐标系。

训练数据坐标系和对齐数据坐标系的 z 轴是以各自测量位置点根据 PCA 算法估计的局部邻域法向方向。点云数据的对齐变换过程可分为平移变化与旋转变换求解, 利用式(2)可以求得点 P 在坐标系 S_2 下的坐标, 从而得到 S_1 相对 S_2 的平移变换的位置矢量 ${}^{S_2}P_{S_{10}}$, 利用式(9)求得 S_1 到 S_2 的旋转变换矩阵, 从而求得变换后的点云。

$$\begin{aligned} C &= \begin{bmatrix} \bar{e}'_i & \bar{e}'_j & \bar{e}'_k \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \bar{e}_i & \bar{e}_j & \bar{e}_k \end{bmatrix} \\ x' &= C \cdot x + {}^{S_2}P_{S_{10}} \end{aligned} \quad (9)$$

其中, x' 为对齐变换后的点云; x 为原点云。

3.3 超平面位移项调整

由于点云各测量点的间隙值不

同, 选取的 P 点相对点云的位置关系存在差异, 超平面不能保证良好分割点云。超平面方程的 ω^T 控制超平面的法向, 由点云法向对齐操作已经能够保证 ω^T 满足法向分割要求。法向对齐后的超平面不能良好分割点云时, 需要对位移项进行调整, 如图 6 所示。

可以通过对点到超平面的向量距离有无阶跃判断是否需要调整, 并使得两阶跃点的中点在超平面上, 以调整 b 值, 具体算法伪代码如下:

Algorithm1 adjustment (points[], hyperplane)

Input :points[]: Collection of points, hyperplane

Output: hyperplane

- 1: for $i \leftarrow 0$ to length[points[]]
- 2: do calculate the distance of hyperplane and points of two sides;
- 3: sort distance;
- 4: $\text{error}_{\max} \leftarrow 0$;
- 5: while $\text{error}_{\max} < \lambda$
- 6: for $j \leftarrow 0$ to length[points[]]
- 7: do calculate the errors of adjacent distance;
- 8: if $\text{errors}_{\max} > \lambda$
- 9: extract two points of the errors;
- 10: then get middle point of the errors points;
- 11: adjust the hyperplane by middle point;

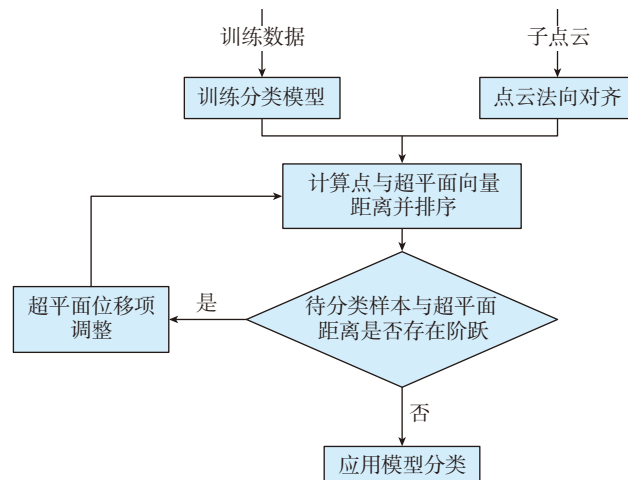


图5 SVM点云分类方法

Fig.5 Classification of point cloud based on SVM

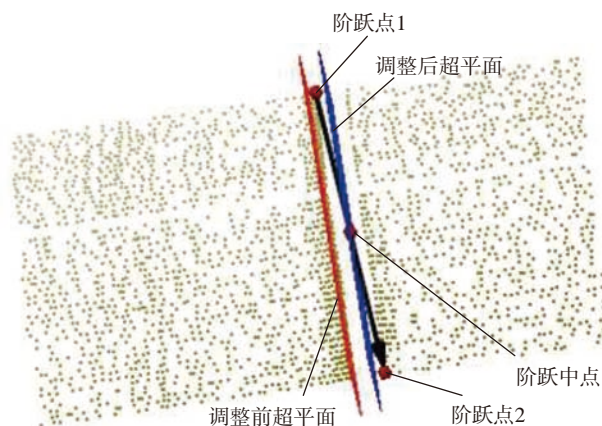


图6 超平面调整

Fig.6 Adjustment of hyperplane

特征点提取

1 边界点提取

分割两侧点云后,分别对两侧点云进行三角网格划分,本文以预处理后的三角网格作为输入数据,不对三角网格曲面表示方法的转化进行详细描述。三角形网格可以表示为 $\{V, E, F\}$, 其中, V 为网格顶点的集合; E 为网格边的集合; F 为网格面的集合:

$$\begin{cases} V = \{v_i = (x_i, y_i, z_i) \in R^3, i = 1, 2, \dots, N_V\} \\ E = \{e_i = (v_{i_1}, v_{i_2}), i = 1, 2, \dots, N_E\} \\ F = \{f_i = (v_{i_1}, v_{i_2}, v_{i_3}), i = 1, 2, \dots, N_F\} \end{cases} \quad (10)$$

在三角网格曲面中,同时属于两个三角形的边为内部边,反之,仅属于单一三角形的边被定义为边界边,边界点可以由边界边求得。采用邻接三角形数量判断法提取两侧三角网格的边界点,定义邻接三角形的个数为 1 的边为边界边,个数为 2 的边为内部边,对每一条边做边界边判断,然后从边界边中提取边界点,提取边界如图 7 所示^[14]。

2 特征点提取

以边界点为处理对象,将超平面作为基准面,设定阈值 λ_1 , 分别取出两侧部分点云进行处理,排除最左侧和最右侧的边界角点。利用式(11)将两侧边界点投影到坐标系 S_1 的 xoy 面,设其法向量为 (a, b, c) , 则点 (x_i, y_i, z_i) 在 xoy 面 $ax+by+cz+d=0$ 上的投影点为 (x'_i, y'_i, z'_i) 。

采用弦高差法对点云进行去噪,排除跳点对后续曲率估计的影响。然后分别遍历两侧点云,对所有点的 k 近邻点估计曲率(k 取 3), 曲率较小的点视为角点,提取出对缝侧边缘点上下角点。由于 T-scan 线扫描点云是有序点云,故不需要重新排序,对缝侧上下角点之间的点即为边缘点,如图 8 所示。

$$\begin{cases} x'_i = ak + x_i \\ y'_i = bk + y_i \\ z'_i = ck + z_i \end{cases} \quad (11)$$

式中, $k = -\frac{ax_i + by_i + cz_i + d}{a^2 + b^2 + c^2}$ 。

根据边缘点,提取两侧点云临界点,此处以左侧点云为例:

由于扫描线点云是有序序列,以坐标值筛选出边缘点在单侧点云中的序号,以此序号对单条扫描线点进行排序。根据第 i 条扫描线边缘点 p_{i0} 确定的扫描线各点位置关系, p_{ij} 为第 i 条扫描线边缘点 p_{i0} 向前第 j 个点,如图 9 所示(其中, p_{i0} 为第 i 条扫描线的单侧边缘点,以 p_{i0} 为起点; p_{ij} 为第 i 条扫描线第 j 个点; d_{ij} 为 p_{ij} 到平面 α 的距离; d 为阈值)。

对所有扫描线建立以上的点序关系后,筛选出平面拟合点,方法如下:对单条扫描线点的 k 邻域($k=3$)求取曲率半径,设定阈值 λ_2 , 根据曲率半径判断是否存在大曲率边界,若存在大曲率,则获取最左侧对应点

序号 l , 筛选出临界点区域,在临界点区域之外的点即为平面拟合点 p_{ij} ($1+5 \leq j \leq 20+l$)。

本文使用特征值法拟合平面^[15], 具体方法不做详述,利用迭代过滤的方法去除拟合平面的噪点,控制平面拟合点到平面距离小于 $1.5u$ (u 为 T-scan 平面度的不确定度), 获取更加准确的平面参数 a, b, c, d , 伪代码如下:

```
Algorithm2 fit ( points[], plane )
Input :points[]:Collection of points
Output :plane:fitted plane
1: repeat
2: fit plane;
3: for i ← 0 to length[points[]]
4: do calculate the distance of plane and points[];
5: while distance ≥ 1.5u
6: do remove the point in points[];
7: until distance ≤ 1.5u
```

d_{ij} 是第 i 条扫描线第 j 个点 to 平面 α 的距离, 设定阈值 d , 当 $d_{ij} \geq d$,

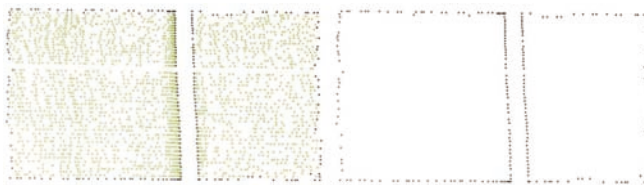


图7 点云边界
Fig.7 Boundary of point cloud

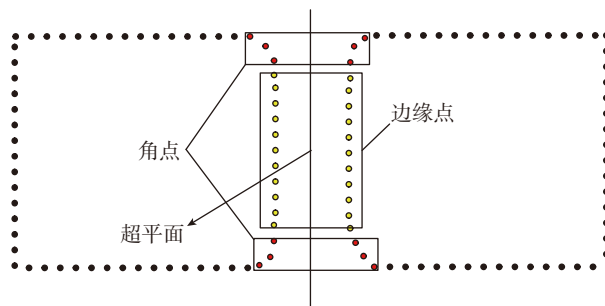


图8 边缘点提取
Fig.8 Extraction of edge points

表明该点 p_{ij} 属于临界点区域,将属于临界点区域且 d_{ij} 最小的点作为临界点 q_{ij} ,表示第 i 条扫描线的第 j ($1 \leq j \leq 2$) 个临界点。最后根据式(1)与式(2)提取间隙阶差值。

试验与分析

1 试验装置与方案

利用图 10 所示的六维组合平移台调整固定在上方的模拟件获取不同间隙阶差值的对缝,六维组合平移台的分度值为 0.01mm,满足试验要求。考虑到模拟件制造精度与紧固在六维平移台平面度的误差,试验时使用模拟件间隙的相对值作为真值。

利用靶球采集的点拟合平面,反复调整六维平移台,直到平面度控制在 0.02mm 以下,此时说明两侧近似处于同一平面,测量一次计算出其阶差值 $flush_1$ 。此时调整一侧的六维组合平移台的千分尺,使其上升 $flush$,再次测量得到阶差 $flush_2$,则实测阶差为 $flush_2 - flush_1$,由此可以得到阶差值的测量误差为 $(flush_2 - flush_1) - flush$ 。

同理,将两侧紧固件保持一定的距离,并进行一次测量得到间隙 gap_1 ,然后调整六维组合平移台千分尺,使其间隙扩大 gap ,再次测量得到间隙 gap_2 ,则实测间隙为 $gap_2 -$

gap_1 ,由此可以得到间隙值的测量误差为 $(gap_2 - gap_1) - gap$ 。

2 试验测试

试验测试中,使用 Leica T-scan 5 采集数据,其扫描线平均扫描宽度为 90mm,扫描线间距最小为 0.1mm,点间距为 0.075mm,精度为 20 μ m。利用 VS2010,开发了 C++ 的 Polyworks 软件的二次开发程序,调整六维组合平移台对 3 个缝隙进行检测。缝隙 1: 间隙为 0.6mm,阶差为 0.3mm; 缝隙 2: 间隙为 1.0mm,阶差为 0.5mm; 缝隙 3: 间隙为 3.0mm,阶差为 1.0mm,各扫描 10 次。

超平面法向对齐质量由前文所述 PCA 估计的法向量与对缝单侧点云法向量的夹角所决定,夹角越小, SVM 超平面对齐质量越高,位移项调整仅受法向对齐质量与点云密度的影响,因此仅对法向夹角进行验证。每个缝隙选择 3 组数据计算法向夹角,数据结果如表 1 所示,9 组点云数据的法向夹角在 1.52 $^\circ$ 以下。

对图 11~13 中的间隙阶差值求取误差均值与标准差,如表 2 所示。阶差的误差均值为 0.02mm,间隙的误差均值为 0.029mm。

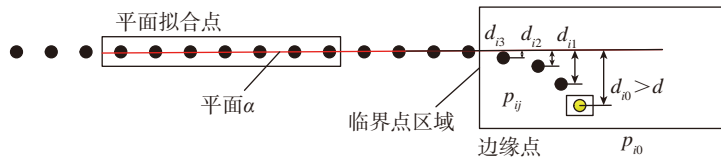
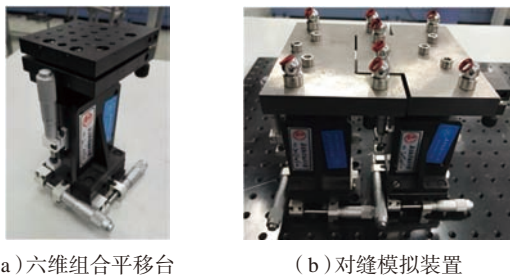


图9 临界点提取
Fig.9 Extraction of critical points



(a) 六维组合平移台 (b) 对缝模拟装置

图10 试验装置
Fig.10 Experimental device

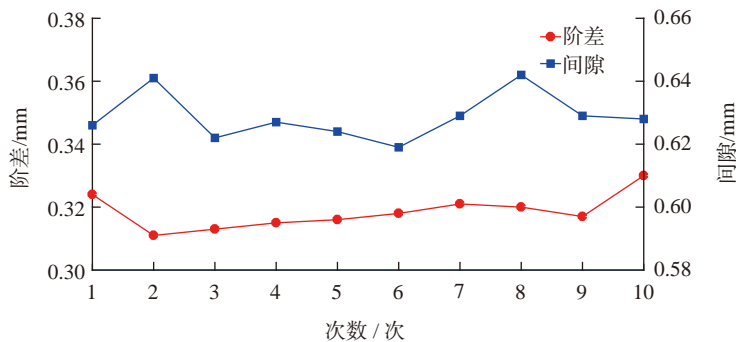


图11 缝隙1测量结果
Fig.11 Measurement result of gap1

表1 法向夹角
Table 1 Normal angles

测量次数	夹角/($^\circ$)
1	1.52
2	1.40
3	1.48
4	1.50
5	1.51
6	1.47
7	1.48
8	1.49
9	1.50

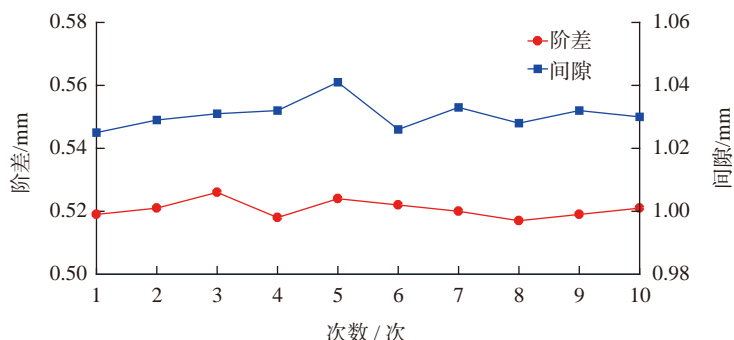


图12 缝隙2测量结果
Fig.12 Measurement result of gap2

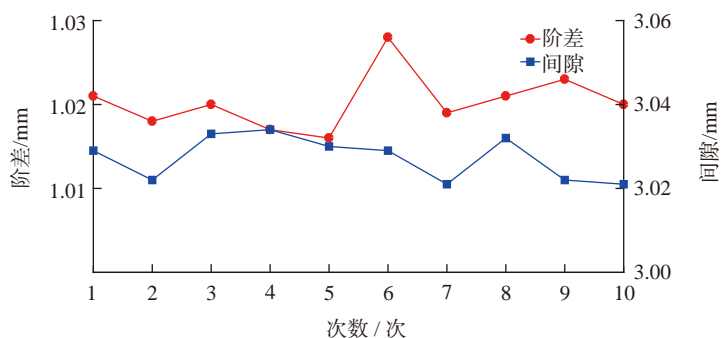


图13 缝隙3测量结果
Fig.13 Measurement result of gap

表2 间隙阶差的均值误差

Table 2 Mean error of each gap and flush mm

缝隙编号	理论阶差	实测阶差	阶差标准差	误差	理论间隙	实测间隙	间隙标准差	误差
缝隙1	0.3	0.319	0.0056	0.019	0.6	0.629	0.0074	0.029
缝隙2	0.5	0.521	0.0045	0.021	1	1.031	0.0045	0.031
缝隙3	1	1.020	0.0053	0.02	3	3.027	0.0053	0.027

结论

提出了基于SVM的对缝点云数据间隙阶差提取的新方法,此方法具有非常好的稳定性,不易受到点云质量缺陷的影响,并且具有普适性,适用于各领域的对缝检测。通过试验验证,此方法的间隙测量精度达0.03mm,阶差测量精度达0.02mm。

本方法研究对象为两侧存在微小曲率的对缝结构间隙阶差检测,

当两侧的曲率过大时,通过拟合两侧平面筛选临界点的方法将不再适用。由数学模型可知,拟合平面对间隙阶差提取精度影响较小,临界点的提取显得较为关键,因此大曲率结构的对缝检测可以着重研究临界点的提取。

参考文献

[1] KOSMOPOULOS D, VARVARIGOU T. Automated inspection of gaps on the

automobile production line through stereo vision and specular reflection[J]. Computers in Industry, 2001, 46(1): 49-63.

[2] YI S, SUH J, HONG Y, et al. Active ranging system based on structured laser light image[C]// Proceeding of Science Conference 2010. New York: IEEE, 2010.

[3] LI G, YAKUP G, ERWAN B. Hough transform approach to gap measurement in blade inspection: US9137462[P]. 2015-09-15.

[4] TRAN T T, HA C K. Non-contact gap and flush measurement using monocular structured multi-line light vision for vehicle assembly[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2018, 16(5): 2432-2445.

[5] 沈昌力. 飞机装配阶差与间隙视觉测量技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

SHEN Changli. Research on aircraft assembly stepped difference and gap vision measurement technique[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.

[6] 张卡. 面向飞机蒙皮接缝的线结构光检测技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

ZHANG Ka. Study of detecting aircraft skin joint based on structured light vision[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.

[7] 陈松林, 夏仁波, 赵吉宾, 等. 基于光栅投影测量的蒙皮对缝检测技术研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(5): 32-36, 50.

CHEN Songlin, XIA Renbo, ZHAO Jibin, et al. Research on measurement technique of flush and gap between aircraft skins based on grating projection technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(5): 32-36, 50.

[8] 严成, 黄翔, 李泷泉, 等. 基于三维激光扫描的蒙皮对缝检测研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(10): 70-74, 78.

YAN Cheng, HUANG Xiang, LI Shuanggao, et al. Research on detection of skin seam based on 3D laser scanning[J].

Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(10): 70-74, 78.

[9] 李航, 孙景文. 最大熵阈值分割和包围盒划分的三维重建算法研究[J]. 机械设计与制造, 2017(12): 187-190, 194.

LI Hang, SUN Jingwen. Research on 3D reconstruction algorithm based on maximum entropy threshold segmentation and bounding box division[J]. Machinery Design & Manufacture, 2017(12): 187-190, 194.

[10] 宣伟, 花向红, 邹进贵, 等. 自适应最优邻域尺寸选择的点云法向量估计方法[J/OL]. 测绘科学: 1-13[2020-02-11]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.4415.P.20190622.1424.012.html>.

XUAN Wei, HUA Xianghong, ZOU Jingui, et al. A new method of normal estimation for point cloud based on adaptive optimal neighborhoods[J/OL]. Science of Surveying and Mapping: 1-13[2019-07-29]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.4415.P.20190622.1424.012.html>.

net/kcms/detail/11.4415.P.20190622.1424.012.html.

[11] 王兆丰, 闫镔, 童莉, 等. 自适应邻域尺寸选择的点云法向量估计算法[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(4): 1322-1326.

WANG Zhaofeng, YAN Bin, TONG Li, et al. Normal estimate method of point clouds based on adaptive neighbor size[J]. Infrared and Laser Engineering, 2014, 43(4): 1322-1326.

[12] 付子熾, 徐洋, 吴招娣, 等. 基于增量学习的SVM-KNN网络入侵检测方法[J/OL]. 计算机工程: 1-9[2019-07-29]. <https://doi.org/10.19678/j.issn.1000-3428.00>.

FU Zixi, XU Yang, WU Zhaodi, et al. SVM-KNN intrusion detection method based on incremental learning[J/OL]. Computer Engineering: 1-9[2019-07-29]. <https://doi.org/10.19678/j.issn.1000-3428.00>.

[13] 周志华. 机器学习[M]. 北京: 清

华大学出版社, 2016.

ZHOU Zhihua. Machine learning[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2016.

[14] 曹彩霞. 三角网格模型分割及其简化应用[D]. 无锡: 江南大学, 2008.

CAO Caixia. Triangle model segmentation and application for simplification[D]. Wuxi: Jiangnan University, 2008.

[15] 张杰, 黄翔, 李沈泉, 等. 基于T-scan测量的薄壁钣金件孔特征重构[J]. 工程科学学报, 2017, 39(6): 917-923.

ZHANG Jie, HUANG Xiang, LI Shuanggao, et al. Hole feature reconstruction of thin-walled sheet metal parts based on T-scan Measurement[J]. Chinese Journal of Engineering, 2017, 39(6): 917-923.

通讯作者: 李沈泉, 副教授, 硕士生导师, 研究方向为飞机数字化装配技术与装备, E-mail: lishuanggao@nuaa.edu.cn.

Extraction Method of Gap and Flush of Three-Dimensional Seam Point Clouds Based on SVM

ZHANG Bo¹, LI Shuanggao¹, HAO Long¹, ZHU Kui²

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

2. Shenzhen JT Automation Equipment Co., Ltd., Shenzhen 518216, China)

[ABSTRACT] Gap and flush generated among aircraft assembly should satisfy specific requirements, which should be precisely extracted in order to ensure the quality of assembly. Because of seam's uneven size and noise of the data, gap and flush are difficult to extract accurately. Therefore, this paper proposes a method to extract gap and flush of three-dimensional point cloud of seam based on SVM (Support Vector Machine). Firstly, mathematical model is established according to distribution characteristics of point cloud, in order to identify the feature points that need to be extracted. Secondly, measuring position points are planned and discreted according to the boundary of the digital model. Take the measured position points as the geometric center, and subpoint cloud is extracted based on PCA (Principal Component Analysis) and bounding box. Thirdly, point cloud is segmented by hyperplane which is adjusted. Then, boundary points, edge points and critical points are extracted by triangler point cloud. Finally, gap and flush are extracted according to mathematical models. The accuracy and stability of the method were verified through designed experiments. Experiments show that gap measurement mean error is less than 0.03mm as well as the flush measurement mean error is less than 0.02mm.

Keywords: Point cloud segmentation; Support Vector Machine (SVM); Feature points; Gap and flush;

Principal Component Analysis (PCA)

(责编 阳光)

薄片组件精密装配中的误差分析及补偿*

王 韬¹, 罗 怡^{1,2}, 王晓东^{1,2}, 李亚玮¹

(1. 大连理工大学辽宁省微纳米技术及系统工程重点实验室, 大连 116024;

2. 大连理工大学精密特种加工教育部重点实验室, 大连 116024)

[摘要] 薄片类零件的自动对准装配是航空精密器件自动装配中的一类常见问题, 为了实现其自动精密装配, 研制了基于机器视觉的自动装配系统以实现薄片组件与基座外顶圆的同轴装配。首先标定了相机像素以提高计算精度; 接着标定了系统中的视觉测量模块与装配作业模块中的导轨夹角, 提出一种补偿算法降低偏差; 为了解决视觉检测精度与视场不足的矛盾, 对超视场图像进行拼接实现关键特征尺寸测量, 拼接时亦引入导轨夹角及补偿算法进行校准; 最后设计了硬质吸附头以减小释放时由于粘连产生的随机误差。试验结果表明: 薄片组件的装配同轴度从 292.4 μm 降低到了 19.6 μm 。

关键词: 薄片组件; 精密自动装配; 机器视觉; 误差补偿; 图像拼接; 同轴度

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.055



王 韬

硕士研究生, 主要从事微小零件自动化精密装配研究。

装配将组件集成在一起并形成器件, 是制造技术中关键的步骤^[1]。随着自动化技术的发展以及器件小型化、精密化的趋势, 对装配也提出了更高的要求。航空航天领域的许多微小精密器件的装配精度需要优于 25~30 μm , 未来随着产品的复杂化、精密化和光机电一体化, 需要满足的服役环境也越来越恶劣, 会对装配精度提出更高的要求^[2]。目前多采用手工装配, 依靠夹具和显微镜等辅助装置, 装配精度和产能提升的空间已经不多。另一方面, 自动化的装配设备不同于加工设备, 通常是针对被装配器件专门研制, 无商品化的通用自动装配系统。薄片零件广泛存在于挠性摆式加速度计、激光陀螺和平台惯导中, 例如加速度计中的摆片、陀螺中的垫片等, 该类零件的自动装配系统研制对于产品质量和产

能的提高大有裨益。随着自动化装配系统向智能化方向发展^[3-5], 基于机器视觉的自动装配技术对于被装配零件的加工偏差包容、装配信息记录、产品质量追溯、装配数据挖掘至关重要^[6-7], 是保证高精度微小零件自动装配的关键^[8]。

Tsai 等^[9]利用基于期望最大化的图像对齐方法实现印刷电路板的快速定位和缺陷检测, 该印刷电路板定位方法可以实现小于 1 像素的平移误差和小于 1° 的旋转误差, 转角误差不超过 1°。John 等^[10]提出了在尺寸自适应装配系统中集成并优化传感器的降低微装配任务装配不确定性的方法。通过 3D 视觉传感器的定位和夹钳的装配, 使得误差由 36 μm 减小到 8.6 μm 。Peng 等^[11]在大型雷达天线的精密装配中考虑环境影响提出了强鲁棒性的视觉检

* 基金项目: 国家部委基础科研计划重大项目 (JCYK2016205A003)。

测方法。在测试系统性能评估测试中,对于近 10m×3m 的大型天线阵定位,绝对精度小于 1mm,重复性小于 0.5mm。焦亮等^[12]在 Halcon 视觉平台通过椭圆曲线拟合得到亚像素精度边缘并采用径向排列约束标定法与传统的张正友标定法对比使得系统同轴度达到 0.05mm,测量标准差不超过 3.8μm。

通常,精密自动装配系统是面向特定零组件设计研制,因此构型及关键特征差异较大。此外,系统搭建完成后需分析其装配流程,寻找影响系统精度的要素,通过试验对研制系统的关键参数标定^[13],建立误差补偿的数学模型,保证装配系统符合预期的装配精度,完成预期的装配任务^[14]。系统误差主要是系统的导轨间夹角以及相机安装时的偏角误差

^[15],其次还涉及导轨丝杠的回程误差、直线度误差以及相机像素当量带来的测量误差^[16-17];随机误差涉及诸多方面,比如装配时零件的拾取和释放造成的微小偏差等。因此本文针对航空惯性导航精密仪器中的关键组件装配,研制对同轴度有较高要求的薄片类零件精密自动装配,本论文设计直角坐标型操作臂结构以满足精度要求;分析影响机器视觉测量精度的主要因素,同时对装配的环节进行分析,建立误差补偿模型;同时由于研制的设备面向生产,因此需要考量基于机器视觉的装配系统误差补偿的可靠性和实时性。

装配任务及系统组成

1 装配任务分析

本研究需要装配的零件如图 1

所示,包括薄片组件和基座。薄片组件由金属薄片和玻璃薄片组成,两个零件已装配完成,检测其同轴度若小于 20μm 则将其装配在基座上,否则剔除。金属薄片和玻璃薄片的直径 d_1 和 d_2 分别为 5mm 和 22mm。基座是玻璃制成,其外顶圆直径 d_3 为 22mm。将合格的薄片组件从上料座拾取后,移动并放置到基座的外顶圆上,释放后保证玻璃薄片的圆心 O_2 与基座外顶圆的圆心 O_3 的同轴度优于 20μm。

2 精密自动装配系统设计

薄片组件精密自动装配系统的整体结构如图 2 (a) 所示,分为基座模块、上料台、视觉测量模块和装配作业模块。其中基座模块用来放置并锁紧基座;上料台是薄片组件的上料位置,便于装配作业模块的

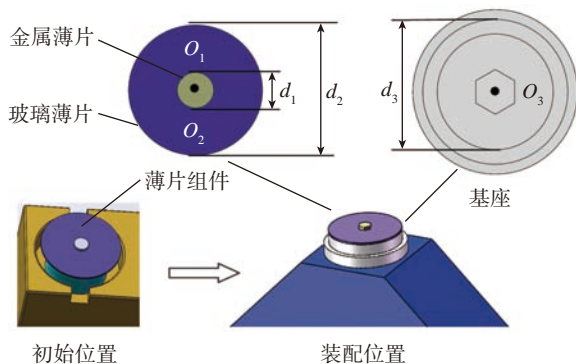
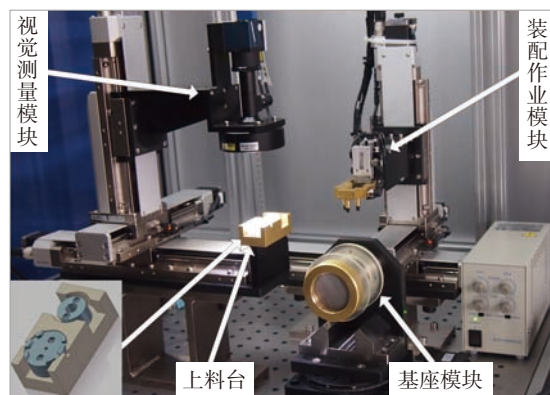
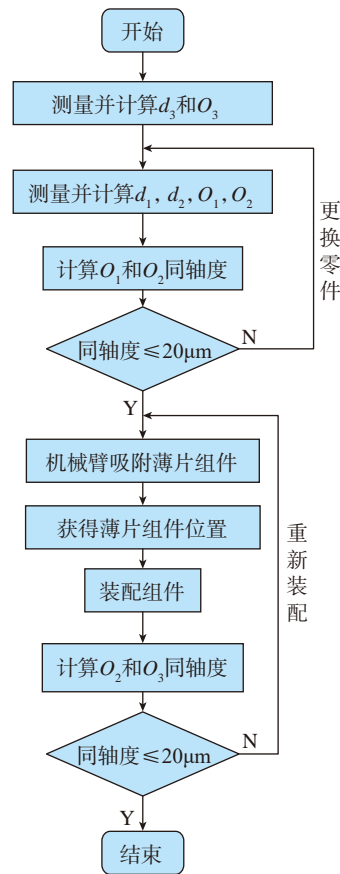


图1 装配任务图
Fig.1 Assembly task diagram



(a) 整体结构



(b) 装配流程图

图2 薄片组件精密自动装配系统及装配流程图

Fig.2 Precise automatic assembly system and assembly flow chart of sheet components

吸附头拾取；视觉测量模块带动工业相机对薄片组件上的特征尺寸和基座外顶圆进行测量，获得导轨移动信息；装配作业模块上的吸附头拾取薄片组件，根据视觉测量模块的导轨移动信息，结合补偿算法，将其移动并装配到基座的外顶圆上。

薄片组件为圆形且水平放置，因此视觉测量模块和装配作业模块都只需要 X 、 Y 、 Z 3 个方向的移动自由度；考虑到装配精度要求较高，因此采用直角坐标形式，由步进电机驱动精密运动导轨两两正交组装而成。视觉测量模块中的工业相机分辨率是 3088×2064 ，像素尺寸为 $2.4 \mu\text{m}$ ；镜头采用单倍数远心镜头以提高视觉检测精度和降低畸变，工作距离为 65mm ；在装配过程中，由于零件材质和加工纹理不同，因此同时配置了同轴光源和环形光源。

装配流程如图 2 (b) 所示。通过图像拼接可计算出基座外顶圆的关键参数 d_3 和 O_3 。薄片组件装配前放置于上料台，利用相机测量并计算出 O_1 和 O_2 的同轴度。装配作业模块吸附薄片组件时，状态如图 3 所示。为了使薄片组件吸附可靠且无偏斜，设计 3 个吸附头进行拾取。由于每次上料的位置有偏差，为了提高装配精度，需要再次测量拾取后的薄片组件位置信息。由于拾取后造成视觉遮挡，只能利用相机通过观察口检测金属薄片的轮廓获得其圆心位置，再根据 O_1 和 O_2 的同轴度关系推算玻璃薄片位置信息，并与基座外顶圆 O_3 的位置信息比较，获得作业机械臂的位移信息，移动并装配薄片组件，计算装配后的同轴度是否满足要求。

薄片组件装配试验及误差分析

1 薄片组件装配试验

采用研制的薄片组件自动装配系统进行装配作业，首先优化不

同材质零件的光照条件，便于采集高质量图像进行计算和分析，采集金属薄片时，环形光强为最大值的 $1/5$ ，同轴光强为最大值的 $4/5$ ；采集玻璃薄片和基座外顶圆时，环形光强为最大值的 $2/5$ ，同轴光强为最大值的 $3/5$ 。

将同一薄片组件放置于上料台进行装配作业，重复 5 次，测量薄片组件和基座外顶圆的同轴度误差。其测量方法为：装配前，相机采集基座外顶圆图像并通过图像处理获得其圆心位置。当薄片组件装配完成后将视觉测量模块移到相同的位置，采集金属薄片的图像并获得其圆心位置，计算两圆心的 X 、 Y 方向位置偏差和同轴度误差。试验结果在 $280.6 \sim 292.4 \mu\text{m}$ 间波动。分析装配误差主要来源于以下 4 个部分。

(1) 工业相机的像素：出厂时相机 1 像素对应 $2.4 \mu\text{m}$ ，小数点后第 2 位的数值在 3088×2064 的视场内会使采集的图像与实际尺寸存在上百微米偏差，故需要重新标定像素。

(2) 视觉测量模块和装配作业模块的导轨安装夹角误差：两个模块中的精密运动导轨两两间夹角并非精确的 90° ，两模块对应的 X 、 Y 和 Z 轴也非平行，产生夹角误差，需要建立误差补偿模型进行补偿。

(3) 图像拼接误差：由于玻璃薄片和基座外顶圆直径均大于相机的视场，故需要图像拼接，受到视

觉测量坐标系夹角误差的影响，需要补偿。

(4) 薄片组件释放误差：吸附头释放薄片组件时，由于薄片组件与基座外顶圆接触部位都是抛光的玻璃，摩擦力较小，因此软的丁晴橡胶吸附头抬起时会带动薄片组件移动，释放后存在随机误差，影响装配精度。

2 像素当量补偿

使用制造精度是 $1 \mu\text{m}$ 的方块标定板对相机像素进行标定。调整标定板水平方向与 X_w 轴平行，调整相机十字刻线与标定板的随机角点对准。然后朝着 X 轴取恒定的距离 L ，记录距离 L 的像素差 P ，像素当量 S 即为导轨的移动距离 L 与像素差 P 的比值，即

$$S = L/P \quad (1)$$

Y 方向同理，标定后得到相机 X 和 Y 方向 1 像素为 $2.461 \mu\text{m}$ 。

3 夹角误差补偿

以相机面阵左上角为原点，图像 U 轴和 V 轴为坐标轴建立图像坐标系。视觉测量模块和装配作业模块分别建立视觉坐标系 $X_w O_w Y_w$ 和装配坐标系 $X_c O_c Y_c$ 。

视觉坐标系在 X 、 Y 、 Z 3 个方向的位移分别为 86.4mm 、 18.4mm 和 0.5mm ， Z 向位移很小，因此其误差可忽略。

根据坐标转换原理，视觉坐标系可以直接作为世界坐标系。由

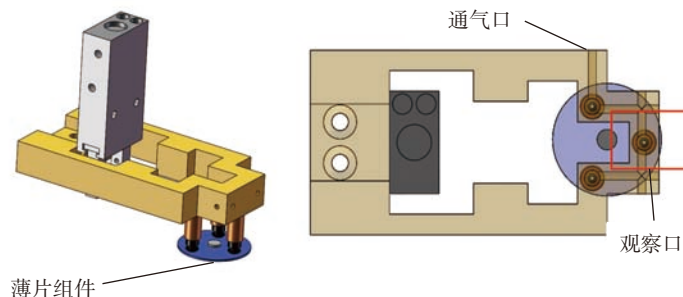


图3 薄片组件拾取
Fig.3 Picking of slice component

于相机安装难免会和导轨产生一定角度,如图4所示,首要任务即标定视觉坐标系 $X_w O_w Y_w$ 和图像坐标系 UOV 中坐标轴之间的夹角 α 和 β 。

设图像中一点 $A(u, v)$, 单位是像素, 其在视觉坐标系中的坐标为 $A(x, y)$, 单位为 μm , 它们的单位转换关系为

$$\begin{cases} u_0 = u \times S_x \\ v_0 = v \times S_y \end{cases} \quad (2)$$

其中, S_x, S_y 为 U, V 两个方向上的像素尺寸。

视觉坐标系向图像坐标系的转换关系式为

$$\begin{cases} u' = |x \cdot \cos \alpha + y \cdot \sin \beta| + \Delta u \\ v' = |x \cdot \sin \alpha + y \cdot \cos \beta| + \Delta v \end{cases} \quad (3)$$

Δu 和 Δv 是图像处理得到的始末位置 X 和 Y 方向的差值。因为视觉坐标系和图像坐标系的原点未必重合, 故方程中添加偏置项。

θ 和 γ 分别为 U 轴和 V 轴相对 X_c 和 Y_c 的夹角, 需要将图像坐标系投影到装配作业坐标系, 得到最终装配作业模块中吸附头的位移量, 其坐标变换公式为

$$\begin{cases} x_c = |u' \cdot \cos \gamma + v' \cdot \sin \theta| + \Delta x \\ y_c = |u' \cdot \sin \gamma + v' \cdot \cos \theta| + \Delta y \end{cases} \quad (4)$$

标定后各导轨的夹角误差分别为: 夹角 α 为 0.2318° ; 夹角 β 为 0.0018° ; 夹角 γ 为 0.2441° ; 夹角 θ 为 0.0012° 。

4 图像拼接补偿

基座外顶圆的标准尺寸为 22mm , 大于相机的视场, 为了获得其直径和圆心位置, 需要进行图像拼接。基座和薄片组件的图像采集位置见图5, 选取图5(a)所示的 $A \sim D$ 4个位置分别采集圆弧进行拼接。采集和拼接后的图像如图6所示。

其中, 视觉测量模块的运动策

略为: 以 A 点为相对原点, 运动位移 x 至 B 点, 反向运动 $x/2$ 后运动 $y/2$ 至 C 点, 最后运动 y 至 D 点。由于 α 和 β 的存在, 须对拼接进行补偿。视觉坐标系中 x 方向在图像坐标系的投影偏差 Δx 主要由 y 方向导轨夹角产生

$$\Delta x = y \sin \beta \quad (5)$$

y 方向投影偏差 Δy 为

$$\Delta y = x \sin \alpha \quad (6)$$

由此计算各点的坐标值进行拼

接, 获得完整的外顶圆图像。

薄片组件需要获得金属薄片和玻璃薄片的同轴度, 因此采集3张图像进行拼接, 如图5(b)所示, 运动顺序依次为 A 点、 C 点和 B 点, 以 A 点为相对原点, AC 与 CB 的位移均为 x , 由于视觉测量模块移动方向仅为 x 方向, 因此只需补偿 y 轴夹角导致的偏差 $2y \sin \beta$, 拼接后的结果如图7所示。

5 吸附头释放误差补偿

装配作业模块中的吸附头释放

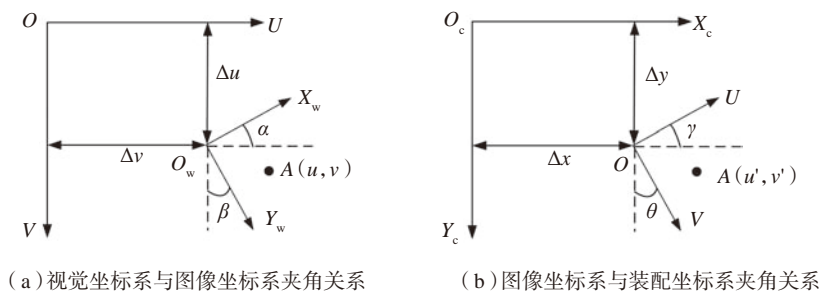


图4 坐标转换关系图

Fig.4 Coordinate transformation diagram

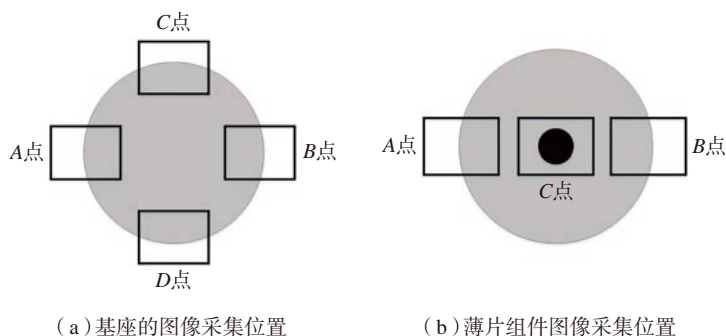
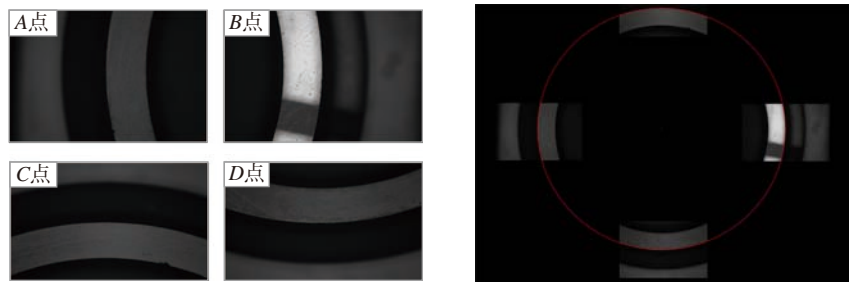


图5 基座和薄片组件的图像采集位置

Fig.5 Catching points of base part and slice component



(a) 基座外顶圆采集的图像

(b) 拼接后图像

图6 基座外顶圆拼接

Fig.6 Mosaic of top circular on base

薄片组件时,由于基座外顶圆和薄片组件中的玻璃薄片都是抛光的玻璃,两者间摩擦系数小,当吸附头释放薄片组件时,需要可靠放置到基座外顶圆后再抬起。原设计中考虑到吸附的可靠性,采用软的丁晴橡胶吸附头,当机械臂气路关闭,吸附头抬起至安全位置时,产生了类似吸盘的效果粘连薄片组件,使其产生随机误差。

改进后的吸附头采用硬质的聚四氟乙烯,可减小吸附头抬起时粘附造成的薄片组件移动,但是由于聚四氟乙烯的变形较小,为了保证每个吸附头都能与薄片组件接触,需要对3个吸附头装配后调平。材质较软的丁晴橡胶吸附头和材质较硬的聚四氟乙烯吸附头如图8所示。

试验结果与讨论

视觉测量模块采集基座外顶圆图片如图6(a)所示。采用式(5)、(6)进行拼接,结果如图6(b)所示。对同一基座外顶圆直径进行测量,结果分别为21.996mm、21.995mm、21.998mm、21.999mm和21.999mm,最大偏差4 μm ,说明视觉测量模块的测量夹角误差基本准确。视觉测量模块从采集图像到得到外顶圆直径及位置信息的时间为30s。

薄片组件图像如图7(a)所示。对金属薄片和玻璃薄片进行拼接,结果如图7(b)所示,视觉测量及计算的时间为26s。

同一薄片组件的同轴度重复测量4次,每次薄片组件转动一定角度,结果如表1所示。同一薄片组件装配同轴度不同的原因是金属薄片的加工中存在圆度偏差,导致薄片组件上料角度不同,也会引入偏差。表1中的同轴度来源于薄片组件自身的装配误差,由精密自动装配系统设计部分讨论知,吸附头

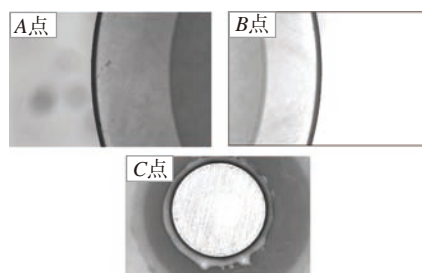
吸附组件检测 O_1 时需要通过表1中数据间接计算出 O_2 的圆心位置。

未利用误差补偿直接装配薄片组件结果如表2所示,同轴度误差为292.4 μm ,偏差较大。利用式(3)和式(4)以及标定的像素尺寸2.461 μm 和各导轨的夹角误差进行补偿后,试验结果如表2中丁晴橡胶释放前测量所示,最大同轴度为15.6 μm ,误差补偿模型有效。

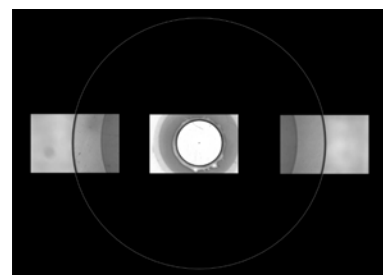
但是软质的丁晴橡胶吸附头释放后,同轴度为55.6 μm ,不满足

要求,可见丁晴橡胶吸附头释放后会产生随机误差导致精度降低。

使用聚四氟乙烯材料的硬质吸附头进行装配,其结果如表2中聚四氟乙烯释放测量所示,最大同轴度为19.6 μm 。对比丁晴橡胶吸附头释放后测量,精度显著提高,但对比丁晴橡胶吸附头释放前测量偏差高出4 μm ,可见释放后仍存在随机误差,但是满足装配精度要求,能够实现预期目的。从薄片组件上料到装配完成的时间为180s。



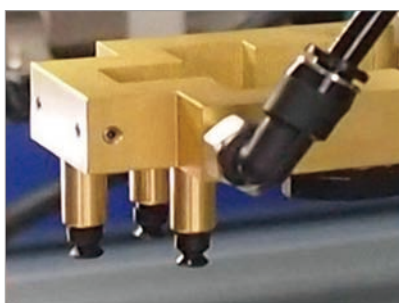
(a) 薄片组件采集的图像



(b) 拼接后图像

图7 薄片组件拼接

Fig.7 Mosaic of slice component



(a) 丁晴橡胶吸附头



(b) 聚四氟乙烯吸附头

图8 吸附头对比

Fig.8 Adsorption head comparison

表1 薄片组件同轴度

Table 1 Coaxiality of slice component

组号	偏心距检测/ μm			同轴度/ μm
	x方向偏差	y方向偏差	圆心距	
1	-1	8	8.1	16.2
2	4	-9	9.8	19.6
3	-3	7	7.6	15.2
4	-4	8	9.0	18.0

表2 薄片组件与基座外顶圆的同轴度

Table 2 Coaxiality of slice component and top circular on base

组号	未补偿/ μm	丁晴橡胶吸附头/ μm		聚四氟乙烯吸附头释放/ μm
		释放前	释放后	
1	280.6	11	23.2	12.2
2	292.4	15.4	40.4	14.2
3	290.8	14.8	55.4	11.6
4	288.4	6.8	44.2	5.6
5	289	15.6	55.6	19.6

结论

本研究面向航空航天领域的薄片类零件的精密装配,对研制的自动装配系统误差进行分析,并据此提出了可行的误差补偿方法,使薄片组件的装配同轴度从 $292.4\mu\text{m}$ 降低到了 $19.6\mu\text{m}$ 。误差成因及补偿措施如下:

(1) 工业相机像素尺寸需要重新标定,从 $2.4\mu\text{m}$ 精确到了 $2.461\mu\text{m}$;

(2) 视觉测量模块和装配作业模块的导轨安装时存在夹角,需要标定后建立补偿算法确定装配作业模块的运动位移,此外当零件尺寸大于相机视场需要图像拼接时,也要引入补偿算法;

(3) 硬质吸附头释放零件时可减小由于粘连产生的随机误差。

本研究对应用于生产的基于机器视觉的精密自动装配系统研制具有借鉴意义,视觉补偿算法简单可靠,未来研究将对不同材质和加工纹理零件的光照开展研究,便于获得特征明显的图像进行后续处理与计算,此外可以进一步优化导轨运行,提高装配效率。本研究对应用于生产的基于机器视觉的精密自动装配系统研制具有借鉴意义,对变革装配技术的生产方式,推进信息与制造相融合的关键技术发展有一定的价值。

参考文献

[1] 刘检华,孙清超,程晖,等.产品装配技术的研究现状、技术内涵及发展趋势[J].机械工程学报,2018,54(11):2-28.
LIU Jianhua, SUN Qingchao, CHENG Hui, et al. The state-of-the-art, connotation and developing trends of the products assembly technology[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(11): 2-28.

[2] 王晖,滕霖,赵宝林.自动微装配技术在航空机载光电传感器装调中的应用[J].航空制造技术,2010,53(2):82-85.
WANG Hui, TENG Lin, ZHAO Baolin. Application of automatic micro-assembly technology in airborne mechanical/electronic/optical sensor assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(2): 82-85.

[3] ZHAKYPOV Z, UZUNOVIC T, NERGIZ A O, et al. Modular and reconfigurable desktop micro-factory for high precision manufacturing[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 90(9-12): 3749-3759.

[4] 郭瑞,刘振国,曹云翔,等.基于视觉的装配机器人精确定位研究[J].制造业自动化,2014,36(10):154-156.
GUO Rui, LIU Zhenguang, CAO

Yunxiang, et al. Research on assembly robot accurate positioning based on vision[J]. Manufacturing Automation, 2014, 36(10): 154-156.

[5] 吴叶兰,秦艳红,张之敬.基于显微视觉的微小零件边缘检测技术研究[J].计算机工程与应用,2016,52(17):266-270.

WU Yelan, QIN Yanhong, ZHANG Zhijing. Edge detection technology of micro and small parts based on microvision[J]. Computer Engineering and Applications, 2016, 52(17): 266-270.

[6] GILL S S, TULI S, XU M, et al. Transformative effects of IoT, blockchain and artificial intelligence on cloud computing: Evolution, vision, trends and open challenges[J]. Internet of Things, 2019, 8: 100118.

[7] 邹振宇,郭联金.视觉物联网在工业自动化中的应用[J].信息技术与信息化,2017(9):115-117.

ZOU Zhenyu, GUO Lianjin. The application of visual internet of things in industrial automation[J]. Information Technology, 2017(9): 115-117.

[8] ZHANG J, WU W R, SHEN F, et al. Interference fit assembly of micro-parts based on microscopic vision and force[J]. Key Engineering Materials, 2015, 645-646: 1016-1023.

[9] TSAI D, HSIEH Y. Machine Vision-based positioning and inspection using expectation-maximization technique[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2017, 66(11): 2858-2868.

[10] ELLWOOD R J, RAATZ A, HESSELBACH J. Vision and force sensing to decrease assembly uncertainty[C]//5th IFIP WG 5.5 International Precision Assembly Seminar (IPAS). Chamonix, 2010.

[11] PENG G, SUN Y, HAN R, et al. A measuring method for large antenna

- assembly using laser and vision guiding technology[J]. Measurement, 2016, 92: 400-412.
- [12] 焦亮, 胡国清, 吕成志, 等. 基于机器视觉的高精度测量与装配系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(7): 72-75.
- JIAO Liang, HU Guoqing, LÜ Chengzhi, et al. Design of high-precision measurement and assembly system based on machine vision[J]. Computer Measurement and Control, 2016, 24(7): 72-75.
- [13] 向民志, 范百兴, 李祥云, 等. 激光跟踪仪与机器人坐标系转换方法研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(1/2): 98-101.
- XIANG Minzhi, FAN Baixing, LI Xiangyun, et al. Study on coordinate transformation between a laser tracker and a robot[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(1/2): 98-101.
- [14] 张国庆, 杜建军. 精密装配用并联机器人标定及机构误差分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2013, 45(2): 47-52.
- ZHANG Guoqing, DU Jianjun. Calibration and mechanical error analysis of a parallel manipulator used for a precise assembly[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2013, 45(2): 47-52.
- [15] DU G, ZHANG P. Online robot calibration based on vision measurement[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2013, 29(6): 484-492.
- [16] 于舒春, 臧希喆, 高永生, 等. 一种图像畸变的显-隐式校正方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(9): 1387-1390.
- YU Shuchun, ZANG Xizhe, GAO Yongsheng, et al. An explicit-implicit correction method for image distortion[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2008, 40(9): 1387-1390.
- [17] 尚江坤, 杜兆才. 一种三自由度精密定位系统研究[J]. 航空制造技术, 2018, 61(22): 77-81.
- SHANG Jiangkun, DU Zhaocai. Study on a 3-DOF precision positioning system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(22): 77-81.
- 通讯作者: 罗怡, 博士, 教授, 研究方向为自动精密装配技术, E-mail: luoyi@dlut.edu.cn。

Error Analysis and Compensation for Slice Component Precision Assembly

WANG Tao¹, LUO Yi^{1,2}, WANG Xiaodong^{1,2}, LI Yawei¹

(1. Key Laboratory for Micro/Nano Technology and System of Liaoning Province, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

2. Key Laboratory for Precision and Non-traditional Machining Technology of Ministry of Education, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

[ABSTRACT] Automatic alignment and assembly of slice components is widely used in precision fabrication of aviation components. In order to meet the requirements of positioning accuracy, an automatic assembly system based on machine vision is developed to realize the coaxial assembly between the slice component and the base. Firstly, the camera's pixel is calibrated to improve the accuracy of machine vision calculation; then the angler error of the linear guidance in the visual measurement module and assembly operation module is measured, the compensation algorithm is established to eliminate the influence of the angler error; The images of the slice component and the top circular on base are larger than the camera's field of view, thus the images should be mosaic before getting the key characteristic. The angler error also should be incorporated in the mosaic. Finally, aiming at the random error caused by adhesion when the sheet assembly is released, a rigid adsorption head is designed to reduce the error. With the above error compensation methods, the assembly coaxiality of the slice component is reduced from 292.4 μm to 19.6 μm .

Keywords: Slice component; Precise automatic assembly; Machine vision; Error compensation; Image mosaic; Coaxiality
(责编 阳光)

精密精湛精有道， 匠心助推行业进步

——走进机械工业精密测控技术与仪器重点实验室

To Gear up Precision Engineering Towards to National Demands

[编者按] 北京工业大学机械工业精密测控技术与仪器重点实验室在长江学者石照耀教授的率领下,以团队内涵建设引领青年教师和研究生成长,以我国高端装备制造业的重大需求为导向,遵循“理论探索-关键技术研究-产品研制-推广应用”模式,形成了“精密测试技术”和“精密智能传动”两个特色鲜明的研究方向,取得了一系列创新成果并在重大装备上获得应用;与国内外研究机构和企业紧密合作,持匠人之心服务于行业,不断将科研成果转化为生产力,取得了良好的经济社会效益;长期参与国际标准制定,为我国争取在国际标准上拥有更多的话语权而不懈奋斗着。

实验室概况

实验室拥有北京市创新团队和北京战略科技人才团队、教职员工和在校硕/博研究生共计70余名团队成员,形成了专业配套、优势互补、结构合理的科研队伍。

实验室配有各类专业化仪器设备和成套的精密传动试验设置,计140余台/套,包括:Leica激光跟踪仪、Etalon激光跟踪干涉仪、各类激光干涉仪、克林贝格齿轮测量中心、海克斯康三坐标测量机、泰勒霍普森白光干涉仪、圆柱度测量仪和粗糙度轮廓仪、德国MÖLLER-WEDEL光学自准直仪、英国RPI精密回转平台、齿轮动力学试验台、精密减速器综合试验台、振动噪声测试分析系统等。

实验室与北京市计量检测科学研究院和北京微纳精密机械有限公司共建了北京市精密测控技术与仪



精密减速器性能测试台

器工程研究中心。

研究项目及成果

实验室近几年承担了国家重点研发计划、04国家科技重大专项、国家重大科学仪器设备开发专项、国家科技支撑计划、国家863计划、国家自然科学基金重点项目及面上项目等国家及省部级、企业科研项目50余项;牵头或参与制定ISO、GB和协会标准22项;获授权发明专利

110多项、软件著作权50多项;获国家科技进步奖二等奖2项、中国机械工业科学技术奖特等奖1项、一等奖2项和二等奖1项,中国好设计金奖1项;培养的学生获得上银优秀机械博士论文奖。

特色与重要进展

(1) 齿轮测量技术与仪器。对齿轮测量技术的研究覆盖了齿轮工程的全领域:从0.5mm的微型齿轮到10

多米的特大齿轮,从圆柱齿轮和锥齿轮到面齿轮和环面蜗杆,从齿轮工件到复杂齿轮刀具,从分析式测量、功能性测量到整体误差测量,从接触式测量到光学非接触式测量,从单机测量到基于云平台的测量,从计量室测量、车间检测站检测到生产线的在线测量;提出了系列测量原理和方法,解决了齿轮领域的诸多“极端测量”难题,研发了系列独特技术并形成产品,研究成果获得国内外公认,是国际知名的齿轮测量技术研究中心,使我国齿轮测量技术研究处于国际领先水平。

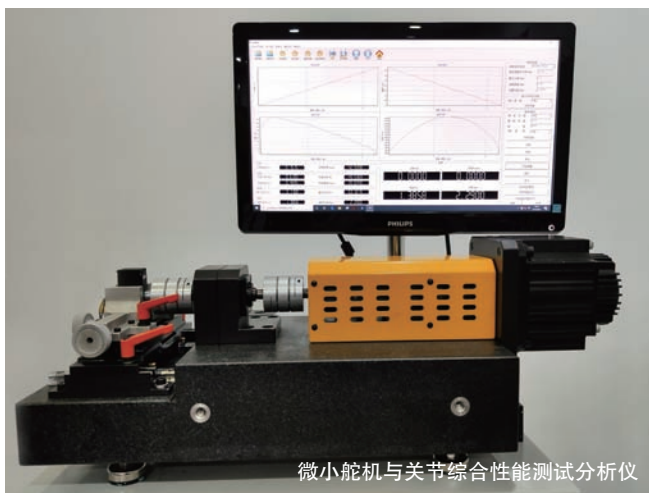
(2)精密机电传动系统测试技术与装备。解决了精密机电传动系统性能表征、测试和质量评价技术难题,提出了从关节零部件到系统性能测试成套解决方案;研制的机器人精密减速器(RV、谐波、行星、特殊专用等)、精密机电系统的单项参数和综合性能测试设备已服务于企业生产。特别是针对小型舵机和服务机器人小型关节的传动精度、电参数和机械特性的测量技术,解决了小型关节整机性能测量手段缺乏以及测量项目单一的问题,为建立面向服务机器人小型关节的全生命周期、全局质量评价体系提供了有效手段。



特大齿轮激光跟踪在位测量系统

(3)精密传动理论与成套技术。构建了基于张量分析的齿轮啮合原理新框架,发现了齿轮传动中“逆序啮合”现象,拓展了齿轮整体误差理论,提出了复杂齿轮的主动修形方法,开发了大型重载锥齿轮和精密齿轮模具的高效精密加工技术,研发了传动系统的振动分析和降噪技术,揭示了齿轮配对机理并开发了齿轮配对技术,设计开发了新能源汽车变速器和机器人智能关节,正开发齿轮设计制造云服务平台。与中车戚墅堰机车车辆工艺研究所等单位合作的项目“高铁列车用高可靠齿轮传动系统”获2017年国家科技进步二等奖;与深圳市兆威机电股份有限公司等单位合作的项目“面向智能设备的微型传动成套技术及产业化”获2019年中国机械工业科学技术进步特等奖。

(4)标准制定。作为国际标准化组织齿轮标准委员会(ISO/TC60)



微小舵机与关节综合性能测试分析仪

成员,10多年来,参与制定了齿轮领域最重要的4个基础标准,已发布的为:齿轮精度制ISO1328-1(2013)、ISO1328-2(2020)和ISO10064-1(2019)。牵头制定了国标《GB/T 38192—2019注射成型塑料圆柱齿轮精度制》,这是我国塑料齿轮行业翘首企盼了半个世纪的行业首个国家标准,经全国齿轮标准化技术委员会评审,该标准填补空白、达到国际先进水平。目前正牵头制定机器人减速器领域的基础国标《精密减速器回差测试与评价方法》,预定今年底完成。

内涵建设与国际交流

实验室秉持“勤奋 求实 谦让,习惯 能力 态度”室训,持续内部文化营造和制度建设,10多年坚持出版电子刊物*Precision Lab e-News*,教学科研公共事务进行分工,制定办事流程,减轻了青年教师的事务负担。通过内涵文化和规范化管理凝聚人心,形成共识,共享共建,促进了队伍成长和成果产出。

实验室与德国联邦物理技术研究院(PTB)、美国国家标准与技术研究院(NIST)、瑞典皇家理工学院、英国诺丁汉大学等国际著名大学和研究机构建立了稳定的合作关系,长期开展精密测试技术和齿轮工程研究,极大推进了实验室走向国际,提升了研究水平。

(采访 雷松)

快速凝固/粉末冶金技术制备高性能高温铝合金及其复合材料的进展

李沛勇^{1,2,3}

- (1. 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095;
2. 北京市先进铝合金材料及应用工程技术研究中心, 北京 100095;
3. 先进复合材料重点实验室, 北京 100095)

[摘要] 快速凝固技术为高温铝合金的制备提供了可能的途径。近 30 年来, 运用快速凝固/粉末冶金工艺, 已研制成功了 Al-Fe-V-Si、Al-Fe-Mo-Si、Al-Fe-Cr-Ti 等系列的耐热温度达到 300~400°C 的高性能高温铝合金及其复合材料。总结了这些高温铝合金及其复合材料在工艺、成分、组织、性能和应用方面的研究进展, 讨论了存在的问题并阐述了未来的发展方向。

关键词: 快速凝固; 粉末冶金; 高性能高温铝合金; 铝基复合材料; 组织性能; 工艺

Developments in High-Performance Elevated-Temperature Aluminum Alloys and Their Composites Produced via Rapid Solidification and Powder Metallurgy

LI Peiyong^{1,2,3}

- (1. AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;
2. Beijing Engineering Research Center of Advanced Aluminum Alloys and Applications, Beijing 100095, China;
3. Key Laboratory of Advanced Composites, Beijing 100095, China)

[ABSTRACT] Rapid solidification technology provides a possible route to prepare elevated-temperature aluminum alloys. Al-Fe-V-Si, Al-Fe-Mo-Si, Al-Fe-Cr-Ti, etc., series high-performance elevated-temperature aluminum alloys and their composites with heat resistance at temperatures of 300–400°C have been successfully developed by rapid solidification/powder metallurgy process in nearly thirty years. In this paper, the developments in process, composition, microstructure, properties and applications for these elevated-temperature aluminum alloys and their composites are summarized, the existing problems and future directions are discussed.

Keywords: Rapid solidification; Powder metallurgy; High-performance elevated-temperature aluminum alloys; Aluminum matrix composites; Microstructure properties; Processing

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.064

快速凝固(Rapid solidification, RS)是指冷却速率达 10^4 °C/s 以上的凝固过程^[1], 其冷却速率是传统的铸锭冶金(Ingot metallurgy, IM)工艺的 1000 倍以上。快速凝固的优点包括^[1-3]: (1) 增大溶质元素的固溶度; (2) 细化晶粒和强化相; (3) 减小或消除成分偏析; (4) 形成过渡相; (5) 形成非晶和纳米晶; (6) 形成准晶。

自 20 世纪 50 年代以来已出现了许多快速凝固工艺, 其中雾化和熔体快淬工艺已进入实际应用。近 30 多年来, 快速凝固(RS)与粉末冶金(Powder metallurgy, PM)结合的工艺(RS/PM)已成功用于制备高温合金、

钛合金和铝合金等金属结构材料。铝合金作为一种轻质金属材料, 具有比强度高、成本低等特点, 广泛应用于航空航天和交通领域。但用作结构材料的传统铝合金(主要包括 2XXX、6XXX 系和 7XXX 系)耐热温度(长期工作温度)不超过 120~150°C^[4]。因为超过该温度, 会导致过时效, 出现合金中的过渡强化相粗化或向其平衡相 [θ (Al_2Cu)、S (Al_2CuMg)、 β (Mg_2Si)、 η ($MgZn_2$)] 转变, 最终导致合金的强度明显下降。钛合金的耐热温度可达到 400~550°C^[4], 但钛合金的密度比铝合金大 30%~35%。目前在 200~400°C 长时间应用领域, 因传统

铝合金耐热性能不能满足要求而仍然选用钛合金。

为满足航空航天和汽车领域对耐热温度为200~400℃的轻质金属材料的需求,自20世纪80年代开始,借助快速凝固技术,国内外开发了一系列的高性能高温铝合金,这些高温铝合金的耐热温度达到350℃左右^[4],通常包含了过渡族(TM)或/和稀土(RE)元素,且合金元素含量高。不同于传统铝合金,高温铝合金不能采用IM工艺制备,而只适合采用快速凝固或机械合金化工艺制备。为进一步改善高温铝合金高温下的持久性能、抗蠕变性能和模量,满足应用需求,国内外也通过加入增强颗粒或晶须制备以高温铝合金为基体的耐热铝基复合材料。

本文主要总结了快速凝固/粉末冶金制备的高性能高温铝合金及铝基复合材料的研究进展。先介绍典型的快速凝固和粉末冶金工艺,接着总结已出现的主要高性能高温铝合金及其复合材料的成分、组织和性能,然后归纳潜在应用,最后讨论存在的问题和未来研究方向。

1 工艺

迄今,研究和应用最广泛的用于铝合金的快速凝固工艺主要包括雾化和熔体快淬,如图1所示^[2,5-11]。雾化工艺采用气体或水作冷却介质,而熔体快淬工艺则采用铜辊冷却。图1中的超音速气体雾化、高压气体

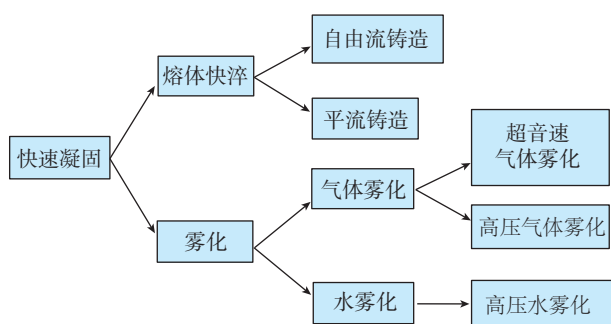


图1 典型快速凝固工艺的分类

Fig.1 Types of typical rapid solidification processes

雾化、高压水雾化、平流铸造、自由流铸造等方法均已获得应用,用于制备块体材料所需的粉末或薄带。表1对比了这几种快速凝固工艺^[8,9,11-15]。其中,目前已实现工业化生产的快速凝固工艺包括超音速气体雾化(Ultrasonic gas atomization, USGA)和平流铸造(Planar flow casting, PFC)。

USGA工艺如图2所示^[14],是指采用惰性气体(如氮气N₂、氩气Ar或氦气He)作为雾化介质,通过雾化器以超音速喷出雾化气体,将通过导液管流出铝合金熔体冲击破碎成液滴,液滴在雾化介质中冷却成粉末的过程。超音速气体雾化的冷却速率为10⁴~10⁵°C/s,获得的粉末较细,其平均粒径为30~40μm左右^[9,14]。

PFC工艺如图3所示^[5],是指铝合金熔体出口缝隙水冷铜辊之间的距离保持恒定,熔体在氩气压力下通过出口缝隙喷出,在高速旋转的水冷铜辊冷却下迅速凝固,形成薄带。平流铸造冷却速率为~10⁶°C/s^[5]。获得的薄带的典型厚度为20μm,宽度为25mm^[15]。接触铜辊的表面比其自由表面(与空气接触的表面)的组织更为细小。

除了上述两种快速凝固工艺外,还出现了机械合金化(Mechanical alloying, MA)和增材制造(Additive manufacturing, AM)工艺。MA工艺采用气体雾化纯元素粉末或气体雾化预合金粉末,通过冷压、焊合、破

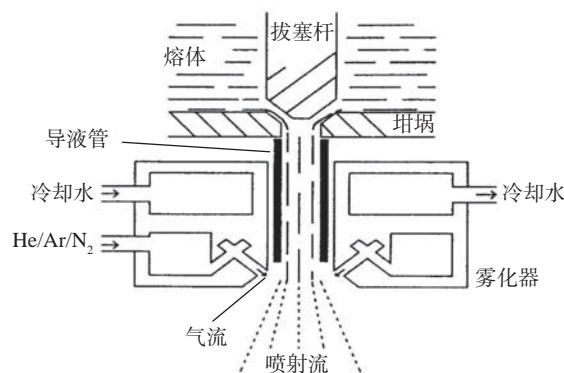


图2 超音速气体雾化示意图

Fig.2 Schematic of ultrasonic gas atomization

表1 典型快速凝固工艺的比较

Table 1 Comparison of typical rapid solidification processes

快速凝固工艺	雾化压力 /MPa	冷却速率 / (°C · s ⁻¹)	典型规格 /μm	形状	成本
平流铸造 (PFC)	—	~10 ⁶	20	宽薄带	较高
自由流铸造 (Free jet casting, FJC)	—	~10 ⁶	25	窄薄带	高
超音速气体雾化 (USGA)	1.4~5	10 ⁴ ~10 ⁵	30~40	球形	较高
高压气体雾化 (HPGA)	5~10	~10 ⁵	≤ 25	球形	较高
高压水雾化 (HPWA)	≥ 150	10 ⁴ ~10 ⁶	—	非球形	较低

碎等机制,使溶质元素溶于铝基体中并细化晶粒,获得与上述快速凝固相似的效果,实现对合金的进一步改性等^[16]。AM工艺包括激光选区熔化成形(Selective laser melting, SLM)和电子束熔化成形(Electron beam melting, EBM),也都属于快速凝固。其中,对SLM制备单层厚度为50 μ m的铝合金,其冷却速率为 $9 \times 10^5 \sim 2 \times 10^6$ °C/s^[17-18],该冷却速率比USGA工艺快,与PFC工艺的冷却速率相近。

除AM外,采用其他快速凝固方法制备的铝合金粉末或薄带,通常需要采用PM工艺才能制备成块体材料或制件。图4为铝合金及其复合材料的典型粉末冶金工艺流程图^[15,19-22]。制备高温铝合金及其复合材料时,采用雾化工艺制备的高温铝合金粉末或采用熔体快淬薄带经过粉碎制备的高温铝合金粉末,经机械筛分或气流分级处理后,选择合适粒径的合金粉末,用于制备粉末铝合金制件,或者与SiC等颗粒或晶须混合后制备制件。单一的高温铝合金粉末,或者与SiC等颗粒或晶须混合的复合粉末,可采用装包套-真空除气-热压/热等静压的路线,也可采用冷等静压-热压/热等静压的路线,还可采用冷等静压-真空除气-热压/热等静压的路线。其中,装包套-真空除气-热压的路线具有较低的成本。制备的坯锭采用挤压、轧制和锻造等变形铝合金热加工设备成形,可以制成所需要的棒材、型材、板材和锻件。由于粉末高温铝合金及铝基复合材料往往属于难变形材料,其变形工艺参数窗口窄,对变形温度和变形速率很敏感,因此,通常需要采用等温、慢速的变形工艺。

为降低铝合金粉末的氧含量,日本Tohoku大学建立了封闭系统的HPGA PM工艺^[22]。该封闭系统中,合金雾化、粉末处理和坯料制备全过程均处于真空或氩气保护中,其中真空或氩气中的氧和水气的含量低于 1×10^{-6} ^[23]。这种封闭系统可降低雾化过程高温铝合金粉末的氧含量,也可防止其在粉末处理过程中的进一步氧化。这种封闭系统除有利于提高高温铝合金的塑性外^[24],也有利于保证产品的质量稳定性,同时满足生产的安全

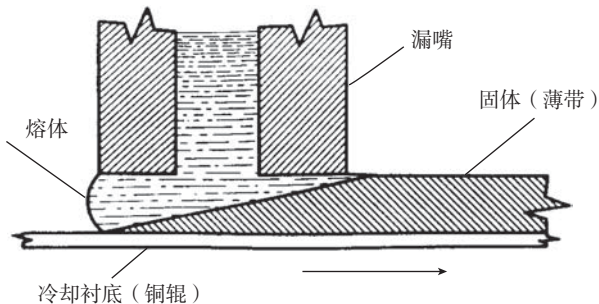


图3 平流铸造示意图

Fig.3 Schematic of planar flow casting

性和环保要求。

2 成分

高性能高温铝合金按组成元素可分为两类,即Al-TM(过渡族元素)-TM(过渡族元素)和Al-TM(过渡族元素)-RE(稀土元素)。其中选择的TM和RE元素在铝中的固溶度和扩散系数均很低(表2^[2,3,5-7,25])。强化相组成的元素在铝中低的固溶度和扩散系数有利于降低强化相的粗化长大速率,从而提升合金的高温性能及其热稳定性。

表3汇总了典型的高性能高温铝合金及其复合材料的成分^[19,22-23,26-36]。这些高温铝合金均包括含量较高,但在铝中固溶度很低的TM或/和RE合金元素,因此只能采用快速凝固或机械合金化工艺制备。按主要合金元素的不同,这些高温铝合金可分为Al-Cr系、Al-Fe系、Al-Ni系、Al-Ti系。以这些高温铝合金为基体的铝基复合材料的外加增强相通常为SiC、Al₂O₃、TiB₂、Si₃N₄等的颗粒或晶须,其体积分数为5%~15%。

3 组织

快速凝固/粉末冶金高性能高温铝合金的组织主要由 α -Al晶粒和分布于晶粒内部或/和晶界的弥散强

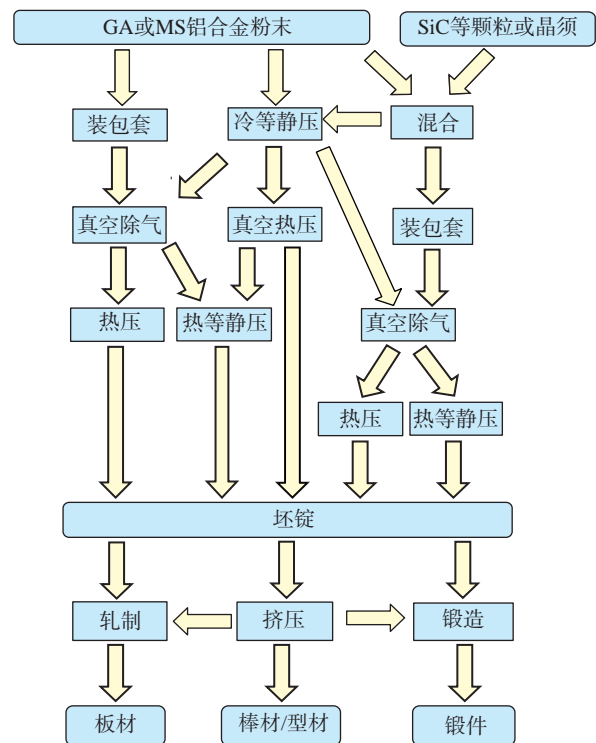


图4 铝合金及其复合材料典型的粉末冶金工艺流程图

Fig.4 Flow chart of typical powder metallurgy processes for elevated-temperature aluminum alloys and their composites

化相组成; 其中的弥散强化相可分为 L_{12} 相、准晶相、 $Al_{12}(Fe, X)_3Si$ ($X=V, Mo$) 相等亚稳相及金属间化合物平衡相。

3.1 L_{12} 相

L_{12} 相主要出现在包含 Zr、Ti 等的高温铝合金中, 如 Al-Ti-Fe、Al-Zr-V 等。典型的 L_{12} 相为 $L_{12}-Al_3M$ (M 为 Ti、V、Cr、Zr、Nb 等元素中的一种或几种) 相, 呈球形, 与基体基本共格(错配度很小, 仅 $\sim 0.3\%$)。与镍基合金类似, 包含 L_{12} 相的高温铝合金的耐热温度也可达到的 $0.75T_m$ (T_m 为合金的熔点对应的绝对温度), 即 $425^\circ C$ ^[36-39]。 L_{12} 相的尺寸很小 ($< 10nm$), 其体积分数通常也很小。例如, 美国西北大学研制的 Al-1.16Zr-1.76V (质量分数) 合金中的 $L_{12}-Al_3(Zr_{0.25}V_{0.75})$ 相的体积分数均仅 $\sim 5\%$ ^[36-39]。小体积分数的强化相导致高温铝合金强度不高, 难以达到应用要求。为提高 L_{12} 相的体积分数, 出现了先采用 MA 先制备包含 L_{12} 相的 $Al_{97}Zr_3$ (原子分数) 合金, 然后再用 20%~40% (质量分数) 包含 L_{12} 相的粉末与纯铝粉末混合的方法制备包含高体积分数的 L_{12} 相的高温铝合金^[40]。这为制备包含高体积分数 L_{12} 相的高温铝合金提供了一种新途径。

3.2 准晶相

准晶相主要出现在包含 Fe、Cr、V 等元素的高温铝

合金中。这些合金在快速凝固和机械合金化过程中会形成二十面体准晶相(I相)。I相呈球形(或O形), 尺寸通常为 100~300nm。例如, 对 Al-Fe-V 合金, 其 PFC 组织由 $\alpha-Al$ 和 I 相组成。I 相为伪二元相, 由铝及 (Fe, V) 固溶体组成。在该合金中加入 Si, 会降低 I 相的热稳定性, 其相变温度以 $25^\circ C/\%Si$ (原子分数) 的比例下降^[41]。对 Al-6Cr-2Fe-1Si (质量分数, 下同) 合金, 准晶相包括 $Al_{84.6}Cr_{15.4}$ 、 $Al_{95}Fe_4Cr$ 和 $Al_{74}Cr_{20}Si_6$ 。对 Al-6Cr-2Fe-1.5Ti-1Si 合金, 准晶相包括 $Al_{84.6}Cr_{15.4}$ 、 $Al_{82}Fe_{18}$ 、 $Al_{95}Fe_4Cr$ 和 $Al_{74}Cr_{20}Si_6$ ^[42]。对 Al-5.5Cr-3Fe-1Ti-1Ce 合金, 准晶相包括 $Al_{80}(Cr, Fe)_{20}$ 、 $Al_{13}Cr_2$ 和 $Al_{74}Cr_{20}Ce$ ^[43]。这些准晶相在 $\sim 350^\circ C$ 是稳定的, 但在 $450\sim 500^\circ C$ 这些准晶相转变为金属间化合物平衡相^[42-43]。美国 Pratt & Whitney 公司和 Connecticut 大学^[35] 采用 HPGA PM 工艺研制的 $Al_{93.8}Cr_{2.6}Co_{1.6}Mn_{1.5}Zr_{0.5}$ (原子分数) 合金也主要由 $\alpha-Al$ 和 I 相组成, 其中 I 相的尺寸为 50~100nm。该合金采用热压和锻造温度分别为 $300^\circ C$ 和 $260\sim 315^\circ C$ 。这表明, 在该热加工温度下, 合金中的准晶相是稳定的。

迄今研究较多的包含准晶的高温铝合金是 $Al_{93}Fe_3Cr_2Z_2$ ($Z=Ti, V, Nb, Ta$) 系合金^[44]。其中, 日本 Tohoku 大学研制的 $Al_{93}Fe_3Cr_2Ti_2$ 合金 MS 薄带组织主要由尺寸为 $\sim 100nm$ 的 I 相准晶颗粒和 $\alpha-Al$ 组成, 另外

表2 一些TM和RE元素在铝中的固溶度和扩散系数

Table 2 Solid solubility and diffusivity of some TM and RE elements

元素	平衡凝固条件下在铝中的最大固溶度		快速凝固条件下在铝中的固溶度		427°C 在铝中的扩散系数 / ($cm^2 \cdot s^{-1}$)
	质量分数 / %	原子分数 / %	质量分数 / %	原子分数 / %	
Co	0.02	0.01	1.09~10.32	0.5~5	2.15×10^{-11}
Cr	0.77	0.40	9.21~12.68	5~7	2.3×10^{-14}
Ce	0.05	0.01	9.14	1.9	—
Fe	0.052	0.025	7.94~11.67	4~6	1.12×10^{-15}
Gd	0.1	0.01	—	—	—
Mn	1.82	0.90	11.50~18.45	6~10	2.12×10^{-10}
Mo	0.25	0.056	3.45~5.14	1.0~1.5	6.03×10^{-15}
Nb	0.22	0.064	—	—	1.9×10^{-14}
Ni	0.05	0.023	2.58~15.36	1.2~7.7	8.4×10^{-15}
Sc	0.38	0.23	1.66	1.0	—
Si	1.65	1.59	17.57~18.59	17~18	2×10^{-12}
Ti	1.00	0.57	0.35~3.50	0.2~2	3.86×10^{-15}
V	0.6	0.32	2.61~3.71	1.4~2	3.94×10^{-15}
W	0.14	0.02	5.83~11.67	0.9~1.9	—
Y	0.1	0.03	—	—	—
Zr	0.28	0.085	3.95~4.90	1.2~1.5	6.6×10^{-17}

还包含少量的 $L1_2$ - Al_3Ti 和 $D0_{22}$ - Al_3Ti ^[45]。该合金通过在 $Al_{93}Fe_{4.2}Cr_{2.8}$ 三元合金基础上加入 Ti 元素,使其中的准晶明显细化,且 I 相分解温度由三元合金的 463°C 提高至 500~550°C,从而提高了合金的热稳定性^[45-46]。

3.3 $Al_{12}(Fe,X)_3Si$ ($X=V, Mo$) 相

$Al_{12}(Fe,X)_3Si$ 主要出现在 Al-Fe-X-Si ($X=V, Mo$) 系合金中。 $Al_{12}(Fe,X)_3Si$ 为纳米尺寸的亚稳相,呈球形,属于 bcc 结构的 α 相,其晶格常数为 1.259~1.264nm^[47]。冷却速度影响到该相的形成。以美国 Allied-Signal 公司研制的 Al-Fe-V-Si 系合金为例,采用 PFC 工艺制成厚度为 20 μ m 薄带,铜辊表面侧组

织为 α - $Al_{12}(Fe,V)_3Si$ + α -Al; 自由表面(空气)侧为 α - $Al_{12}(Fe,V)_3Si$ + α -Al+ 球状颗粒(O 形相)。O 形相属于准晶(I 相),其晶面指数与 α -(Fe,V)₃Si 的相近。O 形相可转化为 α - $Al_{12}(Fe,V)_3Si$ 颗粒^[47-48]。冷速快时,形成 α - $Al_{12}(Fe,V)_3Si$; 冷速慢时,形成准晶^[49-50]。在 273°C 发生转变: α -Al+I+ α - $Al_{12}(Fe,V)_3Si$ → α -Al+ α - $Al_{12}(Fe,V)_3Si$ 。另外,加入稀土元素会抑制 $Al_{12}(Fe, X)_3Si$ 的形成,降低合金的热稳定性。例如,在 $Al_{93.3}Fe_{4.3}V_{0.7}Si_{1.7}$ 合金中加入稀土 1% Nd (原子分数),会优先形成 Al_8Fe_4Nd ,而导致熔体中 Fe 的浓度下降,从而减少 $Al_{12}(Fe, V)_3Si$ 相^[51]。对于添加混合稀土(Mm)元素的 Al-Fe-V-Si-Mm 合

表3 典型的高性能高温铝合金及其复合材料的成分

Table 3 Compositions of typical high-performance elevated-temperature aluminum alloys and their composites

合金系	合金代号 / 牌号	生产商	名义成分
Al-Cr-Zr(-Mn)	—	Alcan (加拿大)	Al-5Cr-2Zr [*]
	—		Al-5Cr-2Zr-1Mn [*]
Al-Fe-Ce	X8019	Alcoa (美国)	Al-8.3Fe-4.0Ce [*]
	CZ42		Al-7.0Fe-6.0Ce [*]
	X8019/SiC/12.5p		87.5X8019+12.5SiC _p [#]
Al-Fe-V-Si	8022	Allied-Signal (美国)	Al-6.0Fe-1.3V-1.1Si [*]
	8009		Al-8.5Fe-1.3V-1.7Si [*]
	FVS 1212		Al-11.7Fe-1.2V-2.4Si [*]
	8009/SiC/11p		89%8009+11SiC _p [#]
Al-Fe-Mo	—	Pratt & Whitney (美国)	Al-8.0Fe-2Mo [*]
Al-Fe-Mo-Si	FMS 0612	北京航空材料研究院	Al-6.0Fe-1.3Mo-1.1Si [*]
	FMS 0918		Al-9.0Fe-2.0Mo-1.6Si [*]
	FMS 1224		Al-12Fe-2.6Mo-2.2Si [*]
	FMS 0714		Al-7.0Fe-1.4Mo-1.4Si-0.5Ti-1.3Zr [*]
	FMS 0917		Al-9.0Fe-1.7Mo-1.7Si-0.5Ti-1.3Zr [*]
	FMS 1224/SiC/5p		95FMS1224+5SiC _p [#]
Al-Ti-Fe	$Al_{93}Ti_{13.5}Fe_{3.5}$	Tohoku University (日本)	Al-3.5Ti-3.5Fe ^{&}
Al-Fe-Cr-Ti	$Al_{93}Fe_3Cr_2Ti_2$	Tohoku University (日本)	Al-3Fe-2Cr-2Ti ^{&}
Al-Fe-Cr-Zr	01489	VILS (俄罗斯)	Al-8.5Fe-1.1Cr-1.1Zr-1.1Mo [*]
Al-Cr-Co-Mn-Zr	$Al_{93.8}Cr_{2.6}Co_{1.6}Mn_{1.5}Zr_{0.5}$	Pratt & Whitney / University of Connecticut (美国)	Al-2.6Cr-1.6Co-1.5Mn-0.5Zr ^{&}
Al-Ni-Y-Co	$Al_{85}Ni_{15}Y_8Co_2$	Tohoku University (日本)	Al-5Ni-8Y-2Co ^{&}
Al-Ni-Ce	$Al_{93}Ni_{10}Ce_6$		Al-10Ni-6Ce ^{&}
Al-Ni-Mm	—		Al-14Ni-14Mm [*]
Al-Ni-Mm-Zr	—		Al-14Ni-7Mm-1Zr [*]
Al-Nd-Ti	—	北京航空材料研究院	Al-6Nd-2.5Ti [*]
Al-Zr-V	—	Northwestern University (美国)	Al-1.16Zr-1.76V [*]

注:“*”表示质量分数,“#”表示体积分数,“&”表示原子分数。

金也存在类似的现象^[52]。Al_{87.3}Fe_{4.3}V_{0.7}Si_{1.7}Mm_{6.0}合金薄带的组织转变过程为^[53]: Am(非晶)→ α -Al→(α -Al)+Al₁₁(La,Ce)+I→(α -Al)+Al₁₁(La,Ce)+I+I'。对应这3个过程的转变温度分别为~240°C、~330°C和~430°C。这一结果表明,加入Mm也抑制了Al₁₂(Fe,V)₃Si相的形成。对Al-Fe-V-Si系合金,采用PFC/RC PM工艺,在~400°C进行热加工变形后,其强化相主要为Al₁₂(Fe,X)₃Si。例如,对Al-Fe-V-Si系合金挤压棒材后,其组织由~50nm的 α -Al相和0.5~2 μ m的Al₁₂(Fe,V)₃Si相组成^[15,54]。8009合金轧制板材中,Al₁₂(Fe,V)₃Si的尺寸为80nm, α -Al晶粒的尺寸为0.5 μ m,存在 α 纤维结构;在560°C下热暴露至1000h时,该合金的组织无明显变化,未出现再结晶组织^[55]。这表明,Al-Fe-V-Si系合金组织具有很好的热稳定性。

北京航空材料研究院采用USGA PM工艺制备的Al-Fe-Mo-Si合金系的组织与PFC/RC PM Al-Fe-V-Si系合金的组织类似。Al-Fe-Mo-Si系合金挤压棒材组织由Al₁₂(Fe,Mo)₃Si弥散强化相和 α -Al相组成。其细粉中($\leq 10\mu$ m)的强化相约为6~80nm,粗粉中的强化相约为300nm。对FMS 0918和FMS 1224合金,粗粉中出现了大量细小Al₁₂(Fe,Mo)₃Si与铝组成的团聚体。团聚体的尺寸为630 μ m,其中包含的Al₁₂(Fe,Mo)₃Si颗粒尺寸为30~50nm^[28]。

3.4 金属间化合物平衡相

金属间化合物主要出现在包含过渡族元素或/和稀土元素的铝合金。这些合金的DSC曲线上往往出现2或3个典型的放热峰,分别对应非晶转化为纳米晶和金属间化合物平衡相的析出。例如,Al₉₀Fe₇Nb、Al₈₇Fe₁₀Nb₃、Al₈₇Fe₉Nb合金的组织在287~367°C由非晶转变为纳米晶,在427~487°C析出金属间化合物平衡相^[56]。Al₉₃Ni₁₀Ce₆合金采用MS制备的薄带最初为非晶态,在297°C出现纳米铝晶粒,在330°C和370°C

析出Al₃Ni、Al₄Ce和Al₁₁Ce金属间化合物^[31]。X8019(Al-Fe-Ce系)合金的雾化粉末中形成过渡相颗粒,当温度达到315°C以上时,这些过渡相转变为Al₆Fe、Al₈Fe₄Ce、Al₁₀Fe₂Ce等金属间化合物的平衡相^[17]。这些高温铝合金的熔体快淬或气体雾化制备的粉末后续均需采用热压或挤压等热加工成形;而热加工成形温度通常达到300~400°C以上。因此,经过热加工后的合金组织都转变为 α -Al晶粒和金属间化合物平衡相。例如,Al-5Cr-2Zr和Al-5Cr-2Zr-1Mn经过挤压或锻造后,其组织由 α -Al和细小的Al₃Zr、Al₁₃Cr₂金属间化合物颗粒组成^[57]。Al_{89.7}Ni₈Mm_{1.5}Zr_{0.8}(原子分数)挤压态组织由 α -Al、Al₃Ni、Al₁₁Mm和Al₃Zr组成,尺寸分别为80nm、50nm、50nm和10nm^[58]。Al₈₉Ni₃Gd₇Fe₁挤压态组织由 α -Al晶粒和纳米尺寸的金属间化合物颗粒组成。 α -Al晶粒尺寸为~200nm,金属间化合物呈棒状(长~160nm,宽~30nm)和等轴状(~80nm),大部分位于晶界^[59]。01489合金(Al-Fe-Cr-Zr-Mo)的组织也由 α -Al和金属间化合物组成。这些金属间化合物可以阻止晶粒长大^[34]。

上述高温铝合金中的弥散强化相的粗化速率按L₁₂相>Al₁₂(Fe,X)₃Si相>准晶相>金属间化合物平衡相的顺序递增。表4汇总了一些高温铝合金中强化相在高温下的粗化速率^[30,37,60-62]。可以看出,425°C左右,L₁₂相的粗化速率最小,为10⁻²⁹~10⁻²⁸m³/h,其次为Al₁₂(Fe,V)₃Si相,其粗化速率为10⁻²⁷~10⁻²⁶m³/h。而金属间化合物平衡相的粗化速率最大,约为10⁻²³m³/h,分别是L₁₂相和Al₁₂(Fe,V)₃Si相的10⁵和10³倍。

高温铝合金的理想弥散强化特征包括^[36]:(1)合金元素在铝中低的扩散系数;(2)合金元素在铝中低的固溶度;(3)低的弥散相/铝的界面能;(4)在使用温度下粗化速率小,且不发生相变。为获得更好的高温性能,也出现了在高温铝合金中加入SiC、Al₂O₃、Si₃N₄等增强

表4 一些高温铝合金中弥散强化相的粗化速率

Table 4 Coarsening rates of dispersoids in some elevated aluminum alloys

合金牌号/代号	主要弥散相	直径/nm	体积分数/%	粗化速率/(m ³ ·h ⁻¹)
X8019	Al ₃ Fe, Al ₁₀ Fe ₂ Ce	150	15	~10 ⁻²³ (427°C)
Al-6Nd-2.5Ti	Al ₂₀ Ti ₂ Nd	50	27	2.56×10 ⁻²³ (427°C)
8009	Al ₁₂ (Fe,V) ₃ Si	25~120	24	3×10 ⁻²⁶ (425°C)
FVS1212	Al ₁₂ (Fe,V) ₃ Si	30~80	36	8×10 ⁻²⁷ (425°C)
Al-3.14Cr-4.03Zr-1.95Nb	L ₁₂ -Al ₃ (Zr _{0.67} Nb _{0.33})	~1	8	5.73×10 ⁻³⁰ (375°C)
				2.51×10 ⁻²⁹ (400°C)
				5.86×10 ⁻²⁸ (450°C)
Al-1.16Zr-1.76V	L ₁₂ -Al ₃ (Zr _{0.25} V _{0.75})	~5	5	1.0×10 ⁻²⁸ (425°C)

颗粒或晶须制成复合材料；这些增强相的加入可进一步细化晶粒和阻碍晶粒长大。高性能高温铝合金及其复合材料理想的组织为：由细小的晶粒和在晶粒内部及晶界存在较高体积分数、细小的、界面能小、粗化速率小且热稳定性好的球状弥散相或 / 和外加的增强相组成。上述包含 $L1_2$ 相、 $Al_{12}(Fe,X)_3Si(X=V、Mo)$ 相和准晶相的高温铝合金及其复合材料具备这样的组织特征。

4 性能

采用 RS PM 制备的高温铝合金及其复合材料因其独特的组织特征,显示比传统 I/M 铝合金更好的高温拉伸、疲劳、持久、阻尼等性能。

4.1 拉伸性能

在拉伸性能方面,迄今有关 RS PM 高温铝合金的研究较多,而有关其复合材料的研究较少。表 5 归纳了一些典型的高性能高温合金及其复合材料(包含准晶、 $Al_{12}(Fe,X)_3Si(X=V、Mo)$ 相和金属间化合物及其复合材料的性能)的拉伸性能和拉伸弹性模量^[19-20,22-23,27-29,34-35,58,63-64]。包含 $L1_2$ 相的高温铝合金因其体积分数小,其强度偏低且尚未达到应用水平,相关的性能数据也尚未见报道。而包含金属间化合物平衡相的 Al-Ni-RE 系合金的室温强度是最高的,这与其组织中存在纳米晶有关。但高温下,该系列合金的强度下降明显,这与高温下纳米晶长大、而其中的金属间化合物平衡相粗化速率大有关。包含准晶颗粒的 Al-Fe-

表5 典型高性能高温铝合金及其复合材料的拉伸性能(纵向)

Table 5 Tensile properties of typical high-performance elevated-temperature aluminum alloys and their composites (longitudinal direction)

金代号 / 牌号	工艺	测试温度 / °C	弹性模量 E/GPa	抗拉强度 σ_b /MPa	屈服强度 $\sigma_{0.2}$ /MPa	延伸率 δ /%
CZ42	GA PM, Extrusion	室温	78.6	448	379	5.0
		166	68.9	365	345	—
		232	64.1	310	296	—
		316	56.5	221	200	—
X8019/SiC/12.5p	GA PM, Extrusion	室温	101	490	414	2.8
		149	—	420	372	3.0
		232	—	360	317	3.6
		316	—	241	214	7.5
8009	PFC/RC PM, Extrusion	室温	88.4	437	390	10
		150	83.2	372	340	7
		204	—	341	312	8
		260	—	308	280	9
	PFC/RC PM, Forging	315	73.1	261	244	9
		室温	—	462	434	12
		150	—	372	345	6
		204	—	338	303	6
8009/SiC/11p	PFC/RC PM, Extrusion	260	—	290	276	8
		315	—	248	241	9
		室温	—	503	434	4.1
		149	—	393	358	2.5
		232	—	338	262	3
		371	—	179	123	6

续表

金代号 / 牌号	工艺	测试温度 / °C	弹性模量 E /GPa	抗拉强度 σ_b /MPa	屈服强度 $\sigma_{0.2}$ /MPa	延伸率 δ /%
FVS 1212	PFC/RC PM, Extrusion	室温	95.5	559	531	7.2
		150	—	469	455	4.2
		230	—	407	393	6.0
		315	—	303	297	6.8
FMS 0918	USGA PM, Extrusion	室温	—	458	414	15.7
		300	—	245	232	10.6
		425	—	122	107	10.8
FMS 1224	USGA P/M, Extrusion	室温	—	588	508	3.6
		300	—	291	268	4.2
		425	—	137	118	8.0
FMS 1224/SiC/5p	USGA PM, Forging	室温	84.6	580	455	1.6
		260	76	365	290	2.5
FMS 0917	USGA PM, Extrusion	室温	—	643	595	3.0
		300	—	292	256	4.7
		425	—	117	97	12.6
Al ₉₃ Fe ₃ Cr ₂ Ti ₂	USGA PM, Extrusion	室温	80	596	519	5.9
		200	—	370	—	—
		250	60	360	—	—
		300	—	270	—	—
		400	—	190	—	—
Al _{93.8} Cr _{2.6} Co _{1.6} Mn _{1.5} Zr _{0.5}	GA PM	室温	90.5	—	690	6
		315	73	—	480	10
Al ₈₅ Ni ₅ Y ₈ Co ₂	HPGA PM	室温	—	900	—	—
		300	—	480	—	—
Al _{88.5} Ni ₈ Mm _{1.5} Zr _{0.8}	HPGA PM	室温	96	892	823	4.6
		150	—	600	—	8.0
		200	—	450	—	12
		300	—	220	—	28
Al-14Ni-14Mm	HPGA PM	室温	76.2	644	635	3.3
		150	—	250	236	3.4
		297	—	192	182	4.7
		350	—	105	99	9.3
		400	—	69	64	9.9
Al-14Ni-14Mm-Zr	HPGA PM	室温	76.8	662	631	1.1
		150	—	318	318	4.5
		297	—	221	221	5.1
		350	—	137	137	5.8
		400	—	88	82	9.2
01498	RS PM, Extrusion	室温	—	570	550	7.0
		250	—	380	—	—
		300	—	280	—	—
		350	—	210	—	—
	RS PM, Forging	室温	—	548	512	8.1
		250	—	371	—	—
		300	—	270	—	—
		350	—	200	—	—

Cr-Ti 系和 Al-Cr-Co-Mn-Zr 系合金,包含 $Al_{12}(Fe, X)_3Si$ ($X=V, Mo$) 相的 FVS 和 FMS 系合金的高温性能均优于 Al-Ni-RE 系和 Al-Fe-Ce 系合金。相比较, Al-Fe-Cr-Ti 系合金和 Al-Cr-Co-Mn-Zr 系合金的延伸率比 FVS 和 FMS 系合金的略高,且 Al-Cr-Co-Mn-Zr 系合金的室温和 315°C 高温拉伸综合性能较好。在 Al-Fe-X-Si 合金中加入稀土元素可进一步改善合金的性能。例如,加 Mm 可形成纳米晶合金,显示出比 Al-Fe-V-Si 合金更高的室温强度^[65];加 Er 可改变 FVS0812 合金的韧性^[66]。为改善塑性,也出现了加入纯铝复合的方法^[67]。例如, $Al_{93.1}Ti_{2.3}Fe_{2.3}Cr_{2.3}$ (原子分数)合金加入 10% Al (体积分数),其室温抗拉强度由 650MPa 下降至 600MPa,而延伸率由 6.5% 增大至 7.5%^[67]。另外,通过采用封闭系统 HPGA PM 制备,降低氢含量和氧含量, $Al_{93.1}Ti_{2.3}Fe_{2.3}Cr_{2.3}$ 的抗拉强度和延伸率均得到改善^[24]。对以高温铝合金为基体的 SiC 颗粒增强的铝基复合材料,如 8009/SiC/11p,与对应的基体合金相比,其室温强度有一定改善,但延伸率下降明显;但其高温强度改善不明显。

图 5 对比了快速凝固/粉末冶金制备的 FVS 和 FMS 系高温铝合金和传统铝合金的抗拉强度随温度的变化^[28]。可以看出,采用 USGA PM 工艺制备的 Al-Fe-Mo-Si (FMS) 系与采用 PFC/RC PM 工艺制备的 Al-Fe-V-Si (FVS) 系的性能相近,这两种系列的高温铝合金的 200~400°C 抗拉强度均明显优于 2024、2219、2618 等传统铝合金。

4.2 中温脆性

对 Al-Fe 系高温铝合金,会出现随温度升高,在

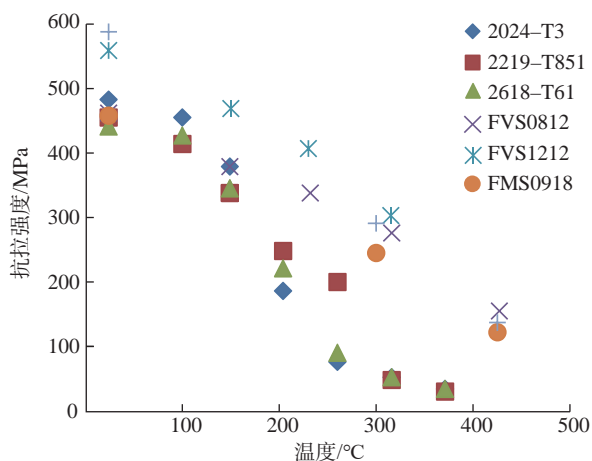


图5 快速凝固/粉末冶金FVS/FMS系列高温铝合金和一些传统铝合金抗拉强度随温度的变化

Fig.5 Temperature dependence of ultimate tensile strength of RS/PM FVS/FMS series elevated temperature alloys and some conventional aluminum alloys

~150°C 左右出现延伸率下降至最低值的中温脆性 (Intermediate temperature embrittlement, ITE) 现象。图 6 展示了 PM 纯铝和 FVS 系高温铝合金的延伸率随温度的变化^[10,20]。可以看出, Al-Fe-V-Si 系的 8009 和 FVS1212 合金的中温脆性明显, PM 纯铝的延伸率随温度升高持续下降,而 Al-12Ti 的延伸率随温度升高而逐渐增大。这预示着 Al-Fe 系高温铝合金的延伸率随温度的变化与原始粉末颗粒边界 (Prior powder boundaries, PPBs) 状态和高 Fe 合金化元素有关。

Al-Fe-V-Si 系高温铝合金的中温脆性 (ITE) 现象还存在以下特点^[56,68-70]:

- (1) 在应变敏感系数-温度关系图上约 100°C 出现下降;
- (2) ~175°C 蠕变裂纹生长速率增加;
- (3) ~175°C 断裂韧性下降;
- (4) 疲劳裂纹扩展速率的时间相关增强;
- (5) 应变速率降低,中温脆性现象更为明显。

上述中温脆性现象可能的产生机制包括^[56,71-72]:

(1) Fe 等溶质元素的析出导致了动态应变时效 (Dynamic strain aging, DSA),即溶质元素和位错交互作用;

(2) 粉末颗粒边界 (PPBs) 结合强度变化;

(3) 细小的晶粒。

对 Al-Fe-V-Si 系中的 8009 合金,其断口的 PPBs 分层现象在 175°C 最明显^[71],这表明,中温脆性与 PPBs 的结合有关。因除气温度低 (通常为 ~400°C),表面氧化膜中氧、水分解不完全^[72],可能会导致 PPBs 结合不佳。随温度升至 100~200°C 时,氢和氧的析出,导致

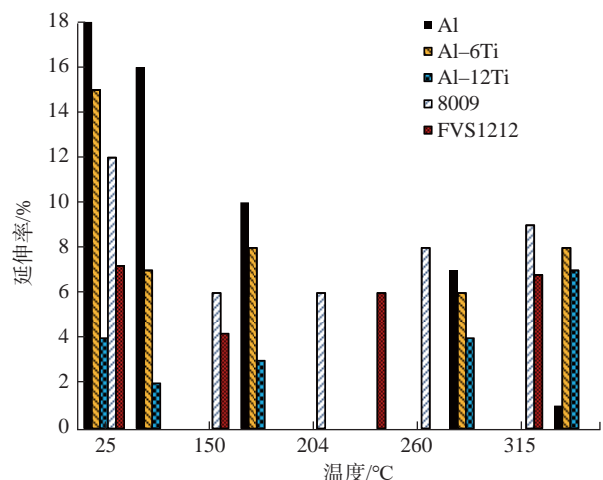


图6 PM纯铝和一些高温铝合金延伸率随温度的变化

Fig.6 Temperature dependence of elongation of PM pure aluminum and some elevated-temperature aluminum alloys

PPBs 结合减弱,引起延伸率下降;后续升温导致氢和氧溶解于基体,PPBs 结合增强,则延伸率增大。对含混合稀土的 Al-Ni-Mm(-Zr) 系合金(属非晶/纳米晶合金),其延伸率随温度升高而增大,而不出现中温脆性(表5)。这表明中温脆性与晶粒尺寸无关^[59]。这可能与稀土元素改变了粉末表面氧化膜的状态有关。要减小 Al-Fe 系高温铝合金的中温脆性,可以通过改进挤压、增加轧制等变形,改善 PPBs 的结合,从而改善材料的延伸率;也可以通过加入稀土元素微合金化或 SiC 颗粒,改善 PPBs 的结合状态,从而减小中温脆性。

4.3 疲劳性能

有关 RS/PM 高温铝合金及其复合材料的疲劳性能报道较少。表 6 列出了一些高性能高温铝合金及其复合材料的光滑试样的疲劳极限^[19,22,27,35,65,73-74]。当 $R=-1$, 2XXX 系和 7XXX 系等传统铝合金光滑试样的室温疲劳极限为 150~170MPa, 200°C 下,因过时效其疲劳极限明显下降^[2]。对包含 X8019、8009 高温铝合金及其复合材料,其室温疲劳极限与传统铝合金的相当;而在 200°C 左右,这些合金和复合材料的高周疲劳极限(对应 $R=0.1$)和旋转弯曲疲劳极限(对应 $R=-1$)均下降不大,明显优于传统变形铝合金。对包含准晶的 $Al_3Fe_3Cr_2Ti$ 和 $Al_{93.8}Cr_{2.6}Co_{1.6}Mn_{1.5}Zr_{0.5}$ 、包含纳米晶和金属间化合物的 $Al_{88.5}Ni_8Mm_{3.5}$,其室温和 200°C 左右的疲劳极限比 X8019、8009 及其复合材料的分别高 50~80MPa。

4.4 断裂韧度

高温铝合金及其复合材料的断裂韧度随合金元素含量增大、弥散强化相或/外加增强物的体积分数增大

而减小。Fe 含量为 ~8% (质量分数)、弥散相体积分数为 27% 的 8009 合金的室温断裂韧度达到 $31MPa \cdot m^{1/2}$, 与传统铝合金相当。而 Fe 含量为 ~12% (质量分数)、弥散相体积分数为 36% 的 FVS1212 的断裂韧度仅为 $11MPa \cdot m^{1/2}$ ^[75]; X8019/SiC/12.5p 的断裂韧度为 $10MPa \cdot m^{1/2}$ ^[63]。另一方面,高温合金的断裂韧度随试样开口半径的增大和试验温度的升高而增大。表 7 给出了 $Al_{89}Ni_3Gd_7Fe_1$ 的不同开口半径和不同温度下的断裂韧度^[76]。当开口半径大于 100 μm , 室温和 225°C 的断裂韧度均大于 $25MPa \cdot m^{1/2}$ 。这对其在高温下使用是有利的。

4.5 持久性能

因具有更好的高温强度和组织热稳定性,高温铝合金及其复合材料显示出比传统铝合金更好的持久性能。表 8 对比了一些高温铝合金及铝基复合材料与传统铝合金的高温持久性能^[2,28,77]。可以看出,8009、FMS0918 合金的高温持久性能相当,二者均明显优于传统变形铝合金。而加入 SiC 颗粒的复合材料具有更好的高温持

表7 $Al_{89}Ni_3Gd_7Fe_1$ 合金的断裂韧度
Table 7 Fracture toughness of $Al_{89}Ni_3Gd_7Fe_1$

开口半径 $r/\mu m$	断裂韧度 $K_{IC}/(MPa \cdot m^{1/2})$	
	25°C	225°C
0	5.6~9	12.5~23.3
100	26.8~30	29.7~33
450	40~49	34~39.5

表6 一些高性能高温铝合金及其复合材料的疲劳性能(纵向)

Fig.6 Fatigue properties of some high-performance elevated-temperature aluminum alloys and their composites (longitudinal direction)

合金代号/牌号	工艺	测试温度/°C	循环特征 R	光滑试样疲劳极限 σ_f/MPa
X8019	GA P/M, Extrusion	室温	0.1	216
		232	0.1	175
X8019/SiC/12.5p	GA P/M, Extrusion	室温	-1	175
8009	PFC/RC P/M, Extrusion	室温	0.5	300
		室温	-1	186
		175	-1	172
		232	-1	150
8009/SiC/11p	PFC/RC P/M, Extrusion	室温	0.1	233
$Al_3Fe_3Cr_2Ti_2$	USGA P/M, Extrusion	室温	0.1	325
$Al_{93.8}Cr_{2.6}Co_{1.6}Mn_{1.5}Zr_{0.5}$	GA P/M, Forging	室温	-1	255
$Al_{88.5}Ni_8Mm_{3.5}$	HPGA P/M, Extrusion	室温	-1	330
		200	-1	220

表8 一些高温铝合金及铝基复合材料的持久性能与传统铝合金的对比
Table 8 Comparison of stress-rupture properties of some elevated-temperature aluminum alloys, their composites and conventional aluminum alloys

温度 /°C	(持久应力 /MPa) / (断裂时间 /h)							
	2124-T851	2218-T61	2219-T851	2618-T61	FMS0918	FMS1224	8009	8009/SiC/11p
300	—	—	—	—	100/>400	—	—	—
300	—	—	—	—	150/149.6	—	—	—
300	—	—	—	—	175/17.5	175/34.3	—	—
315	34/100	27/100	69/100	32/100	—	—	—	—
316	—	—	—	—	—	—	150/400	150/5000
316	—	—	—	—	—	—	170/10	170/200

久性能。例如,对 8009/SiC/11p,其 316°C 的在 150MPa 和 170MPa 下持久寿命分别是 8009 合金的 12.5 倍和 20 倍^[77]。

4.6 蠕变性能

高温铝合金及其复合材料表现出较大的高温蠕变应力指数(n)和高的蠕变激活能(Q)。例如,8009 合金的 n 和 Q 分别为 14~18、296kJ/mol^[78]。FVS1212/SiC/5p 的 n 和 Q 分别为 13.4~20.8、768kJ/mol^[79]。对 8009/Si₃N₄/15w, n 为 12 (500°C)、11 (550°C), Q 为 321kJ/mol (500°C)^[80]。纯铝的 n 和 Q 分别为 3~5、142kJ/mol,其蠕变与铝中晶格自扩散有关;对弥散强化的高温铝合金及其复合材料 ($n \geq 7$),其蠕变与基体与高刚度弥散相之间的相互作用和位错脱离弥散颗粒有关^[78,80-82]。通过外加陶瓷晶须可更明显地改善高温铝合金的抗蠕变性能。例如,对 8009/SiC/15p 复合材料,其蠕变抗力与基体合金的相近^[83];而对 8009/SiC/14.5w 和 8009/Al₁₈B₄O₃₃/15w 复合材料(晶须直径 0.5~1 μ m,长度 10~30 μ m)的蠕变速率比基体合金(8009)小 2 个数量级^[84-85]。这与加入陶瓷晶须,可明显减小铝晶粒尺寸,从而增加蠕变抗力有关。

4.7 阻尼性能

高温铝合金具有另外一个独特的性能,即良好的阻尼性能。这与其细小的晶粒和弥散强化相有关,主要来自于其中的晶界、弥散强化相/ α -Al、PPBs 等界面阻尼的贡献。例如,以 FMS 系列高温铝合金为例,当频率为 1Hz 时,室温和 250°C 阻尼性能分别为 (6~10) $\times 10^{-3}$ 和 (17.5~40) $\times 10^{-3}$,是传统的 2618-T61 铝合金(其室温阻尼性能小于 3 $\times 10^{-3}$,250°C 阻尼性能小于 8 $\times 10^{-3}$)的 2 倍以上。其中, FMS0612、FMS0918、FMS1224 合金经过 425°C /100h 热暴露后的阻尼性能与热暴露前的相比无明显变化,这也表明这些合金在 425°C 下具有良好的组织稳定性^[28]。另外,高温铝合金也可用作基体来研制高阻尼的铝基复合材料^[86]。良好的阻尼性能赋予高

温铝合金及其复合材料较好的减振性能,可满足高温和振动环境下的应用需求。

4.8 密度

因包含中等或高合金含量的 TM、RE 等密度较大的元素,高温铝合金的密度比传统铝合金的略大。FVS、FMS 系列高温铝合金密度为 2.83~3.02g/cm³^[19,27,63]。高温铝合金的密度随合金元素含量和外加的 SiC 等增强相的加入量的增大而增大(为兼顾材料的塑性和韧性,对中等合金含量,外加增强相的体积分数通常不超过 15%;对高合金含量,外加增强相的体积分数通常不超过 5%),但其最大密度通常不超过 3.1g/cm³。同钛合金(密度 ~4.5g/cm³)相比,采用高性能高温铝合金及铝基复合材料可获得 30%~35% 的减重效果。

5 应用

RS/PM 高性能高温铝合金及铝基复合材料因其合金中的弥散相的不同显示出不同的耐热性。包含金属间化合物平衡相的 Al-TM-RE 型高温铝合金及其铝基复合材料的耐热温度为 250~300°C。例如, X8019 合金在不超过 260°C 热暴露 1000h,屈服强度无明显变化;但超过 260°C 热暴露后,屈服强度开始出现明显下降^[1]。而包含准晶相和 Al₁₂(Fe,X)₃Si 相为强化相的高温铝合金的 Al-TM-TM 型高温铝合金及其复合材料比传统铝合金具有更好的高温性能(包括高温拉伸强度、疲劳极限、持久和蠕变性能等)和热稳定性。迄今已经达到工程化阶段的包含球状 Al₁₂(Fe,V)₃Si 或 Al₁₂(Fe,Mo)₃Si 等纳米相的 Al-Fe-V-Si 系、Al-Fe-Mo-Si 系高温铝合金及其复合材料,以及研究较多的包含准晶相的 Al-Fe-Cr-Ti 系等高温铝合金及其复合材料和铝基复合材料,其耐热温度均可达到 300~400°C。例如, FVS0812、FVS1212 合金在 425°C/1000h 退火,拉伸性能保持稳定^[25,61,70];在 482°C/100h 热暴露后,才会析出针状 Al₁₃Fe₄ 或 Al₃Fe,

导致断裂韧度和延伸率下降^[87]。采用 HPGA PM 制备的包含准晶的 Al-Ti-Fe-X (X=V, Zr, Cr, Mo) 合金,其室温抗拉强度与 Al-Ti-Fe 的相当,而高温性能优于 Al-Ti-Fe,且在 350°C/1000h 和 400°C/100h 热暴露后显示出良好的热稳定性,抗拉强度无明显下降^[88]。这种良好的耐热性能与这些高温铝合金中的 Al₁₂(Fe, X)₃Si (X=V, Mo) 相或准晶相,呈球形、尺寸小、与铝基体之间的界面能小、粗化速率小,且向平衡相转变的温度高有关。

传统铝合金的耐热温度不超过 200°C,钛合金的耐热温度在 400°C 以上,而高性能高温铝合金及铝基复合材料的耐热温度范围可达 300~400°C,正好填补了传统铝合金与钛合金的耐热温度范围,可应用于超音速飞机及航天飞行器、航空发动机、汽车发动机等需求耐热轻质金属结构材料领域。表 9 汇总了高温铝合金及铝基复合材料的潜在应用^[4,27,32,69,89]。对航空或航天飞行器,当速度达到 Ma=0.8 时,表面温度达到 100°C;当速度达到 Ma=3.0 时,表面温度达到 288°C^[32]。对航空发动机、风扇叶片和低压压气机叶片等工作温度可达 150~350°C。对汽车和地面交通工具,发动机叶轮、刹车轮等工作温度可达 120~400°C,这些领域均可应用到高性能高温铝合金及铝基复合材料。温度超过 200°C 时,高性能高温铝合金及铝基复合材料强度优于传统变形铝合金;在 352°C 以内,其比强度、比刚度可以与钛合金相比拟^[69]。采用高性能高温铝合金及铝基复合材料替代钛合金,可实现减重 30% 左右,从而满足未来航空航天和汽车领域发展对结构减重的需求。

6 存在问题

目前已出现了多种系列的高性能高温铝合金及其复合材料,但针对应用需求,还存在一些亟待解决的问题。

(1) 塑性、韧性偏低。

高温铝合金均包含了高含量的 TM 和 RE 元素。这些元素可与铝形成亚稳相弥散颗粒、准晶相颗粒或金属间化合物平衡相颗粒。合金中这些颗粒的体积分数达到 27%~36%,另外,这些合金也通常加入 5%~15% (体积分数) 的 SiC 颗粒或晶须等增强相,进一步改善合金的高温强度。这些导致高温铝合金及其复合材料的延伸率和断裂韧度均偏低。例如,对高合金化的高温铝合金及其铝基复合材料,其室温的延伸率仅为 1%~3%,断裂韧度为 ~10MPa·m^{1/2}^[63,75]。而作为结构材料,通常要求其延伸率大于 3%,断裂韧度大于 15MPa·m^{1/2}。

(2) 中温脆性。

对于高 Fe 含量的高温铝合金,如 Al-Fe-Ce 系、Al-Fe-V-Si 系等及其复合材料,均出现当温度升温至 150°C 左右时延伸率降低的中温脆性现象。这一现象与粉末结合表面状态及动态应变时效有关。由于除气温度和热挤压温度大多数为 400°C 左右,粉末除气并达到理想状态、后续热加工时粉末表面氧化膜的破碎和结合不理想会影响粉末之间的结合。

(3) 热加工成形困难。

不同于传统的 2XXX 系、7XXX 系等热处理强化的铝合金,随温度的升高,高温铝合金中的弥散强化相的组成元素在铝中的固溶度很小,热加工过程中强化相只会粗化,不能回溶于基体中,因此,高温铝合金及其复合材料的变形抗力很大,同时高温下的延伸率较低。因此高温铝合金热加工需求的设备吨位比传统铝合金的大,同时热加工成形容易出现开裂问题。

(4) 性能数据积累不足、应用偏少。

目前高温铝合金及其复合材料的性能数据主要为拉伸性能,有关其疲劳、疲劳裂纹扩展、断裂韧度、高温持久和蠕变等性能数据少。同时,目前的性能数据主要来源于小规格的挤压棒材或轧制板材,而有关工程

表9 高温铝合金及基复合材料的潜在应用

Table 9 Potential applications for elevated-temperature aluminum alloys and their composites

应用领域	类别	使用范围、零部件	优势	备注
飞机	板材	机翼上下蒙皮、前缘	耐热温度比传统铝合金提高约 130°C	替代传统铝合金
	锻件	机轮	耐蚀、提高寿命	替代 2014-T6
		辅助动力叶轮	减重	替代钛合金
	线材	铆钉	减重	替代 A286 钢
汽车	锻件	压气机叶轮、刹车轮	减重	替代钛合金、钢
发动机	锻件、轧环、挤压件	170~350°C 工作环境下的静子结构件	减重	替代钛合金
导弹	锻件、板材、挤压件	弹翼、壳体	减重、提高使用温度	替代钛合金和铝合金
超音速飞行器	板材	蒙皮	减重	替代钛合金

化的大规格制件及其性能数据少,相关应用的报道也很少。

(5) 成本高。

若采用气体雾化制粉,高温铝合金的雾化温度高,雾化难度更大,制粉和粉末处理成本高;若采用平流铸造/薄带制粉,因增加了薄带粉碎工序,成本也很高;若要制备成铝基复合材料,则成本更高。这在一定程度上阻碍了高温铝合金及其复合材料的应用。

7 结论

经过 30 多年的研究,有关高温铝合金及其复合材料的快速凝固技术和粉末冶金工艺已建立起来,迄今已成功研制出了 Al-Fe-V-Si、Al-Fe-Mo-Si、Al-Fe-Cr-Ti 等系列的高性能高温铝合金及其复合材料。这些材料以球形的纳米 $L1_2$ 、Al(Fe,X)Si (X=V, Si) 或准晶颗粒,或 / 和 SiC、 Al_2O_3 、 Si_3N_4 等的颗粒或晶须作为强化相,可用于部分替代传统铝合金和钛合金,应用于航空航天和汽车领域等需要减重和耐热(300~400°C)的场合。但这些高温铝合金及其复合材料还存在塑性和韧性低、热加工难度大、性能数据不足、应用偏少、成本偏高等问题。为促进高温铝合金及其复合材料的应用,未来还需开展以下研究:

(1) 进一步优化性能,尤其是高温强度和韧性。现有中等合金含量的高温铝合金的塑性、韧性较好,但高温强度偏低;高合金含量的高温铝合金及铝基复合材料的高温强度和蠕变性能较好,但塑性、韧性偏低。未来的方向是通过微合金化、成分优化、采用封闭系统降低粉末氧含量、机械合金化和热加工工艺优化合金中的弥散强化相的颗粒尺寸和形状、改善粉末之间结合,进一步提升合金的高温性能,改善塑性和韧性。其中,引入机械合金化制备包含高体积分数的球形 $L1_2$ 相或准晶颗粒的高温铝合金、外加纳米颗粒或晶须的以高温铝合金为基体的复合材料是未来开发更高强度和更高耐温度的高温铝合金及铝基复合材料的一个重要方向。

(2) 加强热加工成形工艺研究。由于高温铝合金及其复合材料属于弥散强化材料,高温塑性和韧性偏低,变形抗力大且容易开裂,热加工成形难度大。未来需要开发高温铝合金及铝基复合材料等温(挤压、锻造和轧制)和包套成形专用成形工艺。在提高热加工成形工艺成熟度的基础上,进行制件工程化试制,推动比较成熟的高温铝合金及铝基复合材料实现应用。解决高温铝合金及铝基复合材料成形困难的另外一个新的途径是借助微合金化改善其打印工艺性能,探索适合增材制造以及增材制造加原位热加工成形的工艺。这些工艺可以充分利用增材制造快速凝固工艺特点和适应高温

铝合金及铝基复合材料的不可热处理强化的特点,同时也可节省粉末用量和减少成形工序。

(3) 加强性能数据积累和应用研究。迄今,有关高温铝合金及其复合材料的品种主要为小规格的挤压棒材、少量的板材和锻件,相关的性能数据偏少且很分散。同时,高温铝合金及其复合材料的性能数据主要集中在室温和高温拉伸,而高温疲劳、高温持久和蠕变及断裂韧度等性能数据还很少。未来应根据应用需求,建立起工程化制件的全套性能数据,以满足设计需求;同时开展一些典型件的应用验证,以加快实际应用。

(4) 降低材料和工艺成本。因原材料和制粉成本高,工序复杂,目前高温铝合金及其复合材料的成本仍然较高,与钛合金相比,无明显的成本优势。未来需要从原材料至最终制件进行全流程的精益设计和管理,实现精益制造,同时引入粗粉循环利用、粉末直接(挤压、锻造、轧制)成形和增材制造等措施降低成本。通过在保持性能不下降的前提下降低成本,将有助于推动高温铝合金及其复合材料的工程化研制,加快实现其在航空、航天和汽车领域的应用。

参考文献

- [1] SURYANARAYANA C, FROES F H, KRISHNAMURTHY S, et al. Development of light alloys through rapid solidification processing[J]. Key Engineering Materials, 1991, 38/39: 343-366.
- [2] HATCH J E. Aluminum: properties and physical metallurgy[M]. Ohio: ASM International, 1984: 25-57, 351-395.
- [3] HUNT W H. New directions in aluminum-based P/M materials for automotive applications[J]. Transactions Journal of Materials & Manufacturing, 2000, 109(5): 2000-01-0333.
- [4] MILLAN P P. Applications of high-temperature powder metal aluminum alloys to small gas turbines[J]. JOM, 1983, 35(3): 76-81.
- [5] LAVERNIA E J, AYERS J D, SRIVATSAN T S. Rapid solidification processing with specific application to aluminium alloys[J]. International Materials Reviews, 1992, 37(1): 1-44.
- [6] FINE M E. Stability and coarsening of dispersoids in aluminum alloys[C]//Proceedings of Dispersion Strengthened Aluminum Alloys. Warrendale, 1988.
- [7] FROES F H, KIM Y W, HEHMANN F. Rapid solidification of Al, Mg and Ti[J]. JOM, 1987, 39(8): 14-21.
- [8] GRANT N. Powder and particulate production of metallic alloys[C]//Proceedings of Advances in Powder Technology, American Society for Metals. Ohio, 1981.
- [9] LI P Y, DAI S L, LI C Y, et al. Some developments in rapidly solidified aluminum alloys for elevated temperature applications[J]. Acta Metallurgica Sinica (English Letters), 1999, 12(4): 452-461.
- [10] SCHELLENG R D. High performance Al alloys made by mechanical alloying[C]//Proceedings of P/M in Aerospace and Defense

Technologies. Princeton, 1990: 67–72.

[11] LAWLEY A. Atomization[C]//Proceedings of 1993 Powder Metallurgy World Congress, Part 1. Kyoto, 1993: 1–6.

[12] KRAINIKOV A V, NEIKOV O D. Rapidly solidified high-temperature aluminum alloys. II. mechanical properties[J]. Powder Metallurgy and Metal Ceramics, 2013, 51(9/10): 554–565.

[13] NEIKOV O D, MILMAN Y V, SIRKO A I, et al. Elevated temperature aluminum alloys produced by water atomization[J]. Materials Science and Engineering: A, 2008, 477(1/2): 80–85.

[14] CLYNE T W, RICKS R A, GOODHEW P J. The production of rapidly-solidified aluminum powder by ultrasonic gas atomization[J]. International Journal of Rapid Solidification, 1985, 1: 59–101.

[15] BYE R L, KIM N J, SKINNER D J, et al. Rapidly solidified powder metallurgy aluminum alloys prepared from melt spun ribbons[C]//Processing of Structural Metals by Rapid Solidification. Ohio, 1987: 283–289.

[16] 张维玉, 邹利华, 肖伯律, 等. 高能球磨对 Al-Fe-V-Si 耐热铝合金微观组织及压缩性能的影响 [J]. 稀有金属, 2008, 32(5): 558–562.

ZHANG Weiyu, ZOU Lihua, XIAO Bolü, et al. Effect of high energy ball milling on microstructure and compressive performance of Al-Fe-V-Si alloy[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2008, 32(5): 558–562.

[17] TANG M, PISTORIUS P C, NARRA S, et al. Rapid solidification: selective laser melting of AlSi10Mg[J]. JOM, 2016, 68(3): 960–966.

[18] HOLESINGER T G, CARPENTER J S, LIENERT T J, et al. Characterization of an aluminum alloy hemispherical shell fabricated via direct metal laser melting[J]. JOM, 2016, 68(3): 1000–1011.

[19] JATKAR A D, SAWTELL R R. Aluminum P/M alloys for aerospace applications[C]//Proceedings of International Conference on P/M Aerospace Materials 1991 (PM AERO 91). Shrewsbury, 1991.

[20] DAS K. Rapid solidification and powder metallurgy at Allied-Signal Inc.[J]. The International Journal of Powder Metallurgy, 1988, 24(2): 175–183.

[21] HASHIGUCHI D, TRICKER D, TARRANT A. Mechanically alloyed aluminum metal matrix composites [C]//The Latest in the World of PM Technology, Manuscript Preprints and Final Proceedings from the POWDERMET 2017 Conference. Las Vegas, 2017.

[22] INOUE A. Amorphous, nanoquasicrystalline and nanocrystalline alloys in Al-based systems[J]. Progress in Materials Science, 1998, 43(5): 365–520.

[23] KAWAMURA Y, SASAMORI K, INOUE A, et al. High-strength aluminum alloys produced by extrusion of amorphous phase powders in a closed processing system[C]//Proceedings of 1993 Powder Metallurgy World Congress, Part 1. Kyoto, 1993.

[24] NAGAISHI Y, YAMASAKI M, KAWAMURA Y. Effect of process atmosphere on the mechanical properties of rapidly solidified powder metallurgy Al-Ti-Fe-Cr alloys[J]. Materials Science and Engineering: A, 2007, 449–451: 794–798.

[25] MYSHLYAEV M M, FEDOROV V M, FEDOROVA L V, et al. Development of rapidly-solidified aluminum-transition metal alloys for long-term work at elevated temperatures[C]//Proceedings of Hot Workability of Steels and Light Alloys-Composites. Montreal, 1996.

[26] TODD I, CHLUP Z, O' DWYER J G, et al. The influence of processing variables on the structure and mechanical properties of nano-quasicrystalline reinforced aluminium alloys[J]. Materials Science and Engineering: A, 2004, 375–377: 1235–1238.

[27] GILMAN P S. Light high temperature aluminum alloys for aerospace applications[C]//Proceedings of International Conference on P/M Aerospace Materials 1991 (PM AERO 91). Shrewsbury, 1991.

[28] LI P Y, YU H J, CHAI S C, et al. Microstructure and properties of rapidly solidified powder metallurgy Al-Fe-Mo-Si alloys[J]. Scripta Materialia, 2003, 49(9): 819–824.

[29] PICKENS J R. High-strength aluminum powder metallurgy alloys[M]//Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials. Ohio: ASM International, 1990: 200–215.

[30] LI P Y, DAI S L, LI C Y. Thermal stability of Al₂₀Ti₂Nd in rapidly solidified Al-6Nd-2.5Ti alloy by planar flow casting[J]. Materials Science and Engineering: A, 2000, 280(1): 128–133.

[31] NOH S J, JUNG T K, KIM M S. Fabrication and property of amorphous/nano crystalline Al₈₄Ni₁₀Ce₆ bulk alloy by a powder forging[J]. Materials Science Forum, 2005, 475–479: 3493–3496.

[32] DAS S K, GILMAN P S, LASALLE J C, et al. Aerospace applications of rapidly solidified aluminum alloys[C]//P/M in Aerospace and Defense Technologies. Princeton, 1990: 77–82.

[33] BELOV N A, AKSENOV A A, ESKIN D G. Iron in aluminum alloys[M]. London: Taylor & Francis, 2002: 261–275.

[34] HIGASHI K. Superplastic behavior at high strain rates in advanced P/M aluminum based alloys[C]//Proceedings of 1993 Powder Metallurgy World Congress, Part 1. Kyoto, 1993: 587–590.

[35] WATSON T J, GORDILLO M A, CERNATESCU I, et al. Structure and mechanical properties in a powder-processed icosahedral-phase-strengthened aluminum alloy[J]. Scripta Materialia, 2016, 123: 51–54.

[36] CHEN Y C, FINE M E, WEERTMAN J R, et al. Coarsening behavior of L₂ structured Al₃(Zr_xV_{1-x}) precipitates in rapidly solidified Al-Zr-V alloy[J]. Scripta Metallurgica, 1987, 21(7): 1003–1008.

[37] CHUANG M S, TU G C. The effect of Nb-addition on the L₁₂ precipitates of rapidly-solidified Al-Cr-Zr alloy[J]. Scripta Metallurgica et Materialia, 1995, 33(12): 1999–2005.

[38] PARAMESWARAN V R, WEERTMAN J R, FINE M E. Coarsening behavior of L₁₂ phase in an Al-Zr-Ti alloy[J]. Scripta Metallurgica, 1989, 23(1): 147–150.

[39] PARK S I, HAN S Z, LEE Z H, et al. A correction to optimum alloy composition for design of high-temperature high-strength Al-Ti-V-Zr alloys through thermodynamic calculations[J]. Scripta Materialia, 1997, 37(1): 93–97.

[40] SRINIVASARAO B, SURYANARAYANA C, OH-ISHI K, et al. Microstructure and mechanical properties of Al-Zr nanocomposite

materials[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2009, 518(1/2): 100–107.

[41] RAMANAN V, SKINNER D, ZEDALIS M. On the nature of icosahedral phases in Al-(Fe, V, Si) alloys[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1991, 134: 912–916.

[42] BÁRTOVÁ B, VOJTĚCH D, VERNER J, et al. Structure and properties of rapidly solidified Al-Cr-Fe-Ti-Si powder alloys[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2005, 387(1/2): 193–200.

[43] MICHALCOVÁ A, VOJTĚCH D, NOVÁK P. Selective aluminum dissolution as a means to observe the microstructure of nanocrystalline intermetallic phases from Al-Fe-Cr-Ti-Ce rapidly solidified alloy[J]. *Micron*, 2013, 45: 55–58.

[44] GALANO M, AUDEBERT F, CANTOR B, et al. Structural characterisation and stability of new nanoquasicrystalline Al-based alloys[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2004, 375–377: 1206–1211.

[45] YAMASAKI M, NAGAISHI Y, KAWAMURA Y. Inhibition of Al grain coarsening by quasicrystalline icosahedral phase in the rapidly solidified powder metallurgy Al-Fe-Ti-Cr alloy[J]. *Scripta Materialia*, 2007, 56(9): 785–788.

[46] GALANO M, MARSH A, AUDEBERT F, et al. Nanoquasicrystalline Al-based matrix/ γ -Al₂O₃ nanocomposites[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2015, 643: 99–106.

[47] SKINNER D J, BYE R L, RAYBOULD D, et al. Dispersion strengthened Al-Fe-Si alloys containing V, Mn, Cr or Mo [C]//*Processing of Structural Metals by Rapid Solidification*. Ohio, 1987: 291–295.

[48] PARK W J, AHN S, KIM N J. Evolution of microstructure in a rapidly solidified Al-Fe-V-Si alloy[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1994, 189(1/2): 291–299.

[49] SAHOO K L, DAS S, MURTY B S. Formation of quasicrystalline related intermetallic compounds in conventionally cast Al-Fe-V-Si alloy[J]. *Journal of Non-Crystalline Solids*, 2004, 334/335: 29–32.

[50] SAHOO K L, DAS S K, MURTY B S. Formation of novel microstructures in conventionally cast Al-Fe-V-Si alloys[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2003, 355(1/2): 193–200.

[51] 庞华, 邓江宁, 张宝金, 等. 快凝 Al-Fe-V-Si-Nd 合金中第二相选择 [J]. *中国有色金属学报*, 2000, 10(3): 370–373.

PANG Hua, DENG Jiangning, ZHANG Baojin, et al. Phase selection between dispersed phases during rapid solidification of Al-Fe-V-Si-Nd alloy[J]. *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*, 2000, 10(3): 370–373.

[52] WANG J Q, ZENG M G, CHEN X F. Glass formation and thermal stability in rapidly solidified Al-Fe-V-Si alloy with misch metal additions [J]. *Journal of Materials Science and Technology*, 1996, 12(1): 11–14.

[53] WANG J Q, QIAN C F, TSENG M G, et al. Crystallization behavior of new amorphous Al-Fe-V-Si-Mm alloy[J]. *Scripta Metallurgica et Materialia*, 1995, 32(5): 663–668.

[54] PORR W C Jr, REYNOLDS A, LENG Y, et al. Elevated

temperature cracking of RSP aluminum alloy 8009: characterization of the environmental influence[J]. *Scripta Metallurgica et Materialia*, 1991, 25(12): 2627–2632.

[55] CARREÑO F, PÉREZ-PRADO M T, GONZÁLEZ-DONCEL G, et al. Texture stability of a rapidly solidified dispersion strengthened Al-Fe-V-Si material[J]. *Scripta Materialia*, 1998, 38(9): 1427–1433.

[56] AUDEBERT F, SIRKIN H, ESCORIAL A. Aluminum-base Al-Fe-Nb amorphous and nanostructured alloys[J]. *Scripta Materialia*, 1997, 36(4): 405–410.

[57] PALMER I G, THOMAS M P, MARSHALL G J. Development of thermally stable Al-Cr-Zr alloys using rapid solidification technology[C]//*Proceedings of Dispersion Strengthened Aluminum Alloys*. Warrendale, 1988.

[58] KITA K, NAGAHAMA H, TERABAYASHI T et al. Mechanical properties of Al-Ni-TM-Mm (TM: transition metal, Mm-misch metal) alloys[C]//*Proceedings of 1993 Powder Metallurgy World Congress, Part 1*. Kyoto, 1993.

[59] SHI X, MISHRA R, WATSON T. Elevated temperature deformation behavior of nanostructured Al-Ni-Gd-Fe alloys[J]. *Scripta Materialia*, 2005, 52(9): 887–891.

[60] ANGERS L, FINE M E, WEERTMAN J R. Effect of plastic deformation on the coarsening of dispersoids in a rapidly solidified Al-Fe-Ce alloy[J]. *Metallurgical and Materials Transactions A*, 1987, 18(4): 555–562.

[61] ZEDALIS M, RAYBOULD D, SKINNER D J, et al. Microstructure/tensile property relationships in elevated temperature RS Al-Fe-V-Si rolled sheet[C]//*Processing of Structural Metals by Rapid Solidification*. Ohio, 1987: 347–354.

[62] KRAINIKOV A V, NEIKOV O D. Rapidly solidified high-temperature aluminum alloys. I. structure[J]. *Powder Metallurgy and Metal Ceramics*, 2012, 51(7/8): 399–411.

[63] HUNT W H. Cost-effective high performance P/M aluminum matrix composites for aerospace[C]//*Proceedings of International Conference on P/M Aerospace Materials 1991 (PM AERO 91)*. Shrewsbury, 1992.

[64] SKINNER D J, BYE R L, RAYBOULD D, et al. Dispersion strengthened Al-Fe-V-Si alloys[J]. *Scripta Metallurgica*, 1986, 20(6): 867–872.

[65] WANG J, TSENG M, HAO Y, et al. An investigation of the microstructure and mechanical behavior of novel nanocrystalline Al-Fe-V-Si-Mm alloy ribbons[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1998, 247(1/2): 51–57.

[66] KHATRI S C, LAWLEY A, KOCZAK M J, et al. Creep and microstructural stability of dispersion strengthened Al-Fe-V-Si-Er alloy[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1993, 167(1/2): 11–21.

[67] PEDRAZZINI S, GALANO M, AUDEBERT F, et al. Strengthening mechanisms in an Al-Fe-Cr-Ti nano-quasicrystalline alloy and composites[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2016, 672: 175–183.

(下转第85页)

工业设备入云的连接模型研究

谢鹏志, 杨 威, 曹 巍

(中国航空制造技术研究院, 北京 100024)

[摘要] 随着云计算的发展,云制造技术成为制造资源集成与分配的重要手段。工业设备入云(接入云平台)是云制造的基础,由于工业设备存在异构设备通信协议种类繁多、数据安全保障复杂和数据接口标准不统一等问题,使得工业设备入云变得困难。设计了以工业消息中间件(IMQ)为枢纽的工业设备接入云的连接模型。该模型定义了IMQ、IMQ适配器的能力,使异构设备可以入云;约定了IMQ适配协议与数据发布协议,使设备与云进行通信的数据接口标准得以统一,数据安全得到保障。该模型为工业设备入云提供新思路。

关键词: 云制造;工业消息中间件(IQM);适配器;工业设备入云;连接模型;数据通信

Research on Connection Model of Industrial Device to Cloud Platform

XIE Pengzhi, YANG Wei, CAO Wei

(AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] With the development of cloud computing, cloud manufacturing technology has become an important means to integrate and distribute manufacturing resource. The application of the cloud manufacturing is grounded on the technology of industrial device connection to the cloud platform. However, problems as a wide variety of communication protocols for heterogeneous devices, the complexity of data security guarantee and inconsistent data interface standards make it difficult for industrial equipment to connect to the cloud platform. This paper has designed such a connection model with IMQ (Industrial Message Queue) as the pivot, which provides the industrial device an access to cloud platform. This model has defined the capabilities of IMQ and IMQ adapters making it possible for heterogeneous devices to connect to the cloud platform. Besides, it has set up an agreed protocol for IMQ adaptation and data publishing which can unify data interface standards and ensure data security. This connection model puts forward new ideas and new methods for industrial device connection to the cloud platform in the future.

Keywords: Cloud manufacturing; Industrial message queue (IMQ); Adapter; Industrial device connection to the cloud platform; Connection model; Data communication

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.079

随着工业互联网时代的到来和云计算技术的日趋成熟,一种面向服务的网络化制造技术——云制造成为研究热点^[1]。云制造以云计算为理论基础,将“基础设施即服务(IaaS)”、“平台即服务(PaaS)”、“软件即服务(SaaS)”理论衍生到“制造即服务”^[2]。而设备接入云平台,并能够与云应用安全高效地通信是云制造的基础,在国家工业信息安全发展研究中心研究员李君等^[3]提出的工业互联网参考架构中,设备入云被认为是PaaS的基础资源。然而工业设备入云普遍面临3个问题^[4]:(1)异构设备通讯协议标准繁多;(2)数据安全保障复杂;(3)上云数据的接口标准不统一。

为了解决上述问题,学者们进行了大量相关研究与

实践。付翔^[2]提出了CARA(Cloud Access Resource Adapter)数控设备入云方法,如图1所示,CARA接入系统分为采集端和服务端,其中采集端为软硬一体设备,可采集RS-232接口、LCD接口、USB接口、GPS模块、数据存储模块等多种协议数据,并通过Socket通信输出数据;服务端为软件系统,具备接收采集端数据、存储数据和提供WEB服务3种功能。万海峰等^[5]研究了利用Modbus TCP协议实现单机功率设备能耗“上云”技术,实现了云端管理异构设备能耗的功能,并保证了数据完整性。陈国金等^[6]提出了分布式数控(DNC)数据采集系统通信结构,使分散的数控设备能够联入企业以太网。

Lee 等^[7]设计了一套数据实时采集系统,实现了远程设备参数采集。Lojka 等^[8]研究通过 SCADA/HMI(监控与数据采集/人机界面)、SOA(面向服务的体系结构)实现设备入云,该方法着重研究了 SCADA 采集设备数据与设备入云物理拓扑。Li 等^[9]研究了利用 RFID (Radio Frequency Identification) 技术远程采集数据的方法,实现对非设备本身数据(如物流信息、物料信息等)的远程采集与入云。

上述方法均不同程度地实现了异构设备入云,但未对入云数据的安全与接口标准作出说明。本文设计了以工业消息中间件(Industrial Message Queue, IMQ)为枢纽的工业设备接入云的连接模型,一方面,模型中定义了 IMQ、IMQ 适配器的能力,从而保证了异构设备入云的可行性;另一方面,模型中定义了 IMQ 的适配协议与数据发布协议,从而保证了入云数据的安全和接口标准统一。

1 基于 IMQ 的工业设备入云的连接模型

基于 IMQ 的工业设备入云的连接模型如图 2 所示,包括工业设备、IMQ 适配协议、IMQ 数据发布协议、IMQ、云应用 5 个部分,其中工业设备端的适配器、适配协议、数据发布协议和 IMQ 是模型的核心构件。

工业设备依靠 IMQ 适配器接入工业中间件。IMQ 适配器是采集设备数据和给设备发送指令的软件模块。适配器支持用一种或多种协议(如 OPC、Modbus TCP 等)采集设备数据和发送指令。

IMQ 适配协议是适配器与中间件建立连接、身份认

证与双向通信的通信协议。

IMQ 数据发布协议是云应用与中间件建立连接、身份认证与双向通信的通信协议。

IMQ 是为工业设备与云提供安全可靠的即时通讯的软件。它允许设备通过授权的适配器接入,接收适配器采集的收据,给适配器下发指令,并对接入的设备进行管理。对于接收到的数据,中间件用适配协议解析数据结构、认证数据安全。解析后的数据可以根据设定规则进行过滤和存储,并按照数据发布协议进行格式化。中间件为设备提供 Socket、Web Socket 和 Web Service 这 3 种接入云的途径,其中 Socket、Web Socket 两种途径提供消息队列和发布订阅服务,将格式化数据推送上云; Web Service 途径提供 RESTful API 与 SOAP^[10] (Simple Object Access Protocol) API 服务,将格式化数据封装,供云端调用。设备通过适配器接入中间件,或者云应用访问 IMQ 服务,均需要经过授权认证。此外,为了便于维护数据,IMQ 应具有完备的日志记录能力。

云应用是部署在云平台中的应用程序。云应用依据数据发布协议与中间件双向通信。

图 3 给出了模型中设备入云的步骤:首先,设备与云应用向 IMQ 请求建立连接;然后,待连接建立,设备与云应用向 IMQ 请求身份认证;最后,待身份认证通

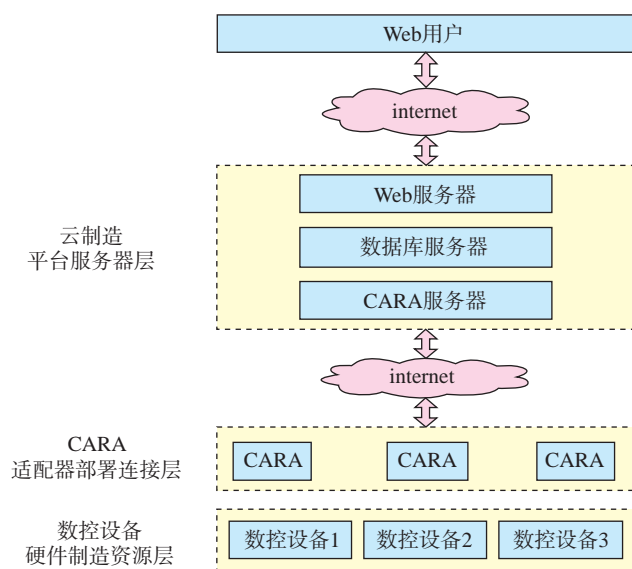


图1 CARA接入云平台的模型

Fig.1 CARA connection model to cloud platform

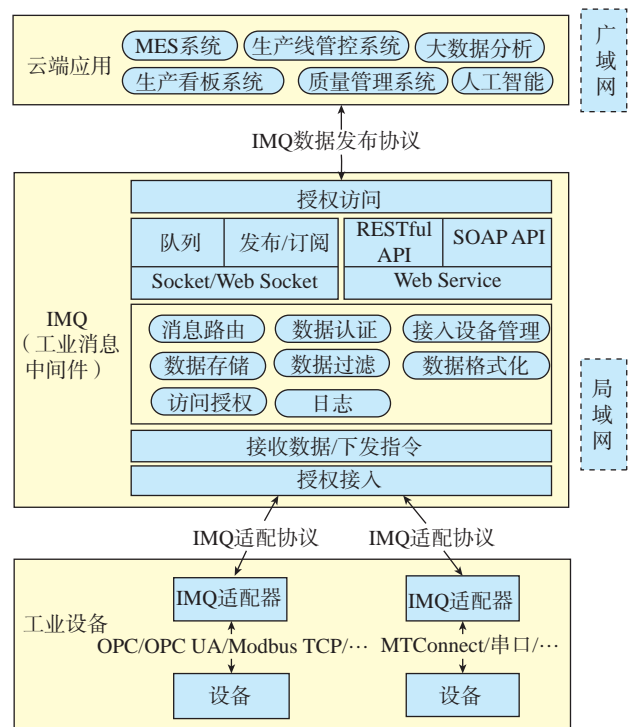


图2 基于IMQ的工业设备入云的连接模型

Fig.2 Connection model of industrial device to cloud platform based on IMQ

过,云应用与设备利用 IMQ 进行双向通信。

IMQ 与普通消息中间件的区别有两点,即生产者不同和通信方式不同,如图 4 所示。

(1)生产者不同。

普通消息中间件的生产者一般为数据提供者,中间件为每一个生产者提供独立的数据传输队列,中间件只负责将生产者生产的数据路由到消费者,不优化更改数据内容;IMQ 的生产者不是数据提供者,IMQ 首先接收适配器的数据,并将数据放入缓存池,然后对数据过滤和分类,最后由 IMQ 将过滤和分类后的数据发布成服务。IMQ 的消息生产模式,使得同一个数据队列中可以包含任意多个设备的数据,从而打破了设备之间的数据壁垒。

(2)通信方式不同。

如果普通消息中间件的消费者向生产者发送指令,则需要将消费者也变成一个指令的生产者,并将生产者变成指令的消费者,方能实现全双工通信。IMQ 是针对工业设备进行数据采集与指令发送的专业工具,它利用数据队列实现设备数据的实时采集,利用 RESTful 与 SOAP 协议的 API 实现设备指令的下发。

1.1 工业消息中间件 (IMQ)

工业消息中间件是为工业设备与云提供安全可靠的即时通讯的软件。它需要具备访问授权、数据和指令接发、数据认证、数据过滤、数据格式化、数据存储、数据路由、数据服务发布、接入设备管理和日志记录等能力。

访问授权指中间件可以给设备和云应用进行授权。只有经过授权的设备才能通过适配器接入中间件;只有经过授权的云应用才能访问中间件发布的队列、发布/订阅和 Web Service 等服务。其中授权方式采用 SSH

(Secure Shell) 协议^[11]。

数据和指令接发如图 5 所示,指中间件可以实时接收适配器采集的设备参数和下发云应用的指令。设备参数经过过滤和格式化后,被路由到中间件发布的服务,供云应用调用;中间件接收云应用的指令,并将指令下发给适配器,最后由适配器下发给设备执行。

数据认证指中间件能够按照适配协议解析适配器采集的设备参数,按照数据发布协议解析云应用下发的指令,并验证解析后数据的完整性。

数据过滤指中间件能够对适配器采集的设备参数进行过滤分类。适配器采集的设备参数往往种类繁多,价值各异,因此需要对参数进行过滤分类。以数控设备为例,可将其参数分为基础数据、工艺设定数据、实际加工数据和异常数据 4 类,如表 1 所示;参数价值分为高、低两个级别。其中基础数据是数控设备的通用参数,包括开关待(开机、关机、待机)状态、能耗等参数,这类参数一般不影响设备健康与产品质量,因此价值较低;工艺设定参数和实际加工参数分别包括了加工设备的主轴转速、温度、压力等的工艺设定值和实际加工值,这类参数与产品质量息息相关,具备高价值;异常数据包括设备在生产过程发生的异常和报警信息,这类信息对于设备本身的维护和产品的质量的控制均有高价值。

数据格式化指中间件能够对接收到的设备参数和指令进行格式化编码。一方面便于数据的存储,另一方面便于按照适配协议与数据发布协议进行输出。

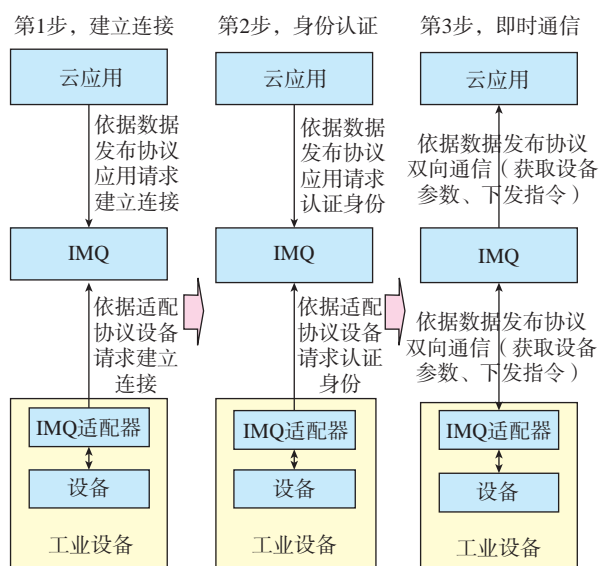


图3 模型中设备入云步骤

Fig.3 Steps of device connection to cloud platform

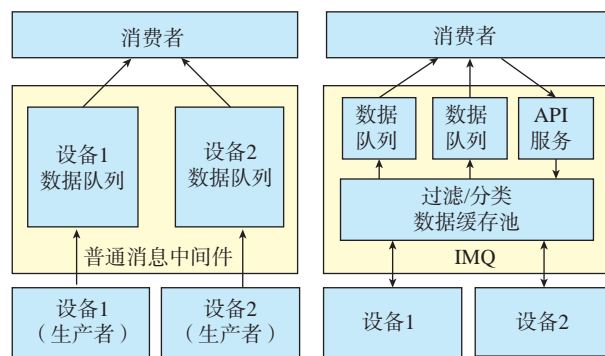


图4 普通消息中间件与IMQ的通信模型对比

Fig.4 Comparison of communication models between general message queue and IMQ

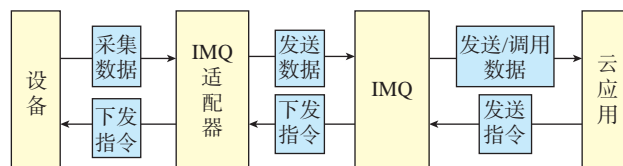


图5 数据和指令接发

Fig.5 Receiving and sending data and instructions

数据存储指中间件能够对接收到的设备参数和指令进行缓存和持久化存储。其中缓存指中间件可以将设备参数和指令存储在内存或磁盘,待订阅设备参数的云应用和接收指令的适配器与中间件建立通信后,再将设备参数与指令分别发送给云应用与适配器,保证了数据通信的可靠性;持久化存储指中间件可以将格式化后的设备参数与指令存储到文件或数据库,以供历史查询,保障了数据的完整性与安全性。

数据路由指中间件能够根据设定,将设备参数和指令分别准确地发送到对应的云应用与设备。如图6所示,中间件中创建了两个队列服务和一个WS(Web Service)服务,其中队列服务1发布设备开关机状态参数,队列服务2发布设备主轴转速参数,WS服务可下发指令。从图4可知,适配器a、b的开关机状态参数路由到队列服务1,主轴转速路由到队列服务2,然后分别被队列服务1、2准确发送到不同的云应用。同时,云应用的指令也路由到指定的适配器,从而准确地发送给设备执行。

数据服务发布,如表2所示,指中间件可以将设备参数以消息队列、发布/订阅、RESTful API和SOAP API这4种服务模式发布。其中消息队列与发布/订阅支持Socket和Web Socket两种协议;RESTful API和SOAP API支持下发云应用指令。

接入设备管理指中间件具有给设备授权,控制设备

表1 数控设备参数分类

Table 1 Classification of NC equipment parameters

数据类型	参数	价值
I 基础数据	开关待机状态、能耗参数等	低
II 工艺设定参数	各轴承转速、温度、压力等加工设定值	高
III 实际加工参数	各轴承转速、温度、压力等加工实际值	高
IV 异常数据	设备的异常、报警信息等	高

表2 数据服务发布能力

Table 2 Ability of data service publishing

服务	协议	功能	适用范围
消息队列	Socket	一对一同步/异步发送采集的设备参数	本地应用、Web服务端
	Web Socket	一对一同步/异步发送采集的设备参数	HTML5客户端
发布/订阅	Socket	一对多同步/异步发送采集的设备参数	本地应用、Web服务端
	Web Socket	一对多同步/异步发送采集的设备参数	HTML5客户端
RESTful API	HTTP	查询某时刻设备参数;查询历史设备参数与指令;发送设备指令	不限
SOAP API	SOAP	查询当前设备实时参数;查询历史设备参数与指令;实时发送设备指令	不限

接入状态,监控设备采集参数等能力。中间件与设备是一对多的关系,必然需要管理大量接入的设备。

日志记录指中间件能够记录创建服务、管理设备等重要操作和异常信息。这便于中间件的升级与维护。

1.2 IMQ适配协议

为了保证适配器与中间件的数据安全、通信安全和通信效率,本文定义了IMQ适配协议,如表3所示。该协议包含握手方式、授权认证、数据编码、数据加密和心跳检查5部分。其中建立连接采用TCP/IP协议实现;授权认证采用SSH协议,授权通过后适配器方可与中间件通信;数据编码需要设计字节编码格式,准则是最大限度去除编码中的冗余信息,尽可能提高通信效率;数据加密需要设计或选择加密算法,如RSA、AES(Advanced Encryption Standard)算法等,对编码数据进

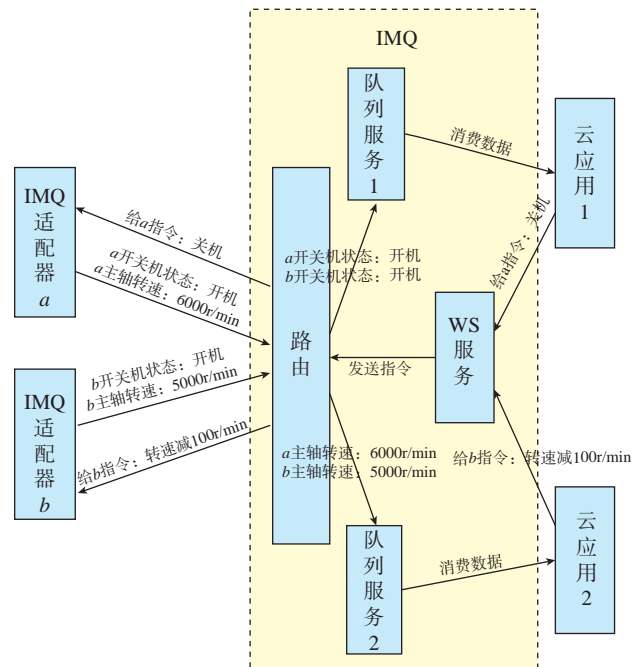


图6 数据路由

Fig.6 Data routing

表3 IMQ适配协议定义

Table 3 Definition of IMQ adaptation protocol

建立连接	TCP/IP	是否必须
授权认证	Secure Shell 授权协议	必须
数据编码	字节编码格式	必须
数据加密	加密算法(RSA、AES等)	非必须
心跳检测	检测机制	必须

行加密和解密;心跳检测需定义检测机制,保证适配器与中间件的网络通畅。设计字节编码格式与检测机制属于IMQ的具体实现,而本文旨在讨论IMQ模型,因此不在本文论述范围内。

1.3 IMQ数据发布协议

为了保证中间件与云应用的数据安全通信安全和通信效率,本文定义了IMQ数据发布协议。该协议针对消息队列、订阅/发布服务与RESTful、SOAP服务各不相同。

消息队列、订阅/发布服务的通信方式类似于适配器与中间件的通信方式,因此适配协议可用做其数据发布协议。

RESTful与SOAP服务数据发布协议定义如表4所示。RESTful与SOAP基于HTTP协议建立连接,授权认证采用口令认证,认证通过后获得Token令牌,用于授权调用。数据编码采用JSON编码(HTTP协议不适用于实时监听,接收实时数据效率不高,因此不需要特殊编码,且JSON可读性高,综合考虑采用JSON编码),数据加密可采用RSA、AES等算法。

1.4 IMQ适配器

IMQ适配器是设备按照适配协议的定义与中间件建立连接和通信的软件模块。它需要具备数据采集、授权请求、指令解析和数据格式化等能力。

数据采集指适配器应该具备以一种或多种协议(如OPC、Modbus TCP等)连接设备、采集数据和发送指令的能力。

授权请求指适配器能够依据适配协议向中间件请求接入授权。

指令解析指适配器能够依据适配协议解密、解码中间件下发的指令。

数据格式化指适配器能够依据适配器协议编码、加密设备参数,并发送该数据到中间件。

由于异构设备的信息化水平、数据开放程度与通信协议各不相同,因此针对不同的设备需要提供不同的适配器,只要适配器满足上述4种能力,便可接入IMQ,实现设备入云。

表4 RESTful与SOAP服务数据发布协议定义

Table 4 Definition of RESTful and SOAP service data publishing protocol

建立连接	HTTP	是否必须
授权认证	口令认证	必须
授权调用	Token 认证	必须
数据编码	JSON	必须
数据加密	加密算法(RSA、AES等)	非必须

2 连接模型的应用

本文设计的连接模型主要应用于车间级设备接入公有云、私有云、公有传统服务器、私有传统服务器的应用场景。适用于车间级设备入云的原因至少包含以下3点:

(1)生产车间一般包含多台设备,且设备型号、功能与信息化水平各异;

(2)生产车间的设备参数包含了工艺过程参数及执行数据,信息价值高,需要保证数据存储与传输的安全性;

(3)生产车间作为生产组织的基础单元,具备相对独立的生产资源,此时IMQ提供入云设备管理以车间为单位,系统复杂程度适中,方便管理。

基于该模型开发的实时监控系統,已经成功在某金属热成型车间实施,通过OPC协议连接设备的适配器,将超塑成型、热校型、磨削等类型在内的15台异构生产设备连入了私有传统服务器,并提供了安全可靠的数据通信,实现了对设备参数的实时采集。

2.1 IMQ适配协议的应用

实时监控系统中IMQ适配协议得以实现,其中,连接的建立利用TCP/IP协议实现;授权认证通过密钥认证实现;数据编码的设计如图7所示,包括数据头JSON编码与数据值字节编码两部分;数据加密采用异或算法实现;心跳检测利用中间件每30s发送心跳帧轮询适配器的方法实现。

2.2 IMQ数据发布协议的应用

实时监控系统中消息队列的数据发布协议与IMQ适配协议相同。RESTful、SOAP协议中连接的建立采用HTTP协议实现;授权认证采用密钥认证实现;授权调用采用JWT(JSON Web Token)技术实现;数据编码采用JSON编码,如图8所示;数据未加密。

2.3 IMQ的应用

实时监控系统中IMQ配置socket队列服务的界面如图9所示。IMQ接收设备1与设备2的数据,并将数

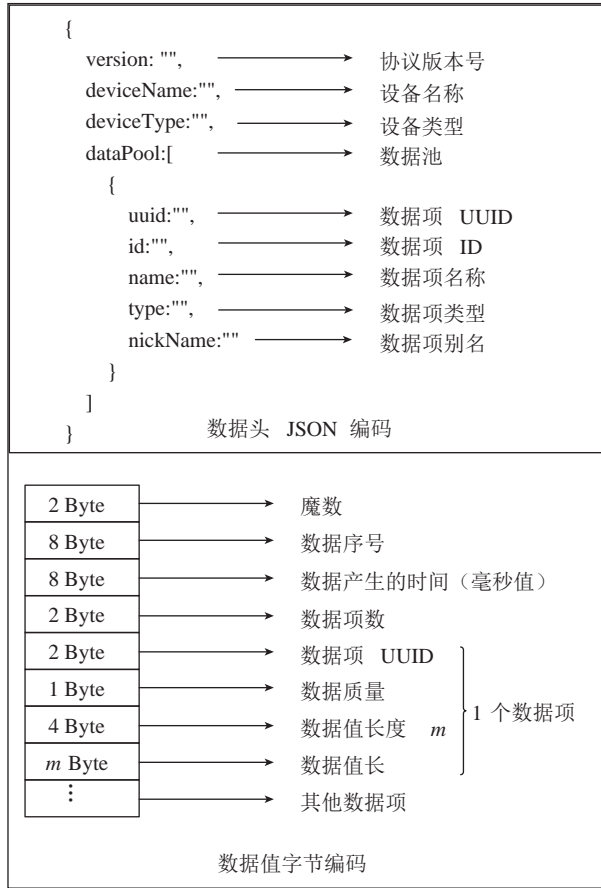


图7 IMQ适配协议数据编码
Fig.7 Data coding of IMQ adaptation protocol

据存放在数据缓存池中,然后从数据池中选中设备 1 与设备 2 的 I 基础数据(表 1),构建“设备 I 级参数”服务。

3 结论

在云制造环境下,为了实现异构设备接入云平台,并保障入云的数据安全与数据接口统一,本文设计了以 IMQ 为枢纽的设备入云的连接模型。该模型涉及工业设备、适配协议、数据发布协议、IMQ 和云应用 5 部分内容,其中工业设备端的适配器、适配协议、数据发布协议和 IMQ 是模型的核心构件。工业设备可通过适配器接入 IMQ,然后上传设备参数,中间件再过滤、路由数据,最终发送到云应用。同时,云应用可以下发指令到中间件,中间件再将指令路由到设备的适配器,最终下发给设备执行,从而实现云端指令下派。模型中的数据均按照适配协议与数据协议传输,以此保证设备参数上云的安全性。该模型为工业设备接入云平台提供了新思路,具备借鉴意义。

参考文献

[1] 李伯虎,张霖,王时龙,等.云制造——面向服务的网络化制

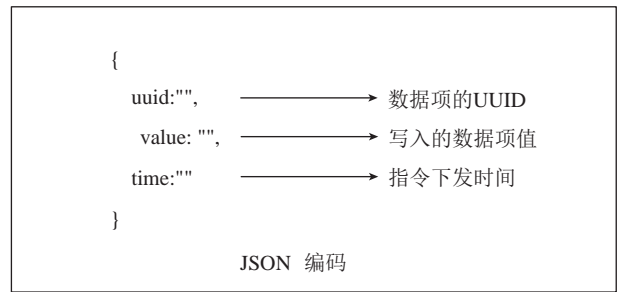


图8 RESTful、SOAP数据发布协议编码
Fig.8 Data coding of RESTful and SOAP service data publishing protocol



图9 实时监控系统中IMQ配置socket队列服务
Fig.9 Configuring socket queue by IMQ in real-time monitoring system

造新模式[J].计算机集成制造系统,2010,16(1):1-7.

LI Bohu, ZHANG Lin, WANG Shilong, et al. Cloud manufacturing: a new service-oriented networked manufacturing model[J]. Computer Integrated Manufacturing System, 2010, 16(1): 1-7.

[2] 付翔.云制造数控设备适配接入系统的研究与开发[D].杭州:浙江大学,2013.

FU Xiang. Research and development on CNC equipment adaptive access system for cloud manufacturing[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013.

[3] 李君,邱君降,窦克勤.工业互联网平台参考架构、核心功能与应用价值研究[J].制造业自动化,2018,40(6):103-106,126.

LI Jun, QIU Junjiang, DOU Keqin. Research on the reference architecture, core function and application value of industrial Internet platform[J]. Manufacturing Automation, 2018, 40(6): 103-106, 126.

[4] 邱君降,李君,成雨,等.制造业与互联网融合背景下工业设备“上云”的现状、问题与路径研究[J].制造业自动化,2018,40(10):37-41.

QIU Junjiang, LI Jun, CHENG Yu, et al. Research on the current situation, problems and paths of industrial equipment networking under the background of the integration of manufacturing industry and Internet[J]. Manufacturing Automation, 2018, 40(10): 37-41.

[5] 万海峰,彭来湖,史伟民,等.单机功率设备能耗“上云”

技术研究[J]. 成组技术与生产现代化, 2017, 34(4): 19–25.

WAN Haifeng, PENG Laihu SHI Weimin, et al. Research on single power equipment energy consumption of “connect the cloud” [J]. Group Technology & Production Modernization, 2017, 34(4): 19–25.

[6] 陈国金, 王召鹏. 数控设备数据采集方法研究[J]. 机电工程, 2005, 22(9): 29–32.

CHEN Guojin, WANG Zhaopeng. Research on data acquisition method to numerical control equipment[J]. Mechanical & Electrical Engineering Magazine, 2005, 22(9): 29–32.

[7] LEE S, NAM S J, LEE J K. Real-time data acquisition system and HMI for MES[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2012, 26(8): 2381–2388.

[8] LOJKA T, ZOLOTOVÁ I. Improvement of human-plant interactivity via industrial cloud-based supervisory control and data acquisition system[M]//Progress in pattern recognition, image analysis, computer vision, and applications. Cham: Springer International Publishing, 2014: 83–90. DOI:10.1007/978-3-662-44733-8_11.

[9] LI X J, WANG P, HUANG X. Design of data acquisition system in MES based on RFID[J]. Advanced Materials Research, 2011, 201/202/203: 852–856.

[10] ROY T F. Architectural styles and the design of network-based software architectures architectures[D]. Irvine: University of California, 2000.

[11] BARRETT D J, SILVERMAN R E, BYRNES R G. SSH, The Secure Shell: The Definitive Guide[M]. New York: O'reilly, 2005.

通讯作者: 谢鹏志, 硕士, 工程师, 研究方向为软件工程、软件架构设计、MES、数字孪生, E-mail: xpzsoft@126.com。

(责编 阳光)

(上接第78页)

[68] MITRA S. Elevated temperature mechanical properties of a rapidly solidified Al-Fe-V-Si alloy[J]. Scripta Metallurgica et Materialia, 1992, 27(5): 521–526.

[69] REYNOLDS A P. Elevated temperature fatigue of P/M aluminum alloy 8009[J]. Scripta Metallurgica et Materialia, 1993, 28(2): 201–206.

[70] REYNOLDS A, BAXTER S. Kinematic hardening in a dispersion strengthened aluminum alloy: experiment and modeling[J]. Materials Science and Engineering: A, 2000, 285(1/2): 265–279.

[71] LENG Y, PORR W C J, GANGLOFF R P. Time dependent crack growth in P/M Al-Fe-V-Si at elevated temperatures[J]. Scripta Metallurgica et Materialia, 1991, 25(4): 895–900.

[72] KIM Y W. Processing microstructure properties of Al-Fe-Ce powder alloys[C]//Proceedings of Dispersion Strengthened Aluminum Alloys. Warrendale, 1988.

[73] RAYBOULD D. Forming of rapidly solidified elevated temperature aluminum alloys produced by planar flow casting[C]//Proceedings of Dispersion Strengthened Aluminum Alloys. Warrendale, 1988.

[74] CHLUPOVA A, CHLUP Z, KRUML T. Fatigue properties and microstructure of quasicrystalline AlFeCrTi alloy[J]. International

Journal of Fatigue, 2016, 91: 251–256.

[75] GILMAN P S, DAS S K. Rapidly solidified aluminum alloys for high temperature/high stiffness applications[C]//Proceedings of International Conference on P/M Aerospace Materials (PM AEROSPACE MATERIALS 87). Shrewsbury, 1987.

[76] HASSAN H A, LEWANDOWSKI J J. Effects of changes in notch radius and test temperature on the toughness of a nano-crystalline aluminum alloy composite produced via extrusion of amorphous aluminum alloy powders[J]. Materials Science and Engineering: A, 2008, 497(1/2): 212–215.

[77] ZEDALIS M S, BRYANT J D, GILMAN P S, et al. High-temperature discontinuously reinforced aluminum[J]. JOM, 1991, 43(8): 29–31.

[78] PENG L M, ZHU S J, MA Z Y, et al. High temperature creep deformation of an Al-Fe-V-Si alloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 1999, 259(1): 25–33.

[79] KIM I S, KIM N J, NAM S W. Temperature dependence of the optimum particle size for the dislocation detachment controlled creep of Al-Fe-V-Si/SiC_p composite[J]. Scripta Metallurgica et Materialia, 1995, 32(11): 1813–1819.

[80] PENG L M, ZHU S J, MA Z Y, et al. The effect of Si₃N₄ whiskers on the high-temperature creep behavior of an Al-Fe-V-Si alloy matrix composite[J]. Composites Science and Technology, 1999, 59(5): 769–773.

[81] CARREÑO F, GONZÁLEZ-DONCEL G, RUANO O A. High temperature deformation behavior of an Al-Fe-V-Si alloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 1993, 164(1/2): 216–219.

[82] SPIGARELLI S. Interpretation of creep behaviour of dispersion-strengthened Al-Fe-V-Si alloys in terms of detachment mechanisms: an overview[J]. Materials Science and Engineering: A, 2002, 337(1/2): 306–314.

[83] MA Z, TJONG S. High-temperature creep behavior of SiC particulate reinforced Al-Fe-V-Si alloy composite[J]. Materials Science and Engineering: A, 2000, 278(1/2): 5–15.

[84] ZHU S J, PENG L M, MA Z Y, et al. High temperature creep behavior of SiC whisker-reinforced AlFeVSi composite[J]. Materials Science and Engineering: A, 1996, 215(1/2): 120–124.

[85] PENG L, ZHU S, MA Z, et al. High temperature creep deformation of Al₁₈B₄O₃₃ whisker-reinforced 8009 Al composite[J]. Materials Science and Engineering: A, 1999, 265(1/2): 63–70.

[86] LI P Y, DAI S L, CHAI S C, et al. High damping Al-Fe-Mo-Si/Zn-Al composites produced by rapidly solidified powder metallurgy process[J]. Scripta Materialia, 2000, 42(10): 955–960.

[87] LEE J C, LEE S, LEE D Y, et al. On the embrittlement of a rapidly solidified Al-Fe-V-Si alloy after high-temperature exposure[J]. Metallurgical Transactions A, 1991, 22(4): 853–858.

[88] KAWAMURA Y, INOUE A, TAKAGI M, et al. Rapidly solidified powder metallurgy of Al-Ti-Fe-X alloys[J]. Scripta Materialia, 1999, 40(10): 1131–1137.

[89] GILMAN P S, ZEDALIS M S, PELTIER J M, et al. New rapidly solidified Al-Fe-V-Si alloys for aerospace applications (450–700°F) [J]. Industrial Heating, 1989, 2: 30–34.

通讯作者: 李沛勇, 研究员, 研究方向为气体雾化/粉末冶金技术、粉末铝合金及铝基复合材料、镁合金等, E-mail: pyli@vip.163.com。

(责编 李丹)

高性能热塑性复合材料在航空发动机短舱上的应用

周冰洁¹, 张代军², 张英杰¹, 王 维¹, 姚佳楠³

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241;

2. 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095;

3. 东华大学先进低维材料中心纤维材料改性国家重点实验室, 上海 201620)

[摘要] 高性能热塑性复合材料具有高韧性、高耐温性、良好的抗疲劳和耐腐蚀性, 以及可回收再利用的独特优势, 近年来在大型民航飞机、直升机、发动机等航空领域均取得广泛的研究和应用。随着航空发动机不断追求更高推重比, 对新材料的需求更为迫切, 热塑性复合材料以其独特的性能优势成为制造航空发动机短舱结构的理想材料。介绍了国外高性能热塑性复合材料预浸料研发、先进制造工艺的发展现状及其在航空发动机短舱结构上的应用情况。同时, 对比了国内热塑性树脂性能、预浸料制备工艺以及复合材料成型工艺方面与国外存在的差距。

关键词: 热塑性复合材料(TPCs); 聚醚醚酮(PEEK); 航空发动机; 短舱; 预浸料制备; 复合材料成型

Applications of Thermoplastic Composites on Aero-Engine Nacelles

ZHOU Bingjie¹, ZHANG Daijun², ZHANG Yingjie¹, WANG Wei¹, YAO Jianan³

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China;

2. AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

3. State Key Laboratory for Modification of Chemical Fibers and Polymer Materials, Center for Advanced Low-Dimension Materials, Donghua University, Shanghai 201620, China)

[ABSTRACT] Thermoplastic composites (TPCs) have been widely applied to commercial aircrafts and helicopters because of their good toughness, heat resistance, fatigue strength, chemical resistance and recycling for recent years. With regard to aircraft engines, there is an even more urgent demand for high performance materials to achieve higher thrust-weight ratio. Thus, TPCs are the ideal materials to manufacture aero-engine nacelles. This article introduces foreign developments on prepreg research and advanced manufacturing process of high performance TPCs, as well as, whose applications on aircraft engine nacelles. Meanwhile, domestic developments have also been contrasted in thermoplastic resin properties, prepreg preparation and manufacturing process of TPCs.

Keywords: Thermoplastic composites (TPCs); PEEK; Aero-engine; Nacelle; Prepreg preparation; Composites manufacturing process

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.086

树脂基复合材料以其轻质高强、抗疲劳、耐腐蚀等一系列性能优势, 逐渐发展成为航空结构不可或缺的材料体系。按照基体树脂的种类, 可以将树脂基复合材料分为热固性和热塑性两大类。由于热塑性复合材料预浸料制备及成型加工困难大, 限制了其在飞机及发动机结构的广泛应用。以往针对热固性复合材料的研究较多, 应用也较为成熟。然而热固性复合材料的韧性不足, 受低速冲击载荷存在敏感的分层问题, 限制了其在航空结构上的进一步应用。

热塑性树脂由于本身的凝聚态结构赋予其高韧

性, 使其复合材料相对传统的热固性复合材料具有更为优异的性能, 以及广阔的应用前景。除性能要求外, 国内外对于航空业的环保性提出了更高的要求, 欧盟据此提出了针对性的大型科研计划——“清洁天空(Clean Sky)”计划, 目的在于通过降低能耗和噪声污染, 减小航空运输对环境的影响。由于热塑性复合材料的成型过程中不发生化学反应, 因此具有可回收再利用的独特优势, 在提升性能的同时, 对环境友好。同时, 其预浸料可在常温下无限期储存, 成型效率高, 能够有效降低制造成本。

由于以上优势,热塑性复合材料已在大型民航飞机、直升机等航空领域取得广泛应用。如空客 A350 飞机机身卡箍采用 TenCate 公司的碳纤维织物增强 PPS 热塑性复合材料制造,如图 1 所示;空客 H-160 直升机采用碳纤维增强 PEEK 热塑性复合材料代替原钛合金材料制造旋翼桨毂中央件,在降低制造成本、减轻重量的同时,提高了结构损伤容限及可维护性,标志着热塑性复合材料在直升机主承力结构上的成功应用,如图 2 所示。

在航空发动机领域,热塑性复合材料虽无法满足涡轮盘等热端部件的使用要求,但在发动机冷端部件及短舱结构上具有广阔的应用空间。目前,国外厂商已经在吊挂、进气道降噪声衬等部位使用大量热塑性复合材料,并有 GKN 航空福克公司的专家认为在风扇罩上可以借鉴飞机经验应用热塑性复合材料,如图 3 所示^[1]。

1 高性能热塑性复合材料及其成型工艺

目前航空结构中使用的复合材料绝大多数采用环氧、双马、聚酰亚胺等热固性树脂作为基体。与热固性

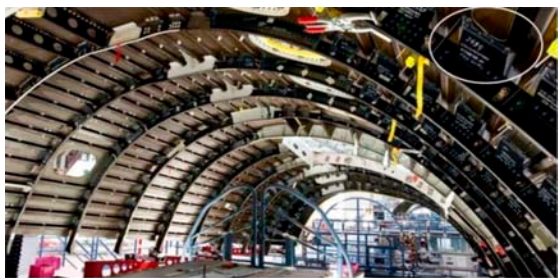


图1 空客A350热塑性复合材料机身卡箍

Fig.1 Thermoplastic composite fuselage clip of Airbus A350



图2 空客H-160直升机热塑性复合材料桨毂中央件

Fig.2 Thermoplastic composite rotor hub of Airbus H-160 helicopter

树脂基复合材料相比,热塑性树脂基复合材料具有下列优势:

(1) 经合理优化凝聚态结构的热塑性基体具有较高的基体韧性,热塑性树脂基复合材料耐疲劳性能好,冲击损伤阻抗和损伤容限都比热固性树脂基复合材料高。

(2) 孔隙率低,吸湿率低,耐环境性能好。

(3) 成型过程为熔融-固结的物理过程,没有固化反应,因此可重复成型和焊接成型,成型周期短、效率高、可修补。

(4) 热塑性预浸料可以室温储存,且有近乎无限的储存期。

经过多年的技术积累,国外已逐步建立起热塑性复合材料完整的技术体系,主要供应商包括荷兰的 TenCate、美国的 Cytec 等公司,近年来,德国 Evonik 公司以及日本 Teijin 公司也陆续开发了热塑性复合材料体系。国外热塑性复合材料制造商主要提供的热塑性复合材料有碳纤维、玻璃纤维及芳纶纤维增强的聚酰亚胺(PEI)、聚苯硫醚(PPS)、聚醚醚酮(PEEK)、聚醚醚酮(PEKK)等高性能热塑性树脂。这其中以荷兰 TenCate 公司的材料体系及应用技术体系最为完整。表 1 列举了国外著名制造商商品化的热塑性预浸料牌号^[2-12],已形成不同种类、不同耐温等级的材料体系,并在航空发动机、商用大飞机、直升机,以及无人机等各类航空结构上均取得广泛应用。

除完善的材料体系外,国外在热塑性复合材料的成型工艺方面也已发展了包括模压成型、热压罐成型、隔膜成型、冲压成型以及自动铺放成型(Automated Fiber Placement, AFP)等多种成型工艺技术。

其中,AFP 技术目前已成为热塑性复合材料低成本快速成型工艺技术的代表。由于热塑性复合材料的成型是一个先熔化再凝固的物理变化过程,采用 AFP 技

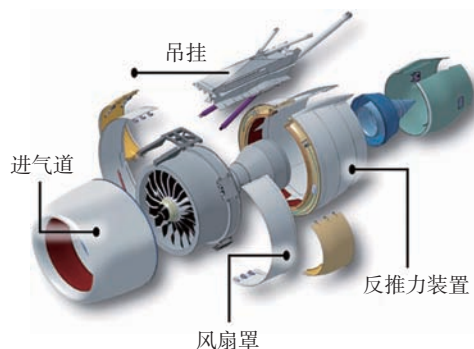


图3 热塑性复合材料在航空发动机短舱上的应用

Fig.3 Applications of thermoplastic composites on aero-engine nacelles

表1 国外商品化的热塑性预浸料牌号

Table 1 Brand of foreign commercial thermoplastic prepreg

牌号	制造商	树脂种类	玻璃化转变温度 $T_g/^\circ\text{C}$	成型温度 / $^\circ\text{C}$
Cetex TC925 FST	TenCate	PC	153	255
Cetex TC1000 Design	TenCate	PEI	215	315
Cetex TC1000 Premium	TenCate	PEI	215	315
Cetex TC1100 PPS	TenCate	PPS	90	330
Cetex TC1200 PEEK	TenCate	PEEK	143	385
Cetex TC1220 PEEK	TenCate	PEEK	143	385
Cetex TC1225 PAEK	TenCate	PAEK	147	305
Cetex TC1320 PEKK	TenCate	PEKK	160	371
APC-2	Cytec	PEEK	143	385
Vestape PEEK-CF45	Evonik	PEEK	151	390
TenaxTPUD PEEK-HTS45	Teijin	PEEK	143	390

术,实现了对预浸料加热融化、自动铺放、原位固化的同步工艺过程实施,从而极大地提高了成型效率、降低了能耗,降低了复合材料的制造成本,AFP成型过程如图4所示^[13-14]。对于大尺寸制件,采用AFP技术避免了固化时由于使用热压罐对于制件尺寸的限制,以及模具热膨胀系数不匹配的问题。此外,利用单向带短切纤维模压成型也为复合材料工程应用提供了另一种低成本高性能的思路,特别用以替代现有铝合金结构方案时优势明显,如图5所示,为TenCate眼镜蛇复合材料结构团队(Cobra Composite Structures, CCS)采用热塑性团状模塑料(Bulk Molding Compound)通过模压工艺成型制件过程。

国内高性能热塑性复合材料研究开始于“七五”计划期间,最早由吉林大学开展国产PEEK研制,“八五”至“十五”期间陆续与北京航空材料研究院合作开展了淤浆法、静电粉末法等预浸料制备及复合材料制造技术研究,完成了以某型固定翼运输机为型号背景的加筋口盖及加筋壁板类结构的制造工艺验证及装机验证考核。但后期受树脂稳定性、预浸料制造工艺等限制,国产高性能热塑性复合材料的应用研究几乎停滞不前。

近来,东华大学先进低维材料中心热塑性复合材料科研团队(原吉林大学团队),在近20年的PEEK、PAEK树脂合成及改性工作基础上,开展了连续纤维增强PEEK预浸料及其复合材料的研究工作。其中,所研制的树脂基体(LP-PEEK和CO-PEEK)与国外热塑性复合材料用专用树脂基体相比,玻璃化转变温度提高约 10°C ,但完全熔融温度降低约 40°C ,即可在较低成型温度下,获得性能更优的热塑性复合材料,如表2所示。

同时,采用东华大学先进低维材料中心热塑性复合



图4 自动铺放成型技术

Fig.4 Automated fiber placement



(a) 热塑性团状模塑料



(b) 模压成型

图5 TenCate公司热塑性团状模塑料模压工艺成型过程

Fig.5 Molded parts fabricating using bulk molding compounds by TenCate

材料科研团队(原吉林大学团队)自主研发的热熔预浸料设备,研制了连续碳纤维增强PEEK窄带预浸料(幅宽100mm),如图6所示,并采用热压成型工艺制备了复合材料层合板,经超声波A扫描无损检测,结果显示层板内部质量完好,如图7所示。

此外,针对热塑性复合材料自动化成型工艺,东华大学与南京航空航天大学合作开展了基于热塑性预浸料的自动铺丝工艺验证,结果表明预浸料树脂的低熔融温度特性,降低了成型工艺温度,基本满足了自动铺丝工艺性要求,如图8所示。

2 热塑性复合材料在航空发动机短舱上的应用

由于民机噪声指标已成为适航取证的强制性指标,为降低发动机噪声,在研究发动机降噪技术的同时,发动机短舱结构的降噪技术也在不断发展,消音衬垫技术是其中一种主要技术方案^[15-16]。该结构为具有消声功能性的复合材料蜂窝夹层结构, TenCate 公司开发的 CF/PEI 热塑性复合材料层板,作为发动机短舱进气道降噪声衬蜂窝结构面板,已在空客 A380 飞机发动机上实现商业化应用,如图 9 所示。为保证飞机降落时迅速减速,缩短制动距离,减小制动器的磨损,发动机上均采用反推力装置。反推力装置开启时,使发动机外涵道气流流动方向发生大于 90° 的折转,从而在与正常推力相反的方向上产生推力分量,达到使飞机减速的目的^[17]。反推力装置所处的工作环境,对于材料的短时耐高温性能提出了较高的要求,以 PEEK、PEKK 为基体的高性能热塑性复合材料有望成为反推力装置选材的备选方

表2 热塑性预浸料用PEEK性能对比

Table 2 Comparison of PEEK properties for thermoplastic prepreg

项目	$T_g/^\circ\text{C}$	冷却结晶 / $^\circ\text{C}$	熔化 / $^\circ\text{C}$	结晶 / $^\circ\text{C}$
LP-PEEK	156	250	306	—
CO-PEEK	149	198	317	217
Evonik	145	—	342	279
TenCate	142	175	341	291
Cytec	159	—	343	—
Teijin	143	—	343	—

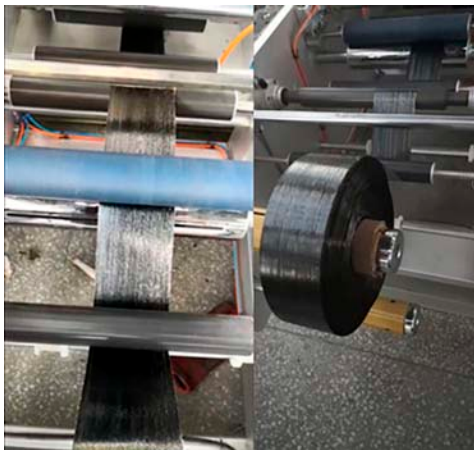


图6 国内自主研发的热熔法连续碳纤维增强PEEK窄带预浸料
Fig.6 Domestic independently developed continuous carbon fiber reinforced PEEK narrow prepreg by hot-melt method

案。风扇罩是位于发动机短舱中部的整流罩,与飞机结构类似,或成为短舱研制方开展热塑性复合材料应用的首选部件。

热塑性复合材料的另一个重点应用部位是发动机短舱吊挂,如图 10 所示。A340 飞机发动机短舱吊挂表面由 12 类、共 22 件蒙皮结构覆盖,均采用 CF/PPS 材料

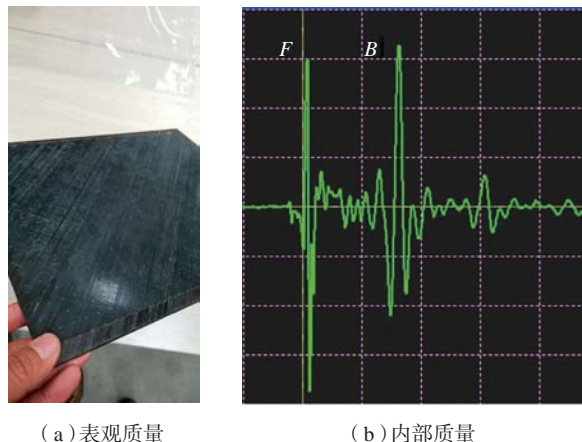


图7 国产预浸料模压工艺成型连续碳纤维增强PEEK复合材料层板
Fig.7 Continuous carbon fiber reinforced PEEK composite laminates molded by molding process using domestic prepreg

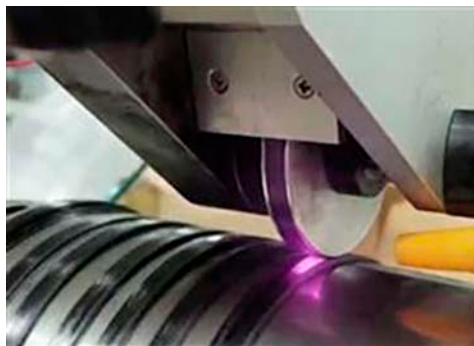


图8 国内热塑性预浸料自动铺丝工艺验证
Fig.8 Process validation of automated fiber placement using domestic thermoplastic prepreg



图9 空客A380飞机发动机短舱降噪声衬热塑性复合材料蜂窝结构
Fig.9 Honeycomb sandwich thermoplastic composites for noise reduction liners of Airbus A380 aircraft engine nacelles

制造。结构长度 700~1400mm, 宽度 200~400mm, 厚度 2.8mm, 具有复杂双曲率外形, 表面铺设设有防雷击铜网表面, 如图 11 所示。

由法国 Daher 公司承制的空客 A380 飞机发动机短舱吊架蒙皮如图 12 所示。该结构是 A380 飞机发动机上 50 块短舱吊架蒙皮之一, 采用 TenCate Cetex TC1100 CF/PPS 材料制造。该材料除具有优异的韧性和耐腐蚀性之外, 还具有自熄阻燃性, 可采用冲压工艺成型, 从而极大提高了成型效率^[18]。图 13 为位于法国图卢兹的空客总装厂在对 A380 飞机发动机吊架进行总装前的最后测试^[19]。

目前, 荷兰针对热塑性复合材料的大型科研项目——“热塑性经济可承受性航空主结构”第 2 阶段项目(Thermoplastic Affordable Primary Aircraft Structures 2, TAPAS 2)业已启动, 目标是进一步提高主结构材料、制造工艺、设计概念和模具设备的技术成熟度。作为 TAPAS 2 项目研究计划的一部分, 荷兰国家航空航天实验室(NLR)开发了大尺寸、大厚度热塑性复合材料结构的自动铺放工艺技术。采用 TenCate Cetex TC1320 CF/PEKK 单向预浸料, 通过自动铺放工艺成型发动机短舱吊, 如图 14 所示^[20]。该结构长 6m, 厚度 28mm, 用以替代原有金属结构, 显著降低了制造成本、结构重量, 提高了燃油效率。

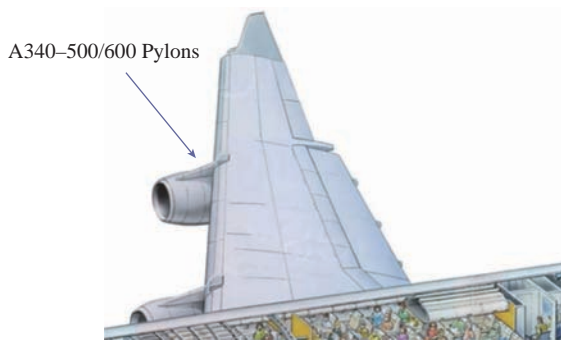


图10 空客A340飞机发动机短舱吊架
Fig.10 Airbus A340 pylons

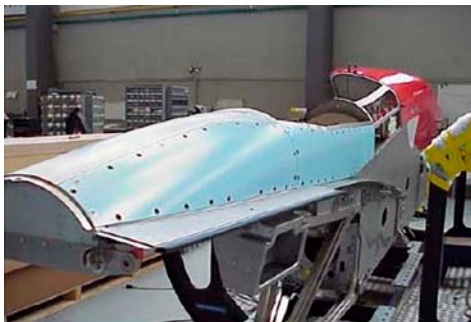


图11 空客A340飞机发动机短舱吊架蒙皮
Fig.11 Airbus A340 pylon panels

3 结论

(1) 经过几十年的积累, 国外在热塑性复合材料领域积累起强大的技术优势。通过 PEEK、PPS 等高性能热塑性树脂的研发, 结合先进的预浸料制备技术, 形成了系列化的热塑性预浸料牌号。同时, 随着自动铺放设备及工艺的发展, 进一步克服了热塑性复合材料加工制造的困难, 提高了成型效率, 降低了制造成本, 为热塑性复合材料在各航空领域取得成功应用奠定了基础。目前已在外国航空发动机短舱进气道降噪声衬、吊架蒙皮、梁等结构上取得成功应用。

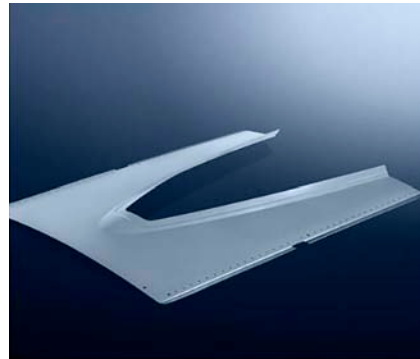


图12 空客A380飞机发动机短舱吊架蒙皮
Fig.12 Airbus A380 pylon covers



图13 空客A380飞机发动机短舱吊架总装前测试
Fig.13 Final assembly and preparation of Airbus A380 pylons



图14 采用自动铺放工艺成型的飞机发动机短舱吊架热塑性复合材料上部梁
Fig.14 Thermoplastic upper spar manufactured by advanced fiber placement for aero-engine pylon

(2) 国内热塑性复合材料的研究尚处于起步阶段,目前相关研究应用情况与国外还存在较大差距,应进一步加大高性能热塑性树脂的研究力度,开发不同种类、不同耐温等级的新型热塑性树脂;加快预浸料的工程化应用研究,改善预浸料的浸渍质量,提高工艺性。国内航空发动机短舱研制单位应借鉴飞机方研制经验,结集国外、国内资源优势,积极开展热塑性复合材料在短舱典型结构上的验证工作,早日实现热塑性复合材料的工程化应用。

参考文献

- [1] COMPOSITES T A. Engine and propulsion solutions product highlights[EB/OL]. [2018-11-23]. https://tcadcweb-staging.azurewebsites.net/media/00b258c4-6627-41ce-9b22-ee49c453ec63/PO_XMQ/TenCate%20Advanced%20Composites/Documents/Product%20and%20application%20one%20paggers/TenCate_JetEngineComposites_SellSheet.pdf.
- [2] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC1000 design product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.toraytac.com/media/3f5498bb-fe0e-40db-8112-38987e15cb44/qk2KKQ/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1000-Design_PEI_PDS.pdf.
- [3] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC925 FST product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.toraytac.com/media/ed2cc738-5073-47e1-a093-f3f3be7ca715/vSlyeQ/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC925-FST_PC_PDS.pdf.
- [4] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC1000 premium product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.toraytac.com/media/f1142cc2-2c05-4013-afcb-19c937e5c438/GEBhJg/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1000-Premium_PEI_PDS.pdf.
- [5] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC1100 PPS resin system product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.toraytac.com/media/221a4fcf-6a4d-49f3-837f-9d85c3c34f74/CuK1Pw/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1100_PPS_PDS.pdf.
- [6] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC1225 engineered PAEK resin syetem product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.toraytac.com/media/3bd72fac-0406-48e4-bfc4-2ffd2398ac0c/JggyQw/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1225_PAEK_PDS.pdf.
- [7] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC1200 PEEK resin system product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.toraytac.com/media/7765d981-1f9f-472d-bf24-69a647412e38/mrWAng/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1200_PEEK_PDS.pdf.
- [8] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC1220 product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.toraytac.com/media/532807f0-8e16-443c-b904-afb9cfb9d03e/mB7kTQ/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1220_PEEK_PDS.pdf.
- [9] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC1320 product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.toraytac.com/media/409dcc72-6aff-4643-86b8-20b5f464f038/WzEjWg/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1320_PEEK_PDS.pdf.
- [10] Solvay. Technical data sheet of APC-2 (PEEK) thermoplastic composites tapes[EB/OL]. [2019-06-23]. <https://www.solvay.com/en/product/apc-2-peek-thermoplastic-composite-tapes#product-documents>.
- [11] Evonik. VESTAPE® uni-directional tapes for lightweight structural design [EB/OL]. [2019-06-23]. <https://composites.evonik.com/product/composites/en/products-services/tapes/vestape/pages/default.aspx>.
- [12] Teijin. Tenax®-E TPUD PEEK-HTS45 Product Datasheet [EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.tejincarbon.com/fileadmin/PDF/Datenblätter_en/PDS_Tenax-E_TPUD_PEEK-HTS45_v11_2018-06-08.pdf.
- [13] DYNAMICS A. Advanced composite solutions[EB/OL]. [2019-06-23]. <http://www.automateddynamics.com/resources/innovation/advanced-composite-solutions>.
- [14] DYNAMICS A. Laser heating system[EB/OL]. [2019-06-23]. <http://www.automateddynamics.com/wp-content/uploads/2017/07/ADC-Laser-Heating-System-Bro-Revised-Web.pdf>.
- [15] 杨成茂. 发动机短舱结构降噪控制技术研究 [C]//2013 年中国航空学会结构强度专业学术交流会. 三明, 2013.
- YANG Chengmao. Research on noise reduction and control technology for engine nacelle structure[C]//Academic Symposium on Structural Strength of China Aviation Society. Sanming, 2013.
- [16] BATARD H. The zero splice engine intake liner[C]//An Efficient Way of Reducing Aircraft Noise Without any Weight or Aerodynamic Penalty: 24th International Congress of Aeronautical Sciences. Japan, 2004.
- [17] 沙江, 徐惊雷. 发动机反推力装置及其研究进展 [C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会. 深圳, 2007.
- SHA Jiang, XU Jinglei. Research progress of aircraft engine thrust reverser[C]//High-level Forum on Key Technologies of Large Aircraft and 2007 Annual Academic Conference of China Aviation Society. Shenzhen, 2007.
- [18] COMPOSITES T A. Airbus A380 engine pylon covers[EB/OL]. [2019-06-23]. <https://www.toraytac.com/company/success-stories/ugIK/Airbus-A380-Engine-Pylon-Covers>.
- [19] Airbus. Airbus production sites: France[EB/OL]. [2019-06-23]. <https://www.airbus.com/aircraft/how-is-an-aircraft-built/production.html#france>.
- [20] COMPOSITES T A. Thermoplastic upper spar for an aircraft engine pylon[EB/OL]. [2019-06-23]. https://www.toraytac.com/media/60232494-1609-4eb0-8e65-ea5d1cc2a2a3/lgfS0A/TAC/Documents/Success%20Stories/Case_study_NLR-Pylon.pdf.

通讯作者: 周冰洁, 工程师, 研究方向为航空发动机短舱设计与制造、复合材料制件设计, E-mail: zhoubingjie@acaec.com.cn。

(责编 阳光)

涡轮叶片榫头侧边圆角阵列加工工艺研究*

王小东¹, 张云¹, 陈志同¹, 刘瑞松², 刘随建³, 吴志新³

- (1. 北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 北京 100191;
2. 枣庄北航机床创新研究院有限公司, 枣庄 277000;
3. 中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 沈阳 110043)

[摘要] 航空发动机涡轮叶片是发动机内核心部件, 而叶片的加工通常以榫头为工艺基准, 故叶片榫头的加工对整个叶片有着至关重要的影响。针对榫头侧边圆角, 现在工厂通用的数控加工工艺是: 先在多轴加工中心进行铣削加工再进行机械光饰。但常规多轴联动铣削效率低, 使用设备复杂, 加工成本高。因此, 提出了基于矩形阵列数控机床(三轴联动)的超硬磨料数控磨抛倒圆工艺系统。其中, 利用超硬磨料数控磨削抛光组合工艺, 解决了倒圆铣削加工效率低且不能保证表面质量的问题, 加工完成后榫头侧边圆角轮廓度可达 20 μm 。而采用多主轴矩形阵列数控机床(三轴联动)后相较原来的多轴加工中心大幅度降低了设备的使用成本, 且单个榫头侧边圆角加工时间缩短在 180s 内, 为采用更多主轴矩形阵列机床加工奠定了基础。

关键词: 叶片榫头; 磨削抛光; 圆角加工; 阵列加工; 低成本

Research on Array Machining of Turbine Blade Tenon Side Fillet

WANG Xiaodong¹, ZHANG Yun¹, CHEN Zhitong¹, LIU Ruisong², LIU Suijian³, WU Zhixin³

- (1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Zaozhuang Beihang Machine Tool Innovation Research Institute Co., Ltd, Zaozhuang 277000, China;
3. AECC Shenyang Liming Aero-Engine Co., Ltd., Shenyang 110043, China)

[ABSTRACT] Aero-engine turbine blade is the core part of the engine, and blade processing is usually based on blade tenon as the process datum, so the machining of blade tenon has a crucial impact on the whole blade. For the fillet of blade tenon side, now the common CNC processing technology in factories is: first in the multi-axis machining center for milling and then mechanical finishing. However, conventional multi-axis simultaneous milling has low efficiency, complex equipment and high processing cost. Therefore, based on the rectangular array CNC machine tool (3-axis simultaneous), this paper presents the process system of superhard abrasive grinding, polishing and rounding. Among, the combined process of NC grinding and polishing with superhard abrasive solves the problem of low machining efficiency and poor surface quality of inverted milling, and the accuracy of the rounded corner on the side of the mortise can be up to 20 μm . The use of multi-spindle rectangular array CNC machine tool (3-axis simultaneous) greatly reduces the cost of equipment compared to the original multi-axis machining center, and the machining time of a single tenon side fillet is shortened within 180 seconds, laying a foundation for the use of more spindle machine tool rectangular array machining.

Keywords: Aero-engine turbine blade tenon; Grinding and polishing; Fillet machining; Array machining; Low cost

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.092

涡轮叶片是航空发动机内的核心零件, 其加工精度对整机性能有着重要影响。大多数发动机的涡轮组件由涡轮盘和叶片分体构成, 其中叶片由叶身和榫头组成, 榫头再与涡轮盘榫槽连接, 构成涡轮组合件^[1]。传

* 基金项目: 国高档数控机床与基础制造装备专项(2018ZX04004001)。

统涡轮叶片多采用枞树形结构, 该类结构的优点是允许榫头连接处受热后能自由膨胀, 以减少热应力, 同时榫头的传热性好, 使叶片上的热量容易散走^[2]。

在叶片加工中由于通常以榫头为工艺基准, 并且榫槽的几何形状复杂, 精度高, 表面质量要求高, 故对榫头

的加工工艺有严格的要求,以防止在榫头表面造成加工缺陷。针对榫头加工的夹具设计、刀具选用和参数选择也非常关键。现在工厂通用的榫头数控加工工艺是:在卧式加工中心进行粗加工,再用平底铣刀精加工榫头侧面,最后用成型刀加工榫头上下成型面^[3]。针对单件难加工材料制成的榫头,多采用缓进磨削加工的方式,但砂轮在整圈加工中前后磨损大,磨削出的榫头尺寸变化大^[4]。对于榫头侧面圆角加工,目前的铣削加工需要较高的设备成本,占用机床工时较长,且需要后续进行机械光饰处理保证表面质量^[5];而手工倒圆则存在不均匀现象,易产生应力集中点。在此背景下,本文提出了基于三轴联动矩形阵列数控机床的超硬磨料数控磨抛倒圆工艺系统,为精度、表面质量、效率、成本等各方面的改进探索一条新工艺途径。

1 榫头侧边倒圆磨抛工艺系统

针对涡轮叶片榫头侧面圆角加工,基于三轴数控机床的超硬磨料数控磨抛倒圆工艺系统主要由多主轴矩形阵列磨削机床与超硬磨料磨具组成,并配合快换工装进行高精度装夹,重点解决加工精度、加工效率及经济性难题。

1.1 夹具设计

针对涡轮叶片榫头的榫槽形状设计的专用夹具如图1所示,利用对称结构夹持,夹持部分为与榫槽贴合的两段圆柱面。夹具底部有法兰方便在机床工作台上安装。

1.2 刀具选择

随着数控加工高速电主轴的发展,主轴稳定转速进一步提高,小尺寸超硬磨料磨具的线速度也可满足高温合金等难加工材料的磨削要求,从而利用该工具对涡轮叶片榫头进行高速磨削加工,发挥磨料颗粒多、磨削过程连续、微量去除能力等优势^[6]。如图2所示^[7],为了防止刀具与夹具和叶片榫头产生碰撞干涉,本文选用小尺寸电镀 CBN 圆环面砂轮(环心圆直径 $D=20\text{mm}$,圆环半径 $R=1\text{mm}$,厚度 $FL=2\text{mm}$)开展叶片榫头倒圆试验。

1.3 阵列加工

德国 CHIRON 公司所研制的多主轴铣削机床采用直线排列方式,北京航空航天大学有学者将线阵机床结构拓展成矩阵机床结构^[8],同时利用多个减速器的输入输出轴增加互联齿轮相互消除的方法在小空间中研制出高重复定位精度矩形阵列无间隙转台^[9]。八主轴矩形阵列磨削机床加工如图3所示,配有8支转速可达 60000r/min 的高速磨削主轴,各直线轴的定位精度可达到 $5\mu\text{m}$ 。

在此工艺系统内,以涡轮叶片榫头侧边圆角为研究

对象,验证数控磨抛倒圆工艺有效性。由于圆环面砂轮柄部直径远小于环面直径,故可以实现叶片榫头的三轴磨削,大大简化机床结构。首先将多套专用夹具布置在矩形阵列磨削机床上并将多个状态相近的涡轮叶片榫头装夹在专用夹具上定位;然后选取合适的圆环面超硬磨料砂轮并在机床上安装;再利用叶片榫头的三维模型



图1 专用夹具
Fig.1 Special fixture

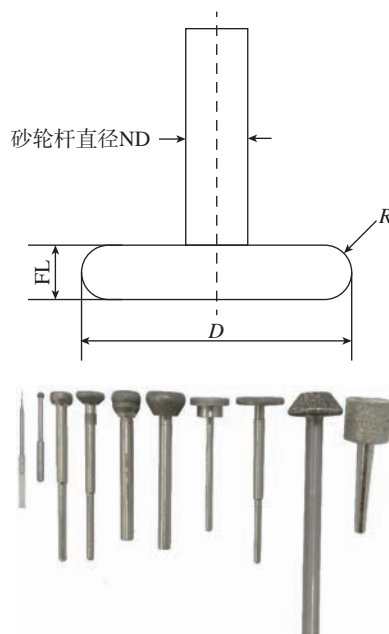


图2 电镀CBN圆环面砂轮
Fig.2 Electroplated CBN toroidal grinding wheel

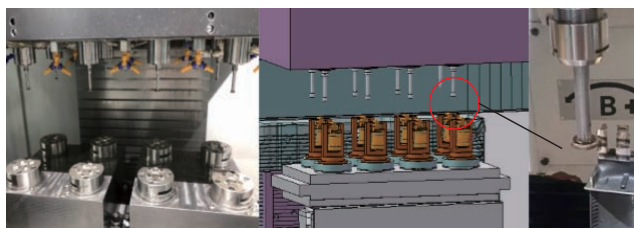


图3 八主轴矩形阵列(三联动)磨削机床
Fig.3 Eight-spindle rectangular array grinding machine tool
(3-axis simultaneous NC machining)

在软件中编制数控加工程序并在软件中进行后置处理,生成相应的 NC 代码输入到机床中;最后进行阵列磨削加工。若后续需要进一步提高倒圆表面质量,可更换超硬磨料弹性抛光工具在同一矩形阵列磨削机床上进行阵列抛光。工艺流程图如图 4 所示。

2 榫头侧边倒圆试验

在磨削工艺系统可靠稳定的情况下,对某型号涡轮叶片榫头侧边进行倒圆,证明榫头侧边圆角磨抛工艺系统的可行性。

2.1 试验方案

本试验所针对的涡轮叶片榫头侧边圆角如图 5 所示,圆角设计尺寸为 $R=0.6\text{mm}$ 。

采用本文所述的涡轮叶片榫头侧边倒圆角磨抛工艺系统,在矩形阵列磨削机床上进行加工。利用专用夹具对榫头进行装夹定位,选用加工刀具为超硬磨料砂轮。

根据软件编制榫头侧面顶棱边的数控加工走刀轨迹,将榫头侧面棱边分为 3 个加工区域,即两条侧棱边一条顶棱边,如图 6 所示。以与侧棱边相似形状的刀轨拟合出倒圆加工轨迹。其中砂轮优选为 $D20R1$ 的 200# 电镀 CBN 圆环面砂轮,主轴转速优选为 20000r/min,砂轮线速度 20.9m/s,进给速度 600mm/min。切削运动方式优选为往复运动,切削步距数优选为 10~15,非切削移动的方式优选为线性垂直于部件进退刀^[10]。类似的,以与顶棱边相似形状的刀轨拟合出倒圆加工轨迹,刀轨如图 7 所示。

2.2 试验结果

根据以上试验方案开展涡轮叶片榫头侧边磨削倒圆试验,试验结果如图 8 所示。

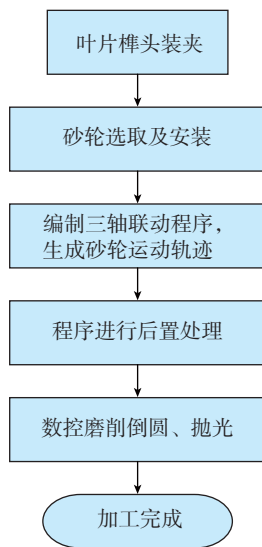


图4 工艺流程图
Fig.4 Process flow chart

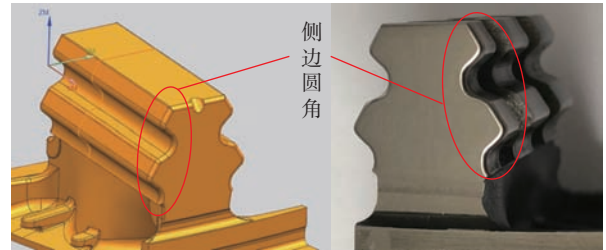


图5 榫头侧边圆角
Fig.5 Fillet of tenon side

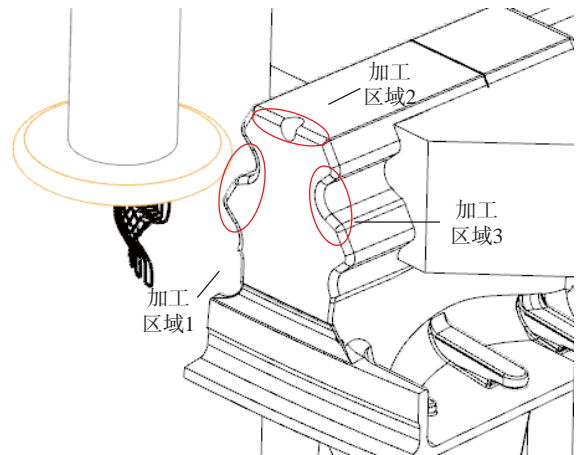
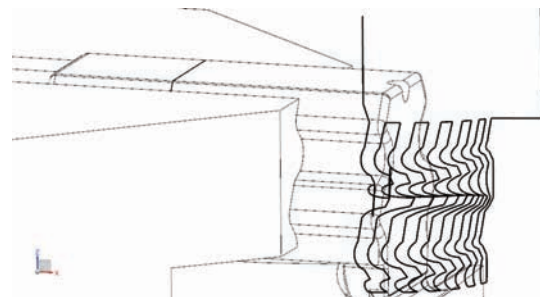
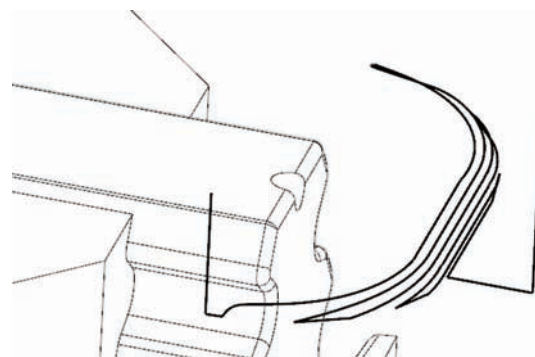


图6 加工区域示意图
Fig.6 Machining region



(a) 侧棱边加工刀轨



(b) 顶棱边加工刀轨

图7 榫头棱边加工刀轨示意图
Fig.7 Tenon edge machining tool path diagram

在三坐标测量机上对加工后侧边圆角抽取3个部位 a 、 b 、 c 进行采点测量,如图9所示。计算测点到理论模型上测量轨迹的最小距离后计算加工误差,如图10所示,可以看出采用本文所提出的磨抛工艺系统加工误差小于 $20\mu\text{m}$,且整体波动幅度较小,没有超差,证明误差分布较为均匀,加工后轮廓度可达到 $20\mu\text{m}$ 以内;同时使用 Taylor-Hobson 轮廓仪画线取样测得加工表面粗糙度 R_a 在 $0.8\mu\text{m}$ 以内;多个榫头同时加工,所用加工工时可控制在 180s 以内。

3 结论

本文提出了针对涡轮叶片榫头侧边倒圆的磨抛工艺系统,详述了榫头侧边倒圆的试验方案,随后在多主轴阵列磨削机床上进行了多个涡轮叶片榫头侧边倒圆的批量验证,并成倍提高了效率。

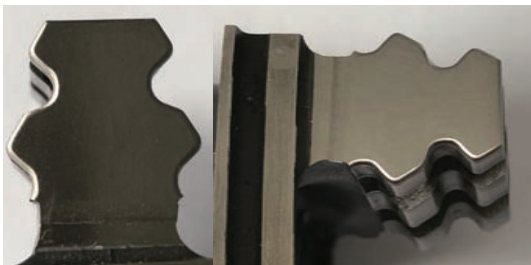


图8 榫头侧边倒圆结果

Fig.8 Result of tenon side rounding

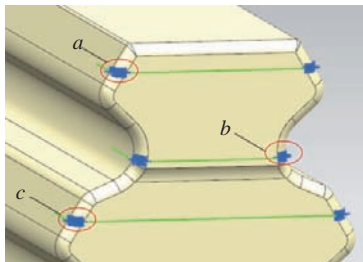


图9 测点位置示意图

Fig.9 Measuring point position

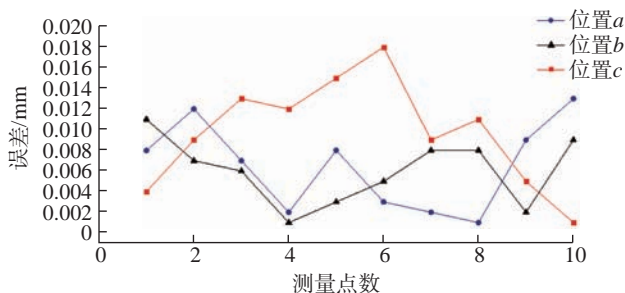


图10 测量误差图

Fig.10 Measurement error chart

(1) 搭建了针对涡轮叶片榫头侧边倒圆的磨抛工艺系统,实现了重要型号叶片榫头倒圆的三轴联动高效率高精度阵列加工,测量结果表明阵列加工叶片榫头形位精度一致性极好,在 0.02mm 以内,表面粗糙度 R_a 在 $0.8\mu\text{m}$ 以内。

(2) 采用磨抛工艺系统,可以将单个榫头倒圆时间控制在 180s 以内,配合阵列加工,大幅度缩短了机床加工工时,提高了加工效率。

(3) 若要进一步去除榫头侧边圆角的加工刀纹,建议后续可进行振动光饰处理。

参考文献

- [1] 吴立强,尹泽勇,蔡显新.航空发动机涡轮叶片的多学科设计优化[J].航空动力学报,2005,20(5):795-801.
WU Liqiang, YIN Zeyong, CAI Xianxin. MDO technology applied to the aeroengine turbine blade design[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 795-801.
- [2] 崔智勇,谢芳,郝小红.工作叶片榫槽工艺方案分析[J].机械工程师,2015(1):222-223.
CUI Zhiyong, XIE Fang, HAO Xiaohong. Analysis on working blade mortising process scheme[J]. Mechanical Engineer, 2015(1): 222-223.
- [3] 万敏,安铃芝,胡登洲,等.航空发动机第5级静子叶片榫头加工工艺优化[J].过程工程学报,2017,17(2):299-305.
WAN Min, AN Lingzhi, HU Dengzhou, et al. The machining technology optimization of tenon on level five aeroengine stator blade[J]. The Chinese Journal of Process Engineering, 2017, 17(2): 299-305.
- [4] 郭文有,陆培庆,孙明仁.叶片圆弧榫头加工方法及分析[J].航空制造技术,1991,34(6):9-11.
GUO Wenyong, LU Peiqing, SUN Mingren. Machining method of blade circular root rabbet[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 1991, 34(6): 9-11.
- [5] 李美荣,金秀杰,李大力,等.一种叶片榫头倒圆机械加工方法:CN104475835A[P].2015-04-01.
LI Meirong, JIN Xiujie, LI Dali, et al. A mechanical processing method for blade mortise and rounding: CN104475835A[P]. 2015-04-01.
- [6] 陈志同,张云,刘瑞松,等.航空发动机叶片矩形阵列磨削加工技术[J].航空制造技术,2018,61(9):34-39.
CHEN Zhitong, ZHANG Yun, LIU Ruison, et al. Rectangular array grinding process of aero-engine blade with complex surface[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(9): 34-39.
- [7] 孟凡军.整体叶盘叶片型面数控精密磨削加工技术研究[D].北京:北京航空航天大学,2015.
MENG Fanjun. Study on the precision grinding technology for the CNC machining of blade surface of blisk[D]. Beijing: Beihang University, 2015.

(下转第101页)

大曲率变截面复杂航空钣金构件成形技术研究*

李晓军,董锦亮,门向南,邓 涛,曾一畔,成 靖

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610092)

[摘要] “彩虹”零件具有尺寸长、曲率大、变截面且夹角小,且一半整体下陷、结构扭曲等复杂特征。长期以来,这类复杂零件均采用“落压成形+手工校正”的成形方法,成形质量差,后期需要大量的手工校正工作,导致加工效率和合格率都极为低下。通过分解零件结构特征,分析现有技术与设备资源,提出了“型材+板材”的跨专业组合成形工艺方案,并探索型材拉弯成形技术在大曲率、变截面、小夹角航空钣金构件成形上的应用。通过工艺试验,对零件成形参数进行验证并不断优化,最终实现该零件的精确成形。

关键词: 彩虹零件;复杂特征;落压成形;拉弯成形;组合成形;精确成形

Research on Forming Technology of Complex Aeronautical Sheet Metal Components With Large Curvature and Variable Section

LI Xiaojun, DONG Jinliang, MEN Xiangnan, DENG Tao, ZENG Yipan, CHENG Jing

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

[ABSTRACT] The “rainbow” part has such complex characteristics as long size, large curvature, variable cross-section and small angle, half of which is joggle, structural distortion and so on. For a long time, this kind of complex parts had been formed by the method of “hammer forming + manual correction”. The forming quality was poor, and a lot of manual correction work was needed in the later stage, resulting in low processing efficiency and qualified rate. In this study, by disassembling the structural characteristics of the part, the existing technology and equipment resources, a cross-specialty combined forming process of “profiles + sheets” was proposed, and the application of stretch-bending technology of profiles in the forming of aeronautical sheet metal components with large curvature, variable cross-section and small angle was explored. Through the process test, the forming parameters of the part are verified and optimized continuously, and the precise forming of the part is finally realized.

Keywords: “Rainbow” part; Complex characteristics; Hammer forming; Stretch bending; Combined forming; Accurate forming

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2020.07.096

随着我国航空事业的快速发展,客户对飞机的性能要求越来越高,航空钣金零件逐渐向整体化、大型化发展,成形难度加大,这对成形工艺提出了更高的要求。长期以来,各大主机厂均采用落锤成形辅以手工校正^[1]来加工零件,成形质量、效率难以满足实际需求。为此,各院所、高校、企业从航空钣金零件成形原理^[2-4]、有限元数值模拟分析^[5-6]、新工艺开发及创新等方面进行积极研究。郎利辉等^[7]对液压成形技术在复杂薄壁航空整体钣金件上的应用进行了深入研究;航空工业成飞公司也在积极研究新工艺,成靖等^[8]实现了冲压拉深成形工艺在复杂口框类钣金件上的成功应用。

* 基金项目:四川省重点研发项目(2018GZ0063)。

“彩虹”零件形似彩虹,为某新型飞机关键零件,其对疲劳性能、抗冲击能力、抗应力腐蚀能力要求相当高。因此,成形过程中应尽量减少对材料性能的内部损伤,消除手工校正,提升零件成形质量。

1 零件工艺性分析

1.1 零件基本信息

1.1.1 零件构型

“彩虹”零件具有大曲率、变截面、小夹角、整体下陷、结构扭曲等结构特征,具体如图1所示。

1.1.2 材料信息

零件材料为 7075-O- δ 3.175mm,航空工业成飞公司

委托高校对该材料的力学性能进行了测试,结果如表 1 所示,3 个方向的真实应力-应变曲线如图 2 所示。

1.2 落压成形及成形难点综合分析

1.2.1 PAM-STAMP落压成形过程仿真分析

首先,采用常规工艺——落压成形对零件成形工艺进行分析。通过 CATIA 对零件非工作面进行工艺补充,按经验值给定初始毛料,借助于 PAM-STAMP 对落压成形过程进行建模仿真,仿真模型如图 3 所示。

1.2.2 有限元仿真结果分析

在实际加工中,由于落压成形时无压边,无接触部分毛料处于自由变形状态。而成形初期,毛料与模具接触面积小,使得材料受力不足,变形大,易出现起皱、贴模度差等缺陷。由图 4.5 的仿真结果可以看出,零件成形过程中整体受力都较小,因此,板料大部分处于严重起皱趋势(Strong Wrinkling Trend)及拉伸不足(Insufficient Stretching)状态,仿真结果与实际情况相符。最终,只能通过大量的手工劳动(排皱及校正贴膜)

来达到零件交付要求。

1.2.3 成形难点综合分析

综合考虑零件尺寸大、材料厚等结构特征,手工校正有限,需进行多次落压来降低手工校正难度。该方法会带来以下问题:

(1) 顶部 R 受力集中,易造成材料厚度超差;

(2) 落压成形无法精确定位,造成每次成形的下陷处有偏差,需进行手工打磨,影响表面质量。

由此可见,常规的落压成形工艺方案难以满足“彩虹”零件高成形质量要求,其加工效率也难以满足当前行业提出的“快速响应”科研任务需求。

2 加工方案的确定

2.1 加工方案分析

从构型上来看,“彩虹”零件与大曲率板弯型材零件类似,结合航空工业成飞公司自身的加工经验,采用拉弯成形工艺具备可行性。通过对零件构型特点进行

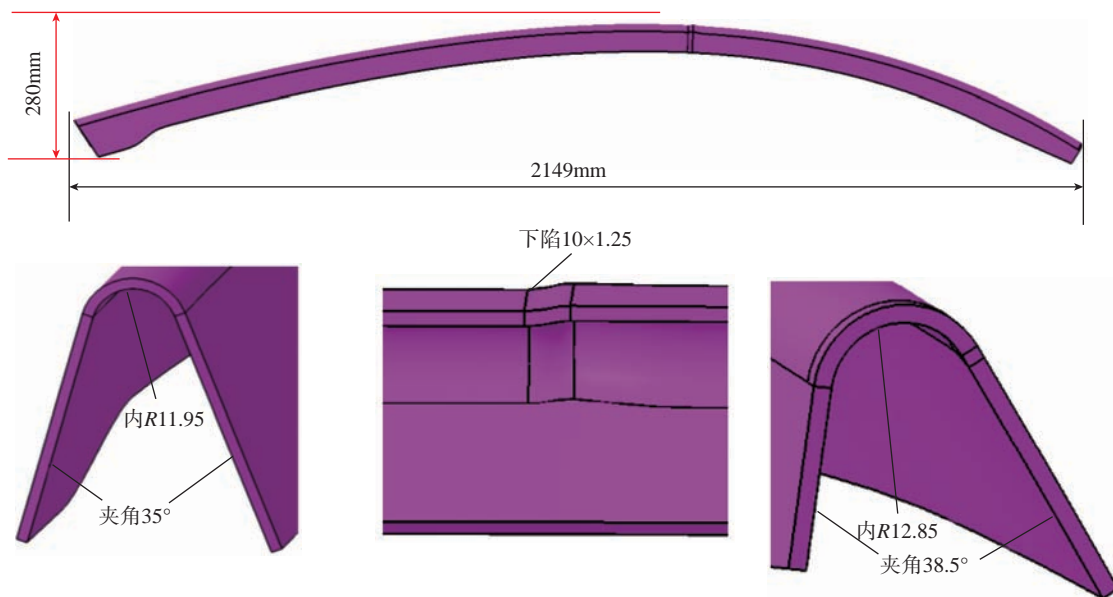


图1 “彩虹”零件结构特征

Fig.1 Structural characteristics of rainbow parts

表1 7075-O铝合金板材的力学性能参数

Table 1 Mechanical properties of 7075-O aluminum alloy sheet

方向/(°)	屈服强度 R_p /MPa	抗拉强度 R_m /MPa	均匀延伸率 A_{gt} /%	断裂延伸率 A_f /%	厚向异性系数 r	应变强化系数 K /MPa	应变强化指数 n
0	106	215	14.9	20.6	0.707	360	0.18
45	106	214	14.5	21.1	1.134	359	0.186
90	109	216	10.6	15.6	0.85	352.5	0.167

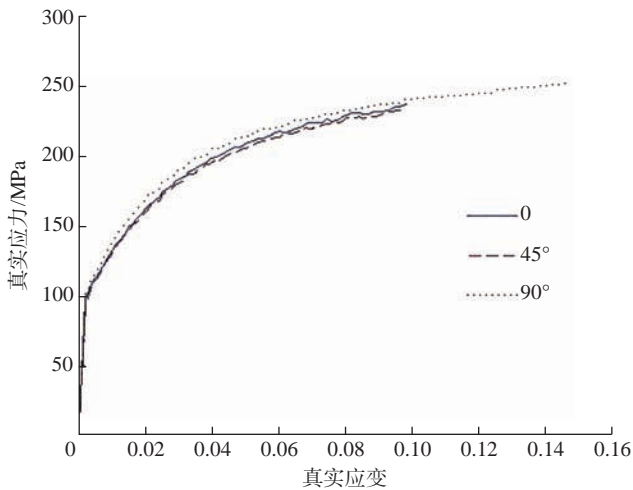


图2 真实应力-真实应变曲线
Fig.2 True stress-strain curve

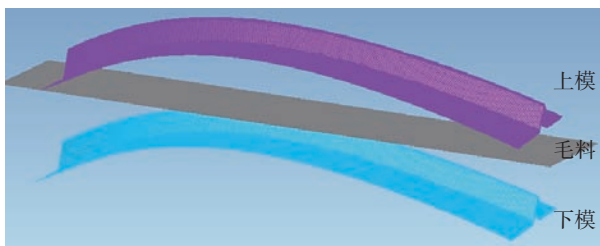


图3 仿真模型
Fig.3 Simulation model

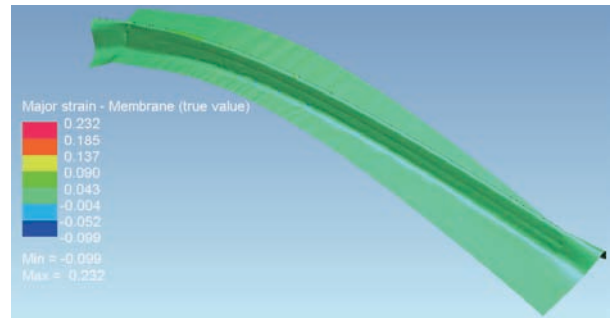


图4 最大主应变分布图
Fig.4 Maximum principal strain distribution

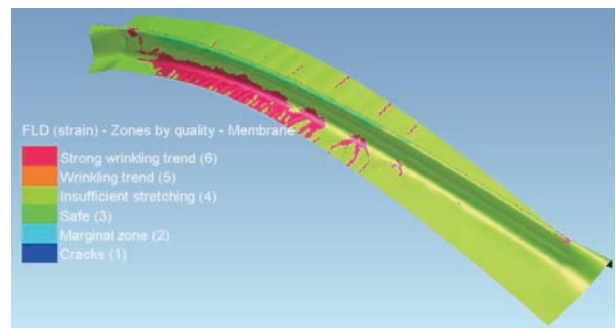


图5 成形极限图
Fig.5 Forming limit diagram

详细分解,结合专业厂设备及技术资源,得到工艺分析矩阵表2,匹配对应的最优加工方法,再进行工艺组合。

由表2可知,“彩虹”零件最佳组合工艺为“闸压成形V形槽(即小截面夹角)一拉弯成形弧度一落压成形整体下陷”。

2.2 总体研究方案

通过对工艺流程进行详细分析,确定了每道工序所需工艺参数,制定了该零件成形技术研究的总体方案,具体流程如图6所示。

3 方案实施

3.1 工艺数模的建立

工艺数模是模具设计、制造的依据,根据总体研究方案,需建立3个工艺数模:闸压工艺数模、拉弯工艺数模和落压工艺数模。

3.1.1 闸压工艺数模

闸压工艺数模建模要求:填平下陷,以零件最小截面夹角、最大弯边及最长弧度展开尺寸进行建模(其中,长度方向需加上下一步拉弯工序所需的两端夹头尺寸)。如图7所示,工艺数模顶部 $R=15\text{mm}$,长 2900mm ,两弯

边尺寸分别为 76.8mm 和 73.4mm ,夹角为 34° 。

3.1.2 拉弯工艺数模

拉弯工艺数模建模要求:填平下陷及台阶,对弧面进行圆滑过渡,如图8所示。

3.1.3 落压工艺数模

落压工艺数模建模要求:下陷加深 0.3mm 。如图9所示,工艺数模下陷由 1.25mm 加深为 1.55mm 。

3.2 参数设定

工艺参数与模具参数是影响钣金零件成形的两个主要因素。在“彩虹”零件成形技术研究中,成形质量取决于拉弯成形效果。多年来,国内学者在拉弯成形技术研究上取得许多重要成果^[9-11],张磊等^[12]构建了型材拉弯工艺知识库系统。航空工业成飞公司基于自身在数十年实际加工中积累的经验参数构建了基于实践的工艺知识库,大幅提高了工艺研究效率及质量。

3.2.1 闸压参数的确定

闸压模用于闸压预成形工序,其主要作用是成形一个V形槽,作为后续拉弯工序坯料。模具需放回弹 3° ,凸模高度大于零件闸压后最大弯边高度(76.8mm),以免干涉,模具如图10所示。

表2 工艺方案分析矩阵表
Table 2 Process plan analysis matrix

成形方式	小截面夹角	大弧度、大弦高	整体下陷
落压成形	顶部材料变薄严重	起皱严重、效果差	回弹小、效果好
液压成形	橡皮囊损坏风险高	无法成形(尺寸限制)	回弹大、效果一般
拉伸成形	可横拉但材料浪费严重	效果一般	无法成形
拉弯成形	无法成形	效果好、精度高	无法成形
闸压成形	效果好、精度高	定位困难	回弹大、效果一般

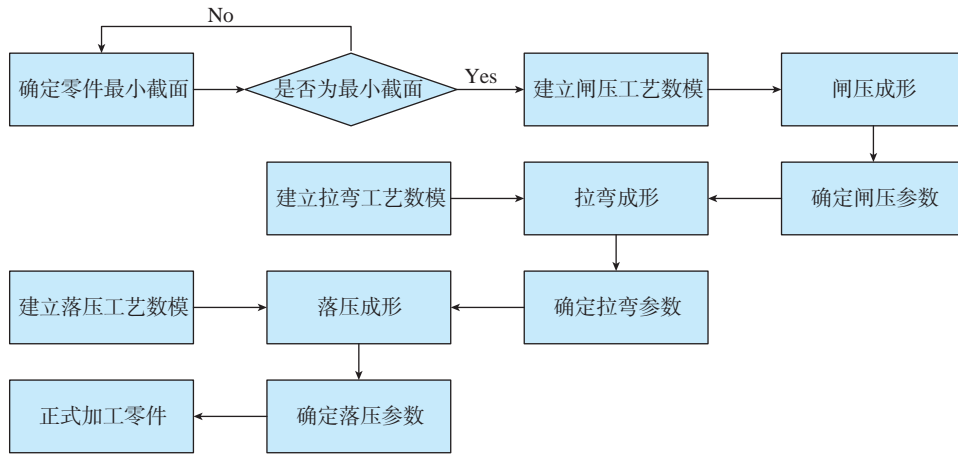


图6 总体研究方案流程图
Fig.6 Flow chart of general research scheme

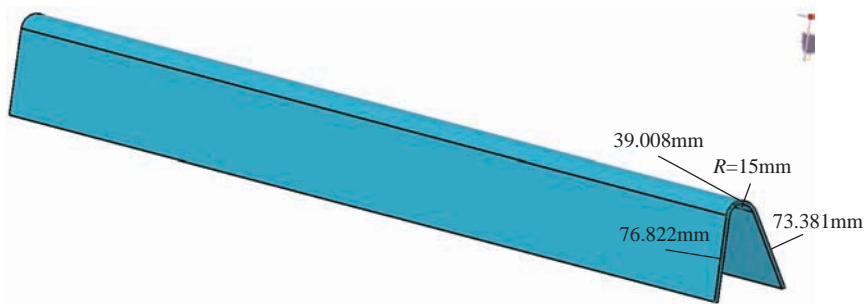


图7 闸压工艺数模
Fig.7 Digital model for pressing

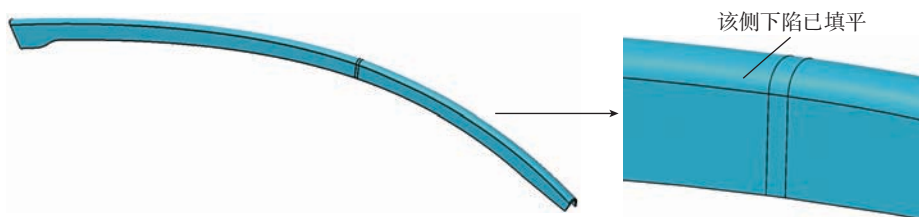
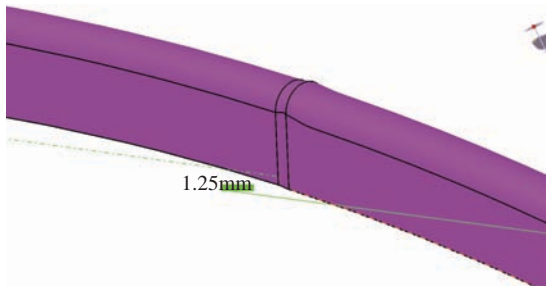
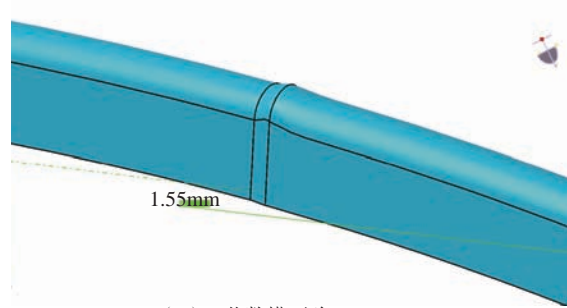


图8 拉弯工艺数模
Fig.8 Digital model for stretch bending



(a) 工艺数模下陷 1.25mm



(b) 工艺数模下陷 1.55mm

图9 落压工艺数模

Fig.9 Digital model for hammer forming

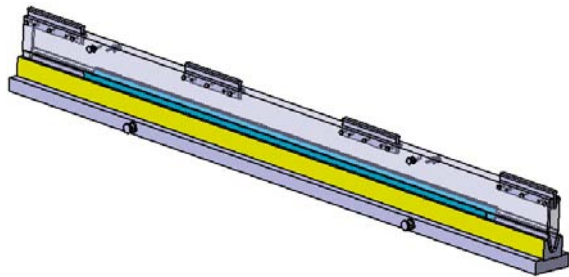


图10 闸压模3D模型

Fig.10 3D model of pressing mould

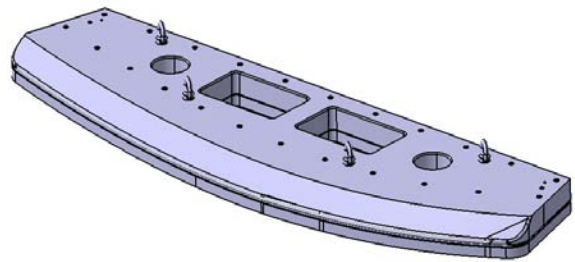


图11 拉弯模3D模型

Fig.11 3D model of stretch bending die

3.2.2 拉弯参数的确定

拉弯模用于成形零件弧度,是本次研究的关键点。根据工艺知识库(经验值),模具间隙设定为0.1(0/+0.1)mm,预拉量为1%,补拉量为1.5%,模具如图11所示。

3.2.3 落压参数的确定

落压模用于成形零件下陷,下陷区域加深0.3mm(该参数已固化),非工作区型面需要按零件弧度进行流线,模具如图12所示。

3.3 毛料确定

毛料尺寸由拉弯工艺确定,其长度方向尺寸:

$$L (\leq L') = L_1 + \Delta L = 2386\text{mm} + 400\text{mm} = 2786\text{mm}$$

(1)

其中, L' 为闸压模模具长度(2900mm), L_1 为零件展开长度, ΔL 为两端拉弯加持余量。

其宽度方向尺寸:

$$W = H_1 + H_2 + I + \Delta W = 76.8\text{mm} + 73.4\text{mm} + 39\text{mm} + 20\text{mm} = 209.2\text{mm}$$

(2)

其中, H_1 、 H_2 分别为两侧弯边最大长度; I 为顶部 R 弧长; ΔW 为经验余量值。

通过计算,毛料尺寸确定为 $2786 \times 209.2\text{mm}$ (实际生产中为了便于下料,对毛料尺寸进行了取整,即 $2800 \times 210\text{mm}$)。

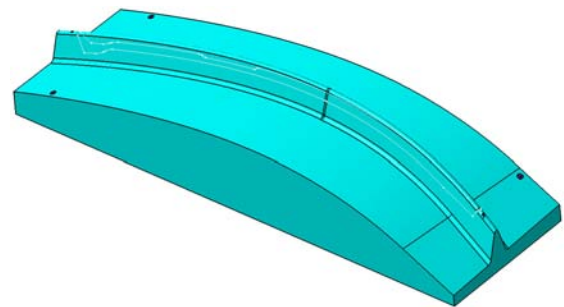


图12 落锤模3D模型

Fig.12 3D model of drop hammer die

4 实施结果

本研究按给定参数进行了工艺试验,并根据实际情况进行参数优化,实现了“彩虹”零件的精确成形。优化参数如下:

(1) 闸压成形后的V形槽,两侧弯边尺寸应保持一致(尺寸差 $\leq 5\text{mm}$);

(2) 拉弯模间隙较小,零件弯曲过程中底部弯边由于收料起皱,局部无法进入卡槽,导致后续拉弯无法进行,结合实际情况,间隙参数优化为 $0.3 (-0.1/+0.1)\text{mm}$ 。

5 结论

本文以“彩虹”零件为研究对象,通过对其结构特征进行分解,探索了型材拉弯成形工艺在板材零件成形上的应用,得到了以下结论:

(1) 截面为变夹角时,拉弯坯料(即 V 形槽)时应以最小截面夹角为准;

(2) 对拉弯坯料(即 V 形槽)进行回弹修正时,应当加大 $1^{\circ}\sim 2^{\circ}$,便于侧边贴模。V 形槽两侧边尺寸尽量保持一致,避免应力集中;

(3) 板材进行拉弯时,其基准边更容易出现起皱现象,拉弯模具在设计时间隙参数应适当放大(一般放大 0.2mm)。

参考文献

- [1] 职业技能培训 MES 系列教材编委会. 冷作钣金工技能 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- Editorial Board of MES Series Textbooks for Vocational Skills Training. Cold working sheet metalworking skills[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008.
- [2] 余汉清, 陈金德. 金属塑性成形原理 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2012.
- YU Hanqing, CHEN Jinde. Metal plastic forming principle[M]. Beijing: China Machine Press, 2012.
- [3] 刘翔, 李烁. 实用钣金技术手册 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2012.
- LIU Xiang, LI Shuo. Practical sheet metal technical manual[M]. Beijing: China Machine Press, 2012.
- [4] 熊艳才. 航空复杂构件精密成形技术基础 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- XIONG Yancai. Foundation of precision forming technology for aeronautical complex components[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012.
- [5] 李珑泉. 金属板料成形有限元模拟基础 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008.
- LI Shuanggao. Finite element simulation basis of sheet metal forming[M]. Beijing: Beihang University Press, 2008.
- [6] 李光俊, 袁胜, 许旭东, 等. 面向对象的钣金成形有限元分析系统开发与应用 [J]. 航空制造技术, 2014, 57(17): 100-103.
- LI Guangjun, YUAN Sheng, XU Xudong, et al. Development and application of object-oriented finite element analysis system for sheet metal forming[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(17): 100-103.
- [7] 郎利辉, 孙志莹, 孔德帅, 等. 复杂薄壁航空整体钣金件的液压成形技术 [J]. 锻压技术, 2014, 39(10): 25-31, 42.
- LANG Lihui, SUN Zhiying, KONG Deshuai, et al. Hydraulic forming technology for complex thin-walled aeronautical integral sheet metal parts[J]. Forging Technology, 2014, 39(10): 25-31, 42.
- [8] 成靖, 李晓军, 曾一畔, 等. 航空复杂钣金构件冲压成形的研究与应用 [J]. 锻压技术, 2018, 43(12): 31-35.

CHENG Jing, LI Xiaojun, ZENG Yipan, et al. Research and application of stamping forming of aeronautical complex sheet metal components[J]. Forging Technology, 2018, 43 (12): 31-35.

[9] 刘天骄, 王永军, 吴建军, 等. 大型客机铝锂合金型材拉弯成形关键技术 [J]. 航空制造技术, 2012, 55(17): 40-44.

LIU Tianjiao, WANG Yongjun, WU Jianjun, et al. Large aircraft Al-Li alloy profiles stretch bending key technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(17): 40-44.

[10] 张晓丽, 李晓星, 周贤宾, 等. 复杂截面铝合金型材拉弯成形有限元模拟 [J]. 塑性工程学报, 2004, 11(4): 44-47.

ZHANG Xiaoli, LI Xiaoxing, ZHOU Xianbin, et al. Finite element simulation for stretch-wrap bending of aluminium profile with complex cross section[J]. Journal of Plastic Engineering, 2004, 11(4): 44-47.

[11] 李小强, 曹增强, 王俊彪, 等. 型材拉弯工艺研究进展 [J]. 航空制造技术, 2004, 47(4): 80-82.

LI Xiaoqiang, CAO Zengqiang, WANG Junbiao, et al. Progress in research on stretch bending process of profiles[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2004, 47(4): 80-82.

[12] 张磊, 刘闯, 王俊彪. 型材拉弯成形工艺知识库研究与开发 [J]. 航空制造技术, 2011, 54(4): 71-74.

ZHANG Lei, LIU Chuang, WANG Junbiao. Research and development of profile drawing and bending process knowledge base[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(4): 71-74.

通讯作者: 李晓军, 工程师, 研究方向为复杂航空钣金构件精确制造技术, E-mail: lxjupup@163.com。

(责编 阳光)

(上接第95页)

[8] 陈志同, 陈胜林. 一种矩形阵列同步摆动机构及基于该机构的多轴联动加工机床: CN103769997A[P]. 2014-05-07.

CHEN Zhitong, CHEN Shenglin. A rectangular array synchronous oscillating mechanism and a multi axis machine tool based on the mechanism: 201410004979.X[P]. 2014-05-07.

[9] 陈志同, 徐志雄, 张黎明, 等. 一种双减速器相互消隙无回差传动装置: 201710762347.3 [P]. 2017-08-30.

CHEN Zhitong, XU Zhixiong, ZHANG Liming, et al. A kind of double decelerator mutual clearance and no return difference transmission device: 201710762347.3[P]. 2017-08-30.

[10] 李潜彤. 高温合金铣削磨削抛光组合加工表面完整性控制研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018.

LI Qiantong. Research on surface integrity control of superalloy milling, grinding and polishing combined machining[D]. Beijing: Beihang University, 2018.

通讯作者: 陈志同, 博士, 教授, 研究方向为先进数控加工技术与装备、机床机构学、共轭几何学、制造经济学和加工表面科学, 提出并联合航空发动机企业、机床制造企业共同研究航空发动机叶轮、叶片数控磨削抛光工艺与机床, E-mail: ztchen@buaa.edu.cn。

(责编 阳光)



第13届中国航展
AIRSHOW CHINA
2020.11.10-15 ZHUHAI-CHINA



第十三届

中國國際航空航天博覽會

The 13th China International Aviation & aerospace Exhibition

AIRSHOW CHINA 2020.11.10-15 ZHUHAI·CHINA



引领亚洲航空市场
LEADING TO THE LARGEST AEROSPACE
MARKET IN ASIA
www.airshow.com.cn



创造价值 贡献航空

“2020发动机专刊” 主题征稿

选题背景

随着两机重大专项的全面实施和智能制造的推进，航空发动机产业迎来快速发展，市场需求引领发动机不断提高其技术先进性、可靠性和经济性，带动了发动机在材料制造、加工工艺等方面的创新发展。为充分探讨航空发动机制造技术的发展，本刊再设“发动机专刊”，诚挚邀请相关研究领域专家及科研团队对研究成果进行论述，展示该领域的最新研究进展。

征稿方向

包括但不限于：

- (1) 近净成形技术方向：精密铸造、精密塑性成形、增材制造等；
- (2) 高压涡轮盘成形/加工；
- (3) 发动机叶片；
- (4) 高温材料；
- (5) 发动机装配。

截稿日期

请于2020年4月30日前将论文发送到amt@amte.net.cn。

联系方式

责编：王雪坤

电话：13811568800 010-85700465转285

邮箱：amt@amte.net.cn

公司名称	位置	索引号
瑞士威力铭-马科黛尔公司	封二	19-1030
郑州辰维科技股份有限公司	封三	20-1014
温泽测量仪器（上海）有限公司	封底	20-1047
海克斯康测量技术(青岛)有限公司	1	20-1048
Tornos机床公司	3	20-1049
南通航智装备科技有限公司	5	20-1015
约翰内斯·海德汉博士（中国）有限公司	7	20-1010
卡尔蔡司（上海）管理有限公司	9	20-1002
雷尼绍公司	11	19-1037
苏州电加工机床研究所有限公司	13	19-1017
第十三届中国国际航空航天博览会	102	19-2037
第十五届中国国际机床工具展览会	104	19-2035



第十五届中国国际机床工具展览会

THE 15th CHINA INT'L MACHINE TOOL & TOOLS EXHIBITION

CIMES2020

智能+·创新·互联·服务

北京·中国国际展览中心（新馆）

BEIJING NEW CHINA INTERNATIONAL EXHIBITION CENTER

2020.8.17-21

Aug 17-21, 2020

- 30年服务机床装备行业
- 展示制造尖端技术世界知名展会之一
- 观众行业广泛、数量多、质量高
- 高度专业化信息交流平台

汽车制造装备展览会

金属成形设备

激光加工设备

刀具馆

加工中心、磨床、
铣床、车床、测量、
工业互联网、自动化



扫码关注公众号



扫码领取免费门票

主办单位

中国机械工业集团有限公司
中国机械国际合作股份有限公司
中国机床总公司

承办单位

北京国机展览有限公司

联系方式 CONTACT INFORMATION

中国机械国际合作股份有限公司
北京国机展览有限公司
010-82606369/5902/3182/3622/3992
010-82606967/6642/2362/3352/5862
021-64190813

传真 FAX
010-82607662/5662
邮箱 E-MAIL
cimes@cimes.org.cn

www.cimes.org.cn

广告索引号 19-2035

测量+

助力智能制造

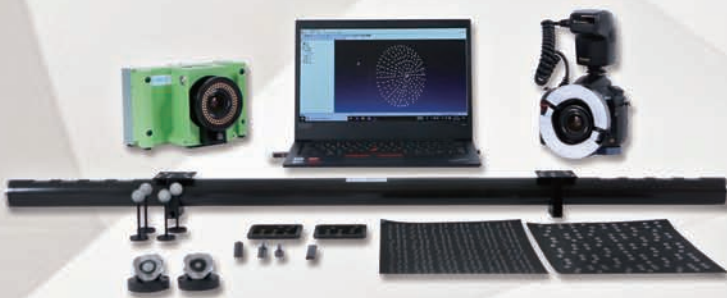


▲ 视觉引导智能车

- ◎ AGV小车实时定位
- ◎ 机械臂实时定姿

辰维科技面向航空/航天产品制造过程中的不同检测需求构建敏捷检测系统，可覆盖从零部件到部装、总装、交付使用等全生命周期的所有环节，实现对生产辅助工艺设备的安装定位、组件/部件装配指导、部件/产品外形尺寸测量和变形监测等。

照相测量系统/摄像测量系统



- ✓ 3D/6D测量
- ✓ 动态目标快速跟踪测量
- ✓ 可用于震动、真空、有毒、高低温等环境



郑州辰维科技股份有限公司
Zhengzhou Chenway Technology Co., Ltd.

地址/ 郑州市高新技术开发区云杉路9号
联系电话/ 0371-67996990/189 3712 0345

www.chenway.cn

广告索引号 20-1014

北区 (北京/天津/辽宁/吉林/黑龙江/河北/内蒙)
联系电话/ 199 3929 6888

东区 (上海/江苏/浙江/山东/安徽/福建/江西/河南
湖北/湖南/广东/海南)

联系电话/ 180 3957 6108

西北区 (陕西/山西/宁夏/甘肃/青海/新疆/西藏)
联系电话/ 189 3712 0345

西南区 (四川/云南/重庆/贵州/广西)
联系电话/ 180 3712 0345



扫码添加辰维公众号
了解更多信息

创新计量解决方案 INNOVATIONS IN METROLOGY

OUR PRODUCTS

WENZEL®



3D Metrology
三坐标测量技术



Shoopfloor CMM
车间型坐标测量系统



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



敬请关注：温泽测量



Automotive Solutions
汽车测量解决方案



Computed Tomography
工业无损测量解决方案



Mobile Measuring ARM
便携式测量解决方案

温泽测量仪器（上海）有限公司
上海市青浦区崧秀路219号 邮编 201703
T: + 86 21 59703088

Wenzel Measuring Machines (Shanghai) Co.,Ltd.
No. 219, Song Xiu Road, Qingpu District, Shanghai 201703
F: +86 21 5970 3082