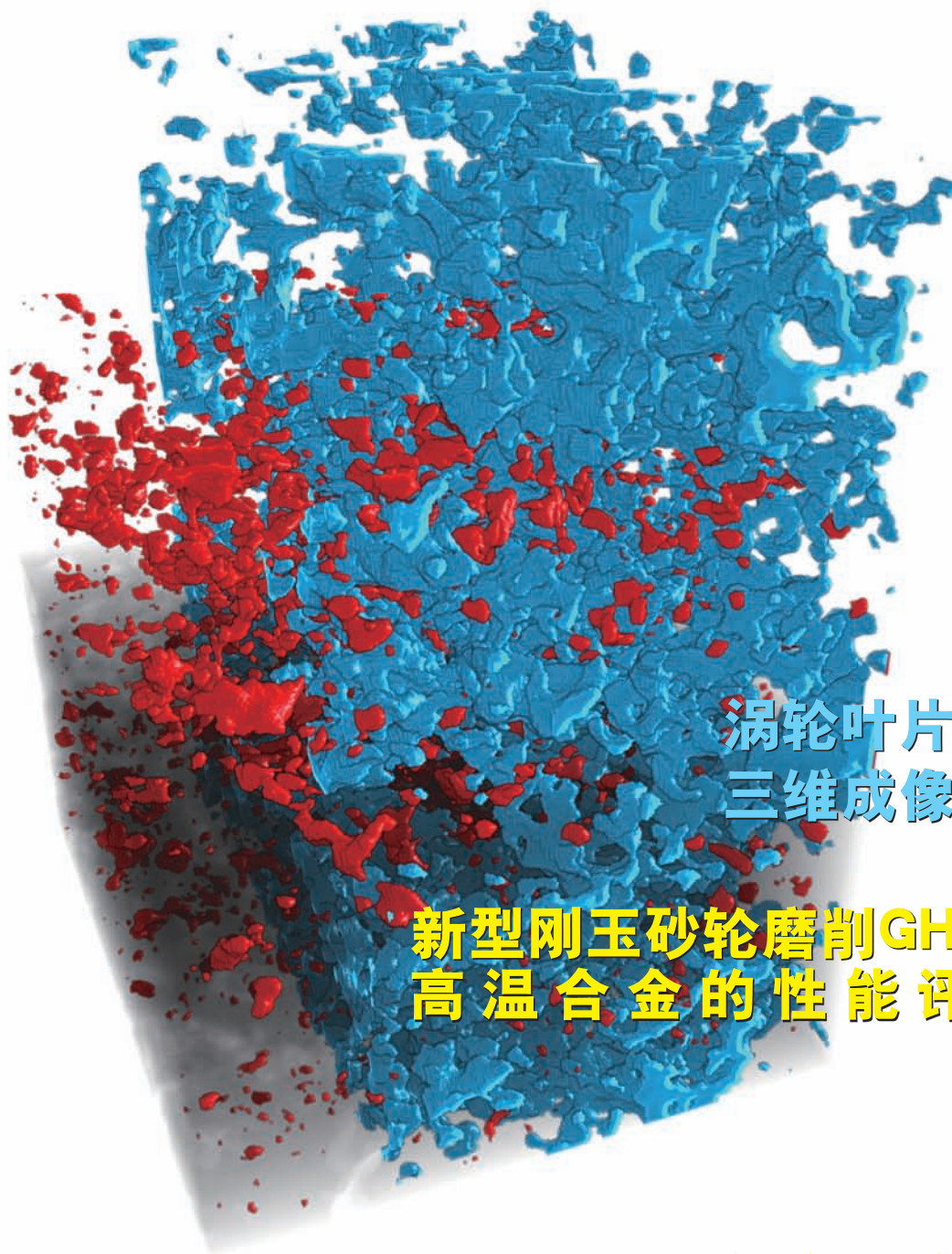


航空制造技术

2021年 第4期
Vol.64 No.4



封面文章
**涡轮叶片热障涂层
三维成像研究进展**

专稿
**新型刚玉砂轮磨削GH4169镍基
高温合金的性能评价研究**

论坛
智能装配

走进科研
**天津市宇航智能装备
技术企业重点实验室**

www.amte.net.cn

ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V



循逻辑加工确保提供 高生产率解决方案!



难以置信
的生产率



伊斯卡智慧切削刀具 带你走出迷局



LOGIQ4TURN
POSITIVE DOUBLE-SIDED



LOGIQ3CHAM
THREE FLUTE CHAMDRILL



LOGIQFGRIP
HIGH FEED GRIP HOLDER



LOGIQ4FEED
HIGH FEED MILLING



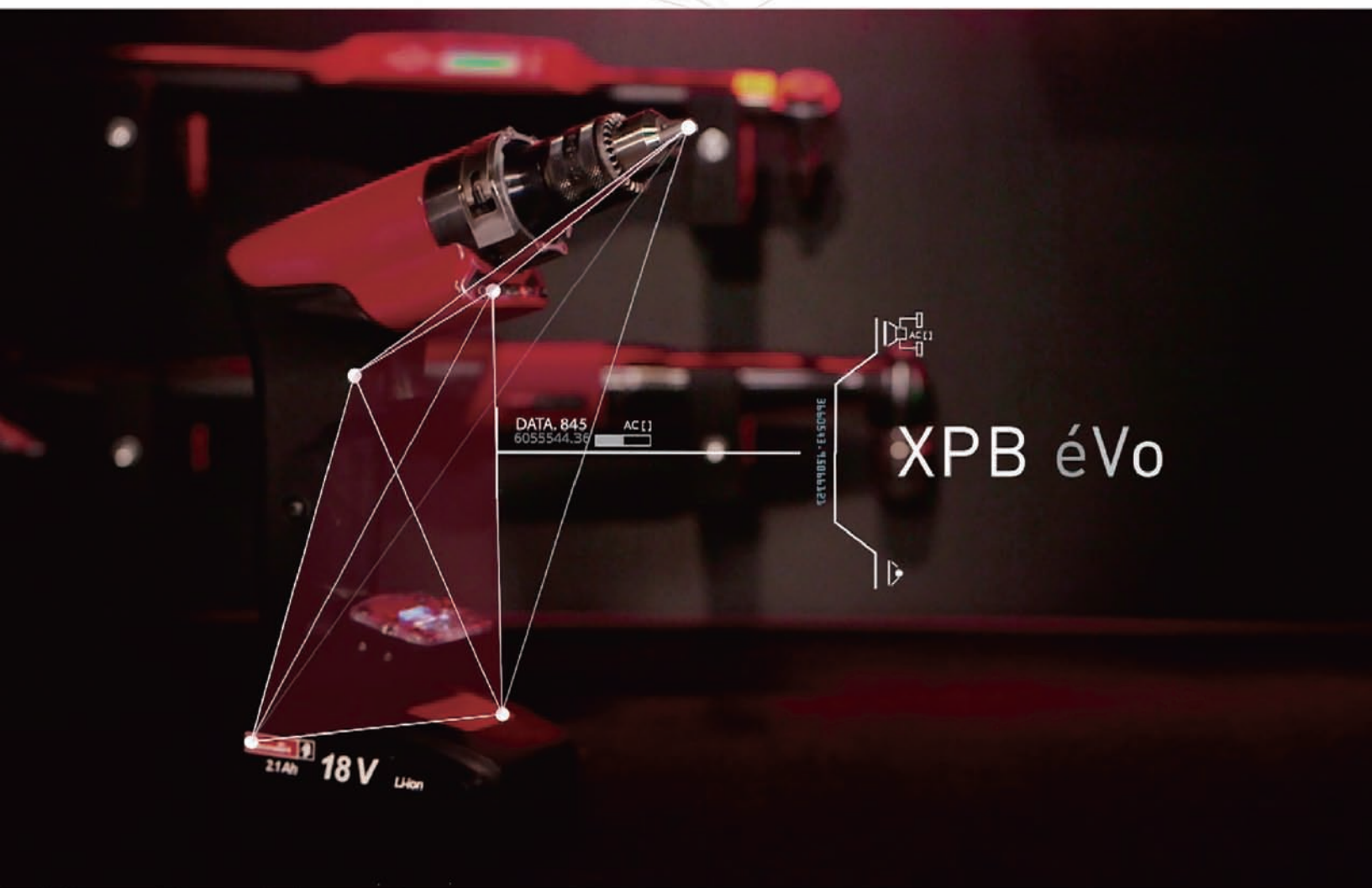
NEOLOGIQ
MACHINING INTELLIGENTLY



广告索引号 21-1068



More Than A Drill



XPB éVo

DESOUTTER **4.0**
Accelerate your transformation

马头动力工具中国客户中心

上海市松江区新桥镇莘砖公路518号37号楼 电话: 8621 2416 5100 传真: 8621 2416 5202

邮箱: info.desoutter-china@desouttertools.com 网址: www.desouttertools.com.cn 广告索引号 21-1024

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 崔 静/王雪坤/王燕萍
Academic Editor Jaime Cui/Shirley Wang/Emma Wang
文字编辑 张晓眉/程学平/王艺源
Text Editor May Zhang/Linda Cheng/Eva 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 北京天顺鸿彩印有限公司
Printing Beijing Tianshunhong Color Printing Co., Ltd.
刊号 ISSN 1671-833X CODEN HGJIEO
CN 11-4387/V

广告经营许可证 京朝工商广字第0051
电话 (010)85700465
传真 (010)85700466
在线投稿 <http://www.amte.net.cn>
电子信箱 zscbyyjb@amte.net.cn

中航时代传媒
CHINA AEROTIME MEDIA

国内定价: 20.00元 国外定价: 16.00美元

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



肯纳金属致力于 为航天航空业内的客户 提供高效增值服务及卓越的产品

HARVI™ Ultra 8X



扫描二维码
了解产品详细讯息

HARVI™ III



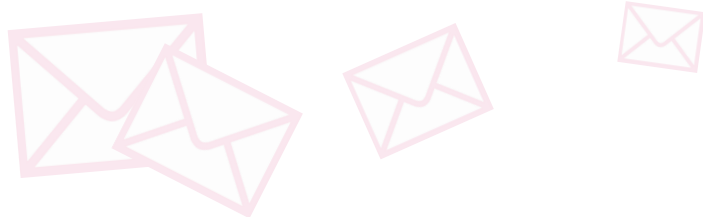
扫描二维码
了解产品详细讯息

广告索引号 21-1017



编-读-往-来

READERS & EDITORS



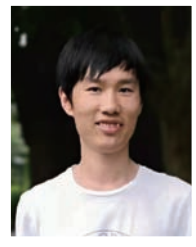
飞机装配的高复杂性和高精度要求等特征,使智能装配成为飞机多品种、低成本、高质量和快速研制的必然选择。大力发展智能装配技术,建立脉动式总装生产线,已经成为航空企业提升飞机生产效率和智能制造水平的重要手段。

本期以“智能装配”为主题,特别邀请了浙江大学、南京航空航天大学、南昌航空大学、东华大学、中国航发商发、天津航天机电设备研究所等单位的科研团队就相关问题进行详细阐述,以促进智能装配技术在航空航天领域的广泛应用。在此,对各位专家学者的支持表示诚挚的感谢。

学术编辑 崔 静

《航空制造技术》为特种加工技术、数控加工技术、数字化制造技术、检测技术、复合材料构件制造技术等专业领域的科研工作者提供了研究成果展示、技术交流的平台,从期刊上了解到成熟技术体系的新进展、新突破,以及航空制造技术新材料、新工艺、新技术的新资讯,为科研工作提供了技术参考。希望《航空制造技术》继续为广大航空制造从业者提供服务,提高在各类新媒体上的宣传力度,提升获取相关信息的便利性。

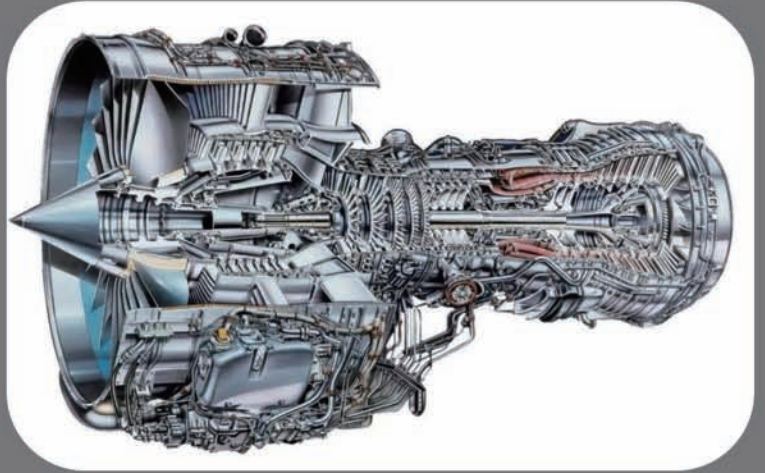
中国航空制造技术研究院复合材料技术中心 李治应



《航空制造技术》着眼于航空先进工业技术,立足制造工艺的重点技术领域,聚焦先进航空制造领域新工艺理念、新加工原理、新工艺装备研制思路,所发表的研究论文给广大航空制造从业者提供了高质量的学习和交流平台,在国内外先进航空制造技术领域具有较高的学术水平和影响力。通过阅读期刊,我们可以持续跟踪国内外航空制造行业发展最新动态、先进制造技术的优秀成果,不断拓宽视野,提高自己的专业技术能力,进而推进前沿制造技术的应用。衷心祝愿期刊办刊质量和学术影响力再创新高,越办越好!

中航通飞华南飞机工业有限公司 李 超





整硬立铣刀 | 陶瓷铣刀 | 成型铣刀

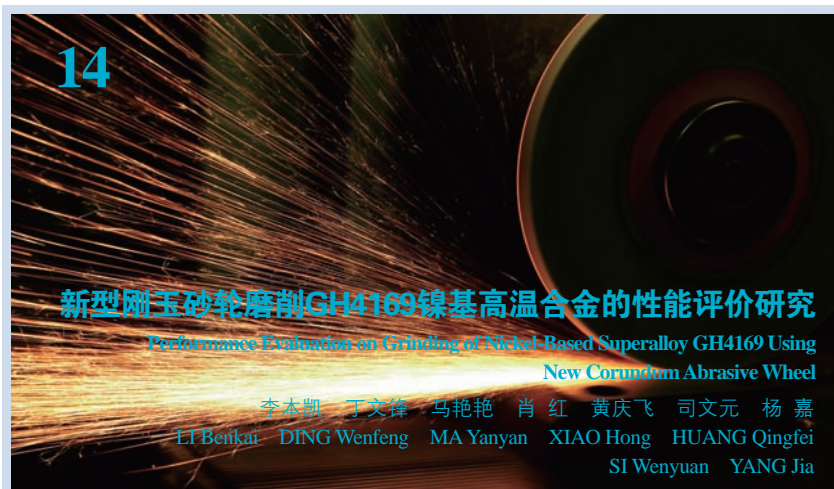
中国航发--指定品牌商

供应商编码: SC207726

更多信息请访问
www.ahno-tool.com
热线电话
0512-62877709



专稿 Feature



封面文章 Cover Story

论坛 Forum

智能装配

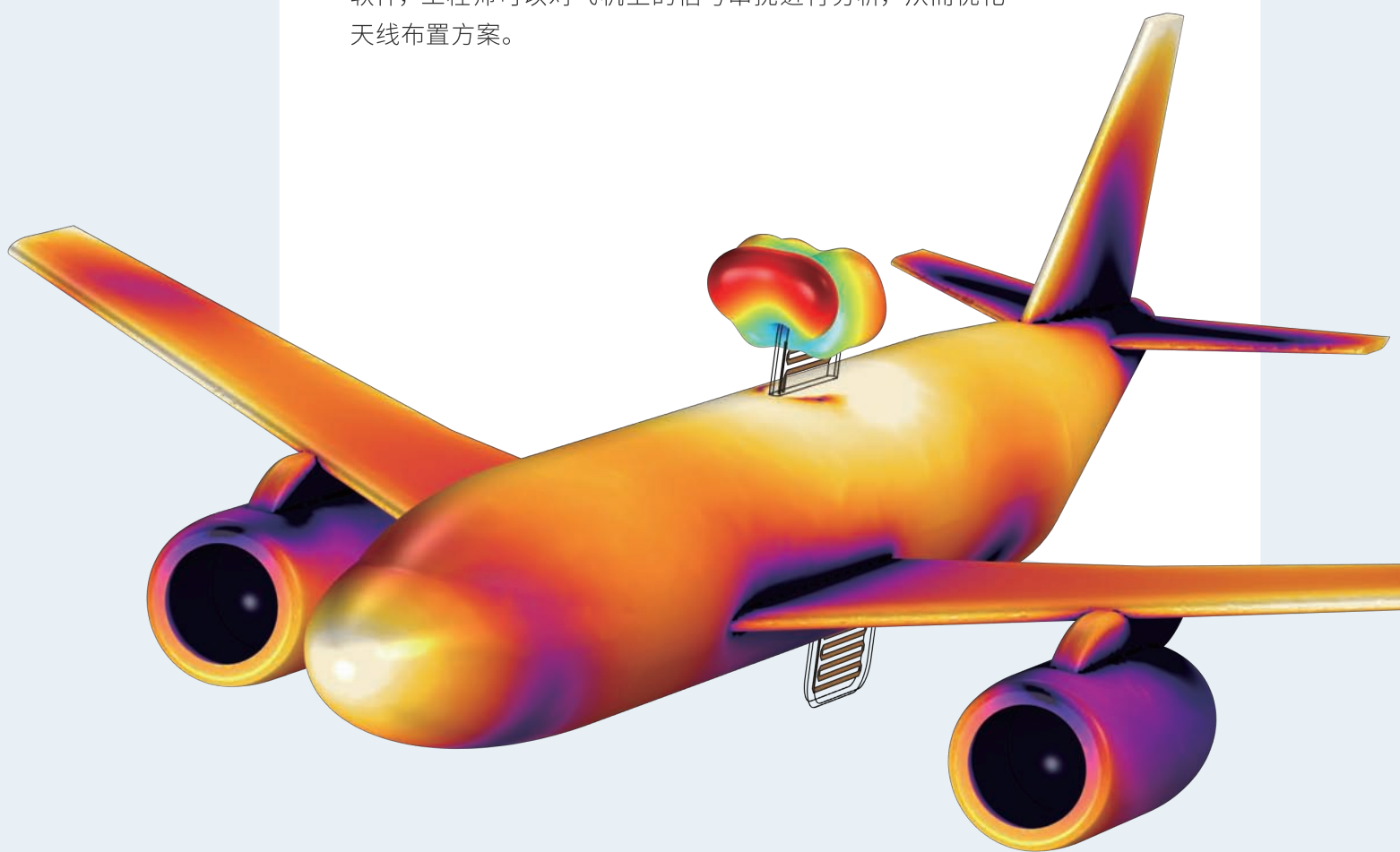
Intelligent Assembly

- 20 涡轮叶片热障涂层三维成像研究进展
—— 敖波 邬冠华
Research Progress on Three-Dimensional Imaging of Thermal Barrier Coatings for Turbine Blade
AO Bo WU Guanhua
- 30 飞机结构中柔性件装配偏差分析与控制研究进展
—— 杨浩然 安鲁陵 黎雪婷
Research Progress on Analysis and Control of Assembly Deviation of Flexible Parts in Aircraft Structures
YANG Haoran AN Luling LI Xueting
- 38 飞机整机线缆自动化集成检测技术研究现状和发展
—— 王发麟 李志农 王娜
Research Status and Its Perspective of Automated Integrated Detection Technology for Aircraft Cables
WANG Falin LI Zhinong WANG Na
- 50 基于蒙皮内形定位的飞机壁板柔性装配系统
—— 常颂扬 王鸿昇 上官敬益 朱雷 冯军 郑晨绩 方强
Flexible Assembly System of Aircraft Panel Based on Inner Surface of Skin Positioning
CHANG Songyang WANG Hongsheng SHANGGUAN Jingyi
ZHU Lei FENG Jun ZHENG Chenji FANG Qiang
- 59 航空发动机总装脉动线单模块集成仿真分析
—— 徐尧 连宇臣 程奕翀 武殿梁 周烁
Typical Module Integrated Simulation for Aero-Engine Pulse Final Assembly Line
XU Yao LIAN Yuchen CHENG Huanchong WU Dianliang ZHOU Shuo
- 66 面向航天器微低重力仿真的大型超平支撑平台精密装配技术研究
—— 许波 赵超泽 张佶 王立桐 李博 赵宝山
Research on Precision Assembly Technology of Large Super Flat Support Platform for Spacecraft Low Gravity Simulation
XU Bo ZHAO Chaoze ZHANG Ji WANG Litong LI Bo ZHAO Baoshan
- 74 基于知识图谱的装配语义信息建模
—— 顾星海 鲍劲松 吕超凡
Assembly Semantic Information Modeling Based on Knowledge Graph
GU Xinghai BAO Jinsong LÜ Chaofan

仿真案例

多物理场仿真 优化航空通信系统

航空通信系统变得日益复杂，飞机上通常需要安装多根天线以满足通信需求。发射与接收天线的排布方式可能会造成信号串扰现象影响飞机正常运行。借助 COMSOL 多物理场仿真软件，工程师可以对飞机上的信号串扰进行分析，从而优化天线布置方案。



COMSOL

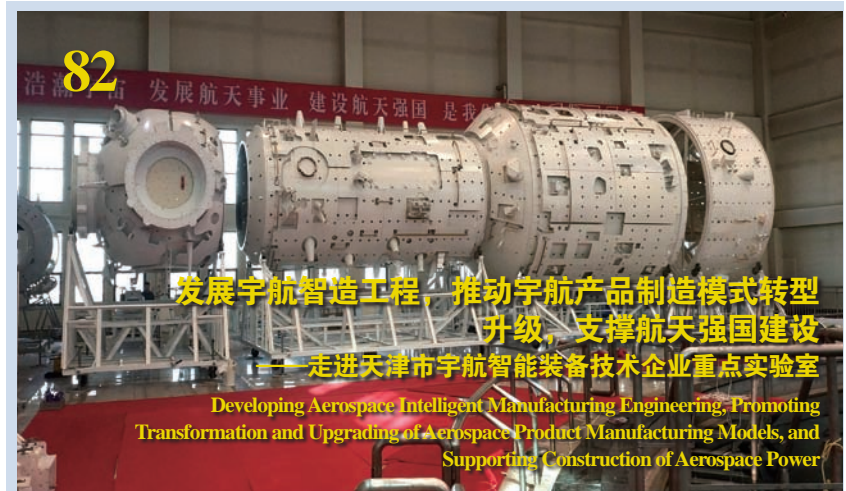
COMSOL Multiphysics® 多物理场仿真软件被广泛应用于工程、制造和科学研究等领域。了解更多 COMSOL 仿真应用，请访问：cn.comsol.com

广告索引号 21-1001



阅读更多
仿真案例

走进科研
Approaching Science



研究论文
Research

84 基于模块的飞机消耗式三维工艺设计技术研究

李婉丽 解安生 尚琰 韩炜 张尚安
马平社 孔祥坤 舒超

Research on Three Dimensional Process Design Technology of Aircraft Consumption
Based on Module

LI Wanli XIE Ansheng SHANG Yan HAN Wei
ZHANG Shangan MA Pingshe KONG Xiangkun SHU Chao

91 基于数字孪生的设备加工过程监测技术研究

方圆 刘江 吕瑞强 王明阳

Research on Monitoring Technology of Equipment Processing Based on Digital Twin

FANG Yuan LIU Jiang LÜ Ruiqiang WANG Mingyang

97 飞机自动制孔离线编程数据准确提取技术

罗群 薛宏 刘博锋 刘思悦 李城

Accurate Data Extraction Technology for Off-Line Programming of Aircraft Automatic
Drilling

LUO Qun XUE Hong LIU Bofeng LIU Siyue LI Cheng



选择我们的优势

VERICUT是验证数控程序的优选方案

- 消除手动验证 -
- 确保机床不会碰撞 -
- 提高机床效率 -

VERICUT FORCE

基于切削受力分析优化NC程序

- 减少加工时间 -
- 延长刀具寿命两倍以上 -
- 延长机床寿命 -
- 提高零件质量 -

北京新吉泰软件有限公司CGTech China

地址：北京市朝阳区建国路126号瑞赛大厦805室100022

电话：010-65669919

网址：www.vericut.cn

RIGHT THE FIRST TIME. EVERY TIME.

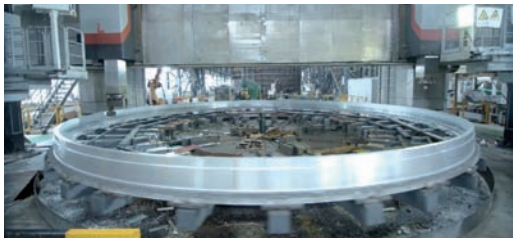
广告索引号 21-1066

西安交大研制成功国际首例3D打印10m级高强铝合金重型运载火箭连接环

2021年1月19日,从国家增材制造创新中心了解到,西安交通大学快速制造国家工程研究中心卢秉恒院士团队利用电弧熔丝增材一体化制造技术,制造完成了世界上首件10m级高强铝合金重型运载火箭连接环样件,在整体制造的工艺稳定性、精度控制及变形与应力调控等方面均实现重大技术突破。

据介绍,10m级超大型铝合金环件是连接重型运载火箭贮箱的筒段、前后底与火箭的箱间段之间的关键结构件。该样件重约1t,创新采用多丝协同工艺装备,制造工艺大为简化、成本大幅降低,制造周期缩短至1个月。目前,采用增材一体化制造技术成功完成超大型环件属国际首例。

随着我国航空航天事业不断发展,对运载火箭、空间站等大型化、整体化



制造提出了更高要求。为抢占世界增材制造科技战略高点,满足我国航天事业发展需要,卢秉恒院士团队潜心研发,克服了多路打印的运动控制、大尺寸结构件打印的变形与应力调控等难题,成功实现了大型航天铝合金回转体构件整体增材制造成形、组织性能精确调控等关键技术突破,为我国航天型号工程的快速研制提供了技术支撑,亦使我国深空探测装备硬件能力得到大幅提升。

交大增智(长春)智能模型技术中心是长春3D打印创新中心的重要组成部分,专注于工业领

域智能模型产品的开发,是国内智能模型技术的引领者。长春3D打印创新中心由西安交大快速制造国家工程研究中心联合中韩(长春)国际合作示范区共同组建成立。智能模型技术中心立足长春,为航空航天等领域提供专业的智能模型开发、样机样车制造,现有1000m²制作场地,拥有包括工业级3D打印机在内的多种先进设备,配备专职技术人员,不断打造精品,引领智能模型技术创新发展。

上图为世界首件10m级高强铝合金重型运载火箭连接环样件。

(本刊记者 逸飞)

航空工业北控所科研项目通过综合验收

2021年1月30日,科技部科技评估中心在北京组织召开了国家重大科学仪器设备开发专项“全视角高精度三维测量仪的开发和应用”项目综合验收会,验收会成立了以清华大学金国藩院士为组长的专家组,对项目进行了综合评审,该项目以91.2分的高分通过了综合验收。

该项目于2013年立项实施,是航空工业承担的首个国家重大科学仪器

设备开发专项项目,由中航高科技发展有限公司牵头,航空工业北控所作为第一技术支撑单位,哈尔滨工业大学、天津大学、北京交通大学作为仪器研发单位,航空工业强度所、航天科技508所和中国电科38所作为应用开发单位,形成了产学研用相结合的研究团队。

该项目在管理上采用“两组两委一办”管理模式,在技术上立足原始创

新,突破了远心光学系统设计及制造等6项关键技术,自主研制出非圆对称光学系统、高速CMOS线阵传感器芯片和处理电路等关键部件;聚焦仪器研发、应用开发和工程化开发,研制出全视角高精度三维测量仪;项目成果转化形成的飞机定位仪已经成功配套某型重点装备,在地面测试保障中发挥着重要作用,并形成了直接经济效益。

全视角高精度三维测量仪的成功研制,解决了大型飞机、载人航天和大型雷达等国家科技计划和工程中的重大技术难题,推动了国产三维测量仪器研发创新和技术进步。

左图为验收会现场。

(本刊记者 逸飞)



北航科研团队项目成果荣获机械工业联合会科技进步一等奖

近日,北京航空航天大学科研团队“高精度模块化人机协作机器人关键技术及产业化”项目获得机械工业联合会科技进步一等奖。该项目由北航机械学院、自动化学院、国家实验室办公室的魏洪兴教授、徐东副教授、陶永副研究员等联合完成。

项目团队针对新一代协作机器人“核心技术-部件国产化-智能集成应用”迫切需求,开展了多项自主创新技术研究,解决了协作机器人机构的高精度、轻量化、模块化等关键技术难题,取得了一系列技术成果。

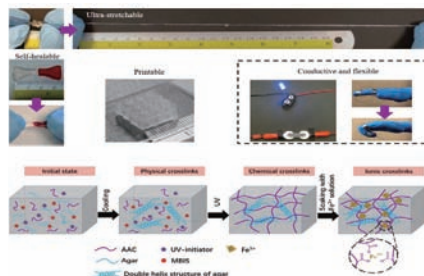
项目团队研制了高精度系列化的协作机器人产品,提出了和声库动态模

型误差补偿方法,突破了人机协作机器人精度不足的限制。针对国产协作机器人的产业化,进行了具有自主知识产权的协作机器人模块的关键技术攻关和核心零部件的国产化研制,提出了关节参数辨识和自适应模型跟随的速度智能控制方法,攻克了一体化模块化关节的高功率密度中空力矩电机及其伺服控制关键技术,实现了轻量化的驱动/控制/感知功能集成。

通过设计快速转矩观测和虚拟肌肉力控制方法,协作机器人的独立双控制回路实现了PL=d的安全等级,响应时间毫秒级。

(本刊记者 逸飞)

南洋理工大学在超拉伸导电水凝胶传感器方面取得进展



近日,新加坡南洋理工大学周琨教授团队报道了一种超拉伸、可修复、可导电、可3D打印的双网络水凝胶。

该双网络水凝胶将脆性的第1网络和柔韧的第2网络组合,并通过引入Fe³⁺与第2网络里的Acrylic Acid (AAC)进一步形成配位作用(AAC-Fe³⁺)来实现增韧。可恢复的第1网络和AAC-Fe³⁺在拉伸过程中起到吸收能量的作用,使双网络水凝胶能够承受较大的形变。通过该能量耗散机理构建的双网络水凝胶具有超高拉伸性

能(~3174%)。该工作对于水凝胶在柔性传感器、电子皮肤、软体机器人等领域的应用具有重要意义。上述工作以Development of an ultrastretchable double-network hydrogel for flexible strain sensors为题发表在ACS Applied Materials & Interfaces上,论文第一作者为新加坡南洋理工大学研究员李慧君,通讯作者为新加坡南洋理工大学机械与宇航工程学院及新加坡3D打印中心周琨教授。

上图为双网络水凝胶性能展示。

(本刊记者 逸飞)



狄克[®] DIC-206[®]

免排放

Water-Soluble WEDM Concentrate

水溶性线切割液

通过沉淀分离可循环使用不排放

关爱生命、保护环境、节约资源



北京东兴润滑剂有限公司

电话: 010-64368739 13901051209 传真: 010-64343485 邮编: 100102

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

广告索引号 21-1004

3.35m直径复合材料贮箱原理样机诞生

2021年1月22日,我国首个3.35m直径复合材料贮箱原理样机在中国航天科技集团有限公司一院诞生。该贮箱主要应用在液氧环境下,相比金属贮箱可减重30%且强度更高,能够大幅提高火箭的结构效率和运载能力,是一种新型轻质贮箱。

复合材料贮箱原理样机的诞生,标志着我国掌握了从复合材料贮箱结构设计、材料制备到成形制造的全链路技术流程,成为全球少数几个具备复合材料贮箱设计制造能力的国家。研究团队历时两年,

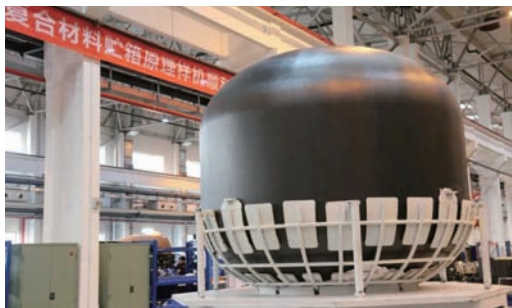
攻克了10大关键技术,其中包括复合材料液氧贮箱结构设计技术、低温复合材料细观损伤力学分析技术等。作为运载火箭结构重量占比最大的部件,贮箱结构重量占箭体结构总重的50%以上,贮箱轻量化是提高火箭运载效率的重要途径之一。复合材料与当前火箭贮箱结构采用的金属材料相比,具有密度更小、比强度更高、抗疲劳强度更好等优势。相比金属贮箱,复合材料贮箱可以减重约30%,可大幅降低结构重量,提升火箭运载能力。

与应用于液氢液氧环境下的金属贮箱相比,复合材料贮箱主要应用在特定的液氧环境下,可以在火箭末级。据资料显示,火箭末级贮箱每减重1kg,意味着运载能力提升且复合材料贮箱具有生产工序少、周期短等优势。从国外的研究成果来看,相比于金属贮箱,采用复合材料贮箱可降低火箭综合成本25%。

据介绍,后续研制团队还将对3.35m复合材料贮箱原理样机开展一系列考核试验和评价,进一步开展关键技术攻关,提升技术成熟度,并推进应用工作,充分发挥复合材料贮箱在轻质高强方面的优势,实现未来火箭结构大幅减重和运载能力的提升,增强我国深空探测的能力和水平。

左图为3.35m直径复合材料贮箱原理样机。

(本刊记者 逸飞)



科学家实现纳米材料界面的原位精准原子级调控

表界面结构是决定纳米材料性能的关键因素。但这个界面是活性的,如何对其进行调控是当今科学界的一大挑战。

经过近5年的研究,浙江大学、中科院上海高等研究院和丹麦科技大学的研究团队合作,利用环境透射电子显微镜的原位表征和第一性原理计算,提出并首次实现了界面活性位点的原子级精准原位调控。这对如何从机制出发自下而上的实现材料、器件结构和功能的精准调控和设计有着重要意义。该项成果于2021年1月29日在线发表在《科学》杂志上。

负载在二氧化钛表面的金颗粒是将一氧化碳转化为二氧化碳的重要催化

剂,也是工业催化研究中的常见组合。浙江大学依托其擅长的原位环境电镜开展催化反应试验,通过原子层面的原位表征,首次发现两大现象:一是看到催化反应时金颗粒发生外延转动,首次通过可视化试验直观证明了活性位点位于界面;二是发现停止通入一氧化碳催化时,金颗粒又神奇地转回到原来的位置。

是什么把“不可能”变成“可能”?中科院上海高等研究院理论团队根据试验结果首先大胆猜测诱导颗粒转动的“元凶”是界面吸附的氧并就此推测进行了一系列的第一性原理及纳米尺度热力学计算。结果显示,界面缺氧状态下的颗粒与二氧化钛

载体紧密结合的同时,丧失了一定的吸氧能力,转动了一个小的角度之后的颗粒界面则能提供多且好的吸附氧活性位点。为了能更好地与吸附氧相结合,适应高氧环境,颗粒转动由此发生。而在界面氧被活化与一氧化碳反应之后,颗粒又回到了原有位置以便与载体紧密结合。

“最近十多年的原位研究显示,纳米固体晶体材料远没有大家想得那么‘硬’,而是更像橡皮泥一样具有很强的原位可塑性。”科研人员解释说。科研团队由此进一步提出了通过改变反应环境来精确调控界面的设计思路,并最终在原位电镜试验中得以实现。

(本刊记者 逸飞)

天津大学仿生机器人太空当“捕手”

近日,天津大学现代机构学与机器人学中心康荣杰副教授团队研发的一款新型连续体仿生机器人,其刚柔并济的设计像一只灵巧的手臂。目前该成果已初步应用于空间非合作目标捕获的研究,有望成为一名出色的太空“捕手”,处理失效卫星和太空碎片。研究成果以《基于几何约束的记忆合金变刚度新型连续体机器人建模与分析》为题在《机器人学研究》上发表。

天津大学研发的新型连续体仿生机器人本体由超弹性镍钛合金制作的中央骨架和3D打印技术制作的约束盘构成。通过均匀分布在约束盘周围的驱动丝可控制其本体结构产生主动弯曲或根据环境变化发生被动变形。在视野盲区,可利用安装在机器

人末端的摄像头和机械手绕过障碍物对目标进行抓取。

为了提高其柔性结构的负载能力,课题组还在机器人内部设计了由记忆合金驱动的刚度调节机构。当机器人达到预定的操作位置后,可将驱动丝与约束盘相对锁定,进而最多可提高机器人3倍的刚度,使机器人从“柔”变“刚”。

此外,研究团队首次提出了一种利用机器人内部几何约束关系求解高冗余柔性机构大范围变形的建模理论,实现了依靠位置输出进行精确“力-位置”耦合控制的创新,揭示了传统模型难以描述的连续体多重弯曲机理。该成果未来还可应用于灾难环境救援、航空发动机探修等特殊场景。

(本刊记者 逸飞)

俄中学者建立高通量材料搜索新算法

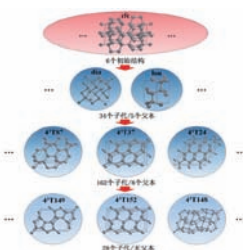
实现高通量的材料发现是众多材料学家不懈追求的目标,然而当下还没有一种能够搜索化合物整个晶体结构构型空间的完备方法。中国西北工业大学材料学院的曾庆丰副教授团队与俄罗斯萨马拉国立科技大学的Vladislav Blatov教授联合开发了一种新型高通量晶体构型空间拓扑搜索算法,能够从任意的材料初始结构出发,完成对具有海量原子排列组合的晶体构型空间的有效扫描筛选,从而发现新型材料结构,上述研

究成果以 *High-throughput systematic topological generation of low-energy carbon allotropes* 为题发表在 *Computational Materials* 上。

该算法基于该团队前期研究提出的固态相变拓扑网络模型,通过对原子间化学键的连通与拆解,遍历物质拓扑构型空间,具有普适性和明确的物理数学含义,不但计算效率高,而且可揭示物质结构的相变机理,从而实现物质结构的高通量完备预测,能缩短新材料的开发周期,指导试验合成各种高性能的新结构,降低新材料研发成本,并阐明材料的结构-性质关系。

左图为高通量拓扑构型搜索算法在碳材料发现中的应用。

(本刊记者 逸飞)



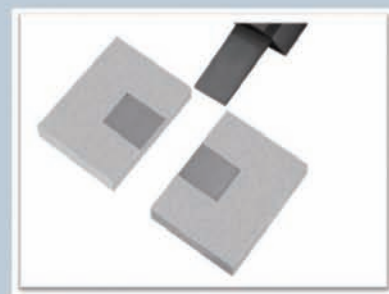
DMNC-EDM

ADV 600

精密数控电火花成形机床

PRECISION CNC SPARK MACHINE

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



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

广告索引号 21-1011

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

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

新型刚玉砂轮磨削GH4169镍基高温合金的性能评价研究*

李本凯¹, 丁文锋¹, 马艳艳², 肖红³, 黄庆飞², 司文元², 杨嘉³

(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016;

2. 苏州远东砂轮有限公司, 苏州 215151;

3. 中国航发西安航空发动机有限公司, 西安 710021)

[摘要] 镍基高温合金是航空发动机部件的常用材料, 其磨削加工存在工具损耗严重、寿命短等难题。针对3种新研制的刚玉砂轮(分别为粒度60#的微晶和单晶混合磨料砂轮、粒度60#的单晶刚玉砂轮, 以及粒度70#的单晶刚玉砂轮), 开展了GH4169镍基高温合金材料的磨削试验, 从磨削力、磨削温度、砂轮磨损以及表面粗糙度等方面对3种砂轮的磨削性能进行了评价。结果表明, 3种砂轮磨削GH4169材料在砂轮磨损和表面粗糙度方面未表现出明显差异, 而通过对磨削力和磨削温度的综合评价发现粒度60#的单晶刚玉砂轮的磨削性能更优。3种砂轮磨削GH4169材料的磨削比在0.5~3之间。在正常磨削条件下, 3种砂轮的磨削表面粗糙度 R_a 小于 $0.4\mu\text{m}$ 。同时发现, 砂轮磨损(主要包括磨粒的破碎和脱落)是造成磨削表面缺陷形成的重要原因。

关键词: 镍基高温合金 GH4169; 刚玉砂轮; 磨削; 砂轮磨损; 表面粗糙度

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.014



李本凯

博士研究生, 主要从事航空发动机难加工材料高效高性能磨削技术研究。

GH4169 镍基高温合金以其优良的高温性能, 如优异的强度、热稳定性、热延展性、耐疲劳和抗腐蚀性, 成为航空发动机盘/轴/叶片/机匣等核心关键零部件最常用的材料之一^[1-2]。然而, 这些优良的性能也使得 GH4169 材料成为了典型的难加工材料^[3-4]。砂轮磨削是镍基高温合金材料高效精密加工的重要方式, 对于零件的加工精度和表面完整性具有重要影响^[5-6]。但是, 磨削过程中镍基高温合金也存在磨削力大和温度高、砂轮磨损严重、功耗

高等难点^[7-8], 同时镍基高温合金表面极易产生硬化层、残余应力、白层以及晶粒变形等问题^[9]。因此, 深入研究镍基高温合金的磨削加工性, 开发高效磨削工具和工艺对提高镍基高温合金的加工效率和质量具有重要意义。

目前国内外学者在镍基高温合金磨削加工方面进行了众多研究。Qian 等^[10]采用刚玉砂轮进行了 K4125 和 GH4169 的对比试验, 对两种材料的磨削加工性能进行了对比研究, 发现同等条件下, K4125

* 基金项目: 国家自然科学基金(51921003, 51775275); 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金(BCXJ19-06)。

的磨削力和磨削温度高于 GH4169, 工件表面粗糙度值也明显大于 GH4169; 同时, 磨削 K4125 时砂轮磨损比磨削 GH4169 时砂轮磨损严重。Žytkā 等^[11]采用刚玉砂轮磨削 GH4169, 研究了砂轮线速度对磨削表面完整性的影响, 结果发现随着砂轮线速度增加, 表面粗糙度 R_a 值降低, 当砂轮线速度从 22m/s 增大到 25m/s, 表面粗糙度 R_a 值降低了约 30%; 然而随着砂轮磨损程度增大, 表面粗糙度 R_a 值进一步增大。Miao 等^[12]进行了棕刚玉砂轮和微晶刚玉砂轮磨削 GH4169 镍基变形高温合金、DZ408 定向铸造高温合金、DD6 镍基单晶高温合金的对比试验, 研究了砂轮磨损对工件表面缺陷的影响, 发现棕刚玉砂轮磨削表面的缺陷形态与磨削方向不平行, 主要原因是晶粒的脱落和断裂在磨削力作用下重新参与磨削, 但是磨削方向不受控制; 而微晶刚玉砂轮磨削时, 大块破碎和脱落情况较少, 但由于晶粒的高延展性和硬度在磨削方向上产生了较深的微小沟槽缺陷。Yao 等^[13]进行了刚玉砂轮和 CBN 砂轮磨削 GH4169 的对比试验, 结果表明刚玉砂轮磨削得到了较好的工件表面完整性, 在磨削参数为磨削深度 $a_p=0.005\text{mm}$ 、工件进给速度 $v_w=16\text{m/min}$ 、砂轮线速度 $v_s=25\text{m/s}$ 时, 获得的表面粗糙度为 $R_a=0.112\mu\text{m}$ 。

虽然以上文献对 GH4169 材料的磨削加工开展了研究, 然而由于航空发动机零件加工效率与表面质量的要求越来越高, 目前广泛采用的刚玉砂轮在一定程度上已经难以满足不断提高的加工需求, 因而亟需研制和应用性能更加优良的刚玉砂轮。为此, 本文针对新研制的 3 种刚玉砂轮, 通过 GH4169 材料磨削试验对磨削力、磨削温度、砂轮磨损以及表面粗糙度等进行对比分析, 进而对 3 种砂轮的磨削加工能力进行评价, 为新型刚玉砂轮的研制与优选提供支撑。

试验材料与设备

试验使用的工件材料为 GH4169 镍基变形高温合金, 工件尺寸为 $25\text{mm} \times 50\text{mm} \times 5\text{mm}$, 其化学成分与力学性能见表 1 和表 2。GH4169 材料在室温下的拉伸强度和屈服强

度分别为 1502MPa 和 1360MPa。使用 3 种刚玉砂轮进行平面磨削试验, 砂轮宽度为 $b_s=20\text{mm}$ 。3 种砂轮分别为粒度为 60# 的单晶和微晶混合磨料砂轮 (SA/SGF60L6V)、60# 单晶刚玉砂轮 (SAF60L6V) 和 70# 单晶刚玉砂轮 (SAF70L6V), 表面形貌如图 1 所示。

磨削试验在 BLOHM PROFIMAT MT-408 高速平面磨床上进行, 最大主轴转速为 8000r/min, 输出功率为 45kW。试验装置如图 2 所示。试验条件分别为磨削方式采用顺磨, 工件磨削宽度为 5mm, 冷却液为 5% 的乳化液, 冷却液压力和流量分别为 1.5MPa 和 90L/min; 磨削参数如表 3 所示。磨削力采用 KISTLER 9317C 型三通道压电测力仪及 KISTLER 5018 型功率放大器进行测量, 测力仪 X、Y、Z 3 个方向的固有频率分别为 5kHz、5kHz 和 20kHz, 分别采用

表1 GH4169材料的化学组成 (质量分数)

Table 1 Chemical composition of GH4169

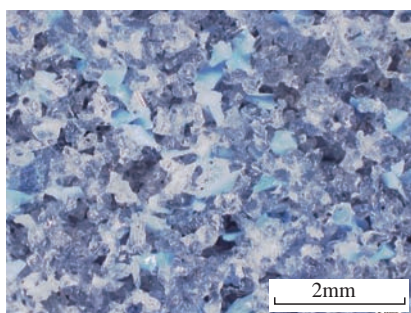
%

| Co | Cr | Mo | Al | Ti | Nb | C | Ni | Mn | Cu | Fe |
|-----|----|-----|------|------|------|------|----|------|-----|----|
| 1.0 | 19 | 3.1 | 0.95 | 0.96 | 5.25 | 0.08 | 53 | 0.35 | 0.3 | 余量 |

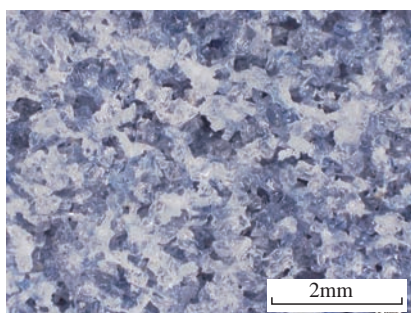
表2 GH4169材料的室温力学性能

Table 2 Mechanical properties of GH4169 at room temperature

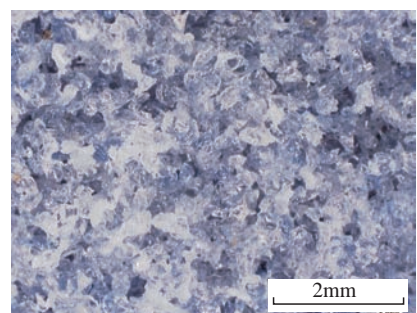
| 弹性模量 /GPa | 拉伸强度 σ_b /MPa | 屈服强度 $\sigma_{0.2}$ /MPa | 密度 ρ / ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$) | 热导率 k / ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$) |
|-----------|----------------------|--------------------------|--|---|
| 210 | 1502 | 1360 | 8280 | 13.7 |



(a) 60#单晶和微晶混合磨料砂轮



(b) 60#单晶刚玉砂轮



(c) 70#单晶刚玉砂轮

图1 3种砂轮表面形貌

Fig.1 Surface topography of abrasive wheels

测力仪的 X 向测量法向磨削力、测力仪 Z 向测量切向磨削力。磨削温度采用自然热电偶法进行测量,热电偶由待加工工件、云母片和康铜丝组成。云母片的作用是使工件和康铜丝不接触;密封胶的作用是在磨削加工过程中避免磨削液对热电偶造成损坏;导线连接到信号采集器用以记录温度信号数据。采用 Mahr M1 粗糙度测量仪测量磨削表面粗糙度,其中针尖直径为 0.2 μm ,采用高斯滤波,取样长度为 0.8mm。磨削力、磨削温度和表面粗糙度的试验结果均采用 5 次测量的平均值。工件表面形貌通过 Quanta 200 扫描电镜进行测量。

结果与讨论

1 磨削力

磨削力是磨削过程中最重要的

参量之一,它对砂轮寿命和磨削表面质量具有直接影响。图 3 为切向磨削力、法向磨削力和磨削力比随材料去除率的变化规律。从图 3 (a)和 (b)中可以看出,随着材料去除率的增大,3 种砂轮磨削 GH4169 的磨削力总体上呈现出增大的趋势。随着材料去除率从 0.16mm³/(mm·s) 增大到 1mm³/(mm·s),混合磨料砂轮、粒度 60# 的单晶刚玉砂轮和粒度 70# 的单晶刚玉砂轮的切向磨削力分别从 27.3N、24.5N 和 25.7N 增大到 102.4N、105.7N 和 81N,而法向磨削力分别从 61.7N、60.6N 和 55.6N 增大到 390.2N、333.7N 和 250.2N。在相同的磨削参数下,3 种砂轮的切向磨削力和法向磨削力没有显著区别;而拟合结果发现当材料去除率大于 0.4mm³/(mm·s) 时,粒度 60# 的单晶刚玉砂轮的切向磨削力最小。从图

3 (c) 中发现,3 种砂轮的力比均保持在 2~4.2 之间,从拟合的结果可知,混合磨料砂轮的力比最高,粒度 60# 的单晶刚玉砂轮的磨削力比最小。这说明磨削过程中混合磨料砂轮表面磨粒钝化较严重,微晶磨粒的自锐性能未能充分发挥;而粒度 60# 的单晶刚玉砂轮表面磨粒较锋利。因此综合评价磨削力试验结果,粒度 60# 的单晶刚玉砂轮的磨削性能最优。

2 磨削温度

磨削温度是磨削过程中另一个重要参量。不同于车削与铣削等加工方式,磨削过程中产生的热量大部分传入到工件中,造成工件表面温度的急剧升高。磨削温度过高会使得磨削表面完整性变差,严重影响零件疲劳性能。因此控制磨削温度是磨削加工中最重要的问题之一。图 4 为 3 种砂轮磨削 GH4169 的磨

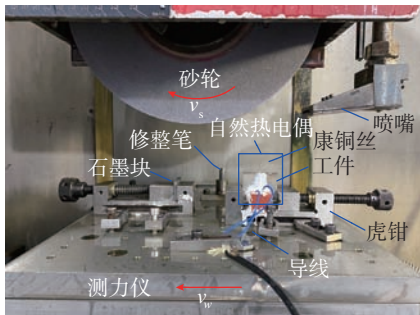
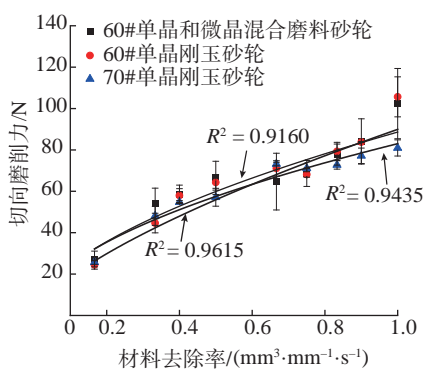


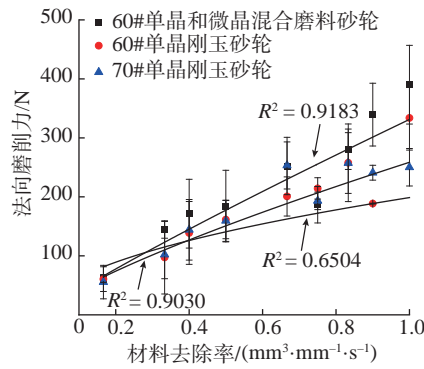
图2 磨削试验设备
Fig.2 Experimental setup

表3 磨削参数
Table 3 Grinding parameters

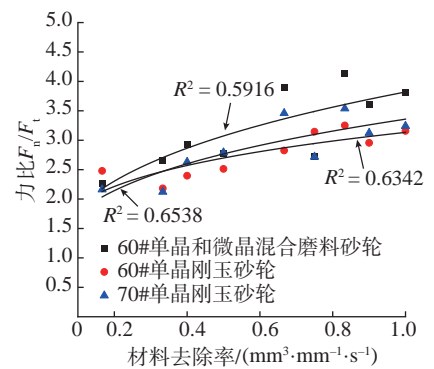
| 磨削参数 | 第 1 组 | 第 2 组 | 第 3 组 |
|---|-------------------------|------------------------|----------------|
| 砂轮线速度 $v_s / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$ | 25 | 25 | 20, 25, 30, 35 |
| 工件进给速度 $v_w / (\text{mm} \cdot \text{min}^{-1})$ | 100 | 80, 100, 150, 180, 200 | 100 |
| 磨削深度 a_p / mm | 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5 | 0.3 | 0.3 |



(a) 切向磨削力



(b) 法向磨削力



(c) 磨削力比

图3 材料去除率对切向磨削力、法向磨削力及磨削力比的影响规律

Fig.3 Effects of material removal rate on tangential grinding force, normal grinding force and grinding force ratio

削温度试验结果。当材料去除率小于 $0.83\text{mm}^3/(\text{mm}\cdot\text{s})$ 时,3种砂轮的磨削温度均在 100°C 以下,而且3种砂轮的磨削温度都非常接近,这是因为在当前磨削参数下,3种砂轮磨削 GH4169 材料时都处于正常缓进深切磨削过程中,在磨削区发生了核态沸腾换热现象,从而使得磨削温度较低^[14]。而当材料去除率高于 $0.83\text{mm}^3/(\text{mm}\cdot\text{s})$ 时,磨削温度迅速升高到 500°C 以上,造成了工件表面烧伤。这说明在当前磨削参数下,磨削区热流密度过高,超出了磨削液的冷却换热能力,从而使得磨削温度急剧升高。因而从磨削温度的试验结果可知,3种砂轮磨削 GH4169 材料不发生烧伤的最大材料去除率为 $0.83\text{mm}^3/(\text{mm}\cdot\text{s})$ 。另外发现,总体上粒度 60# 的单晶刚玉砂轮的磨削温度略低于其他两种砂轮,因此说明该砂轮在磨削 GH4169 材料上性能更优。

3 表面粗糙度

磨削表面粗糙度是评价磨削加工质量的重要参数,表面粗糙度较大时容易造成工件表面的应力集中(尤其是在工件表面存在着较深的磨痕时),进而对工件的疲劳寿命造成不利影响。图5为3种砂轮磨削 GH4169 的表面粗糙度试验结果。可以发现,随着材料去除率的增大,磨削表面粗糙度值总体上呈现出增大趋势。随着材料去除率从 $0.16\text{mm}^3/(\text{mm}\cdot\text{s})$ 增大到 $1\text{mm}^3/(\text{mm}\cdot\text{s})$,混合磨料砂轮、粒度 60# 单晶刚玉砂轮和粒度 70# 单晶刚玉砂轮的磨削表面粗糙度 R_a 分别从 $0.24\mu\text{m}$ 、 $0.25\mu\text{m}$ 和 $0.16\mu\text{m}$ 增大到 $0.92\mu\text{m}$ 、 $0.97\mu\text{m}$ 和 $0.78\mu\text{m}$ 。当材料去除率小于 $0.83\text{mm}^3/(\text{mm}\cdot\text{s})$ 时,3种砂轮磨削 GH4169 的表面粗糙度值都小于 $0.4\mu\text{m}$,这说明在正常磨削条件下,3种砂轮磨削 GH4169 材料的表面粗糙度可以达到零件加工的需求;而当材料去除率大于 $0.83\text{mm}^3/(\text{mm}\cdot\text{s})$ 时,3种砂

轮磨削 GH4169 的表面粗糙度值都快速升高,混合磨料砂轮和粒度 60# 单晶刚玉砂轮磨削 GH4169 的表面粗糙度值都高于 $0.8\mu\text{m}$ 。从磨削温度试验结果可知,材料去除率超过 $0.83\text{mm}^3/(\text{mm}\cdot\text{s})$ 时工件发生磨削烧伤现象,从而造成了磨削表面粗糙度的急剧增大。

4 磨削表面形貌分析

磨削表面形貌主要是由磨粒去除材料形成的沟痕叠加而成,因此工件表面磨粒的状态对磨削表面形貌具有重要的影响。图6为3种砂轮在 $a_p=0.1\text{mm}$ 、 $v_w=100\text{mm}/\text{min}$ 和 $v_s=25\text{m}/\text{s}$ 参数下的磨削表面形貌。3种砂轮在相同磨削参数下的表面形貌没有显著差异,这从表面粗糙度的试验结果中也可以得到印证。

图7为采用3种砂轮磨削 GH4169 材料过程中出现的典型磨削表面缺陷。图7(a)中裂纹产生

的主要原因可认为是磨削后残余应力释放所引起;图7(b)和(c)中的沟槽以及划痕主要是由破碎或者脱落磨粒在磨削区划擦造成,其中图7(b)中沟槽较深,这是由于磨粒在磨削力的作用下被压入材料中划擦形成;而图7(c)中划痕是由于磨粒在工件表面划擦形成;图7(b)和(c)中材料涂覆主要由磨粒在工件表面耕犁造成材料的隆起导致。从磨削表面形貌分析可以发现,磨削表面缺陷的形成主要与砂轮磨损有关,因此提高刚玉砂轮磨粒的耐磨性也是提高磨削表面质量的重要措施。

5 磨削比分析

砂轮磨损是影响砂轮性能发挥的重要因素,砂轮磨损严重时会使砂轮表面磨粒钝化,磨除材料能力下降,造成较大的磨削力和较高的磨削温度,从而导致较差的磨削表面质量。磨削比是评价砂轮耐用度的一

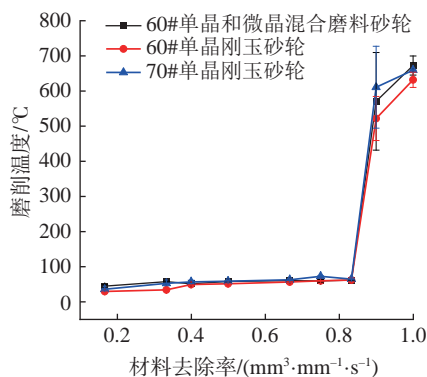


图4 材料去除率对磨削温度影响规律
Fig.4 Effects of material removal rate on grinding temperature

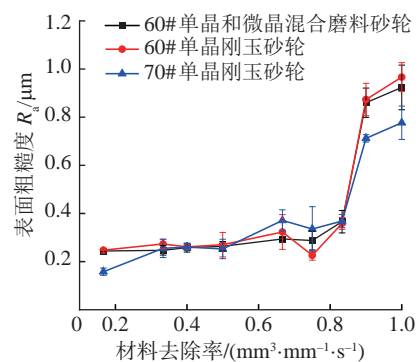
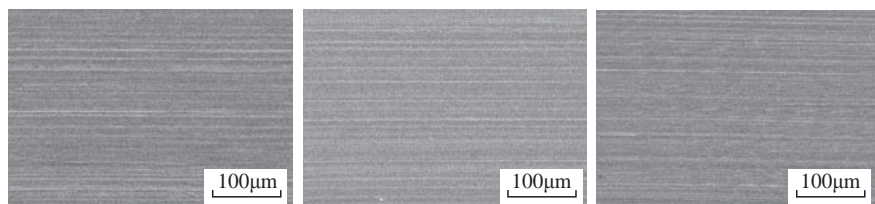


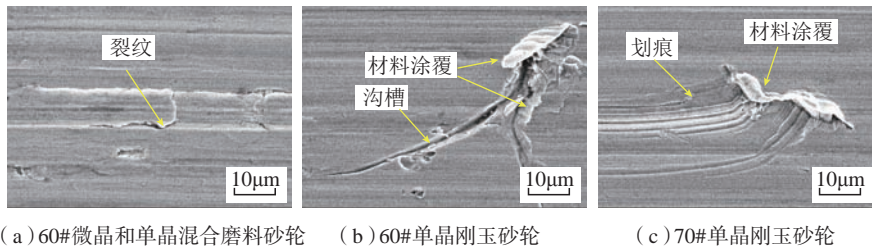
图5 材料去除率对磨削表面粗糙度的影响规律
Fig.5 Effects of material removal rate on surface roughness



(a) 60#微晶和单晶混合磨料砂轮 (b) 60#单晶刚玉砂轮 (c) 70#单晶刚玉砂轮

图6 $a_p=0.1\text{mm}$, $v_w=100\text{mm}/\text{min}$, $v_s=25\text{m}/\text{s}$ 条件下磨削表面形貌

Fig.6 Grinding surface morphology ($a_p=0.1\text{mm}$, $v_w=100\text{mm}/\text{min}$, $v_s=25\text{m}/\text{s}$)



(a) 60#微晶和单晶混合磨料砂轮 (b) 60#单晶刚玉砂轮 (c) 70#单晶刚玉砂轮

图7 典型缺陷
Fig.7 Typical defects

个重要指标,磨削比较大时说明材料较易加工或者砂轮磨削性能较好。图8为3种砂轮磨削GH4169材料的磨削比试验结果。可知,3种砂轮的磨削比都较小,保持在0.5~3之间。

从3种砂轮的组成方面分析,由于微晶磨粒具有良好的自锐性能,因此粒度为60#的微晶和单晶混合磨料砂轮的磨削力和磨削温度应小于另外两种砂轮,然而磨削力和磨削温度的试验结果显示混合磨料砂轮优异的磨削性能未能充分发挥。而就磨削表面粗糙度而言,粒度70#单晶刚玉砂轮虽然磨粒粒径更小,然而其磨削表面粗糙度相对于粒度60#单晶刚玉砂轮而言,其优势也没有充分发挥出来。这主要是与砂轮的磨损以及材料的磨削特性有关。众所周知,GH4169材料是典型的难加工材料,采用刚玉砂轮磨削时,砂轮极易出现黏附和堵塞等严重的砂轮磨损现象,从而限制了刚玉砂轮磨削性能的发挥。这可以从刚玉砂轮磨削其他材料的磨削比中得到证实,如Nadolny^[15]采用微晶刚玉砂轮在浇注式磨削条件下磨削100Cr6材料时磨削比达到90~120;Kalita等^[16]采用棕刚玉砂轮磨削EN24钢的磨削比达到了23。因此砂轮磨损是影响刚玉砂轮磨削镍基高温合金类材料性能发挥的最主要因素。

结论

本文进行了60#单晶和微晶混合磨料砂轮、60#单晶刚玉砂轮和

70#单晶刚玉砂轮磨削GH4169材料磨削加工GH4169镍基高温合金的对比试验研究,对3种砂轮的磨削特性进行了评价,得到以下结论:

(1)3种砂轮磨削GH4169材料在磨削比、表面粗糙度及表面形貌方面没有表现出显著差异,而通过对磨削力和磨削温度的综合评价发现粒度60#的单晶刚玉砂轮的磨削性能更优。

(2)3种砂轮在正常磨削条件下,表面粗糙度 R_a 均在 $0.4\mu\text{m}$ 以下;砂轮磨损(主要包括磨粒的破碎和脱落)是刚玉砂轮磨削表面缺陷形成的重要原因。

参考文献

[1] DING W F, XU J H, CHEN Z Z, et al. Grindability and surface integrity of cast nickel-based superalloy in creep feed grinding with brazed CBN abrasive wheels[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(4): 501-510.
 [2] 李峰, 李学崑, 融亦鸣. 强化感应加热辅助磨削Inconel718的残余应力主动调控[J]. 机械工程学报, 2018, 54(3): 216-226.
 LI Feng, LI Xuekun, RONG Yiming. Active control of the residual stress in Inconel718 grinding assisted by the strengthen induction heating[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(3): 216-226.
 [3] 丁文锋, 苗情, 李本凯, 等. 面向航空发动机的镍基合金磨削技术研究进展[J]. 机械工程学报, 2019, 55(1): 189-215.
 DING Wenfeng, MIAO Qing, LI Benkai, et al. Review on grinding technology of nickel-based superalloys used for aero-engine[J].

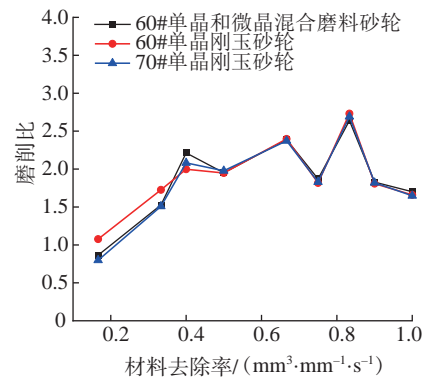


图8 材料去除率对磨削比的影响规律
Fig.8 Effects of material removal rate on grinding ratio

Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(1): 189-215.

[4] 马爽, 李勋, 崔伟, 等. GH4169叶片悬臂插磨表面完整性及参数优化研究[J]. 航空制造技术, 2016, 59(18): 102-108.

MA Shuang, LI Xun, CUI Wei, et al. Study on surface integrity and parameter optimization of GH4169 machined by cantilever plunge grinding[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(18): 102-108.

[5] LI B K, LI C H, ZHANG Y B, et al. Grinding temperature and energy ratio coefficient in MQL grinding of high-temperature nickel-base alloy by using different vegetable oils as base oil[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(4): 1084-1095.

[6] 蔡明, 巩亚东, 冯耀利, 等. 镍基高温合金磨削表面工艺性能试验研究[J]. 东北大学学报(自然科学版), 2019, 40(2): 234-238.

CAI Ming, GONG Yadong, FENG Yaoli, et al. Experimental study on grinding surface processing property of nickel-based superalloy[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 2019, 40(2): 234-238.

[7] DAI C W, DING W F, ZHU Y J, et al. Grinding temperature and power consumption in high speed grinding of Inconel718 nickel-based superalloy with a vitrified CBN wheel[J]. Precision Engineering, 2018, 52: 192-200.

[8] THAKUR A, GANGOPADHYAY S. State-of-the-art in surface integrity in machining of nickel-based super alloys[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2016, 100: 25-54.

- [9] SUGIHARA T, TAKEMURA S, ENOMOTO T. Study on high-speed machining of Inconel 718 focusing on tool surface topography of CBN cutting tool[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 87(1-4): 9-17.
- [10] QIAN N, DING W F, ZHU Y J. Comparative investigation on grindability of K4125 and Inconel718 nickel-based superalloys[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 97(5-8): 1649-1661.
- [11] ŻYŁKA Ł, PŁODZIEŃ M, BABIARZ R. The influence of grinding speed on the creep-feed grinding process[J]. Journal of Mechanical and Energy Engineering, 2018, 2(4): 285-290.
- [12] MIAO Q, DING W F, GU Y L, et al. Comparative investigation on wear behavior of brown alumina and microcrystalline alumina abrasive wheels during creep feed grinding of different nickel-based superalloys[J]. Wear, 2019, 426-427: 1624-1634.
- [13] YAO C F, JIN Q C, HUANG X C, et al. Research on surface integrity of grinding Inconel718[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 65(5-8): 1019-1030.
- [14] LI B K, MIAO Q, LI M, et al. An investigation on machined surface quality and tool wear during creep feed grinding of powder metallurgy nickel-based superalloy FGH96 with alumina abrasive wheels[J]. Advances in Manufacturing, 2020, 8(2): 160-176.
- [15] NADOLNY K. Wear phenomena of grinding wheels with sol-gel alumina abrasive grains and glass-ceramic vitrified bond during internal cylindrical traverse grinding of 100Cr6 steel[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 77(1-4): 83-98.
- [16] KALITA P, MALSHE A P, ARUN KUMAR S, et al. Study of specific energy and friction coefficient in minimum quantity lubrication grinding using oil-based nanolubricants[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2012, 14(2): 160-166.

通讯作者: 丁文锋, 教授、博士生导师, 研究方向为航空航天难加工材料高效高性能磨削技术, E-mail: dingwf2000@vip.163.com。

Performance Evaluation on Grinding of Nickel-Based Superalloy GH4169 Using New Corundum Abrasive Wheel

LI Benkai¹, DING Wenfeng¹, MA Yanyan², XIAO Hong³, HUANG Qingfei², SI Wenyuan², YANG Jia³

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

2. Suzhou Far-East Abrasives Co., Ltd., Suzhou 215151, China;

3. AECC Xi'an Aero-Engine Ltd., Xi'an 710021, China)

[ABSTRACT] Nickel-based superalloys are commonly used materials in the field of aircraft engines. There are some issues on grinding of nickel-based superalloy, such as serious tool wear and short service life. In this paper, the experiments on grinding of nickel-based superalloy material GH4169 was conducted using three kinds of newly developed corundum abrasive wheels, namely, microcrystalline and single crystalline mixed corundum abrasive wheel with the grain size of 60#, single crystalline corundum abrasive wheel with the grain size of 60#, and single crystalline corundum abrasive wheel with the grain size of 70#. The grinding performance was evaluated from the grinding force, grinding temperature, abrasive wheel wear, and surface roughness. The results showed that there was no obvious difference in abrasive wheel wear and surface roughness when grinding GH4169 material with three kinds of grinding wheels. However, through the comprehensive evaluation of grinding force and grinding temperature, it is found that the single crystalline corundum abrasive wheel with the grain size of 60# has better grinding performance. The grinding ratio of the three kinds of abrasive wheels was in the range of 0.5-3. The surface roughness R_a is less than $0.4\mu\text{m}$ under normal grinding conditions. Besides, it is found that the abrasive wheel wear (mainly including the crushing and shedding of abrasive grains) is an important reason for the formation of grinding surface defects.

Keywords: Nickel-based superalloy GH4169; Corundum abrasive wheel; Grinding; Abrasive wheel wear; Surface roughness

(责编 逸飞)

引文格式: 敖波, 邬冠华. 涡轮叶片热障涂层三维成像研究进展[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 20-27.

AO Bo, WU Guanhua. Research progress on three-dimensional imaging of thermal barrier coatings for turbine blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 20-27.

涡轮叶片热障涂层三维成像研究进展*

敖波, 邬冠华

(南昌航空大学无损检测技术教育部重点实验室, 南昌 330063)

[摘要] 热障涂层是涡轮叶片高温防护关键技术, 具有典型的层状结构特征, 且热障涂层服役过程中高温氧化产生热生长氧化物结构, 迫切需要利用三维成像方法无损探知热障涂层内部结构。由于计算机断层成像技术能提供三维立体图像, 准确再现物体内部三维结构, 是热障涂层层状结构最佳分析手段之一, 在热障涂层喷涂质量评价和高温氧化监测方面具有很好的前景。重点介绍了国内外在热障涂层微米 CT 成像、同步辐射 CT 成像、聚焦离子束-扫描电镜(FIB-SEM)三维成像及热应力有限元仿真方面的进展。最后指出了热障涂层无损检测可能的发展方向。

关键词: 热障涂层; 微米 CT; 同步辐射 CT; 聚焦离子束-扫描电镜(FIB-SEM); 涡轮叶片; 无损检测

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.020



敖波

教授、博士, 主要研究方向为数字射线成像、工业 CT 成像、先进结构和材料三维成像分析等。先后主持和承担了国家自然科学基金、国防基础科研、航空基金、横向课题等 10 余项科研项目。

热障涂层(Thermal Barrier Coatings, TBCs)是先进航空发动机涡轮叶片高温防护关键技术^[1], 由陶瓷隔热面层和金属黏结底层组成, 具有典型的层状结构特征。热障涂层是美国 NASA-Lewis 研究中心在 20 世纪 50 年代为了提高燃气涡轮叶片、火箭发动机的抗高温和耐腐蚀性能提出的。据报道, 通过使用热障涂层技术, 可使涡轮叶片基体温度降低 100~300℃, 寿命延长 3~5 倍, 美国几乎所有的军用和商用航空发动机采用了热障涂层技术。

热障涂层结构主要有双层、多层和梯度系统 3 种形式^[2-3]。典型双层结构涂层由涂覆在高温合金基体上的陶瓷隔热层和抗氧化黏结层构成, 其中陶瓷隔热层以 ZrO_2 为主要成分, 厚度约 90~300 μm , 起隔热作用; 黏结层为 $MCrAlY$, 厚度约

25~150 μm , 起抗氧化腐蚀作用, 实现隔热层与基体合金热膨胀系数的过渡, 提高热障涂层结合强度。热障涂层制备方法主要有等离子喷涂法、物理气相沉积法等, 图 1 为典型大气等离子喷涂(Atmospheric plasma spraying, APS)和电子束物理气相沉积(Electron beam physical vapor deposition, EB-PVD)热障涂层微观结构形貌。

热障涂层的三维结构对其性能有非常重要的影响, 直接影响热障涂层的使用寿命。热障涂层制备与使用过程中的主要问题有^[4]:

(1) 孔隙的大小、数量、形状和分布对热障涂层的强度、隔热等性能有极大影响, 孔隙的存在容易导致热障涂层服役过程中黏结层被氧化, 孔隙率是反映涂层质量的重要指标之一。

(2) 热障涂层厚度及均匀性分

* 基金项目: 国家自然科学基金(51561025)。

析对喷涂质量表征有重要作用。热障涂层厚度一般几十微米到几百微米,热障涂层厚度偏厚或偏薄都将影响涂层隔热效果及使用性能。

(3)黏结层的组织结构决定了热生长氧化物(Thermally Grown Oxide, TGO)的形成机制、成分和微结构,决定涂层的抗氧化性,黏结层的质量决定了热障涂层与基体的结合强度。

(4)热生长氧化物是陶瓷层与黏结层之间厚度约1~10 μm 的薄层结构,主要成分为 $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ 等,是黏结层高温氧化生成的^[2]。TGO的三维分布及生长行为会显著影响热障涂层的使用寿命。对于APS涂层,氧化膜厚度达到3~5 μm 时,就容易引起陶瓷层的剥落。

(5)热障涂层内部缺陷,如微裂纹、界面分离、组分变化等,涂层内的缺陷使得高温服役环境下易产生局部破坏。

(6)热障涂层的多界面形貌对其结合性能具有重要的影响。

上述问题涉及热障涂层的组成、结构、形貌和缺陷等,可归结为热障涂层的三维层状结构表征。根据美国通用、普惠以及英国罗·罗等国际知名航空发动机公司建立的热喷涂涂层最终质量标准文件,涂层界面形貌、显微结构、结合强度以及涂层厚度等常作为关键质量评定指标,而这些指标受三维结构直接或间接影响。计算机断层成像技术(Computed tomography, CT)能以二维断层图像或三维立体图像的形式,清晰、准确、直观地展现被检测物体内部的结构、组成、材质及缺损状况^[5],在热障涂层三维结构分析上具有潜在的应用前景。

热障涂层微米CT成像

由于CT可以再现热障涂层三维结构的组成和分布等信息,国外较早使用微米CT分析热障涂层的三维结构,设备包括高分辨率的显微

CT、纳米CT、三维X射线显微镜等。2005年,Subramanian等^[6]提出了利用CT对热障涂层内部微结构进行检测的方法。由于热障涂层厚度薄、黏结层与基体合金之间成像对比度小、分割困难,以及TGO厚度仅有几个微米等,需要微米CT具有高成像空间分辨率,同时具有较高的成像衬度。传统的显微CT、纳米焦点CT系统局限于几何放大倍率,黏结层和基体之间成像衬度低,同时射线硬化等伪影影响严重,CT图像质量不高。

传统显微CT包括微焦点X射线源、数字平板探测器、高精度旋转台等部件,它通过微米焦点X射线源发射锥形束射线照射样品,使用数字平板探测器采集几何放大的投影图像,通过精密机械旋转台旋转,并采集多个不同角度的样品投影图像,通过锥束CT重建算法,得到高分辨率断层图像序列,成像过程如图2(a)所示。传统显微CT系统往往需要通过高放大倍数(样品需要靠近射线源)得到高分辨率,但样品的尺

寸受到限制。三维X射线显微镜是一种基于同步辐射光源先进光学发展起来的新型显微CT成像技术,融合了传统显微CT与光学显微镜两种技术的优点,采用了独特的两级放大技术(几何放大和光学放大)^[7]。首先,采用微焦点射线源对样品进行几何放大成像,然后X射线被CCD(Charge coupled device)探测器接收,CCD探测器的闪烁体将入射X射线转换为可见光,并通过光学系统进行光学放大,最后将可见光传送到CCD芯片输出图像。通过精密机械旋转台旋转,并采集多个不同角度的投影图像,通过锥束CT重建算法,得到高分辨率断层图像序列,成像过程如图2(b)所示。由于三维X射线显微镜的放大倍数是几何放大倍数与光学放大倍数的乘积,降低了对几何放大的依赖程度,具有很好的图像衬度。CCD探测器常用物镜有10倍和40倍镜头,对较大尺寸样品也能做到高放大倍数成像。

基于先进的微米CT成像技术,

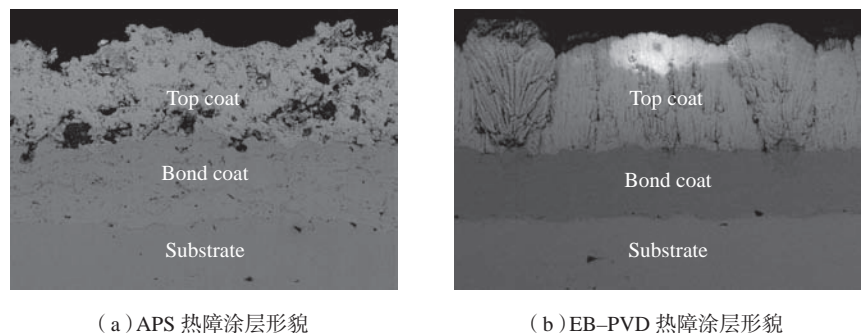


图1 两种典型热障涂层形貌
Fig.1 Two typical morphologies of TBCs

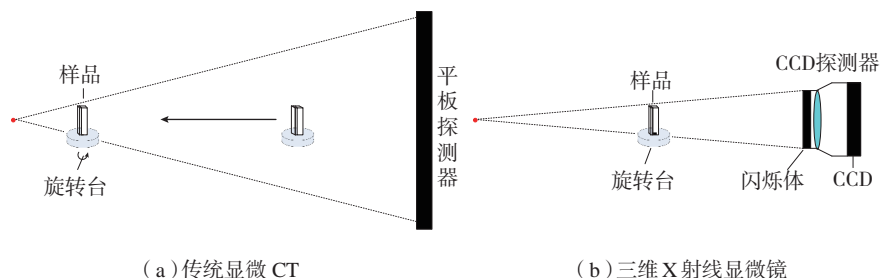


图2 微米CT成像
Fig.2 Micro-CT imaging

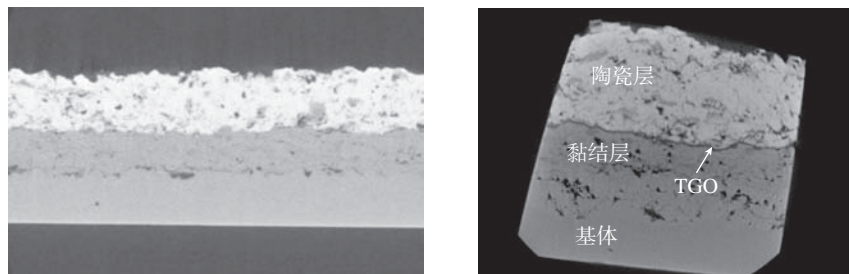
英国曼彻斯特大学 Zhao 等^[8] 针对大气等离子喷涂涂层样品(陶瓷层 200 μm , 黏结层 150 μm , 基体 5mm), 切割样品尺寸为 0.8mm \times 1mm \times 6mm, 采用显微 CT (CCD 探测器) 研究了热障涂层在 1150 $^{\circ}\text{C}$ 不同热处理时间(0h, 20h, 120h) 后同一部位微结构的变化, 首次实现了双层结构涂层形貌三维可视化, 计算得到表面粗糙度为 17.2~17.5 μm 。敖波等^[9] 采用显微 CT (焦点尺寸 4.5 μm) 对厚度 1mm 的单层涂层样品进行了三维重建, 从 CT 图像识别了孔隙。2015 年, 美国普惠公司 Ahmadian 等^[10-11] 采用成像分辨率为 0.76 μm 的三维 X 射线显微镜对热障涂层高温氧化后的热生长氧化物和热障涂层热循环产生的裂纹进行三维结构表征, 提取了陶瓷层中裂纹的三维形貌, 揭示了 APS 热障涂层内部微裂纹三维分布特征, 结果表明微米 CT 对 TGO 和微裂纹三维分析是可行的。借助高分辨率的微米 CT 设备, 国外大量开展了涡轮叶片热障涂层三维结构分析和 TGO 结构分析。Zhang 等^[12] 采用 Xradia 公司 Versa XRM-500 系统对铁基喷涂涂层的孔隙体积、尺寸和分布进行了量化表征, 发现穿透孔隙对涂层厚度敏感。张小锋等^[13] 采用三维 X 射线显微镜对 950 $^{\circ}\text{C}$ 静态氧化不同时间的热障涂层样品中 TGO 厚度进行无损测量, 并对比了场发射扫描电镜二维图像测量的 TGO 厚度, 结果表明, 通过微米 CT 测量热障涂层厚度是可行的。2016 年, 敖波等^[14] 采用北京同步辐射装置 X 射线成像站的微米 CT (Micro XCT-200) 研究了双层结构热障涂层的形貌、组成、厚度、孔隙及孔隙率等三维结构特征, 但黏结层和基体合金部分对比度不明显, 射线束硬化严重, 增加了分割难度, 成像质量有待改进。何深远^[15] 采用纳米 CT 成像技术对 APS 热障涂层分别

进行了分辨率 1.57 μm 和 0.99 μm 的三维成像(图 3 (a)), 通过三维分割技术获得了陶瓷层、黏结层和基体的三维结构及各薄层的厚度分布。钟建兰^[4] 采用微米 CT 对 APS 热障涂层三维成像, 获取了高温氧化 24h 的 TGO 图像(图 3 (b)) 和三维形态, 对 TGO 的厚度进行了定量表征。古玉祺^[16] 采用三维 X 射线显微镜对高温氧化 8h 和 48h 的 EB-PVD 热障涂层进行三维成像, 成像分辨率 0.5 μm , 能清晰观察到 TGO (图 4), 高温氧化 8h 时 TGO 厚度约 1.98 μm , 高温氧化 48h 时 TGO 厚度约 2.45 μm 。

热障涂层同步辐射 CT 成像

计算机断层成像是应用广泛的

无损三维成像方法, 随着同步辐射技术的发展, 具有高度准直性、高强度、高亮度的同步辐射光束经过准直器、单色器等作用可以得到单色光, 是 CT 成像理想光源。同步辐射 CT (Synchrotron radiation computed tomography, SR-CT) 成像原理如下: 同步辐射光源产生的平行光束穿过样品到达 CCD 探测器, 得到投影图像, 通过精密机械旋转台旋转, 采集多个不同角度的样品投影图像, 应用专用 CT 重建算法, 得到高分辨率断层图像序列, 成像过程如图 5 所示。同步辐射成像特点是光源到样品的距离远大于样品到探测器的距离, 由于是平行光束, 几何放大倍数为 1 倍, 需要通过光学镜头实现放大成像, 同时由于是平行光, 旋转角度范

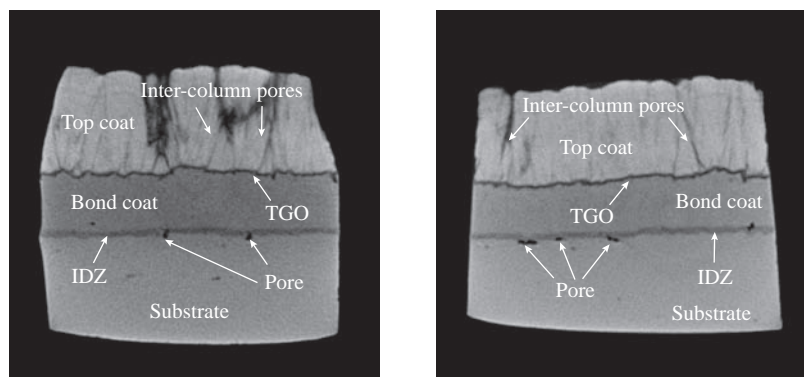


(a) APS 纳米 CT 图像(分辨率 0.99 μm)

(b) APS 微米 CT 断层图像(分辨率 0.5 μm)

图3 APS热障涂层三维成像

Fig.3 Three dimensional imaging of APS thermal barrier coatings



(a) 高温氧化 8h 的 CT 图像

(b) 高温氧化 48h 的 CT 图像

图4 EB-PVD热障涂层高温氧化后三维成像

Fig.4 Three dimensional imaging of EB-PVD thermal barrier coatings after high temperature oxidation

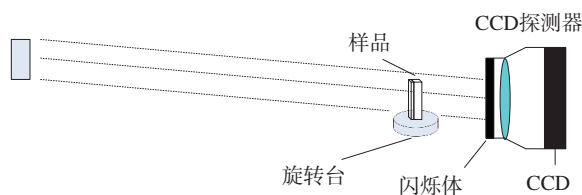


图5 同步辐射CT成像示意图

Fig.5 Schematic of SR-CT

围一般为 180° 。

20世纪90年代, Spanne等^[17-18]利用美国布鲁克海文国家实验室的同步辐射光源 NSLS 第一代显微 CT 研究了等离子喷涂热障涂层的内部缺陷, 基体为钢, 涂层为钴基碳化钨, 样品尺寸小于 0.5mm , 射线束平均能量为 45keV , 光束大小约 $3\sim 4\mu\text{m}$, 空间分辨能力 $2\sim 4\mu\text{m}$, 从 CT 图像上识别了涂层内部裂纹和孔隙, 得出了不同样品(内部送粉和外部送粉制样)的孔隙率不同。布鲁克海文国家实验室的 Jones 等^[19]进一步指出了同步辐射装置在涡轮叶片热障涂层微结构分析研究上应用的可行性。Kulkarni 等^[20]采用美国 APS 中心的同步辐射显微 CT 对热障涂层(基体为钢, 隔热层厚 $800\mu\text{m}$, 黏结层厚 $50\mu\text{m}$)中孔隙尺寸、形态分布等进行了量化分析, 同年利用 NSLS-X27A 光束线的显微 CT 研究了 3 种热喷涂氧化铝涂层中的微结构, 成像分辨率达到 $2.7\mu\text{m}$, 并实现了 3 种涂层(厚度 $130\mu\text{m}$)中的孔隙三维可视化^[21]。2004 年, Kulkarni^[22]采用同步辐射显微 CT 对热障涂层中的缺陷进行了定量表征与可视化, 在等温退火下分析了时间与温度对微结构的影响。2005 年, Kulkarni 等^[23]利用美国 APS 中心的同步辐射 CT 切片图像揭示了等离子喷涂涂层内部的球形孔隙结构。Sun^[24]利用美国 APS 中心 2-BM 光束线站的显微 CT 对陶瓷涂层样品进行三维成像, 射线能量为 24keV , 成像分辨率达到 $1.48\mu\text{m}$, 识别了 $22\mu\text{m}$ 和 $10\mu\text{m}$

的涂层厚度。美国西北大学 Weyant 等^[25]利用阿贡国家实验室同步辐射光源 1-ID 光束线的 X 射线衍射装置, 对热障涂层热处理 112h 后的样品进行衍射分析得到 TGO 层的生长正比于热处理温度。Amsellem 等^[26]利用 ESRF-ID19 光束线的显微 CT 对氧化铝涂层样品(基体为钢)三维结构进行分析, 识别了样品内部的裂纹和孔隙。由于涂层样品往往呈片状, Maurel 等^[27]采用同步辐射 CL 技术(Synchrotron-radiation computed laminography, SR-CL)对热循环(1100°C)氧化后 1h 的薄板状 EB-PVD 热障涂层样品进行三维表征, 观察到 TGO(厚度约 $1.6\mu\text{m}$)和 IDZ(Interdiffusion Zone)结构。Khoshkhou 等^[28]通过同步辐射 CT 获得了 EB-PVD 热障涂层不同氧化时间下的 TGO 厚度, 并对不同高温氧化时间下的热障涂层三维变形场进行了研究。

近年来, 随着我国同步辐射技术的发展, 国内同步辐射光源有北京同步辐射装置、合肥同步辐射装置和上海同步辐射装置等, 开展热障涂层同步辐射成像的试验条件已经具备。为了验证同步辐射 CT 成像效果, 古玉祺^[16]采用上海光源的 X 射线成像及生物医学应用(BL13W1)光束线站对高温氧化 48h 后的 EB-PVD 热障涂层进行同步辐射 CT 三维成像, 探测器采用日本 Hamamatsu 公司的 sCMOS 探测器, 探测器单元尺寸为 $6.5\mu\text{m}$, 探测器矩阵为 2048×2048 , 光斑出口至样品距离为 1.3m , 将样

品台的旋转中心调整至探测器的中心位置, 并调节样品中心位置至旋转中心, 同步辐射 CT 投影图像采集参数如下: (1) 光束能量为 28keV ; (2) 光源到工件距离为 34m ; (3) 工件到镜头距离为 0.1m ; (4) 光学放大倍数为 20 倍; (5) 视场大小为 0.6mm ; (6) 像素大小为 $0.325\mu\text{m}$; (7) 曝光时间为 3s 。经过 180° 投影采集得到 1080 张投影图像。经过重建后得到切片图像, 图 6 为不同高温氧化时间下的 EB-PVD 热障涂层同步辐射 CT 图像, 可以看到明显的环形伪影, 对于 EB-PVD 热障涂层的各层结构可以区分开, 但陶瓷层的柱状晶不能很好地识别, 由于重建分辨率的缘故, 样品的细节没有很好地呈现。目前国内可实现的单色光能量约为 $45\sim 50\text{keV}$, 对热障涂层等高密度材料穿透力较低。

热障涂层 FIB-SEM 三维成像

聚焦离子束-扫描电镜(Focused ion beam-scanning electron microscopy, FIB-SEM)三维成像是一种有损的成像方式, 通过聚焦离子束对物质进行刻蚀, 并进行 SEM 成像, 通过连续切割成像, 得到一系列 SEM 图像, 通过电子图像的堆叠重构获得物体的三维形貌, FIB-SEM 可以在纳米尺度的分辨率下对材料进行三维、高质量、高稳定性的显微形貌观察与分析。1998 年, Sakamoto 等^[29]使用 FIB-SEM 成像技术对半导体材料的三维结构进行观察。2001 年, Inkson 等^[30]通过 FIB-SEM 技术对铁铝基纳米复合材料单晶颗粒进行了成像, 得到了其三维形貌。2004 年, Holzer 等^[31]采用 FIB-SEM 三维成像技术对陶瓷材料进行了检测, 获得了多孔陶瓷材料中孔隙的三维分布状况。2006 年, Bansal 等^[32]使用 FIB-SEM 三维成像技术实现了分辨率高达 10nm 的材料三维可视化。2016 年, Song

等^[33-34]通过FIB-SEM三维成像获得了APS热障涂层的三维结构,通过分割提取得到了TGO的三维结构、组成及形态,以及陶瓷层中裂纹的形态。敖波等^[35]实现了EB-PVD热障涂层FIB-SEM三维成像,分辨率达到20nm,获得了EB-PVD热障涂层内部TGO形貌和柱间孔隙,并

得到TGO层的平均厚度为2.37 μm ,所得的EB-PVD热障涂层FIB-SEM切片图像和三维图像见图7和图8。

采用微米CT、FIB-SEM和同步辐射CT对EB-PVD热障涂层三维成像对比结果表明,微米CT的单次成像范围比FIB-SEM要大,可以对热障涂层厚度方向完整成像,FIB-

SEM的图像质量比微米CT要高许多,对陶瓷层的柱间空隙观察非常清晰,并且在FIB-SEM的图像中观察到了TGO/黏结层之间的微裂纹。同步辐射CT的成像范围与微米CT相近,但伪影严重,且成像质量不如微米CT。

热障涂层热应力有限元仿真

热障涂层热应力有限元分析模型的准确建立是热应力仿真研究的重要基础,由于热障涂层内部孔隙、微裂纹的分布复杂无规则,且TGO界面形貌非常复杂,给数值仿真建模带来了一定的困难,尤其是采用真实的热障涂层微结构进行建模。

王琳琳^[36]采用CT三维成像技术获得热障涂层真实界面形态,建立了三维有限元应力分析模型,并利用生长曲线模拟TGO生长,计算了真实陶瓷层与黏结层界面对双层结构热障涂层热应力的影响。基于真实三维结构建立有限元应力分析模型的研究有利于三维热障涂层热应力研究的发展。Slámečka等^[37]根据等离子喷涂涂层表面的凹凸形貌,建立了不规则的陶瓷层与黏结层界面的三维热障涂层的有限元仿真模型。Zhu等^[38]建立了多层结构热障涂层的三维仿真模型,研究了三维涡轮叶片失效应力的分布情况。Kyaw等^[39]根据TGO表面的形态及粗糙度等特征进行三维仿真建模,研究正弦、半圆的TGO形貌对热障涂层应力的影

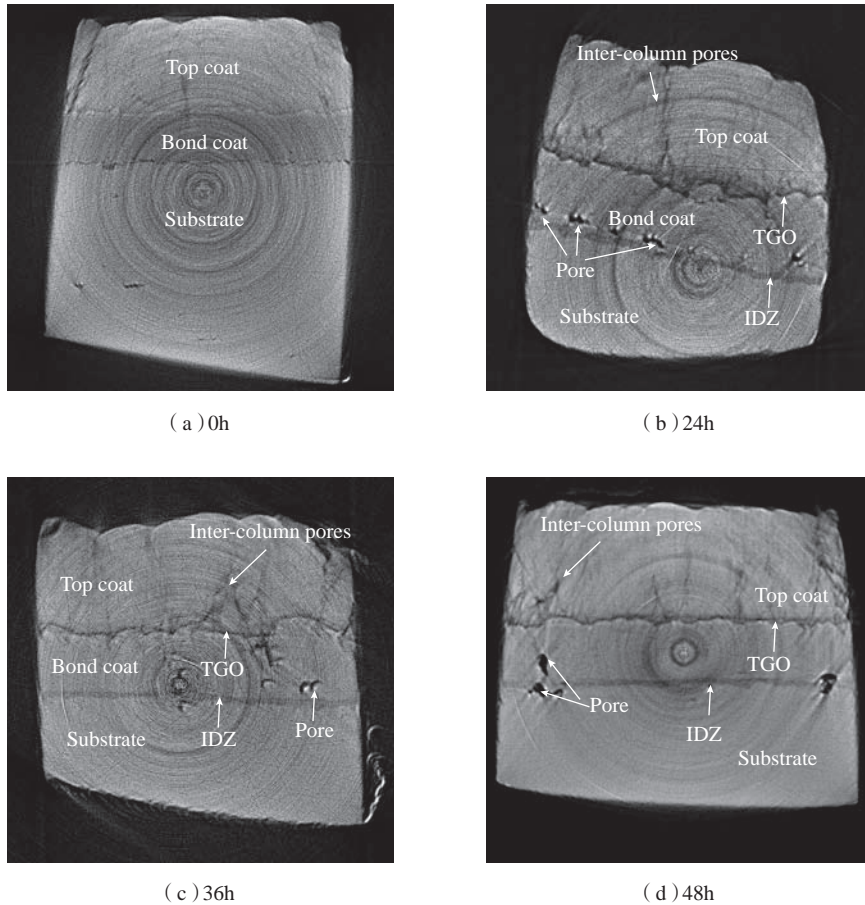


图6 不同氧化时间的EB-PVD热障涂层同步辐射CT图像

Fig.6 SR-CT images of EB-PVD thermal barrier coatings with different oxidation time

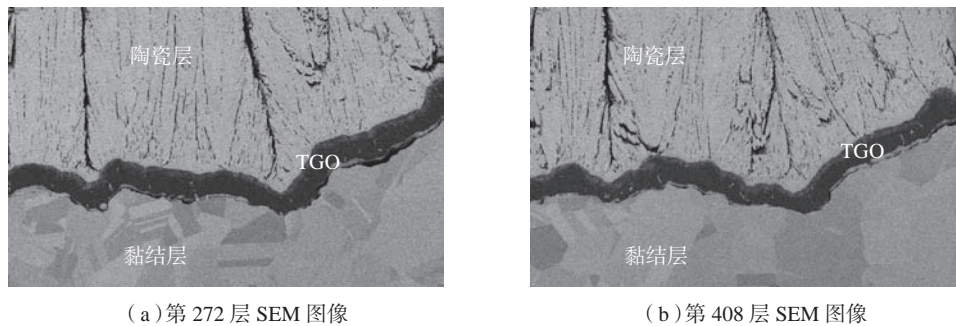


图7 EB-PVD热障涂层FIB-SEM切片图像

Fig.7 Slice images of EB-PVD thermal barrier coatings by FIB-SEM

响。Li 等^[40]研究了应力分布不连续性和褶皱界面对应力的影响,基于 X 射线显微镜三维重建的热障涂层结构仿真来描述热障涂层微结构的应力分布,研究发现陶瓷层中的孔隙对整个热障涂层模型的应力分布没有明显的影响,但褶皱的 TGO 界面对应力的影响较大。钟建兰等^[41]等采用微米 CT 对 APS 热障涂层三维成像获取 TGO 形貌,从而建立有限元模型进行有限元应力分析,仿真发现黏结层/TGO 界面处的应力最大。敖波等^[35]采用 FIB-SEM 三维成像技术获得了 EB-PVD 热障涂层中的真实 TGO 三维结构和柱间孔隙三



图8 EB-PVD热障涂层FIB-SEM三维成像
Fig.8 Three-dimensional imaging of EB-PVD thermal barrier coatings by FIB-SEM

维分布,建立了热障涂层热应力有限元分析模型,分析了 TGO 三维结构和柱间孔隙三维分布对 EB-PVD 热障涂层热应力的影响,仿真结果得到 TGO/黏结层界面的热应力大于陶瓷层/TGO 界面的热应力(图9)。

结论

本文对比了微米 CT、同步辐射 CT、FIB-SEM 这 3 种三维成像技术在热障涂层三维结构分析上的应用,且简要叙述了基于工业 CT 成像结果的热障涂层热应力有限元仿真分析现状,得出以下结论。

(1) 现有结果表明微米 CT 能实现热障涂层高分辨率三维成像,甚至能观察到 TGO 三维结构。

(2) 由于国内同步辐射 CT 最高能量约为 45~50keV,对热障涂层等高密度材料样品穿透力受限,且环形伪影影响严重,需要优化重建效果。

(3) FIB-SEM 虽然能得到超高分辨率切片图像,但属于有损分析,且一次分析范围很小。

(4) 对比同步辐射 CT、FIB-SEM 三维成像结果,微米 CT 是目前非常有效的热障涂层三维成像分析手段。

(5) 基于工业 CT 成像结果重构真实的热障涂层多层结构模型,并由此开展 TGO 引起的热应力有限元仿

真分析,对预测热障涂层失效有重要作用。目前为止,还没有非常合适的热障涂层三维结构模型来描述热障涂层真实 TGO 动态生长的有限元热应力分析,如何获得同一个样品在不同高温氧化时间的 TGO 三维形貌至关重要,且采用无损检测方法实现 TGO 生长过程的有效动态监测是亟须解决的问题,可能是未来热障涂层无损检测的重点研究方向。

参考文献

- [1] PADTURE N P, GELL M, JORDAN E H. Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications[J]. Science, 2002, 296(5566): 280-284.
- [2] 何利民. 高温防护涂层技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
HE Limin. High-temperature protective coating[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012.
- [3] 曹学强. 热障涂层材料[M]. 北京: 科学出版社, 2007.
CAO Xueqiang. Thermal barrier coating materials[M]. Beijing: Science Press, 2007.
- [4] 钟建兰. 基于真实 TGO 三维结构的热障涂层热应力分析[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2018.
ZHONG Jianlan. Thermal stress analysis on thermal barrier coatings based on real three-dimensional structure of thermally grown oxide[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2018.
- [5] 张朝宗, 郭志平, 张朋. 工业 CT 技术和原理[M]. 北京: 科学出版社, 2009.
ZHANG Chaozong, GUO Zhiping, ZHANG Peng. The technology and principle of industrial computed tomography[M]. Beijing: Science Press, 2009.
- [6] SUBRAMANIAN R, KULKARNI A A. Methodologies for non-destructive quantification of thermal barrier coating temperatures on service run parts: US7298818(B2)[P]. 2007-11-20.
- [7] 须颖, 邹晶, 姚淑艳. X 射线三维显微镜及其典型应用[J]. CT 理论与应用研究, 2014, 23(6): 967-977.

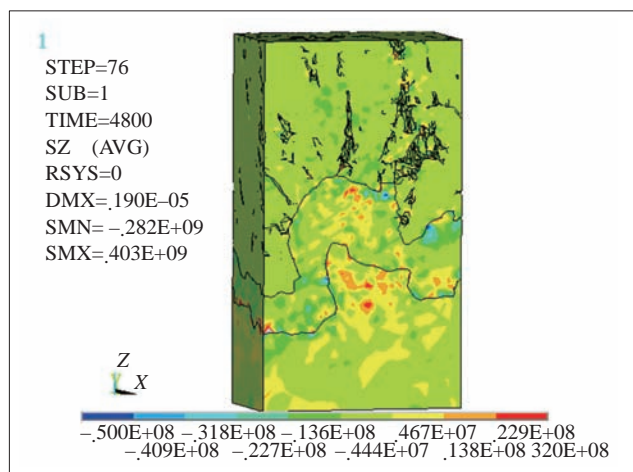


图9 EB-PVD热障涂层热应力分布云图
Fig.9 Thermal stress distribution of EB-PVD thermal barrier coating

XU Ying, ZOU Jing, YAO Shuyan. 3D X-ray microscope and its typical applications[J]. Computerized Tomography Theory and Applications, 2014, 23(6): 967-977.

[8] ZHAO Y, SHINMI A, ZHAO X, et al. Investigation of interfacial properties of atmospheric plasma sprayed thermal barrier coatings with four-point bending and computed tomography technique[J]. Surface and Coatings Technology, 2012, 206(23): 4922-4929.

[9] 敖波, 王婵, 邓翠贞, 等. 热障涂层喷涂质量微焦点 CT 检测[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1777-1783.

AO Bo, WANG Chan, DENG Cuizhen, et al. Spraying quality inspection of thermal barrier coating by micro-computed tomography[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1777-1783.

[10] AHMADIAN S, JORDAN E H. Explanation of the effect of rapid cycling on oxidation, rumpling, microcracking and lifetime of air plasma sprayed thermal barrier coatings[J]. Surface and Coatings Technology, 2014, 244: 109-116.

[11] AHMADIAN S, BROWNING A, JORDAN E H. Three-dimensional X-ray micro-computed tomography of cracks in a furnace cycled air plasma sprayed thermal barrier coating[J]. Scripta Materialia, 2015, 97: 13-16.

[12] ZHANG S D, ZHANG W L, WANG S G, et al. Characterisation of three-dimensional porosity in an Fe-based amorphous coating and its correlation with corrosion behaviour[J]. Corrosion Science, 2015, 93: 211-221.

[13] 张小锋, 周克崧, 刘敏, 等. 工业 CT 应用于热障涂层热生长氧化层厚度的测量[C]//第七届全国青年表面工程学术会议论文集. 重庆, 2015.

ZHANG Xiaofeng, ZHOU Kesong, LIU Min, et al. Application of industrial CT in measurement of thermal growth oxide layer thickness of thermal barrier coatings[C]//Proceedings of the 7th National Youth Conference on Surface Engineering. Chongqing, 2015.

[14] 敖波, 何深远, 邓翠贞. 热障涂层 X 射线显微镜三维成像[J]. 稀有金属材料与工程, 2016, 45(12): 3306-3312.

AO Bo, HE Shenyuan, DENG Cuizhen. Three-dimensional imaging of thermal barrier coatings by X-ray microscopy[J]. Rare Metal

Materials and Engineering, 2016, 45(12): 3306-3312.

[15] 何深远. 热障涂层纳米 CT 三维成像研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2017.

HE Shenyuan. Three-dimensional imaging of thermal barrier coatings by nano-CT[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2017.

[16] 古玉祺. EB-PVD 热障涂层三维结构及有限元热应力分析[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2019.

GU Yuqi. Three-dimensional structure and finite element thermal stress analysis of EB-PVD thermal barrier coatings[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2019.

[17] SPANNE P, JONES K W, HERMAN H, et al. Structure determination of thermal-spray materials using synchrotron X-ray microtomography[C]//Symposium on Current Problems and Directions in Plasma-Spray Processing. Upton, NY (United States), 1991.

[18] SPANNE P, JONES K W, HERMAN H, et al. Measurement of imperfections in thermal spray coatings using synchrotron-computed microtomography[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 1993, 2(2): 121-124.

[19] JONES K W, FENG H. Microanalysis of materials using synchrotron radiation[EB/OL]. [2020-03-18]. <https://www.bnl.gov/isd/documents/21473.pdf>.

[20] KULKARNI A, GOLAND A, HERMAN H, et al. Advanced neutron and X-ray techniques for insights into the microstructure of EB-PVD thermal barrier coatings[J]. Materials Science and Engineering: A, 2006, 426(1-2): 43-52.

[21] KULKARNI A, SAMPATH S, GOLAND A, et al. Computed microtomography studies to characterize microstructure-property correlations in thermal sprayed alumina deposits[J]. Scripta Materialia, 2000, 43(5): 471-476.

[22] KULKARNI A, HERMAN H, DECARLO F, et al. Microstructural characterization of electron beam-physical vapor deposition thermal barrier coatings through high-resolution computed microtomography[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2004, 35(7): 1945-1952.

[23] KULKARNI A A, GOLAND A,

HERMAN H, et al. Advanced microstructural characterization of plasma-sprayed zirconia coatings over extended length scales[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2005, 14(2): 239-250.

[24] SUN J G. Development of nondestructive evaluation methods for ceramic coatings and membranes[C]//Proceedings of 16th Annual Conference on Fossil Energy Materials. Baltimore, MD (US), 2002.

[25] WEYANT C M, ALMER J, FABER K T. Through-thickness determination of phase composition and residual stresses in thermal barrier coatings using high-energy X-rays[J]. Acta Materialia, 2010, 58(3): 943-951.

[26] AMSELLEM O, BORIT F, JEULIN D, et al. Three-dimensional simulation of porosity in plasma-sprayed alumina using microtomography and electrochemical impedance spectrometry for finite element modeling of properties[J]. Journal of Thermal Spray Technology, 2012, 21(2): 193-201.

[27] MAUREL V, HELFEN L, N' GUYEN F, et al. Three-dimensional investigation of thermal barrier coatings by synchrotron-radiation computed laminography[J]. Scripta Materialia, 2012, 66(7): 471-474.

[28] KHOSHKHOU D, MOSTAFAVI M, REINHARD C, et al. Three-dimensional displacement mapping of diffused Pt thermal barrier coatings via synchrotron X-ray computed tomography and digital volume correlation[J]. Scripta Materialia, 2016, 115: 100-103.

[29] SAKAMOTO T, CHENG Z H, TAKAHASHI M, et al. Development of an ion and electron dual focused beam apparatus for three-dimensional microanalysis[J]. Japanese Journal of Applied Physics, 1998, 37(4): 2051-2056.

[30] INKSON B J, MULVIHILL M, MÖBUS G. 3D determination of grain shape in a FeAl-based nanocomposite by 3D FIB tomography[J]. Scripta Materialia, 2001, 45(7): 753-758.

[31] HOLZER L, INDUTNYI F, GASSER P H, et al. Three-dimensional analysis of porous BaTiO₃ ceramics using FIB nanotomography[J]. Journal of Microscopy, 2004, 216(1): 84-95.

[32] BANSAL R K, KUBIS A, HULL

R, et al. High-resolution three-dimensional reconstruction: a combined scanning electron microscope and focused ion-beam approach[J]. Journal of Vacuum Science & Technology B: Microelectronics and Nanometer Structures, 2006, 24(2): 554–561.

[33] SONG X M, MENG F L, KONG M G, et al. Thickness and microstructure characterization of TGO in thermal barrier coatings by 3D reconstruction[J]. Materials Characterization, 2016, 120: 244–248.

[34] SONG X M, MENG F L, KONG M G, et al. Relationship between cracks and microstructures in APS YSZ coatings at elevated temperatures[J]. Materials Characterization, 2017, 131: 277–284.

[35] 敖波, 钟建兰, 古玉祺. EB-PVD热障涂层 TGO 三维结构分析[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(8): 136–142.

AO Bo, ZHONG Jianlan, GU Yuqi. Three-dimensional structure analysis of TGO in EB-PVD thermal barrier coatings[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(8):

136–142.

[36] 王琳琳. 基于三维微观结构模型的热障涂层性能预测及失效机理分析[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.

WANG Linlin. Performance prediction and failure mechanism analysis of thermal barrier coatings based on a 3D micro-structural model[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016.

[37] SLÁMEČKA K, SKALKA P, POKLUDA J, et al. Finite element simulation of stresses in a plasma-sprayed thermal barrier coating with an irregular top-coat/bond-coat interface[J]. Surface and Coatings Technology, 2016, 304: 574–583.

[38] ZHU W, WANG J W, YANG L, et al. Modeling and simulation of the temperature and stress fields in a 3D turbine blade coated with thermal barrier coatings[J]. Surface and Coatings Technology, 2017, 315: 443–453.

[39] KYAW S, JONES A, JEPSON M A E, et al. Effects of three-dimensional coating interfaces on thermo-mechanical

stresses within plasma spray thermal barrier coatings[J]. Materials & Design, 2017, 125: 189–204.

[40] LI C, ZHANG X, CHEN Y, et al. Understanding the residual stress distribution through the thickness of atmosphere plasma sprayed (APS) thermal barrier coatings (TBCs) by high energy synchrotron XRD; digital image correlation (DIC) and image based modelling[J]. Acta Materialia, 2017, 132: 1–12.

[41] 钟建兰, 敖波, 古玉祺. 基于真实 TGO 三维结构的热障涂层热应力分析[J]. 稀有金属材料与工程, 2018, 47(7): 2100–2106.

ZHONG Jianlan, AO Bo, GU Yuqi. Thermal stress analysis on thermal barrier coatings based on real three-dimensional structure of thermally grown oxide[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2018, 47(7): 2100–2106.

通讯作者: 敖波, E-mail: aobo0328@nchu.edu.cn。

Research Progress on Three-Dimensional Imaging of Thermal Barrier Coatings for Turbine Blade

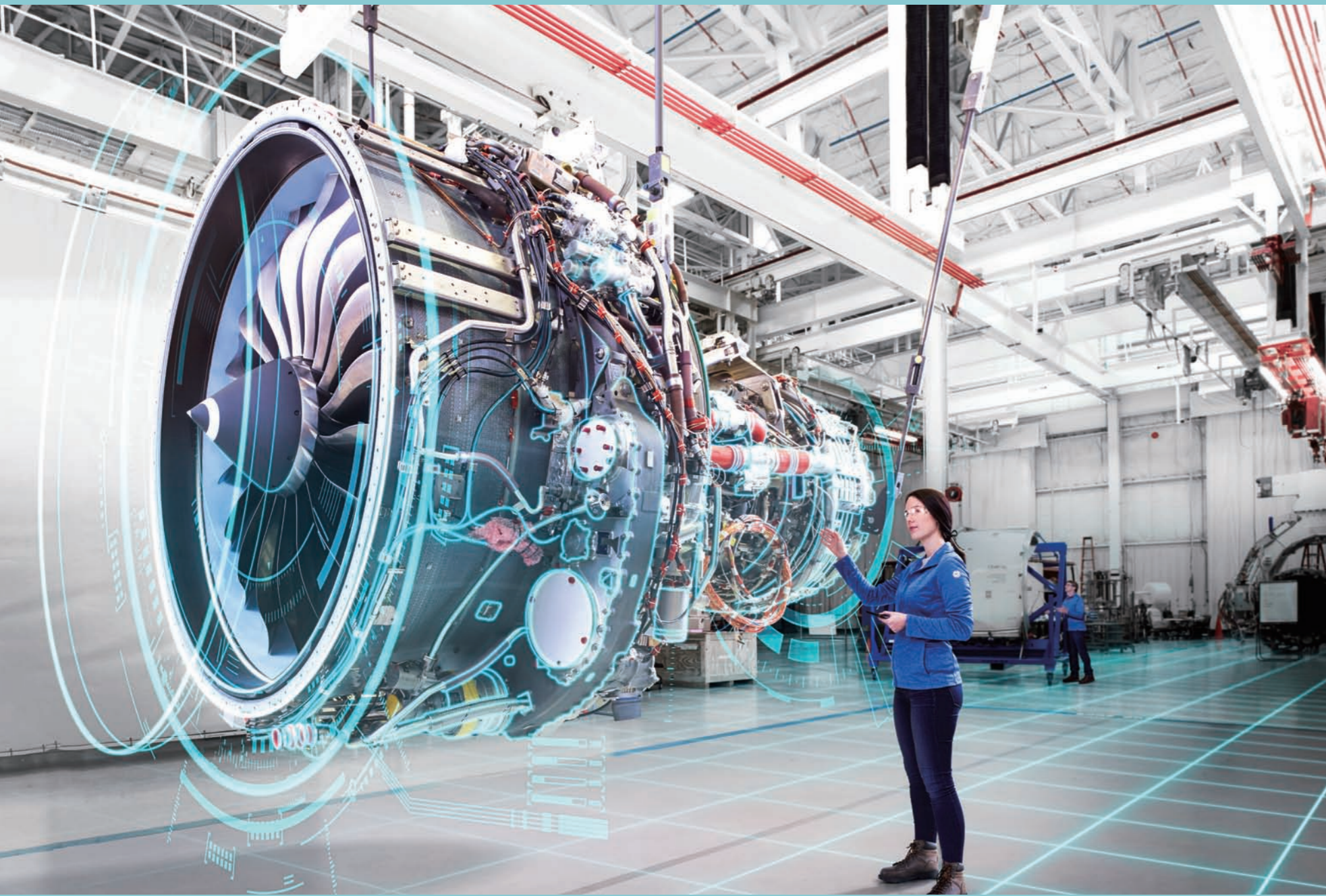
AO Bo, WU Guanhua

(Key Laboratory of Nondestructive Testing of the Ministry of Education, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

[ABSTRACT] Thermal barrier coatings (TBCs) is a key technology of high temperature protection of turbine blade, which has typical layered structure characteristics. Thermally grown oxide (TGO) is produced by high temperature oxidation during the service of the thermal barrier coatings, and there is an urgent need for three-dimensional imaging method which will detect the internal structure of thermal barrier coatings nondestructively. Because three-dimensional images can be obtained by computed tomography (CT), and the three-dimensional structure of the object can be reproduced accurately, it is one of the best analysis methods for the layered structure of thermal barrier coatings, and has a good performance in thermal barrier coatings spraying quality evaluation and high temperature oxidation monitoring. In this paper, the development of micro-CT imaging, synchrotron radiation CT imaging, 3D imaging of focused ion beam-scanning electron microscope (FIB-SEM) and thermal stress finite element simulation of thermal barrier coatings in domestic and abroad are mainly introduced. Finally, the possible development direction is pointed out.

Keywords: Thermal barrier coatings; Micro-CT; Synchrotron radiation CT; Focused ion beam-scanning electron microscope (FIB-SEM); Turbine blade; Nondestructive testing

(责编 逸飞)



智能装配

Intelligent Assembly

将物联网、大数据、云计算、人工智能等技术引入飞机装配中,建立智能装配体系,将有效提升飞机装配系统的自感知、自诊断、自优化、自决策和自执行能力,继而打造高度智能化、柔性化的飞机装配车间,建立航空智能化制造工厂,全面提升航空制造业的整体水平。



引文格式: 杨浩然, 安鲁陵, 黎雪婷. 飞机结构中柔性件装配偏差分析与控制研究进展[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 30-37.

YANG Haoran, AN Luling, LI Xueting. Research progress on analysis and control of assembly deviation of flexible parts in aircraft structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 30-37.

飞机结构中柔性件装配偏差 分析与控制研究进展

杨浩然, 安鲁陵, 黎雪婷

(南京航空航天大学机电学院, 南京 210016)

[摘要] 飞机柔性结构的装配偏差分析与控制一直是飞机装配中的难点,随着复合材料在飞机结构中的广泛应用,这一问题越发明显。采用预浸料固化工艺的复合材料零件具有制造偏差大、非主应力方向在装配过程中容易损伤等特点,对柔性件装配中的偏差分析和控制提出了更高的要求。如何合理地进行容差分配、工艺补偿、过约束装配以满足装配后的性能要求,是目前困扰复合材料柔性件装配的一大难题。基于此,阐述和总结了国内外对于飞机结构中柔性件装配偏差分析与控制的研究进展,为飞机柔性件装配提供参考。

关键词: 飞机制造; 偏差分析; 柔性工装; 复合材料; 公差

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.030



杨浩然

博士研究生,主要研究方向为数字化设计制造技术、复合材料连接技术等。

零件的几何尺寸会偏离公称尺寸,装配是在这些带有偏差的零件之间施加约束,使之成为满足性能需求的产品的过程,在这个过程中零件尺寸的偏差会不断传递,最终影响产品的几何尺寸和力学性能。在偏差分析中往往在两个被装配零件刚度相差较大时,将刚度较大的零件视为刚体,将刚度较小的零件视为柔性件,但本质上飞机装配中的所有零件都是柔性件,都会在力的作用下产生几何形状的变化,理想的方法是将飞机装配中的所有零件均视为柔性件。

由于零件制造偏差、夹具定位偏差、紧固件参数偏差、零件重力偏差、温度偏差等偏差源的存在,多个柔性件装配过程中存在复杂的间隙或干涉。在实际生产中往往采用施加装

配夹紧力或工艺补偿消除被装配零件间的间隙或干涉,这会导致部件几何尺寸的偏差与结构力学性能的下降。使用夹具施加装配力是指为补偿前序装配、重力、温度导致的偏差,通过改变夹具位置对柔性件矫形而产生的装配力。矫形过程中零件内部产生应力,在后续的装配过程中一部分应力释放导致飞机几何形状的偏差,未释放的残余应力导致了飞机力学性能的下降。工艺补偿是指使用垫片、预留牺牲层对零件进行二次加工、改变肋脚位置的方法消除间隙和干涉。由于垫片和牺牲层的材质与结构本身材质不同,会导致结构力学性能下降和重量增加。提高零件的制造精度可以部分消除装配过程中的复杂干涉和间隙,但对零件制造能力提出了更高的考验。热固性

复合材料与金属材料相比成型偏差大,成型后加工困难等问题导致了装配过程中柔性零件偏差大的特点,这对如何分析和控制柔性件装配偏差提出了更高的要求。

柔性件偏差分析理论是容差分配、夹具施加装配力、垫片补偿策略的理论基础,基于柔性件偏差分析理论可以找到导致部件超差或局部装配应力过大的原因,并在装配过程中加以补偿。当前的柔性件偏差的数值分析方法主要有两种。第1种是直接有限元法,使用有限元的方法,将偏差在零件建模过程中考虑进去,根据装配流程施加约束和载荷,计算装配中偏差的传递和耦合,最终得到部件的偏差。其特点是计算速度较慢,但可以直接使用有限元软件中自带的算法考虑接触非线性、重力、温度等问题,可以得到装配后的全局偏差和全局应力,更适用于已知偏差的装配过程优化问题。第2种是有限元子结构法,使用有限元的方法计算装配对象的敏感度矩阵,即初始偏差与装配后偏差的关系,或使用有限元计算超元刚度矩阵,结合超元刚度矩阵计算压紧力释放导致的回弹变形量。其特点是计算速度较快,可以得到关键点偏差和节点力大小,更适用于容差分配问题。

此外飞机装配中由于其结构复杂,装配中的不确定性众多,目前的柔性件偏差分析理论不能完全满足装配需求。在实际装配过程中需要借助力位传感器测量当前装配状态下的偏差和装配夹紧力,再根据测量值调整装配夹紧力和间隙补偿测量,所以需要带有自动化夹紧和力位感知能力的柔性工装智能感知当前装配状态下的信息,并根据信息进行自动化调节。所以本文主要从欧盟针对柔性件偏差分析与控制的相关项目、实现偏差控制的柔性工装、柔性件偏差分析方法、柔性件偏差控制方法4个角度阐述国内外相关研究人

员对飞机结构中柔性件偏差分析与控制的研究进展。

欧盟针对柔性件偏差分析与控制的相关项目

欧盟2008~2016年设立并完成了“使用扩展、集成、成熟的计算手段优化飞机结构”(MAAAXIMUS)项目,其目的是对复合材料飞机结构首次验证的快速开发与高度优化,同时在虚拟平台和实体平台进行开发,并相互验证。该项目在装配方面达成的目标是通过增加机器人和自动化装配设备在公差管理中的用量,减少50%的装配时间。MAAAXIMUS项目的子项目“装配公差带的分布”由空客完成,子项目的目标是为虚拟装配开发灵活的模型和仿真,考虑装配过程中的约束和部件力学行为,以优化装配过程,发现可能存在的问题。该子项目定义并使用全局优化方法,可以执行公差优化和带偏差柔性件的最优配合。发展了两种装配过程仿真方法,具体用于装配可行性评估、装配顺序优化、装配过程中的约束优化以实现部件间的最优配合,检查工装夹具的几何一致性,以及最重要的是验证和优化公差带。最终开发FitFlex软件用于A350的公差

带优化和装配过程优化中。

欧盟2012~2016年设立并完成了“复合材料混合结构的低成本制造与装配”(LOOCOMACHS)项目,其目的是减少或完全消除费时且昂贵的非增值工作,如间隙检测、填隙、反复装夹等工作。该项目在装配方面达成的技术革新是在装配过程中使用先进的仿真和统计过程控制工具,建立更好的公差和集合偏差管理方法论,引入更多的自动化设备。基于该项目完成了精益装配翼盒(LAWiB)与集成化翼盒(MIWiB)的装配和装配偏差分析软件ANATOLEFLEX的开发。LAWiB零件集成化比MIWiB低,其由前后梁、4个翼肋、上下壁板和连接零件组成,使用如图1所示的柔性工装,可以对装配过程中的夹具点装配力进行测量,可以使用ANATOLEFLEX软件的装配仿真分析结果对工装定位点进行调整,实现精益生产的目标。MIWiB具有更高的集成化,将前后梁、上壁板、肋的上缘条共固化在一起,整个结构由集成后的上壁板、下壁板、两个翼肋构成,如图2所示。软件平台ANATOLEFLEX(图3)集成在CATIA软件中,具有连续的数据流(CAD、有限元网格、测量数



图1 LAWiB翼盒装配工装

Fig.1 Lean assembly wingbox (LAWiB) tooling

据),该软件可以完成优化公差分配、间隙与垫片的预测以及测量辅助下的装配过程优化。LOOCOMACHS项目实现了几何公差和偏差管理的完全集成,减少50% 填隙工作带来的成本,减少30% 反复装夹带来的成本。

实现偏差控制的柔性工装

柔性工装是一种可以改变定位点位置和力的工装,经过多年发展,已经在国内外飞机装配工装中广泛应用。飞机结构会根据使用需求设计不同改型,柔性工装可以快速灵活地适用于同类结构的不同改型,此外柔性件装配时往往需要过约束,柔性工装可以对偏差不同的柔性件施加最适合的约束以满足装配需求。带有数字化感知能力的柔性工装是数值仿真模型与实体物理模型的桥梁,实现柔性件装配偏差控制离不开合理的柔性工装设计。

Williams 等^[1]基于决定性装配理论,针对波音747机身壁板装配开发了一种柔性工装,如图4所示。

Munk 等^[2]介绍了一种用于波音777翼梁装配中使用的决定性翼梁装配单元,根据决定性装配理论其定位主要依靠几个DA孔,消除了昂贵的刚性工装,其柔性工装的意义主要是保证DA孔之间区域的位置准确性。文中使用的柔性工装由25个立式基座和56个带有真空头的POGO柱组成,POGO柱的定位由数控机床控制器控制。Hopper 等^[3]介绍了一种A380机翼壁板工装,如图5所示,A380是世界上最大型的客机之一,其机翼长33m,重量超过4000kg。其机翼壁板的工装要能够持续的施压外力以保证几何外形,还需要安全地夹持壁板完成多次安装和拆卸。EI公司设计了该壁板定位工装,该工装由22个液压伸缩臂组成,每块壁板定位工装由6个伸缩臂组成,每个液压臂最大伸长量

达3m,液压伸缩臂末端与壁板离散的配合点进行连接。Gunnarsson 等^[4]介绍了一种A320机翼前缘装配中使用的可重构柔性工装如图6(a)所示,使用如图6(b)所示并联机构

作为可重构定位点,该并联机构可使用机器人进行整体移动,也可自己对末端定位点进行微调;区别于钳式定位器只可以固定一个方向的自由度,使用3个如图6(c)所示定位器,

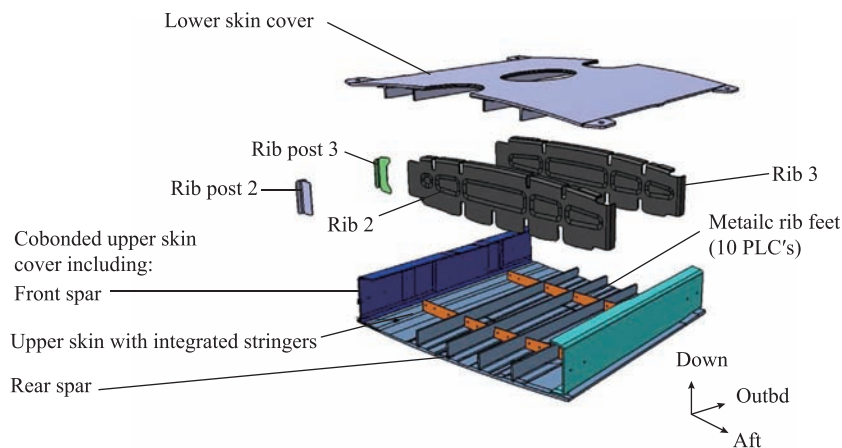


图2 MIWiB翼盒结构示意图

Fig.2 More integrated wingbox (MIWiB)

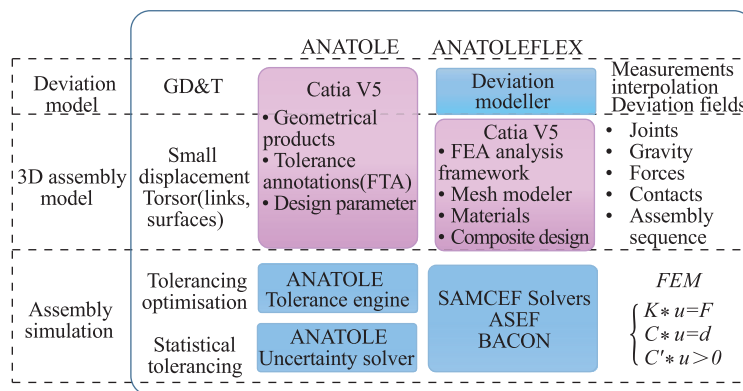


图3 ANATOLEFLEX软件的构成

Fig.3 ANATOLEFLEX software composition

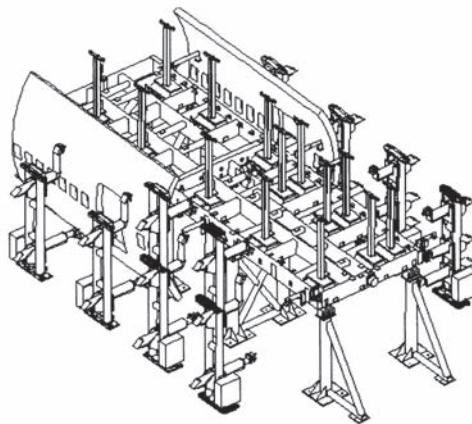


图4 波音747柔性工装

Fig.4 Boeing 747 flexible tooling

根据 3-2-1 定位法在需要定位的零件上钻 1 个销孔、1 个椭圆孔、1 个过渡配合孔,对零件 6 个自由度完全定位;区别于传统工装型架的焊接,使用如图 6 (d) 所示连接方法易于拆卸。类似工装在欧盟的神经元无人机上也有使用。

王亮等^[5]对柔性工装体系进行了研究,郭飞燕等^[6]对柔性工装设计方法进行了研究。Ramirez 等^[7]使用并联机构和激光定位设备对复合材料壁板进行定位,该工装可根据误差调整约束点位置和力,完成矫形,如图 7 所示,介绍了使用多个并联机构的壁板矫形工装,使用激光测量设备做反馈,根据数值分析得出压紧力大小,并联机构的压头调整压紧力以保证柔性壁板外形尺寸。Jefferson 等^[8]介绍了一种基于工业机器人和柔性压紧机构的可重构柔性工装,并使用一个翼盒装配案例作为工装的验证。Arista 等^[9]介绍了 A350XWB 机身装配过程中的灵活适配案例,装配场景如图 8 所示,介绍了在无法完美装配在一起的飞机柔性结构中,如何在应力极限范围内引入装配力消除几何误差,设计了柔性工装可以根据测量数据在机身壁板拼接成筒段过程中合理引入装配力。Bertelsmeier 等^[10]介绍了一种

使用工业机器人的复合材料壁板柔性定位工装(图 9),该工装可以灵活调整由于复合材料制造过程中的外形偏差和重力导致的外形偏差。李东升等^[11]提出了飞机复合材料的少无应力装配方法研究,主要使用柔性工装和力位传感器通过垫片和预留牺牲层的工艺补偿手段尽量减小装配应力。Guo 等^[12]对飞机多部件柔性工装设计和定位方法做了研究,设计了新的柔性工装,并对装配特征进

行聚类分析,根据多色集理论对装配需求与定位方法间建立逻辑关系,最终对 11 个装配步骤进行仿真并结合智能算法进行求解。

柔性件偏差分析

复合材料零件形状偏差较大,这种偏差会传递到组件中,导致装配体的装配应力过大、外形偏差过大的问题。因此如何在保证装配体外形尺寸和装配应力的前提下,合理划分零

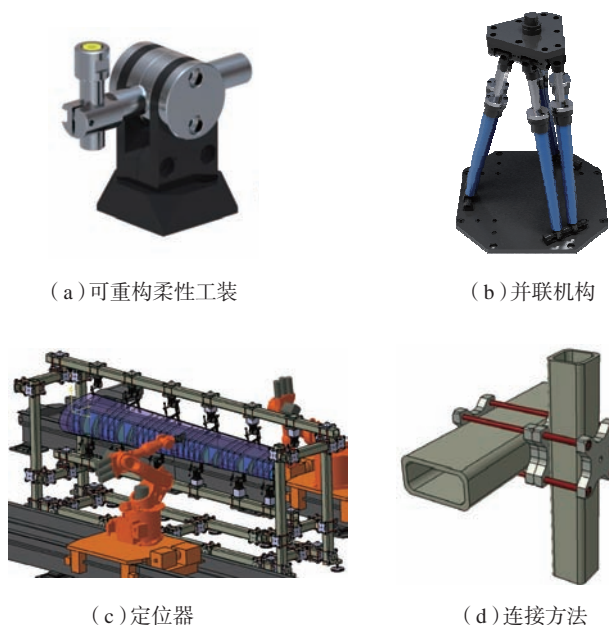


图6 A320机翼前缘装配中使用的柔性工装

Fig.6 Affordable reconfigurable tooling in case of A320 wing leading edge assembly



图5 A380壁板柔性工装

Fig.5 Flexible tooling of A380 panel



图7 复合材料结构的柔性夹具

Fig.7 Flexible holding fixtures for CFRP-structure

件公差是公差分配主要的任务,在产品阶段,通常使用数值仿真的手段研究零件间的偏差传递。大量的研究是针对刚性零件的偏差分析,但当对飞机中的柔性零件偏差进行分析时,这些研究不能满足需求。针对柔性件偏差传递的需要引入有限元分析的方法,目前基于有限元的柔性件偏差分析方法主要有直接蒙特卡洛法(DMC)和影响系数法(MIC)。

直接蒙特卡洛法是一种在有限元仿真中直接包含偏差的容差分配方法,可以更直观准确地求出各个偏差的传递,并借助有限元软件解决仿真过程中的非线性问题,还可以得到全局偏差分析结果,但由于每次迭代

时都需要运行有限元仿真,导致了其计算时间较长。

影响系数法是通过得到确定边界条件下的各节点间的敏感度矩阵,即得到零件输入偏差与部件输出偏差的关系用矩阵形式表达出来,再使用蒙特卡洛法迭代计算得到公差分布。Liu等^[13]为了提高计算速度,避免每次迭代都使用有限元计算,提出了影响系数法,关于敏感度矩阵的确定是通过在确定边界条件的前提下通过单位载荷^[13]或位移^[14]求得所求节点的刚度、柔度矩阵,经换算可以求出输入偏差和输出偏差之间的函数关系。

经过不断的发展,容差分配的影响系数法的使用方法日趋完善,

Camelio等^[15]在此基础上提出了超元刚度矩阵^[16]的方法计算敏感度矩阵,通过对整体刚度矩阵分块处理,得到所求节点的超元刚度矩阵,并在考虑零件偏差的基础上考虑了夹具、工装定位误差的影响;Wärmefjord等^[17]使用连续迭代的节点法解决了非线性接触时的接触力和接触位移问题;Mounaud等^[18]以飞机管路装配偏差为研究对象,分析了管路骨架接头的装配顺序对柔性件几何偏差传递的影响,建立了装配顺序对容差分配影响的研究方法;Lindau等^[19]使用了二次规划算法解决非线性接触时接触力和接触位移问题,具有更快的计算速度可用于解决大型结构的非线性接触问题。Falgarone等^[20]使用ANATOLEFLEX软件对柔性件装配过程中的变形进行仿真,采用了一种将偏差场直接赋予有限元仿真模型中的仿真方法,这种仿真方法针对确定几何偏差的柔性件装配可以获得更准确的全局间隙分布和全局应力分布。但是由于其计算时间较长,在公差分配中仍需要使用敏感度矩阵等方法对接触关系等边界条件进行预先计算,得出接触点信息后带入CAE中计算。该软件可以结合CATIA中的CPD模块实现对有限元模型进行快速建模、网格划分、赋予零件随机偏差的功能,并对装配中的定位连接等步骤进行仿真。Liu等^[21]基于决定性装配理论,考虑了临时紧固件引入的应力对偏差传递的影响,推导了飞机壁板类零件装配过程中的偏差传递。Mckenna等^[22]在复合材料前襟翼装配过程中将偏差与生产成本结合起来考虑,提出了一种考虑关键特征相互影响关系的新的偏差传递建模方法,并使用该方法对生产工艺的选择进行优化,在复合材料前梁的制造工艺中考虑了树脂传递模塑成型工艺和预浸料固化成型工艺,在工艺补偿中考虑了翼肋的预留牺牲层工艺和垫片补偿工艺,得出结



图8 A350XWB大部件装配场景

Fig.8 Major-component-assembly station of A350XWB

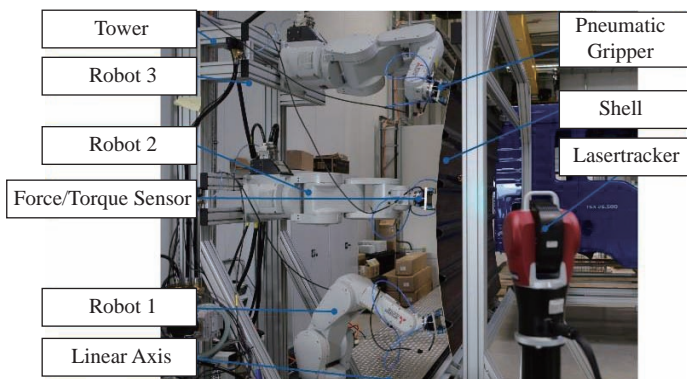


图9 机器人协调定位系统

Fig.9 Handling system with cooperating robots

论:复合材料前梁使用预浸料固化成型,存在装配间隙时采用垫片补偿的方案生产成本最低。

柔性件装配偏差控制方法

装配过程优化是一种在装配过程中,根据测量数据调整装配过程中的约束条件,以装配结果最优为目标的优化方法,即如何恰当地引入工艺补偿和过约束。根据实际应用场景不同,其约束条件可以是工装定位点位置和力、连接点位置和力、紧固件布局和预紧力大小、使用垫片或牺牲层改变接触状态等,装配结果最优也可以根据需求设置不同的定义,如关键位置间隙、外形准确度、整体受力大小、应力大小等。

A380 壁板装配^[31]采用 N-2-1 定位,6 个液压臂同时施加载荷会令壁板产生弯曲或扭曲,所以壁板在 X、Y 方向调整时两个液压臂设置为位置控制,其余 4 个液压臂设置为定载荷输出。液压臂 Z 轴进给由伺服液压装置提供,在配合点安装了力传感器,可根据操作要求半自动定位并实时输出接触力。该柔性工装应用于大型壁板零件的装配中,实现了装配过程中力位混合控制。其装配主要以骨架为基准,使用的控制方法也是一种自适应的控制方法,无法对某些特定目标施加一些特定的控制。Nicolas 等^[23]提出了针对柔性件的最佳装配方法,将敏感度矩阵用于多点约束导致的复合材料柔性件变形问题,使用该方法解决了多芬直升机舱门定位角片的安装位置优化问题,通过优化角片安装位置,尽量消除飞机外形的尺寸偏差。Wärmefjord 等^[24]提出了一种预测消除初始间隙的工装夹紧力和紧固件预紧力的仿真方法,并分析了初始间隙对装配质量的影响,该预测结果可用于优化装配质量。Maropoulos 等^[25]使用测量辅助装配技术在机翼装配过程中考虑了装配时的温度,分

别测量壁板内形面和骨架外形,根据测量结果计算工艺补偿量,提前对垫片和肋脚进行加工。Söderberg 等^[26]提出了考虑非线性接触的飞机复合材料装配应力仿真方法,将应变分为接触应变与非接触应变分别乘以接触刚度矩阵和非接触刚度矩阵,得到复合材料装配应力,结合 Tsai-Hill 失效准则判断装配可行性,根据分析结果可以对容差分配进行优化,也可以通过改变约束点位置优化装配应力,或者根据分析结果设计填隙补偿策略。张玮等^[27]使用夹具主动补偿的方法对柔性件装配偏差进行优化,结合超元刚度矩阵理论计算壁板拼接后的回弹量,提前改变工装定位点位置以补偿装配过程中夹紧力释放导致的回弹变形。Yang 等^[28]针对壁板装配过程中临时紧固件连接后的残余间隙的分布与优化问题进行研究,结合超元刚度矩阵对残余间隙进行了优化。A350 装配中基于敏感度矩阵的理论开发了 FitFlex 软件^[10],该软件可以使用不同的优化算法,可以根据需求改变过约束点位置与力的大小分别对整体间隙、关键位置间隙、整体受力、关键位置压紧力进行优化。Mei 等^[29]采用了区间法对飞机柔性结构装配偏差进行建模与分析,将零件弯曲和扭转用角度来表示而非孤立的特征点,补充了基于概率分布的偏差分析。Stefanova 等^[30]使用了内部节点法解决了飞机部件铆接仿真中的非线性接触问题,该算法可用于大型飞机柔性件装配或垫片预测时的应力计算问题,展现出了更快的计算速度。Yue 等^[31]对复合材料筒段对接问题进行研究,开发了自动最优形状控制(AOSC)软件,基于有限元仿真,考虑了执行器不确定度、零件不确定度、建模不确定度和未知不确定度,建立了仿真替代模型,实现预测性能,并将模型嵌入前馈控制算法中;进行多变量优化,确定执行器的最优动作。Lupuleac 等^[32]

对 A350 的 S19 搭接接头的临时紧固件布局进行优化,由于过多的临时紧固件对后续使用自动化设备的大规模制孔产生干涉,过少的临时紧固件会导致未制孔区域存在间隙影响后续的制孔,所以该文结合敏感度矩阵和基于能量的二次规划方法对临时紧固件布局进行优化,还考虑了随机间隙和重力的影响。

结论

柔性件的偏差分析主要就是直接有限元法和敏感度矩阵法,本文主要介绍了这两种方法的发展情况和各自的优缺点,以及在国外相关项目中的应用。国内学者对偏差分析也进行了大量研究,但与实际生产结合不紧密。根据对柔性件装配偏差分析与控制关键技术问题研究现状总结与分析,得出以下 4 个结论。

(1) 可以通过随机离散场或辅助测量结果生成复合材料柔性件偏差,使用直接有限元仿真得到装配后间隙分布和外形偏差,根据仿真结果进行间隙补偿和可装配性评估。

(2) 对于大型飞机机身筒段对接、机身筒段壁板拼接、机翼壁板装配可以使用自动化柔性工装,根据现场测量的实际偏差值和关键力反馈数据,结合影响系数法对装配偏差和装配应力进行优化控制。

(3) 在容差分配中,可以结合影响系数法和统计数据建立零件输入偏差与部件输出偏差的关系,以及基于关键点的偏差分析结果的全局应力分布。

(4) 针对已知初始间隙下,临时紧固件布局与剩余间隙的关系已经有了较为完善的数值分析方法。

我国缺乏自主可控的柔性件尺寸偏差分析软件,国内学者对于偏差分析的研究主要停留在理论阶段,无法和工程实际有机结合,指导实际生产中的偏差分析与控制,找到导致部件装配尺寸偏差过大和装配应力过

大的根本原因。由于缺乏带有力位感知能力的自动化柔性工装,一些基于偏差分析的调控方法无法有效运用到实际生产中。

展望

(1) 国内应针对飞机装配偏差开发类似 ANATOLEFLEX 的自主可控的柔性件容差分析软件和基于有限元的装配过程仿真软件,集成在 CATIA 平台下,提高实际生产中柔性件装配偏差分析能力。

(2) 基于蒙特卡罗的容差分配需要更快速准确的偏差传递的数值分析方法,如对神经网络在偏差分析中的应用应加以研究。

(3) 近年来,制造偏差更小、一体化程度更高的复合材料制造工艺得到了长足的发展,如美国下一代运输机中使用的拉挤杆缝合有效整体化结构方案 (FRSEUS) 可能会对复合材料的装配带来革命性的改变,针对 FRSEUS 的偏差控制需要进行进一步的研究。

(4) 应建立装配应力与飞机性能的关系,明确复合材料装配过程中装配应力的许用范围。

参考文献

[1] WILLIAMS G, CHALUPA E, BILLIEU R, et al. Gaugeless tooling[C]//SAE Technical Paper Series. 400 Commonwealth Drive, Warrendale: SAE International, 1998.

[2] MUNK C. Determinant spar assembly cell[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2002.

[3] HOPPER C, KARAGIAS T, DURACK L, et al. Panel loaders for A380[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2005.

[4] GUNNARSSON L, BITAR N. Assembly analysis-fixed leading edge for airbus A320[M]. Linköping: Linköping University, 2010.

[5] 王亮, 李东升. 飞机数字化装配柔性工装技术体系研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(7): 34-39.

2012, 55(7): 34-39.

WANG Liang, LI Dongsheng. Flexible tooling technology system for aircraft digital assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(7): 34-39.

[6] 郭飞燕, 王仲奇, 康永刚, 等. 飞机柔性装配工装设计[J]. 航空制造技术, 2014, 57(16): 12-16.

GUO Feiyan, WANG Zhongqi, KANG Yonggang, et al. Design of the flexible assembly tooling for aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(16): 12-16.

[7] RAMIREZ J, WOLLNACK J. Flexible automated assembly systems for large CFRP-structures[J]. Procedia Technology, 2014, 15: 447-455.

[8] JEFFERSON T G, BENARDOS P, RATCHEV S. Reconfigurable assembly system design methodology: A wing assembly case study[J]. SAE International Journal of Materials and Manufacturing, 2015, 9(1): 31-48.

[9] ARISTA R, FALGARONE H. Flexible best fit assembly of large aircraft components, airbus A350XWB case study[C]//Product Lifecycle Management and the Industry of the Future, Seville, 2017.

[10] BERTELSMEIER F, DETERT T, UBELHOR T, et al. Cooperating robot force control for positioning and untwisting of thin walled components[J]. Advances in Robotics & Automation, 2017, 6(3): 1-7.

[11] 李东升, 翟雨农, 李小强. 飞机复合材料结构少无应力装配方法研究与应用进展[J]. 航空制造技术, 2017, 60(9): 30-34.

LI Dongsheng, ZHAI Yunong, LI Xiaoqiang. Research and application advances of stress-less assembly methods for composite airframe[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(9): 30-34.

[12] GUO F Y, WANG Z Q, LIU J H, et al. Locating method and motion stroke design of flexible assembly tooling for multiple aircraft components[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 107(1-2): 549-571.

[13] LIU S C, HU S J. Variation simulation for deformable sheet metal assemblies using finite element methods[J]. Journal of Manufacturing Science and

Engineering, 1997, 119(3): 368-374.

[14] GERBINO S, PATALANO S, FRANCIOSA P. Statistical variation analysis of multi-station compliant assemblies based on sensitivity matrix[J]. International Journal of Computer Applications in Technology, 2008, 33(1): 12-23.

[15] CAMELIO J, HU S J, CEGLAREK D. Modeling variation propagation of multi-station assembly systems with compliant parts[J]. Journal of Mechanical Design, 2003, 125(4): 673-681.

[16] GIULIANO G, CORRADO A, POLINI W. Super-element method applied to MIC to reduce simulation time of compliant assemblies[J]. International Journal of Computer Applications in Technology, 2019, 59(4): 277.

[17] WÄRMEFJORD K, LINDKVIST L, SÖDERBERG R. Tolerance simulation of compliant sheet metal assemblies using automatic node-based contact detection[C]//Volume 14: New Developments in Simulation Methods and Software for Engineering Applications. October 31-November 6, 2008. Boston, Massachusetts, USA. ASME/EDC, 2008.

[18] MOUNAUD M, THIÉBAUT F, BOURDET P, et al. Assembly sequence influence on geometric deviations propagation of compliant parts[J]. International Journal of Production Research, 2011, 49(4): 1021-1043.

[19] LINDAU B, LORIN S, LINDKVIST L, et al. Efficient contact modeling in nonrigid variation simulation[J]. Journal of Computing and Information Science in Engineering, 2016, 16(1): 011002.

[20] FALGARONE H, THIÉBAUT F, COLOOS J, et al. Variation simulation during assembly of non-rigid components, realistic assembly simulation with ANATOLEFLEX software[J]. Procedia CIRP, 2016, 43: 202-207.

[21] LIU X, AN L L, WANG Z G, et al. Assembly variation analysis of aircraft panels under part-to-part locating scheme[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019: 1-15.

[22] MCKENNA V, JIN Y, MURPHY A, et al. Cost-oriented process optimisation through variation propagation management for aircraft wing spar assembly[J]. Robotics and Computer-

- Integrated Manufacturing, 2019, 57: 435–451.
- [23] NICOLAS C, HUGO F, FRANÇOIS T, et al. A new approach for best fit assembly based on the behaviour of components[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2006.
- [24] WÄRMEFJORD K, SÖDERBERG R, LINDKVIST L. Simulation of the effect of geometrical variation on assembly and holding forces[J]. International Journal of Product Development, 2013, 18(1): 88–108.
- [25] MAROPOULOS P G, MUELANER J E, SUMMERS M D, et al. A new paradigm in large-scale assembly: Research priorities in measurement assisted assembly[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 70(1–4): 621–633.
- [26] SÖDERBERG R, WÄRMEFJORD K, LINDKVIST L. Variation simulation of stress during assembly of composite parts[J]. CIRP Annals, 2015, 64(1): 17–20.
- [27] 张玮, 王志国, 谭昌柏, 等. 基于夹具主动定位补偿的飞机柔性件装配偏差优化方法[J]. 航空学报, 2017, 38(6): 258–266.
- ZHANG Wei, WANG Zhiguo, TAN Changbai, et al. Assembly variation optimization method of aircraft compliant parts based on active locating compensation of fixture[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(6): 258–266.
- [28] YANG D, QU W W, KE Y L. Evaluation of residual clearance after pre-joining and pre-joining scheme optimization in aircraft panel assembly[J]. Assembly Automation, 2016, 36(4): 376–387.
- [29] MEI B, ZHU W D, ZHENG P Y, et al. Variation modeling and analysis with interval approach for the assembly of compliant aeronautical structures[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2019, 233(3): 948–959.
- [30] STEFANOVA M, YAKUNIN S, PETUKHOVA M, et al. An interior-point method-based solver for simulation of aircraft parts riveting[J]. Engineering Optimization, 2018, 50(5): 781–796.
- [31] YUE X W, WEN Y C, HUNT J H, et al. Surrogate model-based control considering uncertainties for composite fuselage assembly[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2018, 140(4): 041017.
- [32] LUPULEAC S, SHINDER J, CHURILOVA M, et al. Optimization of automated airframe assembly process on example of A350 S19 splice joint[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2019.

通讯作者: 安鲁陵, 教授, 博士, 主要研究方向为飞机装配技术、复合材料连接技术等, E-mail: anllme@nuaa.edu.cn。

Research Progress on Analysis and Control of Assembly Deviation of Flexible Parts in Aircraft Structures

YANG Haoran, AN Luling, LI Xueting

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

[ABSTRACT] Assembly deviation analysis and control of aircraft complaint structure is always a difficulty in aircraft assembly. With the extensive application of composite materials in aircraft structure, this problem is exposed more and more obviously. As the composite parts manufactured by prepreg curing process have the characteristics of large manufacturing deviation and easy damage in non-principal stress direction in the assembly process, so higher requirements are put forward for the deviation analysis and control in the assembly of flexible parts. It is a difficult problem for assembly of composite complaint parts at present, that how to carry out tolerance allocating, technological compensation and over-constrained assembly reasonably to meet the performance requirements after assembly. This paper expounded and summarized the research progress of the deviation analysis and control of flexible parts assembly in aircraft structure, and provided a reference for assembly of aircraft flexible parts.

Keywords: Aircraft manufacturing; Deviation analysis; Flexible tooling; Composite; Tolerance

(责编 古系)

引文格式:王发麟,李志农,王娜.飞机整机线缆自动化集成检测技术研究现状和发展[J].航空制造技术,2021,64(4):38-49.

WANG Falin, LI Zhihong, WANG Na. Research status and its perspective of automated integrated detection technology for aircraft cables[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 38-49.

飞机整机线缆自动化集成检测 技术研究现状和发展*

王发麟¹,李志农²,王娜³

(1. 南昌航空大学航空制造工程学院,南昌 330063;

2. 南昌航空大学无损检测技术教育部重点实验室,南昌 330063;

3. 航空工业江西洪都航空工业集团有限责任公司飞机总装厂,南昌 330024)

[摘要] 飞机整机线缆集成检测是飞机总装过程中的一项重要工作,是关乎线缆制造质量高低的一个关键环节,在航空制造企业受到了广泛重视。对飞机整机线缆检测方法进行了比较和分析,介绍了线缆自动化集成检测的内涵和主要研究内容,对比分析了国内外线缆自动化集成检测的研究现状,分析和指出了线缆自动化集成检测存在的问题以及发展趋势。最后对数字孪生技术在线缆自动化集成检测领域中的应用进行了展望。

关键词:飞机线缆;集成检测;分布式测试箱;转接电缆;数字孪生

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.038



王发麟

讲师,博士,主要从事航空航天产品线缆虚拟装配与仿真技术、线缆集成检测技术、数字化设计与装配技术、智能制造等方面的研究。

飞机上的航电系统、火控系统、电气系统、操纵系统等各系统要保证正常的运行,少不了提供控制信号、动力电源以及数据信息的、具有“神经网络”之称的整机线缆^[1-2]。在众多影响飞机质量的因素中,飞机整机线缆的制造质量极为重要,而线缆检测是关乎线缆制造质量高低的一个关键环节,在航空制造企业受到了广泛重视。

在以飞机航电系统、电源系统、飞控系统、动力系统为主的系统功能试验之前,飞机总装过程中线缆的完整性测试是不可缺少的一个重要环节^[3-5]。各分系统的线路运行情况、系统功能的完整性和可靠性等都需要通过线缆的完整性测试来得到保

证。基于转接电缆的线缆集成检测方法,是目前国内航空制造企业对于总装阶段的飞机整机线缆检测所采用的技术手段。整机的线缆配置状况、内部导通情况、绝缘情况等借助转接电缆的方式来完成测试,这种方法对于测试点数在两万点以内的中小型飞机线缆检测可以胜任。但对于如C919等大飞机来说,由于其线缆检测点数约3万点,整机检测点分布极广且分散,如果仍采用上述基于转接电缆的检测方法,将会出现以下问题^[6-7]:

(1) 检测的可靠性低。基于转接电缆的方法很大程度上还是依赖于人工来进行操作,由于存在经验和操作熟练程度的差异,整机线缆检测的可靠性难以得到保证。

(2) 检测难度大。航电系统、电

* 基金项目:国家自然科学基金(51675258);江西省教育厅科学技术研究项目(GJJ180539);南昌航空大学博士启动金(EA201803301)。

源系统、飞控系统、动力系统等相关的检测点数量多而分散,不同的系统在进行检测时需要根据实际情况来调整转接方案,加大了检测的难度。

(3)检测周期长,工作量大,效率低。以C919大飞机为例,测试工作按“地面拣选转接电缆→上机布置转接电缆→完成转接电缆插头连接”进行,那么以整机3万点的测试工作量来计算,完成全部测试工作需要3d,严重制约了飞机的最终交付时间。

(4)管理困难,设计成本高。检测点数的增加,使得转接电缆的数量也相应增加,大量的转接电缆在取用和存放问题上给管理人员带来难题。同时航空用的转接电缆价格往往都比较贵,设计制造的成本将大大提高。

计算机的性能不断提升,带动了计算机控制技术和集成检测技术的快速发展,使得数字化装配、自动化检测在飞机制造过程中得到了进一步的发展和应用^[8]。利用数字化和自动化检测方法,飞机整机的线缆检测周期和工作量将会大大减少,整机产品质量也会显著提升,在整个飞机总装配检测环节上,人力、物力、资源配置等都将得到充分优化和利用。本文结合当前航空制造企业的现状,对飞机整机线缆检测方法进行了比较和分析,对线缆自动化集成检测的内涵和主要研究内容进行了介绍,对比分析了国内外线缆自动化集成检测的研究现状,并在此基础上指出了当前存在的主要问题和今后的发展方向,最后对数字孪生技术在线缆自动化集成检测中的应用进行了展望,以期对航空制造业飞机整机线缆检测提供参考和思路。

飞机整机线缆检测方法比较与分析

根据线缆检测技术的成熟度,飞机整机线缆检测方法主要有传统手

工线缆检测方法、基于转接电缆的线缆检测方法和整机线缆自动化集成检测方法^[6-9]。传统手工的检测方法随着技术的发展逐渐被淘汰,基于转接电缆的检测方法目前还是主流,短期内仍将是各航空制造企业所采用的方法,而自动化集成检测方法则是未来发展的主要方向。

对飞机线缆而言,其连接状态一般包括连接正常、线路短路、线路断路、线缆端口接触不良、出现误配线等情况。对于一般的线路断路现象,通过传统的线缆测量方式可以得到解决;而对于诸如误配线、线路短路、线路搭接等造成的故障问题,则需要专业的仪器,采用转接电缆的线缆检测方法或自动化集成检测方法对所有点进行逐点扫描,才能准确判断;针对端口或连接器线缆接口焊接不牢、接口压接用力不当、出现挂锡、插拔力过大而引起的线缆端口接触不良等问题,则需要通过采用精密仪器进行精密电阻测试,根据微弱的电阻变化来判断问题属性。不同的测试方法具有不同的特点,下面对上述3种方法进行介绍。

1 传统手工线缆检测方法

传统的手工线缆检测方法以万用表、兆欧表、蜂鸣器或指示灯为主要检测工具^[5],利用手工完成每根导线的待测点搭接,通过电路中的导通电阻或蜂鸣器的声响来判断导线是否存在断路故障以及每条连接线的绝缘情况。整个检测过程要求检测人员操作仔细,注意力集中,所处的周围环境要达到一定的安静程度,否则会影响检测人员对检测结果的误判。在线缆检测过程中,线缆的导通测试一般由两人组成一个检测小组,使用万用表来完成;而线缆绝缘性检测则由3人组成一个检测小组,使用兆欧表来完成^[10]。传统的手工线缆检测方法存在以下缺点^[5,10-12]:

(1)手工检测完全依靠工人来完成,一方面不同工人的操作熟练程

度存在差异,另一方面工人的检测专注度会受个人情绪的影响,人为影响因素较大,工人的自觉程度直接关系到线缆是否存在错检、漏检等现象的发生,同时也无法保证每根导线是否都进行过正确测试。

(2)检测过程会产生大量测试结果,手工检测难以实现对测试结果进行数据的信息化管理。布线设计师设计、修改和更新的数据不能及时到达工人手里,布线设计师与线缆检测工人之间存在沟通延迟和不到位的现象,使得检测工人因没有及时获得更新的数据而采用老式线缆测试参照表,导致出现本可以避免的错误。

(3)由于检测工人在进行线缆测试时,采用的是人工纸质记录的方式将测试结果记录下来,没有进行信息化和数字化的管理,使得纸质版测试数据容易丢失,不利于长久保存和管理,导致后续新批次的飞机整机线缆测试缺少相应的数据参考。

(4)检测过程依赖工人对检测点进行一一检测,大量的整机线缆大大增加了工人的劳动强度,工作量大,检测效率低。由于需要人工时刻观察检测数据,时间一长工人容易产生疲劳,注意力下降,人为漏检和错检的概率增大,当出现故障时,主要依靠工人的经验来进行排除。

除上述缺点外,传统手工线缆检测方法在完成线间短路安装后如果没有进行检查,在后续整机线缆通电检测中,将再次对线路故障进行排查,增加了工人的重复性工作,严重时会对机载设备造成损坏,这已构成了影响批生产及新机研制的“瓶颈”,制约着国产飞机的型号研制。

2 基于转接电缆的线缆检测方法

针对传统手工线缆检测存在的上述不足,为提高飞机整机线缆的检测效率和质量,降低工人的劳动强度,基于转接电缆的线缆检测方法被提出。其主要原理是转接电缆作为中间件,

一端通过转接端口与飞机上的电缆相接,另一端与布置在飞机周围的分布式测试箱相接,飞机上的机载线缆由此接入外部的测试系统,从而实现机上线缆的检测。基于转接电缆的机上线缆检测如图1所示。

基于转接电缆的线缆检测方法解决了传统手工检测方法诸如工作量大、劳动强度高、检测效率低等问题,为航空制造企业提升飞机整机质量起到了重要作用,对于飞机总装阶段线缆检测模式的更新也产生了重要影响。目前该方法在国内一些航空主机厂应用较多。但正如该方法的工作原理阐述的那样,转接电缆两端分别连接上了机上电缆和测试箱,为了将转接电缆的一端与机上电缆相接,需要将转接电缆进行拖拽,并与飞机上的不同部位进行端接。由于转接电缆的柔性特性以及长短不一,转接电缆在拖拽的过程中会出现缠绞、工人踩踏、转接电缆架空等现象^[9],使得转接电缆的存储成为一个棘手的问题。工人在检测前对转接电缆的查找、检测完后对转接电缆的收放等,都需要耗费很多时间。对于超长转接电缆,自身出现绝缘等问

题也是难以发现的一类情况,出现这种情况反而影响现场检测效率。例如对于大型飞机来说,测试点数接近4万点,在飞机机头和中机身部位测试点更为密集,如果继续采用基于转接电缆的线缆检测方法,则转接电缆数量将非常庞大,重量非常重,给安装、拆卸和维护造成很大的困难,同时也会占用绝大部分的机内可用空间,无法放置其他测试设备^[7,12]。该方法在测试准备阶段耗费的时间比较多,转接电缆的取用和归放操作不便。另一方面,由于航空用转接电缆价格一般比较昂贵,数量庞大的转接电缆也会使得成本大大增加。因此,以计算机自动控制为主要技术支撑的线缆自动化集成检测方法被提出,该方法借助了新一代信息技术,下面进行详细阐述。

3 整机线缆自动化集成检测方法

3.1 线缆自动化集成检测内涵

传统的手工线缆检测方法和基于转接电缆的线缆检测方法都存在很多缺点,严重制约着飞机总装的效率和整机质量。线缆自动化集成检测技术充分利用了计算机自动控制技术,将传统的人工劳力解放了出

来,为提升飞机整机线缆测试效率和质量往前推进了一大步。其工作原理为^[7,13-14]:使用工艺在线可替换单元(Line replaceable unit, LRU)、工艺转接电缆、电缆插头转接器等工艺设备将飞机上待测线缆两端连接到测试设备上,向导线输出低压或高压信号,然后对导线的导通电阻、导通电流进行精确测试,从而定量分析电缆的整体连接状况,根据施加的电压不同而测量所对应电压下的电流泄露情况(线缆中对地情况、线缆之间的情况),从而分析和判断线缆的绝缘状况,并综合上述情况来判断导线的电气特性是否符合规定的要求;对全机所有导线采取上述方法,并将各导线的连接关系、测试参数等信息存储在专门的测试软件数据库中,作为线缆测试标准;测试设备能够根据比对数据库中的数据来快速判断所有线缆的电气特性是否无误,从而完成对飞机整机线缆的检测。线缆自动化集成检测方法相比于传统的检测方法和基于转接电缆的方法有更大的优势。

3.2 线缆自动化集成检测技术

以欧美国家为主的航空制造企

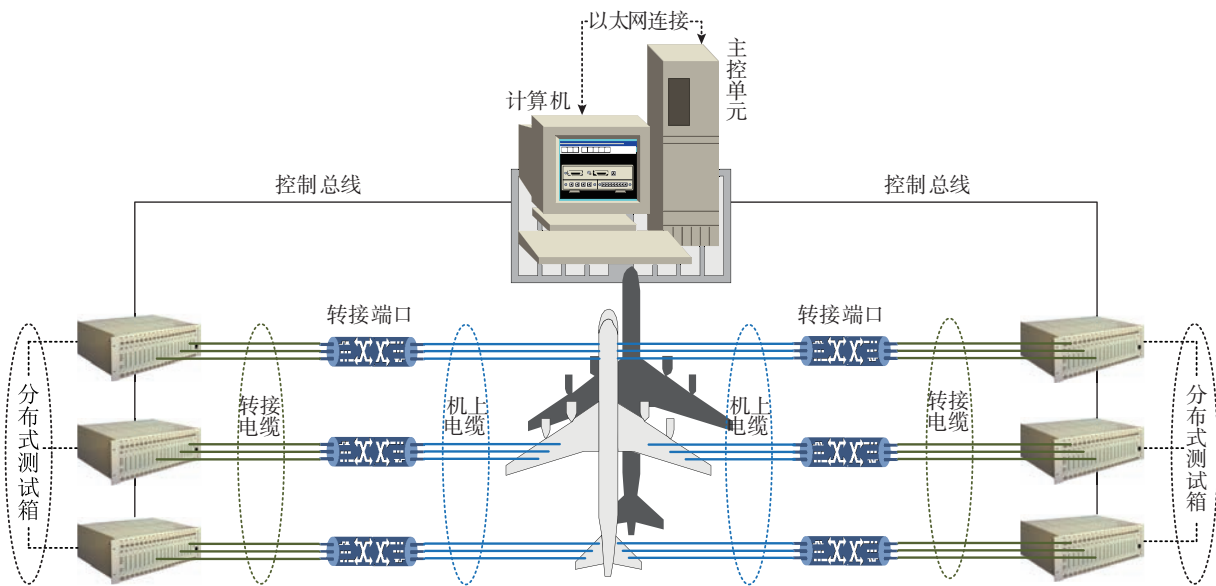


图1 转接电缆检测线缆示意图

Fig.1 Schematic diagram of transfer cable detection cable

业在整机线缆集成检测技术运用方面发展比较成熟,从20世纪60~70年代就开始在单板机模式下开展飞机线缆自动化集成检测^[12, 15]。经过近60年的发展,已经基本实现了整机线缆系统检测的数字化和智能化^[13]。得益于技术上的积累,国外先进的航空制造企业在对大型飞机进行整机线缆检测时,所需人工耗时仅为两名工人投入两天时间。对于自动化检测程度高的企业,在总装阶段甚至可以省去模拟通电检测工序,大大提高了检测效率和生产效率。

如前所述,线缆自动化集成检测方法主要通过工艺LRU、分布式测试箱、转接电缆等将飞机待测线缆两端进行连接,实现工艺LRU和分布式测试箱的线缆集成检测,工艺转接电缆的数量大大减少,在提高检测效率和质量的同时,方便了相关检测设备及其附件的管理。飞机整机线缆自动化集成检测如图2所示。

线缆自动化集成检测方法所用的主要设备如下^[9, 10-12]。

(1)检测主控单元。线缆自动

化集成检测的一个优点是可以进行检测主控单元自动设置检测激励源,对控制指令即时发出,根据测试单元的不同来设定开关次序^[9];同时可以实现对整个测试过程的监控,支持对测试线缆数据库的操作、维护以及人机交互,测试结果数据可以进行传送并打印。检测主控单元主要由控制器、测试激励源模块、供电模块等构成,是整个集成检测系统的核心。工作时需要通过以太网与计算机连接,按操作员的测控指令来执行测试任务,同时控制与其相连的各分布式测试箱,测试结果会输出到计算机显示器上进行显示。当测试过程中出现错误时,检测主控单元还将发出报警信号。

(2)分布式测试箱。对于大型飞机的线缆检测,由于机内线缆多、布局复杂,采用转接电缆的方式进行集中式检测,耗费在转接电缆预先配制上的时间将大幅增加。为解决这一问题,必须采用分布式测试箱进行布局,以替代集中式线缆检测方法。分布式测试箱集通信功能、控制

功能、复用功能、绝缘功能于一体,可在检测主控单元与被测飞机线缆两者之间进行信号切换。各分布式测试箱将机上线缆(被测线缆)与检测主控单元相连接,利用主控单元中的测量仪表、测试激励源完成导通、绝缘等相关内容测试,分布式测试箱的电由检测主控单元提供,其内部主要为控制信号的开关矩阵^[10]。

(3)工艺LRU。飞机内部因安装了大量的零部件,空间往往比较狭小,尤其是对于机载设备舱更加明显。以飞机驾驶舱为例,线缆敷设往往比较密集,需要测试的点数也多,狭小空间内集中了多个矩形连接器(也被称为机载LRU,一般采用托架进行布置)，“分布式测试箱+转接电缆”的组合测试方式一方面会造成转接电缆数量庞大,出现缠绕和扭绞现象;另一方面给测试前的准备及测试后的收尾工作都增加了较多工作量。工艺LRU在外形、尺寸、接口上,与机载LRU都保持一致,在功能上与分布式测试箱相同。由于工艺LRU可以直接与机上接口相连接,

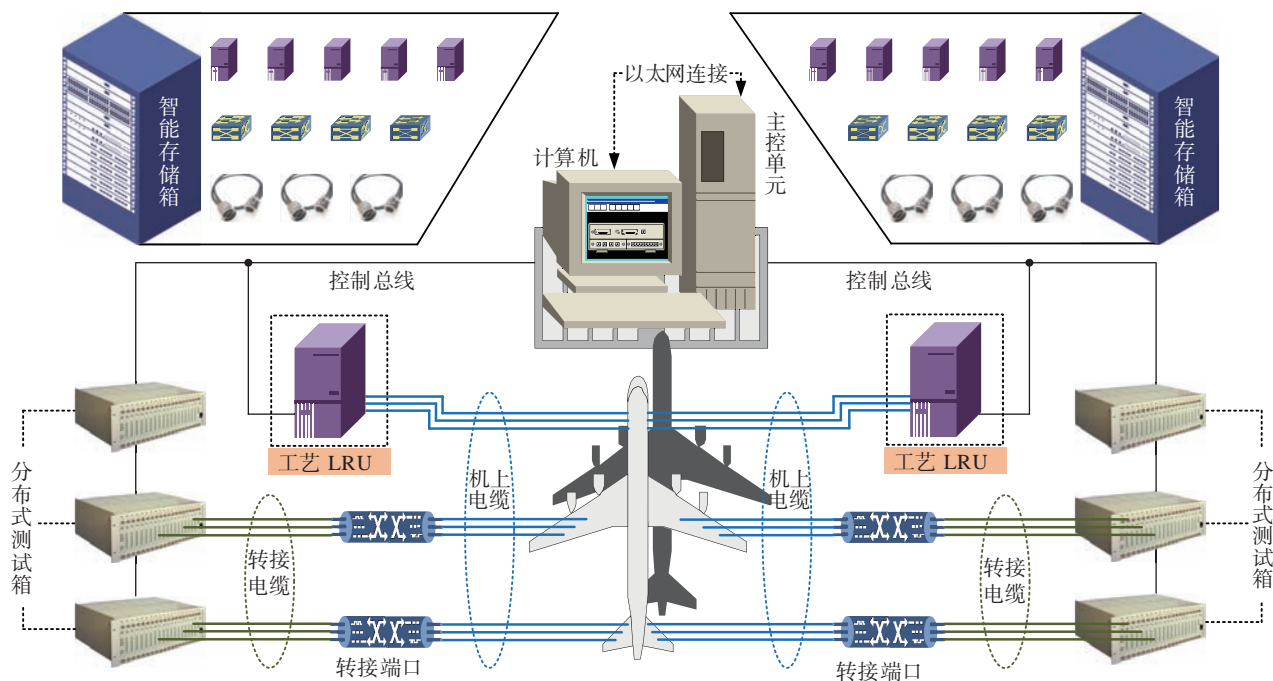


图2 飞机整机线缆自动化集成检测示意图

Fig.2 Schematic diagram of aircraft cable automation integrated detection

省掉了转接电缆和分布式测试箱的组合连接方式,测试准备工作量及转接电缆数量都大为减少,是进行飞机整机线缆集成检测的一种可行解决方案。

(4) 终端模块。整机线缆自动化集成检测的优点还在于,相对于整个待检测区,检测节点数量少或不方便工人操作的区域,可以采用终端模块来处理。该模块是一种快速连接装置,被测线缆一端与测试系统相连,另一端与终端模块连接器相匹配的短接端子连接,通过线缆内部电阻和电子二极管并联的方式,将单独测试电缆正向导通,反向不导通,进而形成并联回路。利用终端模块可以减少工艺转接电缆的数量,同时无需较长的转接电缆,方便了工人在狭小的空间内进行测试工作。

(5) 转接电缆。转接电缆在整机线缆自动化集成检测中具有非常重要的作用。虽然测试过程中也采用了工艺 LRU,但并不能完全替代转接电缆。转接电缆作为一个中间纽带的角色,将分布式测试箱和机上待测线缆关联起来。通过标准连接器与分布式测试箱连接,通过相匹配的插座或插头接插件与机上待测线缆连接,由此将机上导线接入到外围的测试系统。转接电缆在进行插接时,由于需要频繁的对转接电缆本身进行拉拽和端口的插拔,转接电缆及

其插接件的可靠性关乎到整个线缆的测试结果和质量,因此在转接电缆设计和制造时,其可靠性需要充分得到保证。

(6) 控制总线。整机线缆在测试过程中,测试设备需要相应的电源和激励源来保障其正常工作;同时测试产生的数据、各分布式测试箱内部转换的信号等,都需要向主控单元和计算机进行传输,控制总线(控制电缆)用于完成上述任务。除了传输功能外,它还是连接检测主控单元、分布式测试箱、工艺 LRU 的重要桥梁。检测主控单元一方面为各分布式测试箱提供电能,另一方面控制各分布式测试箱内部开关矩阵的切换状态。为防止高温复杂状态下控制电缆受到损伤,在设计控制电缆时会增加耐高温、耐磨损的保护功能,以提高控制电缆的寿命。

(7) 智能存储箱。转接电缆查找、收放等耗时多和存储困难,是航空制造企业经常面临的难题。检测前的准备工作和测试结束后的收尾工作,是整个飞机线缆检测的两个重要阶段。从某种程度上讲,充分的检测前准备,是保证检测工作顺利进行的前提;而测试结束后的收尾工作,则关系到下一次线缆检测是否能够有序开展。智能存储箱对检测过程中用到的转接电缆、工艺 LRU、终端模块、连接器等进行智能存储和管

理。通过加装位置识别器、RFID 等来实现智能存储系统与整机测试系统的连接和定位识别,转接电缆的实时存储位置、各阶段测试的状态信息、测试设备的使用状况等,都可以处在监控状态下。

(8) 其他辅助测试设备。用于辅助测试的其他相关设备,如复用板卡、测试探针、转接箱、打印机、通讯线等。

4 线缆检测方法比较

手工线缆检测、基于转接电缆的线缆检测和整机线缆自动化集成检测 3 种方法的比较如表 1 所示。

线缆自动化集成检测研究内容

1 线缆自动化集成检测工艺方法设计

对于具有检测点数多、检测点分散等特点的飞机整机线缆检测,现有的方法存在人为差错率高、可靠性差、效率低下等问题。数字化技术和计算机自动控制技术等的发展,促进了大型飞机数字化设计与装配的进程,进而需要研究适用于总装配检测环节飞机整机线缆的数字化和自动化集成检测工艺方法。线间绝缘检测是传统手工检测难以完成的工作,需要研究新的集成检测工艺方法,在实现线间绝缘检测的同时,还可以测量导线配电终端的电压,以防止后续线缆通电时可能出现的安全隐患,确

表1 线缆检测方法比较

Table 1 Comparison of cable detection methods

| 方法 | 主要原理 | 优点 | 缺点 | 适用情况 | 备注 |
|-------------|--|---------------------|------------------------------------|----------------|---------------|
| 手工线缆检测 | 采用万用表、蜂鸣器等工具对单一系统的每根导线逐根、逐点搭接,通过电路中的导通电阻或蜂鸣器的声响来判断导线是否存在断路故障以及每条连接线的绝缘情况 | 成本低 | 检测效率低,操作繁琐,速度慢,工作量大,准确性差,极易出现人为差错等 | 检测电缆种类少,电缆芯数较少 | 逐渐淘汰 |
| 基于转接电缆的线缆检测 | 通过将转接电缆一端连接到线缆测试箱,另一端与机上插头相连,将机载导线接入测试系统 | 比手工检测效率高 | 转接电缆多,体积大,测试容量小,扩展困难 | 待检区域多,检测点数分布广 | 国内使用较多 |
| 整机线缆自动化集成检测 | 通过工艺 LRU、分布式测试箱、转接电缆进行转接,实现工艺 LRU 线缆集成检测 | 检测效率和准确性高,操作简便,工作量少 | 工艺 LRU 价格比较昂贵 | 大批量多种类多芯电缆的检测 | 国外发展较成熟,是未来趋势 |

保整个电源系统能够配电正确。

2 线缆自动化集成检测转接电缆优化设计

提高测试质量和效率是整机线缆自动化集成检测追求的永恒目标。转接电缆作为直接与飞机被测系统连接的重要纽带,其优化设计及合理性对整个测试系统的功能发挥具有决定性作用。在整机线缆自动化检测过程中,以分布式测试箱和转接电缆为搭配组合的测试方案仍是最常使用的一种。测试前的准备工作和测试结束后的收尾工作,所占据的时间达到整个测试周期的3/4,而在这3/4的时间里,所花费时间最多的是转接电缆与机上待测点的连接。因此,为提升整个线缆测试系统的质量和效率,需要对转接电缆进行优化设计,以增加设计质量的最优性和现场使用的便捷性。

3 线缆自动化集成检测故障快速定位技术

线缆检测的目的之一就是查看整个线路连接状态是否正常,如果检测出故障,需要快速定位出故障所在位置并解决。飞机整机线缆常出现的现象是线路未能正常导通,造成该现象的原因主要包括开路和错接两种情况。其中开路一般指因虚焊或线缆质量所引起的问题;而错接一般指两根导线在接入同一个插头上时插口位置被互换了。由于整机线缆数量多、连接复杂,加上敷设的长度又比较长,对其进行导通故障的定位和原因的排查、判断成了一件非常困难的事。目前采用的传统人工排查的方法效率低下,对线缆发生的故障位置不能实现快速定位。因此需要对不同敷设区域内线缆导通的故障特征进行分析,基于导通表和检测结果来建立线缆的导通模型,据此确定导通状态矩阵;对导通状态矩阵叠加导通激励矩阵,生成导通相应矩阵;最后根据导通状态矩阵、导通激励矩阵和导通相应矩阵,判断故障的

性质,定位故障的部位。

4 工艺转接电缆智能存储技术

对仪器设备和工具进行智能化,能够有效节省前期准备时间,尤其是对于像工艺转接电缆这样的特殊零件,涉及的数量大、连接端口类型多,因带柔性而弯曲缠绕明显,采用传统的人工管理会造成工艺转接电缆及其附件使用信息和状态信息以及相关使用人员信息不明确,严重影响检测的进度。研究工艺转接电缆的智能存储技术,引入连接器位置识别技术、RFID技术等智能识别技术,将工艺转接电缆的智能存储系统与整机线缆集成检测系统相结合,实现实时监测工艺转接电缆的存储和测试等状态信息^[16-17]。为能够快速定位出工艺转接电缆的准确存储位置,以实现线缆检测时方便快捷的取用和归还,需要研究不同的存储位置检索方式。

国内外研究现状综述

1 国外研究现状及其分析

飞机设计制造及数字化装配、飞机整机的自动化检测等,随着计算机控制技术和自动化技术的发展而上升到了一个新的台阶,装配手段和检测方法都有了很大改进^[18-19]。以国外先进航空制造公司为例,针对飞机线缆网络检测和故障诊断,自动化检测技术已经发挥出了优势^[20],整机线缆检测效率得到了很大程度的提高,在检测过程中因人为原因造成的安全隐患几乎被排除,生产制造效率和飞机安全性都有了提高。

国外航空航天业的波音、空客以及洛克希德·马丁公司等,在整机线缆检测方面已经放弃了传统的人工检测方法,广泛采用了整机线缆自动化集成检测技术对总装阶段的线缆导通、线缆绝缘、线缆故障等进行功能测试和诊断,检测过程高效、可靠、便捷^[7,9]。如在军用机方面有欧洲的A400M、美国的F-22、F-35飞机

等,在民用机方面有波音的787、空客的A350、A380等^[7]。空客汉堡公司在对线缆测试点数接近4万个的A318、A319机身段进行检测时,采用的自动化集成检测技术只需要两个人用不到50min就可以完成,节省了大量时间^[21]。在集成测试平台方面,法国的NEXEYA公司在复杂系统研发阶段的系统集成验证拥有丰富经验,提供飞机级、系统级和关键设备的综合验证系统,其开发的通用集成测试平台能够实现硬件和软件的在线测试,对于缺位的软件可以利用模型数据来进行代替,目前该测试平台已经成功应用于空客A380的装配测试中,在相邻测试空间内测试距离可以达到200m及以上,经扩展后可达到500m,且可实现9个空间测试范围内的1万多个测试点的检测^[22-23]。NEXEYA公司的另一款产品——综合验证台SYS-Team在检测系统需求满足方面同样表现出较大优势,是航空制造企业青睐的对象^[24]。

美国的航空制造业在全球都具有领先的地位。在线缆测试设备和检测领域方面,DIT-MCO公司在市场上占有很大的份额,经过50多年的技术积累和发展,该公司在开发与应用方面都具有丰富的经验,代表性的线缆测试仪产品有FACT 7000/8000型、2650型、2651型、2115型和2135型等^[12,25]。作为波音的主要使用用户之一,DIT-MCO公司开发的上述测试设备能够无缝连接到波音的计算机网络系统,完成设计数据读取、测试程序编辑、测试结果上传等工作,能够实时共享各分布式测试设备的测试资源,系统协调性好,工作效率高^[13]。

快速定位故障位置是线缆自动化集成检测过程中的一项重要功能。采用传统的人工逐一排查,工作效率低,整机线缆自动检测技术的优势被大大削弱。因此利用自动

化检测技术实现飞机整机线缆导通故障快速定位成为一个亟待解决的问题^[13]。霍尼韦尔航空航天集团公司为解决美国海军每年需要花费大量人工成本来对飞机线缆进行维修与故障排除的难题(据统计,每年超过180万工时的投入),开发了一项定位线缆故障点的智能远程维护技术,通过在Nova线缆集成项目中的应用,可实现在1min内完成对5000根线缆的检测,并完成对故障类型的判断,故障位置定位误差精度在1cm以内^[26]。Furse等^[27]研发的智能线缆测试系统能够利用频域反射法(Frequency domain reflection, FDR)实现线缆自动测试,通过无线通讯网络对故障位置、故障类型等数据进行采集,并发送给相关维修人员,该系统的故障位置定位误差精度在3cm以内。Jeon等^[28]根据施加在线缆上的信号和反射信号彼此重叠的情况来分析线缆故障的位置,即使由于故障位置与应用位置的接近而导致应用信号和反射信号重叠,也可以准确地检查线缆的故障类型和故障位置。Ahmad等^[29]开发了一种基于数据的电力电缆系统故障诊断系统,为了实现较高的故障诊断性能,同时使用小波分析和倒谱分析生成新的特征变量。Lee等^[30]提出了一种基于时频域反射法(Time-frequency domain reflectometry, TFDR)的多芯电缆故障诊断方法,该方法使用基于TFDR结果的聚类算法来检测多芯电缆中的故障位置和故障线路,故障线检测聚类算法使用TFDR互相关和相位同步结果作为输入特征数据,可以检测故障线并成功识别故障点。

2 国内研究现状及其分析

相对于欧美等发达国家的航空制造企业而言,国内对飞机线缆的检测大多还是以采用人工操作和基于转接电缆两种方式为主,通过对电、光、声等测试信号的观察来判断线缆的导通、绝缘等情况,而在自动化集

成检测方面仍较落后^[31]。

近些年,国内的一些学者和部分航空制造企业在飞机线缆检测技术方面进行了研究。如北京航空测控技术公司在2006年设计了一款主要用于小型设备的日常维护检测的电缆测试仪,该电缆测试仪携带方便,但对于飞机的复杂大型系统,其技术指标还难以满足要求^[32];王护利等^[33]设计了一种便携式电缆测试仪,可实现对检测结果的实时显示和打印,能够满足对于一般专用电缆的测试要求,但是只局限于小型设备的线缆检测;李苹慧等^[34]以工控机为核心,采用模块化设计方法设计了一款航空整机电缆自动测试系统,该系统初步面向机载电缆测试;刘长江^[35]设计了基于改进电桥法的智能电缆故障定位仪,并开发软件用于定位电缆故障点;杜金茹^[36]和张大刚^[37]等对目前航空电缆检测技术的应用及未来发展进行了阐述;孙长胜等^[38]对飞机电缆屏蔽层接地可靠性测试系统进行了设计,系统以NI CompactRIO机箱为核心,通过连接上位机、辅助电路以及测试工具搭建硬件测试平台,利用LabVIEW可视化编程语言编写控制程序;西安安泰电子公司(Aigtek)研制出的ATX-3000飞机线束测试仪,为飞机线束检测行业做出了贡献^[39]。还有研究者对航空多芯电缆检测系统^[40]、数字式电缆测试仪^[41]、手持式电缆测试仪^[42]等进行了研究和开发。文献[12-13]对某型飞机全机线缆自动检测系统进行了设计与优化,同时对导通故障定位方法进行了研究。

围绕线缆故障检测,翟禹尧等^[43]以飞机电缆的绝缘缺陷为研究对象,根据时域反射法(Time domain reflectometry, TDR)原理建立了航空电缆绝缘故障模型,并用仿真软件针对3种不同波形的脉冲进行了仿真;高闯等^[44]采用扩展频谱时域反射法(Spread spectrum time domain

reflectometry, SSTDR),基于FPGA技术设计了一种速率为500MHz的飞机电缆故障在线检测和定位装置,利用该装置在线监测电缆的健康状态,以实现故障的检测,在地面运营、维护方面提高了效率;毛健美等^[45]提出采用感性耦合技术实现非接触式电缆故障在线诊断的方法,以解决现有非接触式诊断中容性耦合信号衰减量大、诊断效果不佳问题。相比于接触式诊断,非接触式诊断避免了诊断装置与待测电缆的电气连接问题;洪博等^[46]针对航天器电源系统中一次母线故障的在线检测定位问题,构建了一种基于扩展频谱时域反射法的高定位准确度在线检测方法。

此外,荆涛等^[47]提出了一种利用魏格纳数据分布矩阵检测飞机电缆故障的方法,在计算入射参考信号和反射信号之间相关性的基础上,通过计算相关函数波形中局部峰值时间准确确定飞机电缆故障位置;张俊民等^[48]对飞机电缆出现的缺陷与故障进行了分类,着重介绍了传统检测方法和现代检测方法——反射法,从理论上分析和探讨反射法检测电缆缺陷与故障的原理、试验方法以及可行性。Shi等^[49]提出了一种基于TFDR的飞机电缆故障检测与定位方法,以有效地检测间歇故障,并解决在时域反射中难以检测到的串行和后连接器故障,该方法利用反射信号和参考信号的相关函数,根据反射信号和参考信号在时频范围内的特征,对飞机故障进行检测和定位,有效提高了间歇性故障的检测和定位命中率;周训春等^[50]为了提高飞机电缆故障定位的准确性,建立了电缆衰减特性模型并用该模型进行Simulink仿真和对4种长度的飞机电缆进行实测,所建立的衰减特性模型能较为准确地计算出信号在不同长度电缆中的衰减;Yuan等^[51]提出利用回归分析的方式定位线缆故障的位置;Jing等^[52]指出传统时域反

射法只能判断开路故障或者短路故障,他们提出的相位检测频域反射法可以检测出冷焊点、磨损点以及其他异常点。

从上述国内外关于线缆检测的研究现状可以看出,经过近 60 年的发展,以欧美国家为主要代表的飞机制造公司(如空客、波音等)和相关的电缆集成检测设备设计与制造公司(如英国的 MK 公司、美国的 CKT 公司及 DIT-MCO 公司等)在线缆自动化集成检测技术方面积累了大量的技术经验,在该技术运用方面也比较早,技术发展比较成熟,具有很大的技术领先优势。虽然国内围绕线缆检测的研究做了一些有益的工作,也研制了部分线缆测试仪器,但产品大多借鉴国外产品,缺乏创新性和核心技术,在产品的应用范围和技术水平等方面仍落后于世界先进水平。

线缆自动化集成检测发展趋势

1 转接电缆数量最小化和轻量化设计技术

对于大型飞机而言,测试点数往往是按几万点的数量级别来计算,由测试点数来安排所需要的转接电缆数量也非常大。相对于传统的检测方法,整机线缆自动化集成检测的一大优势和特点在于自动测试,测试过程中对转接电缆的操作(如拣选、取用、拖拽、归放和保存等)是否方便、快捷,是决定整个自动测试系统成功与否的关键环节之一。数量最小化和轻量化设计是转接电缆在设计 and 制造过程中实现操作便捷需要解决的重要难题。

2 线缆故障在线诊测与性能衰退预测技术

飞机由于存在空间小、布线不规范、相邻线缆走向不一致以及信号干扰大等特点,导致线路故障类型检出难和定位难。飞机结构的复杂性和线缆本身的特性导致飞机线路故障

定位效率低下,浪费了大量的时间和精力。线缆性能衰退状态预测是基于收集到的线缆历史监控数据,预测线缆未来的性能变化趋势。由于工作状态中的线缆会通电等缘故,对于衰退预测,线缆性能衰退中复杂的特性给预测模型带来了较大困难。因此,研究线缆故障在线诊测与性能衰退预测技术,对于提高飞机整机性能具有重要的意义。

3 线缆健康状态评估技术

作为飞机的“神经系统和血管”,线缆在整个飞机服役期间起着极其重要的作用。飞机的整个通信系统、控制系统、动力系统等的的安全直接受线缆健康状态的影响,准确、客观地评估线缆健康状态,是实现飞机状态维修的一个重要技术手段。研究新的智能检测技术,将传感检测设备融入到整机电缆系统中,利用大数据分析技术对实时获取的航空线缆数据和健康状况进行处理和分析,实现实时在线诊断,准确评估飞机线缆的健康状态,可以为飞机的飞行计划和维修决策提供依据和技术支持^[53]。

4 线缆工艺知识管理技术

线缆检测工艺方法设计需要相应的工艺知识作为支撑,作为提供辅助支持的管理工具,线缆工艺知识库需具备实时更新的功能。飞机线缆的设计具有更改频繁的特点,对其工艺知识的研究往往很难实现自动化的应用,这就使得很多航空制造企业没有专门的线缆工艺知识管理系统,导致线缆工艺知识的获取、存储与共享缺少有效的工具。另外,线缆接线逻辑的更改和工艺规则的更新,使得原先在系统里定义存储过程的程序代码必须做出相应的变化,这大大增加了专业的编程人员维护工艺知识库的工作量^[54]。因此,需要研究线缆工艺知识管理技术,为线缆自动化集成检测提供知识基础。

数字孪生技术在线缆自动化集成检测中的应用展望

1 数字孪生技术应用于线缆检测的优势

数字孪生(Digital twin, DT)的概念模型^[55-56]最早出现于 2003 年,由 Grieves M.W. 教授在美国密歇根大学的产品全生命周期管理(Product lifecycle management, PLM)课程上提出,最初被称作“镜像空间模型”(Mirrored spaced model)。2010 年,美国国家航空航天局第一次将数字孪生概念引入到太空技术路线图中,目的是采用数字孪生技术来实现飞行系统的诊断与预测功能^[57]。

关于数字孪生,目前还没有一个统一的定义。其主要思想是以数字化方式创建物理实体的虚拟模型,借助数据模拟物理实体在现实环境中的行为,通过虚实交互反馈、数据融合分析、决策迭代优化等手段,为物理实体增加或扩展新的能力^[58-59]。作为一种充分利用模型、数据、智能并集成多学科的技术,数字孪生面向产品全生命周期过程,发挥连接物理世界和信息世界的桥梁和纽带作用,提供更加实时、高效、智能的服务^[60-62]。

检测是针对被测对象某种或某些状态参量进行的实时或非实时的定性或定量测量,在产品生产的整个过程中,检测工作是保障各个生产环节能够正常、有序、高效率和高质量往前推进的重要条件。发展“四高两低”(“四高”指高效率、高质量、高精度、高可靠;“两低”指低能耗、低消耗)^[58]的检测技术一直都是工业界和学术界的研究热点。数字孪生驱动的飞机整机线缆自动化集成检测模式是在虚拟空间中构建高保真度的线缆测试系统及被测线缆对象虚拟模型,借助测试数据实时传输、测试指令传输执行技术,在历史数据

和实时数据的驱动下,实现飞机线缆物理被测对象和虚拟被测对象的多学科、多尺度、多物理属性的高逼真度仿真与交互,从而直观、全面地反映飞机整机线缆运行过程全生命周期状态,有效支撑基于数据和知识的科学决策。

数字孪生驱动的飞机整机线缆自动化集成检测基于物理系统和虚拟系统的虚实共生,具有以下新特点和优势^[58]:

(1)检测状态和结果能够直观呈现。原来的检测状态和结果主要由状态参量的数据化形式向工人呈现,工人需要根据自身的经验和知识对呈现出来的结果和数据进行分析、判断和处理;而利用数字孪生技术实现的线缆检测状态参量和结果则将以视觉化形式直观呈现在工人的面前,由于是实时的测试状态信息,工人可以较方便地得出飞机整机线缆的健康状态。

(2)测试时间进程的转变。整机线缆测试往往在所有线缆敷设完成后进行,或者飞机出现事故后再来进行故障的诊断和分析,属于事后测量。而基于数字孪生的线缆集成检测则是将线缆的测试工作安排到事前测量,整个测试过程可以在飞机线缆装配过程中或运行期间进行在线测量。

(3)测量的物理数据与反馈更新的虚拟数据共同指导整机的线缆测试。由于以虚拟信息的形式实时复现了物理状态下整机线缆的检测过程和数据,虚实共生的测试数据双向作用并指导测试操作,实现“虚实共生,以虚控实”的目标。

(4)响应方式由被动变为主动。传统检测方式的测试响应是根据测试结果来进行的,属于被动响应,即出现问题再来做出相应的反应;而引入数字孪生技术后,响应过程由被动变为主动,亦即基于虚实交互的自适应主动控制。

(5)数字孪生技术的一大主要特点是全生命周期管理。基于数字孪生的飞机整机线缆自动化集成检测由原先的状态监测向虚实同步映射的全生命周期健康状态预测转变。

2 基于数字孪生的线缆自动化集成检测

将数字孪生技术引入到线缆的自动化集成检测中,基于制造过程中的全数字量协调传递过程,借助“虚实共生、以虚控实”的手段,实现线缆的自动化集成检测。在线缆检测过程中,数字孪生技术可以全面对线缆的各个运行参数和指标进行监测和评估,对线缆的早期故障和性能退化信息进行丰富反馈,指导线缆的维护工作和故障预防工作,使线缆能够获得更长的寿命周期,延伸飞机的使用寿命。围绕数字孪生驱动的飞机整机线缆自动化集成检测模式研究,亟需突破以下难点问题:

(1)线缆数字孪生集成检测系统建模。数字孪生驱动的车缆集成检测以虚实共生为主要特征,构建面向整机线缆性能和待测线缆行为的动态集成测试系统模型,为整机线缆检测数据流管理提供理论基础。

(2)线缆数字孪生检测系统信息物理融合。信息物理融合是开展线缆数字孪生检测的前提条件,整机线缆状态测试、集成检测以及性能评估与预测,需要研究虚实共生驱动的测试设备和虚拟测试系统之间信息物理融合方法。

随着对数字孪生技术研究的深入和新一代信息技术(如云计算、物联网、大数据等)的不断发展,数字孪生驱动的飞机整机线缆自动化集成检测将具有广阔的应用前景。基于数字孪生的飞机整机线缆自动化集成检测系统框架、研究内容、关键技术及其实现途径,作者及课题组成员将在后续的工作中进行重点研究。

参考文献

[1] 金颖超. 基于现场数据的客机机载设备可靠性评估方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2018.

JIN Yingchao. Research on reliability assessment methods for field data of aircraft airborne equipment[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2018.

[2] 王发麟, 廖文和, 郭宇, 等. 线缆虚拟装配关键技术研究现状及其发展[J]. 中国机械工程, 2016, 27(6): 839-851.

WANG Falin, LIAO Wenhe, GUO Yu, et al. Research status and its perspective of key techniques for cable harness virtual assembly[J]. China Mechanical Engineering, 2016, 27(6): 839-851.

[3] 樊华. 航空电缆综合测试系统的研究[D]. 西安: 西安石油大学, 2012.

FAN Hua. Research of aviation cable integrated test system[D]. Xi'an: Xi'an Shiyou University, 2012.

[4] 谢殿煌, 许光磊. 大型民用飞机全机系统地面综合验证试验平台研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(8): 38-42.

XIE Dianhuang, XU Guanglei. Study on large civil aircraft's all aircraft systems integration verification test platform[J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(8): 38-42.

[5] 徐小龙. 民用飞机全机电缆自动化测试系统研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2015.

XU Xiaolong. Research of automatic testing system for whole cable on the civil aircraft[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2015.

[6] 沙丽娜. 浅析大飞机全机线缆自动化检测技术[J]. 科技创新与应用, 2016(20): 145.

SHA Lina. Analysis on the automatic testing technology of cables of large aircraft[J]. Technology Innovation Application, 2016(20): 145.

[7] 党晓娟. 大型飞机全机线缆自动化检测技术研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(7):44-47.

DANG Xiaojuan. Research on automatic cable test technologies on large aircraft[J]. Aeronautical Science and Technology, 2016,

27(7):44-47.

[8] 林雪竹. 基于全三维模型的飞机大部件装配对接测量方法及实验研究[D]. 长春: 长春理工大学, 2017.

LIN Xuezu. Assembly and joint measurement method and experimental study of large aircraft components based on full 3D model[D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2017.

[9] 王萍. 整机线缆自动化集成检测技术在大型飞机上的应用研究[J]. 科技创新与应用, 2016(20): 120.

WANG Ping. Research on the application of the whole cable automatic integrated detection technology on large aircraft[J]. Technology Innovation Application, 2016(20): 120.

[10] 骆飞平. 整机线缆自动检测系统布局优化设计[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.

LUO Feiping. Design of aircraft harness automatic testing system optimal layout[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019.

[11] 张为民. 分布式航空线缆的网络化自动在线检测方法[J]. 航空制造技术, 2014, 57(21): 93-95, 98.

ZHANG Weimin. Aero cable online auto-detection method based on distributed network and embedded system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(21): 93-95, 98.

[12] 张美. 某型飞机全机线缆自动检测系统设计与优化[D]. 杭州: 浙江大学, 2016.

ZHANG Mei. Design and optimization of the cable auto-test system for an aircraft[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016.

[13] 章敏. 飞机全机线缆自动检测系统导通故障定位方法研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.

ZHANG Min. A study on connectivity fault localization method with the aircraft cable auto-test system[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017.

[14] 裴书梅, 杨根军, 陈军. 飞机总装脉动生产线智能制造技术研究与应用[J]. 航空制造技术, 2016, 59(16): 41-47.

CHANG Shumei, YANG Genjun, CHEN Jun. Research and application of intelligent manufacturing technology for aircraft final assembly pulsation production line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016,

59(16): 41-47.

[15] 范军华, 杨锋. 国内外先进飞机装配技术对比及思考[J]. 现代制造技术与装备, 2016(7): 183-185.

FAN Junhua, YANG Feng. Comparison and thinking of advanced aircraft assembly technology at home and abroad[J]. Modern Manufacturing Technology and Equipment, 2016(7): 183-185.

[16] 党一闻. 先进的分布式飞机线缆测试系统设计[J]. 航空制造技术, 2016, 59(4): 105-109.

DANG Yiwen. Advanced design of distributed aircraft cable testing system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(4): 105-109.

[17] 王萍. 基于模型算法的整机线缆检测转接电缆设计研究[J]. 黑龙江科学, 2019, 10(6): 74-75.

WANG Ping. Research on cable inspection and transfer cable design based on model algorithms[J]. Heilongjiang Science, 2019, 10(6): 74-75.

[18] 丘宏俊. 基于知识的飞机装配工艺设计关键技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.

QIU Hongjun. Research on key technology of knowledge based aircraft assembly process planning[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.

[19] 郑守国. 基于激光扫描数据的机翼壁板孔位修正及切边技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2015.

ZHENG Shouguo. Research on hole position correction and trimming technology of wing panel based on laser scanning data[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2015.

[20] BHATTACHARYYA S, KUMAR R, HUANG Z. A discrete event systems approach to network fault management: Detection and diagnosis of faults[J]. Asian Journal of Control, 2011, 13(4): 471-479.

[21] TEAL C, LARSEN W. Inspection processes must compliment systems inspected[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2003, 18(11): 11-16.

[22] 莫文静, 钟霄寒. 一种航空公司采用的航空集成测试平台[C]// 第七届四川省博士专家论坛暨第四届德阳市学术大会. 德阳, 2014.

MO Wenjing, ZHONG Xiaohan. An aviation integrated test platform adopted by Airbus[C]//The 7th Sichuan Doctoral Expert Forum and the 4th Deyang Academic Conference. Deyang, 2014.

[23] 因索思信息技术有限公司. NEXEYA 装配线自动化测试系统[EB/OL]. (2018-01-12)[2020-07-30]. http://www.isourceinv.com/?page_id=117.

ISOURCE Information Technology Co., Ltd. NEXEYA assembly line automated test system[EB/OL]. (2018-01-12)[2020-07-30]. http://www.isourceinv.com/?page_id=117.

[24] 因索思信息技术有限公司. NEXEYA 系统综合验证台 SYSTeam[EB/OL]. (2018-01-09)[2020-07-30]. http://www.isourceinv.com/?page_id=60.

ISOURCE Information Technology Co., Ltd. NEXEYA system comprehensive verification platform SYSTeam[EB/OL]. (2018-01-09)[2020-07-30]. http://www.isourceinv.com/?page_id=60.

[25] DIT-MCO International. Wiring analyzers[EB/OL]. (2016-01-10)[2020-07-30]. <https://www.ditmco.com/products/wiring-analyzers/>.

[26] ROSENBERG B. Aircraft wire integrity program employs intelligent 'telemaintenance' [J]. Aviation Week & Space Technology, 2001, 155(24): 83.

[27] FURSE C, CHUNG Y C, DANGOL R, et al. Frequency-domain reflectometry for on-board testing of aging aircraft wiring[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2003, 45(2): 306-315.

[28] JEON J C, KIM J J, CHOI M I, et al. Cable fault diagnosis method and system: US10338124[P]. 2019-07-02.

[29] AHMAD I, MABUCHI H, KANO M, et al. Data-based fault diagnosis of power cable system: Comparative study of k-NN, ANN, random forest, and CART[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2011, 44(1): 12880-12885.

[30] LEE C K, SHIN Y J. Multi-core cable fault diagnosis using cluster time-frequency domain reflectometry[C]//2018 IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC). Piscataway: IEEE, 2018: 1-6.

- [31] 周启民, 王晋. 整机线缆集成检测技术分析展望[J]. 西飞科技, 2004(2): 27-28.
- ZHOU Qimin, WANG Jin. Analysis and perspective of whole aircraft wire integration inspection and measuring technologies[J]. Xifei Keji, 2004(2): 27-28.
- [32] 苏建军, 郑永丰, 于功敬, 等. 便携式电缆测试仪的设计[J]. 计算机测量与控制, 2006, 14(11): 1585-1588.
- SU Jianjun, ZHENG Yongfeng, YU Gongjing, et al. Design of portable cable test apparatus[J]. Computer Measurement & Control, 2006, 14(11): 1585-1588.
- [33] 王护利, 何伟, 蔚海龙, 等. 便携式电缆测试仪[J]. 自动化与仪器仪表, 2008(5): 44-45.
- WANG Huli, HE Wei, YU Hailong, et al. Portable cable tester[J]. Automation & Instrumentation, 2008(5): 44-45.
- [34] 李萃慧, 林辉. 航空整机电缆自动测试系统的设计[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(4): 789-791.
- LI Pinghui, LIN Hui. Design of automatic testing system for whole plane aviation cable[J]. Computer Measurement & Control, 2010, 18(4): 789-791.
- [35] 刘长江. 智能电缆故障定位系统的研究[D]. 西安: 西安科技大学, 2004.
- LIU Changjiang. The research of the cable fault location in intelligent system[D]. Xi'an: Xi'an University of Science and Technology, 2004.
- [36] 杜金茹, 郑伟. 航空电缆检测技术的应用及未来发展[J]. 中国战略新兴产业, 2017(12): 41-41, 43.
- DU Jinru, ZHENG Wei. Application and future development of aviation cable inspection technology[J]. China Strategic Emerging Industry, 2017(12): 41-41, 43.
- [37] 张大刚. 航空电缆检测技术的应用与发展[J]. 电子技术与软件工程, 2015(23): 124.
- ZHANG Dagang. Application and development of aviation cable inspection technology[J]. Electronic Technology & Software Engineering, 2015(23): 124.
- [38] 孙长胜, 赵宏旭, 王家林. 飞机电缆屏蔽层接地可靠性测试系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(9): 8-11.
- SUN Changsheng, ZHAO Hongxu, WANG Jialin. Design of aircraft cable shield grounding reliability test system[J]. Computer Measurement & Control, 2016, 24(9): 8-11.
- [39] 安泰电子. 飞机线束测试仪, 应用于航天航空领域 [EB/OL]. (2019-08-23) [2020-07-30]. https://www.sohu.com/a/335811488_99978770.
- AIGTEK. Aircraft wiring harness tester, used in aerospace [EB/OL]. (2019-08-23) [2020-07-30]. https://www.sohu.com/a/335811488_99978770.
- [40] 罗云林, 吴林. 航空多芯电缆检测系统设计[J]. 控制工程, 2009, 16(3): 342-345.
- LUO Yunlin, WU Lin. Design of aeronautical multi-core cables test systems[J]. Control Engineering of China, 2009, 16(3): 342-345.
- [41] 宋宏江, 孟晓风, 王琳. 数字式电缆测试仪的设计与开发[J]. 计算机测量与控制, 2008, 16(2): 288-290.
- SONG Hongjiang, MENG Xiaofeng, WANG Lin. Design of a digital cable testing instrument[J]. Computer Measurement & Control, 2008, 16(2): 288-290.
- [42] 李静秋. 手持式电缆测试仪设计[J]. 光电信息, 2011, 28(9): 68-71.
- LI Jingqiu. Design of hand-held cable tester[J]. OME Information, 2011, 28(9): 68-71.
- [43] 翟禹尧, 郭纲, 王子亦. 飞机电缆绝缘缺陷检测[J]. 现代防御技术, 2017, 45(3): 208-214.
- ZHAI Yuyao, GUO Gang, WANG Ziyi. Aircraft cable insulation defect detection based on time domain reflectometry[J]. Modern Defense Technology, 2017, 45(3): 208-214.
- [44] 高闯, 王莉, 杨善水. 电缆故障在线检测定位装置研究[J]. 航空工程进展, 2018, 9(3): 447-450.
- GAO Chuang, WANG Li, YANG Shanshui. Research on cable fault online detecting and locating device[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(3): 447-450.
- [45] 毛健美, 王莉, 高闯, 等. 感性非接触式电缆故障在线诊断方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2017, 38(7): 1579-1588.
- MAO Jianmei, WANG Li, GAO Chuang, et al. Research on inductive non-contact online cable fault diagnosis method[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38(7): 1579-1588.
- [46] 洪博, 王莉, 毛健美, 等. 一种航天器一次母线故障在线检测定位方法[J]. 电工技术学报, 2016, 31(5): 118-125.
- HONG Bo, WANG Li, MAO Jianmei, et al. An online detection and locating method for spacecraft bus faults[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2016, 31(5): 118-125.
- [47] 荆涛, 石旭东, 张璐, 等. 利用魏格纳数据分布矩阵检测飞机电缆故障的方法: CN102435913A [P]. 2012-05-02.
- JING Tao, SHI Xudong, ZHANG Lu, et al. Method for detecting aircraft cable fault by use of wigner data distribution matrix: CN102435913A [P]. 2012-05-02.
- [48] 张俊民, 谢华博, 魏娟, 等. 飞机电缆绝缘缺陷与故障的检测技术及分析[J]. 航空维修与工程, 2008(1): 26-29.
- ZHANG Junmin, XIE Huabo, WEI Juan, et al. Aircraft cable fault detection technology and its analysis[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2008(1): 26-29.
- [49] SHI X D, ZHANG L, JING T, et al. Research on aircraft cable defects locating method based on time-frequency domain reflection[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 446-454.
- [50] 周训春, 肖楚璇. 基于电缆衰减特性的军用飞机线路故障定位模型研究[J]. 国外电子测量技术, 2018, 37(9): 79-84.
- ZHOU Xunchun, XIAO Chuwan. Research on military aircraft line fault location model based on cable attenuation characteristics[J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2018, 37(9): 79-84.
- [51] YUAN K, YU Y F, LIU X L. Aircraft cable fault location system based on principle of regression analysis[C]//2010 5th International Conference on Computer Science & Education. Piscataway: IEEE, 2010: 1226-1229.
- [52] JING T, ZHANG S B, SHI X D, et al. Design of aircraft cable fault diagnose and location system based on aircraft airworthiness requirement[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 455-464.
- [53] 黄加阳, 刘昕, 柏文华, 等. 民用飞机健康状态评估方法[J]. 计算机测量与控制, 2014, 22(10): 3256-3258.
- HUANG Jiayang, LIU Xin, BAI

- Wenhua, et al. Research on health condition assessment method of civil aircraft[J]. Computer Measurement & Control, 2014, 22(10): 3256–3258.
- [54] 王媛, 李青. 基于本体和 SWRL 的飞机线束协同研制知识集成框架及实现[J]. 航空制造技术, 2014, 57(13): 91–94.
- WANG Yuan, LI Qing. Knowledge integration framework and its realization of aircraft harness collaborative development based on ontology and SWRL[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(13): 91–94.
- [55] 孙敏. “数字孪生”改变行业规则的顶尖技术[J]. 大飞机, 2018(6): 44–47.
- SUN Min. “Digital twin” the cutting-edge technology that changes industry rules[J]. Jetliner, 2018(6): 44–47.
- [56] 陶飞, 张萌, 程江峰, 等. 数字孪生车间——一种未来车间运行新模式[J]. 计算机集成制造系统, 2017, 23(1): 1–9.
- TAO Fei, ZHANG Meng, CHENG Jiangfeng, et al. Digital twin workshop: A new paradigm for future workshop[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2017, 23(1): 1–9.
- [57] 杨林瑶, 陈思远, 王晓, 等. 数字孪生与平行系统: 发展现状、对比及展望[J]. 自动化学报, 2019, 45(11): 2001–2031.
- YANG Linyao, CHEN Siyuan, WANG Xiao, et al. Digital twins and parallel systems: State of the art, comparisons and prospect[J]. Acta Automatica Sinica, 2019, 45(11): 2001–2031.
- [58] 陶飞, 刘蔚然, 刘检华, 等. 数字孪生及其应用探索[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(1): 1–18.
- TAO Fei, LIU Weiran, LIU Jianhua, et al. Digital twin and its potential application exploration[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(1): 1–18.
- [59] 李凯, 钱浩, 龚梦瑶, 等. 基于数字孪生技术的数字化舰船及其应用探索[J]. 船舶, 2018, 29(6): 101–108.
- LI Kai, QIAN Hao, GONG Mengyao, et al. Digital warship and its application exploration based on digital twin technology[J]. Ship & Boat, 2018, 29(6): 101–108.
- [60] 李浩, 陶飞, 王昊琪, 等. 基于数字孪生的复杂产品设计制造一体化开发框架与关键技术[J]. 计算机集成制造系统, 2019, 25(6): 1320–1336.
- LI Hao, TAO Fei, WANG Haoqi, et al. Integration framework and key technologies of complex product design-manufacturing based on digital twin[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(6): 1320–1336.
- [61] TAO F, CHENG J, QI Q, et al. Digital twin-driven product design, manufacturing and service with big data[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 94(9): 3563–3576.
- [62] TAO F, ZHANG M. Digital twin shop-floor: A new shop-floor paradigm towards smart manufacturing[J]. IEEE Access, 2017, 5: 20418–20427.
- 通讯作者: 王发麟, E-mail: wjme@nuaa.edu.cn.

Research Status and Its Perspective of Automated Integrated Detection Technology for Aircraft Cables

WANG Falin¹, LI Zhinong², WANG Na³

(1. School of Aeronautical Manufacturing Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;

2. Key Laboratory of Nondestructive Testing of the Ministry of Education, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;

3. Aircraft Assembly Plant, AVIC Jiangxi Hongdu Aviation Industry Refco Group Ltd., Nanchang 330024, China)

[ABSTRACT] Aircraft cable integration testing is an important task in the assembly process of an aircraft, and is a key link related to the quality of cable manufacturing and has received extensive attention in aviation manufacturing companies. The aircraft cable testing methods are compared and analyzed. The connotation and main research contents of cable automation integrated testing are introduced, and the current research status of cable automation integrated testing at home and abroad are also analyzed and compared, the problems and development trends of cable automation integrated testing are analyzed and pointed out. Finally, the application of digital twin technology in the field of cable automation integrated detection is prospected.

Keywords: Aircraft cable; Integrated detection; Distributed test box; Transfer cable; Digital twin

(责编 古系)

引文格式:常颂扬,王鸿昇,上官敬益,等.基于蒙皮内形定位的飞机壁板柔性装配系统[J].航空制造技术,2021,64(4):50-58.

CHANG Songyang, WANG Hongsheng, SHANGGUAN Jingyi, et al. Flexible assembly system of aircraft panel based on inner surface of skin positioning[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 50-58.

基于蒙皮内形定位的飞机壁板 柔性装配系统

常颂扬¹,王鸿昇²,上官敬益²,朱雷²,冯军²,郑晨绩¹,方强¹

(1. 浙江大学机械工程学院航空制造工程研究所,杭州 310027;

2. 中航西安飞机工业集团股份有限公司,西安 710089)

[摘要] 针对飞机壁板数字化、柔性化制造需求,提出一种基于蒙皮内形定位的飞机壁板柔性装配方法,通过有限元参数化建模,应用蒙皮支撑点寻优算法,实现卡板布局优化设计。根据壁板组件各零件的定位要求,详细设计了壁板柔性装配系统中长桁、蒙皮、角片的柔性定位方式,开发了基于 EtherCAT 总线的分布式网络控制系统用于完成整个壁板的装配。本系统实现了一套柔性装配系统上完成 4 块壁板的装配,改变了传统固定式工装设计思维,对飞机壁板柔性装配技术的发展具有重要意义。

关键词:飞机壁板装配;柔性工装;系统设计;参数化建模;布局优化

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.050



常颂扬

硕士研究生,主要研究方向为飞机壁板柔性装配系统设计。

飞机装配是飞机制造的重要环节,占飞机制造总工作量的 40%~50%,直接影响飞机的最终质量、制造成本和周期^[1]。随着飞机制造业发展战略的深入,对飞机装配中的工艺装备提出了柔性的新需求,多机型、小批量、快转产的生产模式要求工装具备系列化产品的适应性,即“一对多”的工作模式。飞机柔性装配技术是一种先进的制造技术,其依赖于数字化和自动化技术,能够使用一组装配夹具完成两种或更多种飞机产品的组装,可以极大地提高产品装配质量,缩短产品的交付时间^[2]。在对同种类型的产品进行装配时不需要重新设计工装,大大减少了设计时间,节省了资源,提高了企业的生产效率。通过使用各种数字柔性装配系统,各大飞机制

造企业不仅提高了飞机装配效率,还降低了飞机制造成本,实现了现代飞机的精确装配,并显著提高了飞机装配技术水平^[3]。

20 世纪 90 年代,关于飞机制造中柔性工装技术的研究逐渐在各个国家展开。EI 公司^[4]研制的 E6000 柔性工装目前已成功用于 A320/A380、波音 737/波音 787 等型号飞机的机翼壁板组件装配线。该工装具备多个独立分散排列的立柱单元,每个立柱单元上装有具备运动调整能力的夹持单元,可通过调整各立柱单元上多个夹持单元排列分布,实现对不同飞机零件的装配。Mtorres 公司^[3]研制的 TORRESTOOL 工装,通过数模理论数据驱动 POGO 柱单元运动,在其端部装有真空吸盘用以提供夹紧力

夹紧蒙皮,吸盘可以在 45° 角的范围内进行旋转以适应不同的蒙皮,实现多种壁板的柔性装配。近年来,国内学者和企业也在柔性装配技术领域进行了一些探索。Li等^[5]通过设计可三自由度运动的长桁定位器适应不同壁板产品,并且考虑到预装配、自动钻铆工艺的结合,采用小围框的结构,在飞机壁板预装配完成后,小围框和产品整体可直接挂至自动钻铆机支架上,提升了定位精度及装配效率。王亮等^[6]提出了一种柔性多点装配型架,通过移动卡板定位支点位置,结合可更换的卡板,实现利用一个型架装配多种壁板组件的目的。Guo等^[7]提出了一种基于协调孔的机翼蒙皮定位方法,并设计了可三坐标移动的定位器,通过定位器上的协调孔与翼肋产品表面的协调孔配合,实现了46组翼肋的定位,进而通过机翼骨架定位蒙皮。

飞机壁板组件具有结构尺寸大、零件形状复杂、刚度小、气动外形要求严格及装配精度要求高等特点,在其装配过程中,不能单靠零件自身形状和尺寸加工的准确性来装配产品,需要采用大量具有定位、保型功能的专用工装,以保证飞机壁板类组件在装配过程中的精确几何外形^[8]。型架是飞机壁板类组件装配工装的常见形式。在传统的型架结构中,为减小结构变形,保证定位的准确性,均采用刚性结构,一套型架只适用于一种壁板类组件的装配,这就意味着在飞机生产准备阶段需要设计制造大量的刚性型架,不仅占据厂房空间,而且造成飞机装配成本增加,生产准备周期加长。随着国内对于飞机装配效率提升、装配生产线升级的需求,传统的刚性型架已不能适应现代飞机制造技术发展的要求。柔性工装技术的发展为改善传统刚性型架的装配方式提供了可能。因此,需要通过柔性工装中各项关键技术的应用,研制适用于飞机壁板类组件装配

的柔性工装,从而降低工装制造成本,缩短工装准备周期,减少生产用地,同时大幅提高装配生产效率。

本文针对ARJ21飞机壁板组件装配问题,提出一种基于蒙皮内形定位的壁板柔性装配方法,并结合数字化控制技术,建立飞机壁板柔性装配系统,推动工装实现集约化、设备化转变,改善传统刚性工装生产占地大、生产效率低、制造成本高等短板,丰富柔性工装技术理论在飞机装配、尤其是飞机壁板类组件装配领域的运用。

基于柔性定位技术的 工装结构设计

1 装配对象

机身壁板组件主要由蒙皮、长桁、剪切角片等零件构成,如图1和图2所示。蒙皮是一种薄壳结构,用以保证机身的气动外形,能够承受和传递其表面的垂直压力,也可承受拉伸、压缩和剪切载荷。长桁主要是“Z”字形、“T”字形、“工”字形等样

式的桁条,可以承受较大的压缩、拉伸载荷及较小的弯曲载荷。剪切角片与长桁和蒙皮相连接,起传递载荷的作用。壁板组件的装配需要经过预装配、自动钻铆两个阶段^[9]。在预装配阶段,通过专用工装进行蒙皮、长桁、角片的定位和夹紧,制预连接孔,并通过连接螺栓进行预连接,实现壁板各零件间相对位置关系的确定。预装配完成后,将壁板安装在自动钻铆机上进行自动钻铆,完成壁板装配。

随着柔性工装技术的发展,提出了对机身壁板组件柔性装配的需求,进行该类组件的柔性装配,存在以下技术难点:(1)蒙皮内形面形状复杂。蒙皮内形面存在为机身减重而设计化铣区域,也有窗框、舱门等开孔区域及其周围的蒙皮加厚区域,蒙皮是变厚度的,不同壁板内型卡板的型面存在差异。(2)零件数量多且分布复杂。壁板的长桁、角片、隔框等零件均在蒙皮内形面按照一定的基准线及站位面分布,依照传统工装

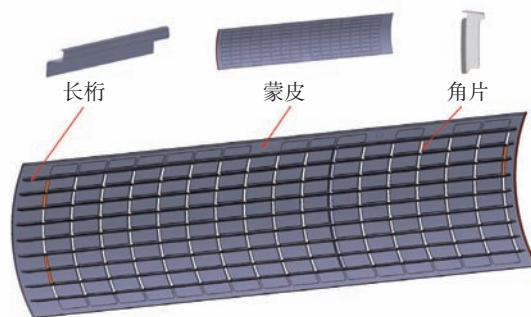


图1 壁板组件结构

Fig.1 Aircraft panel composition

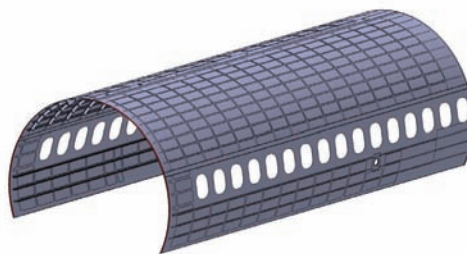


图2 ARJ21前机身上部壁板

Fig.2 Upper part of ARJ21 forward fuselage

的设计思路,难以在一套工装实现多组产品的定位。目前国内研发的壁板装配柔性工装多为基于更换卡板的设计方法,经济性较差且更换卡板工作量大。

2 柔性定位技术

本文主要针对飞机机身壁板,以柔性工装作为载体,以一套工装解决多组壁板的零件定位问题作为设计目标,进行飞机壁板柔性装配系统设计。依据壁板装配要求及零件分布特点,采用蒙皮内形作为定位基准,基于以下关键技术,实现壁板柔性装配。(1)基于蒙皮最优支撑的卡板设计方法。在进行卡板设计时,首先应以蒙皮装配变形量最小作为优化目标,进行蒙皮支撑点优选。柔性定位技术采用卡板位置可重构设计以及卡板型面的变曲率设计,实现多块蒙皮的最优支撑。(2)多站式角片柔性装配方法。传统工装通常在所有角片站位设置卡板,使工装不具备柔性且开敞性差。柔性工装基于数控定位技术实现卡板的位置重构,通过卡板在飞机航向及翼展向的平移运动,使单块卡板即可完成所有站位角片的定位。(3)卡板数控定位技术。卡板数控定位技术是整套工装柔性实现的基础,通过上下双电机同步闭环控制,保证卡板刚性以及定位的准确性。

3 结构设计

基于上述柔性定位技术,设计了

图3所示的飞机壁板柔性装配工装,以实现蒙皮、长桁、角片零件的柔性定位。工装整体采用包围式结构,外部框架起卡板支撑和电气设备集成作用;前部为长桁卡板,通过布置方式及理论型面的设计计算,可实现多组蒙皮的定位支撑。卡板上安装长桁柔性定位器,起长桁轴线定位作用,可实现尺寸在一定范围内变化的多种长桁的夹持,长桁卡板可沿X向实现航向平移。后部2块为角片卡板,起角片辅助定位、夹持作用,角片卡板可沿X向平移,范围覆盖壁板所有角片站位面,并通过Y向推出/缩回运动,实现运动避让。

3.1 蒙皮柔性定位方法及结构设计

蒙皮作为弱刚性薄壁件,在装配的过程中,受到重力、夹紧力、加工力的影响,容易产生较大变形,影响装配精度,因此通常采用“N-2-1”定位方法^[10],即在满足确定性定位的基础上,在其主定位面增加定位元件数量,通过过约束的方式抑制蒙皮变形。传统工装受角片等零件定位要求的制约,在所有零件站位设置卡板,虽然可以在定位零件的同时,起到较好的蒙皮支撑效果,但是工装开敞性较差,且制造成本和改造成本较高。柔性工装采用多站式角片定位方法,不必在所有站位设置卡板,因此需要对蒙皮的定位点进行分析 and 优化,对卡板布置方式进行设计,保证蒙皮的支撑刚性。另一方面,柔性

工装的一块卡板需要满足多种蒙皮的装配要求,在进行卡板布局分析的同时,还应考虑卡板在不同蒙皮、不同位置的兼容效果。对此,本文提出了基于蒙皮最优支撑的卡板设计方法,通过对多组蒙皮支撑刚性进行综合分析,选定柔性装配环境下的卡板的最优布局,并进行卡板型面设计。该方法具体包括以下内容:

(1)优化模型构建。将蒙皮在柔性工装进行定位、绑带拉紧后的最大变形量作为优化目标,最大变形量随定位/支撑布局的变化而变化。考虑到柔性工装的特点,需综合分析多块蒙皮的最大变形量。因此将多块蒙皮最大变形量的平均值 $S_{\max}(X)$ 作为优化的目标函数,将卡板的布局方式 X 作为设计变量。此外,考虑到成本,将卡板数目 N 也作为优化目标,建立如下优化模型:

$$\text{Min}\{S_{\max}(X), N\}$$

Subject to:

$$S_{\max}(X) = \frac{1}{P} \sum_{i=1}^P S_i(X)$$

$$X = (x_1, x_2, \dots, x_m)$$

$$x_i \in A, i=1, 2, \dots, m$$

其中, X 代表卡板布置方式; P 代表柔性工装需要装配的壁板种类数; $S_i(X)$ 为第 i 块蒙皮的最大变形量; A 为约束条件下卡板的可行设计域。

在进行卡板位置布局时,需要考虑产品的实际情况以及壁板装配的工艺要求,包括以下约束条件:卡板

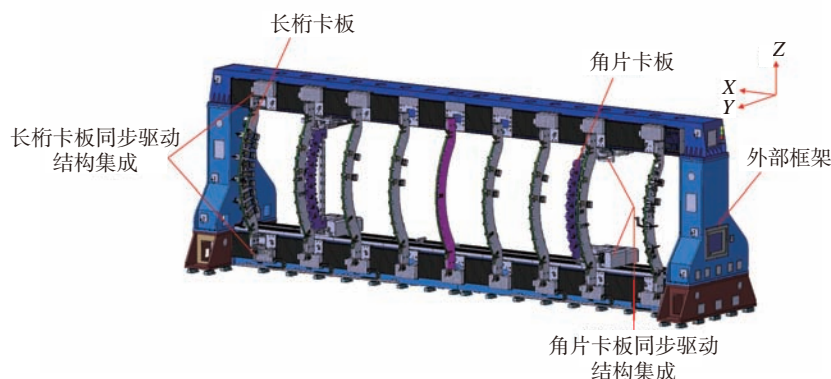


图3 工装结构整体设计

Fig.3 Overall design of tooling structure

位置应为角片装配留出充分操作空间;卡板与卡板之间需留出充分空间避免干涉;需避让加强垫板等有特殊装配需要的蒙皮区域;在有定位要求的地方(蒙皮窗框、长桁端部等)需设置卡板。

(2) 优化流程。柔性工装每一块卡板的外形都将对应至少两种蒙皮内形的对应区域。蒙皮虽然具有相同曲率的外形面,但为了飞机减重或结构优化,蒙皮的内形面存在化铣区域或加厚区域,导致蒙皮内形面曲率半径不完全相同,采用同一块卡板可能无法实现与多种蒙皮形面的完全匹配。因此在进行卡板布置的优化操作时,必须考虑卡板对应形面的支撑状态。优化流程分为以下5步。

第1步:记录蒙皮支撑信息。在进行优化操作前,为简化计算量,可先对蒙皮进行区域划分,分区依据可以是长桁轴线、角片定位面、蒙皮变曲率分界处等。将蒙皮划分成 $m \times n$ 个区域,每个区域内最多包含一个可行的蒙皮支撑点。记录每个蒙皮区域的支撑情况,形面支撑有效记为“1”,形面未实现支撑记为“0”,将该信息记录成 m 行 n 列的矩阵形式:

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & \dots & a_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{m1} & \dots & a_{mn} \end{bmatrix}$$

$$a_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{支撑有效} & i=1,2,\dots,m \\ 0, & \text{无支撑} & j=1,2,\dots,n \end{cases}$$

第2步:确定算法参数。首先,确定适应度函数。本文以多块蒙皮最大变形量的平均值最小作为优化目标。设置蒙皮最大变形的阈值 S_0 ,为提高计算效率,当单块蒙皮的变形量超过,即赋予此种卡板布局方式下的适应度为0。然后,对设计变量进行编码操作,将其转化为程序可读取的优化参数,具体方法为采用二进制的编码方式,将蒙皮区域的每一列是否具有卡板进行区分,以此表示卡板的布局,有卡板记为“1”,无卡板记为“0”,可得到:

$$B = [b_1 b_2 b_3 \dots b_k]$$

$$b_k = \begin{cases} 1, & \text{有卡板} \\ 0, & \text{无卡板} \end{cases} \quad k=1,2,\dots,n$$

第3步:建立有限元参数化模型。基于 Python 脚本建立 ABAQUS 的有限元参数化模型。在参数化建模过程中,重点考虑两方面问题。(1) 将优化变量记录的信息转化为模型的输入信息,本文中为蒙皮不同区域内卡板的支撑情况;(2) 从结果数据对象中读取需要的值,作为有限元分析的输出,本文中为不同卡板布置状态下蒙皮的最大变形量。最后,将参数化建模的程序封装成函数的

形式,即完成了参数化建模的过程。

第4步:算法与有限元参数化模型结合。Python 主程序部分主要负责将设计参数信息解码,调用有限元参数化模型,寻找数据优化方向以及记录计算结果,有限元工具负责输出适应度值。每生成一个新种群,即对应一组卡板的布局信息,需要至少调用1次,至多调用 p 次(p 为柔性装配的壁板数目)有限元计算,并将结果转化为适应度值。适应度评估后,若满足终止条件,则输出本组卡板布局信息;若未满足,对优化参数进行选择、交叉、变异的遗传操作,生成新一代种群,直至得到最优解。

第5步:卡板形面设计。依据分析计算得到的卡板最优布局情况,针对各区域蒙皮的曲率半径,设计卡板形面,以适应柔性装配。

3.2 长桁与角片柔性定位结构设计

长桁通过蒙皮内形以及卡板上定位器所确定的轴线位置实现定位,采用多点夹持的方法进行夹紧。柔性工装的长桁定位器设计,应满足具备长桁轴线位置调整功能、适应多种类型和厚度的长桁、保证长桁定位面与蒙皮贴合的要求。为实现上述功能,设计了长桁柔性定位器,如图4所示。该定位器安装在长桁卡板侧面,由位置调整组件和长桁夹持组件构成。位置调整组件由锁止气缸

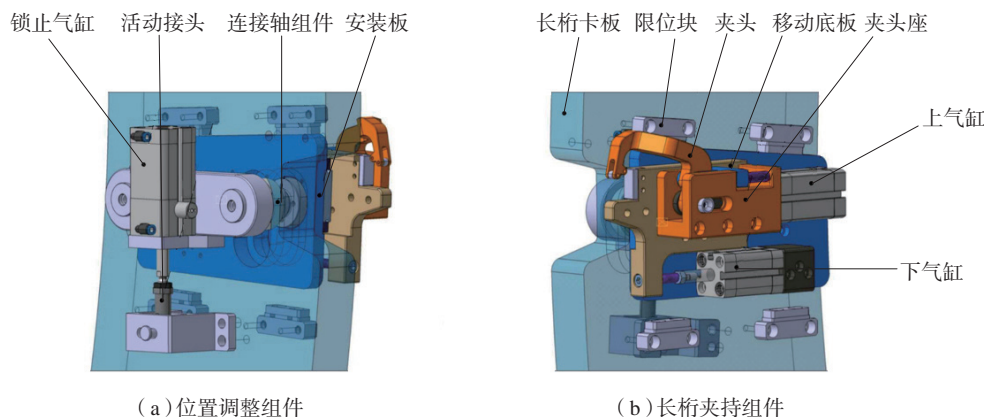


图4 长桁柔性定位器结构

Fig.4 Flexible locator structure for stringer

驱动,通过连接轴带动卡板背面的夹持组件沿卡板的腰型长槽滑动,实现长桁定位器两个工位切换。夹持组件由双气缸驱动,上气缸提供夹持作用力,下气缸驱动夹持组整体前后平移,便于长桁装卸并保证长桁贴紧蒙皮。该长桁定位器可实现 1~2mm 厚度范围内、20~30mm 宽度范围内的 Z 型长桁、T 型长桁的夹持。

角片通过卡板确定其站位平面。柔性工装使用可在航向和翼展方向移动的角片卡板进行定位,如图 5 所示。翼展方向的运动由上下各一个

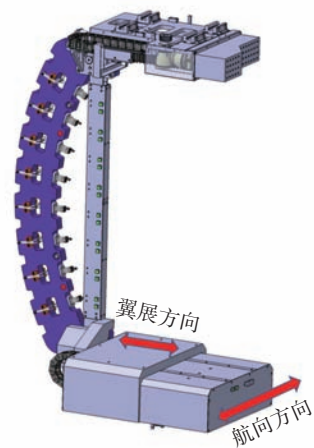


图5 角片卡板结构
Fig.5 Structure of fixture board for shear clip

带同步功能的电动推杆驱动,航向方向的运动由上下各一个伺服电机同步驱动,在导轨平面安装绝对光栅,实时测量卡板的航向位置,实现闭环控制。在进行角片装配时,控制系统根据理论数模中角片的定位数据,通过数控程序驱动角片卡板沿航向运动,同时借助绝对光栅实时反馈卡板的位置信息,并进行补偿,确保角片卡板的定位平面准确到达角片站位处。此时电动推杆驱动卡板沿航向推出,使卡板前端靠近蒙皮内形面。将角片分别与角片卡板定位面、蒙皮内形面贴合,再通过长桁确定上下位置,实现完全定位。使用安装在角片卡板上的角片夹紧器进行角片夹紧,如图 6 所示,该夹紧器采用内嵌方式安装在角片卡板上,且具有镜像夹持

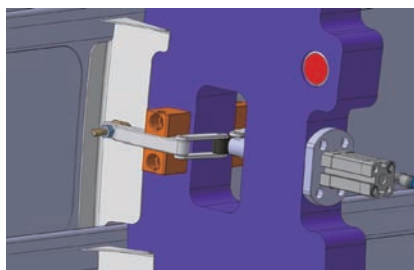


图6 角片自动夹紧器结构
Fig.6 Automatic clampler for shear clip

功能,适合角片的柔性定位 / 夹持。

电气及软件系统设计

完整的柔性装配系统由机械部分、电气部分、软件部分组成,如图 7 所示。机械部分起到产品定位、支撑、夹持作用,包括静态框架和动态模块^[1],动态模块依附于静态框架,具有多个自由度,可根据不同产品的特征重组以适应柔性装配需求。电气部分包括电气系统和控制系统,实现工装的供能以及多轴运动、自动夹持的精确控制。软件部分主要起人机交互作用,可实现工艺信息录入、控制指令发送、运动状态读取等功能。

1 电气设计介绍

1.1 控制系统总体方案

ARJ21 壁板柔性工装电气控制系统主要包含 3 个部分: 6 块长桁卡板上下电机航向同步运动、2 块角片卡板上下电机航向同步运动和翼展联动、布置在卡板上的长桁定位器和角片定位器控制。为了实现伺服电机、电动推杆及定位器的控制要求,在对比研究的基础上,结合 EtherCAT 实时以太网技术及柔性工装需要,采用了基于 EtherCAT 以太网技术的分布式网络控制方案,既提

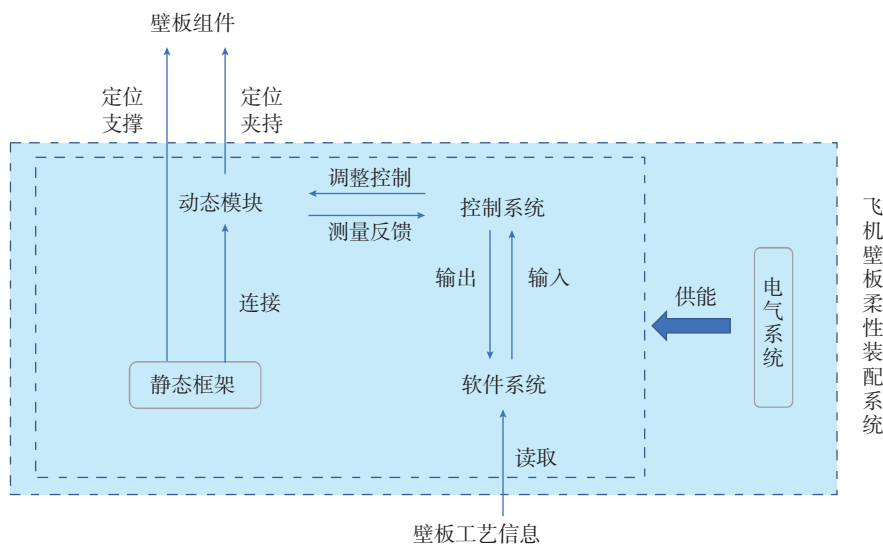


图7 飞机壁板柔性装配系统
Fig.7 Flexible assembly system for aircraft panel

高了系统的可靠性,又提高了数据传输速率,结构简单且便于扩展。

图8为控制系统结构图。工控机作为中央控制系统,通过实时以太网 EtherCAT 实现通信功能,可以协调计算各从站运动单元,发送和接受指令数据,监测整个系统的运行。控制层由各从站组成,主要负责与系统层的通信,并解析从系统层发送的控制指令以供执行层执行。执行层由伺服驱动器、伺服电机、电磁阀、接近开关等执行部件和检测硬件组成,主要依据控制器指令执行相应动作,并将检测数据反馈给运动控制器和信号采集模块。

1.2 电气设备硬件布局

工装电气设备采用分布式电柜布局,根据工装的需求,在工装的下梁部分开设 16 个电柜孔用于存放电柜。每个电柜中安装有对应卡板运动所需的驱动器、接线端子、开关电源等。而每块卡板所需的输入输出模块则安装在卡板上,模块的网络、供电通过拖链与电柜相连接。电源模块包括电机三相供电电源和直流开关电源。三相电源为电机运动提供能量,直流电源为伺服驱动器、I/O 模块、电动推杆等设备提供能源。数字量输入模块 EL1008 和 EL1809 用于从现场获得按钮和接近开关的

反馈信号,并把数据以电隔离信号形式传输到更高层的自动化单元处理;数字量输出模块 EL2008 和 EL2809 将控制层传输过来的控制信号传到设备层的执行机构;伺服驱动器则根据具体的运动要求完成对伺服电机的控制。

工控机安装在整个工装的左立柱侧,工控机上方设有工装指示灯和蜂鸣器,便于操作人员了解当前工装的状态,工控机的侧边设有急停按钮用于控制电机急停。工控机通过 RJ45 接口与控制柜内伺服驱动器以及卡板上的输入输出模块建立连接。

2 系统软件设计

控制系统软件包括用于实现运动控制的下位机软件和进行人机交互的上位机软件,上位机通过 ADS 通信与下位机建立连接,实现对工装装配流程的控制和状态的实时监测。

2.1 运动控制程序

运动控制程序采用 PLC 程序进行编写,在德国倍福公司 TwinCAT 软件平台环境下的程序开发。TwinCAT 是一个包含了运行和开发平台的自动化实时控制软件。PLC 程序负责系统的整体控制,包括所有伺服电机运动控制功能并对现场 I/O 数据采集处理。

ARJ21 壁板柔性工装的卡板在

整个运动过程是通过伺服电机驱动齿轮齿条带动相应的运动机构来完成的,因此其控制过程可等价于多轴的运动控制,每块卡板都由上下两个伺服电机带动,采用主从耦合方式进行同步运动。运动控制程序采用模块化的设计思想,将使能、耦合、绝对运动、相对运动、读取位置、找零等功能程序编写成独立的子程序,在主程序中进行调用。

2.2 人机交互界面

人机交互界面通过 C# 进行编写。根据壁板装配的流程要求,包含以下几个主要功能模块:壁板选择、长桁定位器推出、长桁夹紧器夹紧、角片预安装、长桁定位器回退、角片安装、长桁夹紧器取消夹紧、长桁定位器缩回、退出系统,整个装配流程如图 9 所示。

在登录模块进行登录,进入到 ARJ21 壁板柔性工装软件主界面(图 10)。主界面窗口中可分为 6 个部分。左上方包含系统初始化和附加功能,系统初始化为整个装配流程提供前提条件,附加功能中包括调试模式、管理员模式、演示模式和用于急停后恢复的找零功能;左中部分包含了整个项目的装配流程选择菜单;左下部分为整个系统的实时状态显示区;右上部分为当前工装的运行

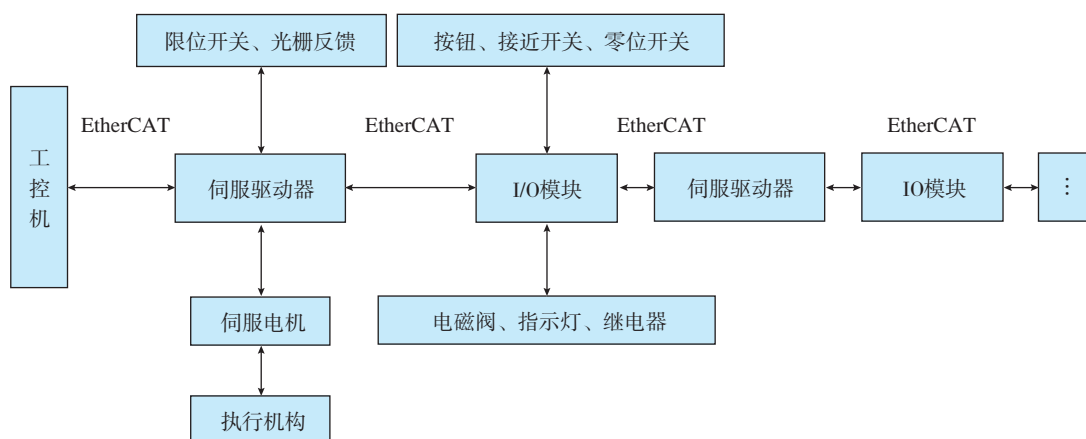


图8 系统结构图

Fig.8 System structure drawing

状态显示、急停和复位按钮；右中部分为当前流程操作界面的主要窗口，根据所选择的模块显示对应的功能；右下部分用于显示卡板运动的信息、进度条等信息。

运动控制程序与人机交互界面利用 TwinCAT 提供的 ADS 进行数据的交互访问，完成从 PLC 程序到人机界面软件以及从人机界面软件到 PLC 程序的双向数据传递过程。

试验验证

本文针对 ARJ21 前机身上部壁板设计柔性工装，在一套工装上完成 4 块壁板的预连接，如图 11 所示。图 12 为蒙皮定位点优化流程，4 块蒙皮的内形面共存在 3 种不同的曲率，蓝色为基础部分，曲率半径为 1670.351mm；灰色为蒙皮化铣区，曲率半径为 1670.751mm；黄色为蒙

皮加厚区，曲率半径为 1669.951mm。依据角片定位面和长桁轴线位置，将上边两块蒙皮划分成 10 行 17 列，将下边两块蒙皮划分成 7 行 17 列，每一列代表卡板可能存在的位置。每个区域的中间位置即为卡板对蒙皮支撑点所在位置，用绿色表示卡板与蒙皮形面贴合，该支撑有效；用红色表示卡板未与蒙皮形面贴合，该支撑无效。以图 12 中最左边卡板位置为例，由于需要适配第 4 块蒙皮的黄色加厚区域，此部分卡板只能在第 4 块蒙皮中起到有效支撑，矩阵对应元素记“1”，在其他蒙皮的对应区域均为无效支撑，矩阵对应元素记“0”。经过优化操作后，得出在 2、5、7、9、11、13、16 框的中间设置 7 块蒙皮定位 / 支撑卡板，在两端面设置长桁端头定位卡板，可以起到最理想的定位效果。

为保证装配精度，使用激光跟踪仪测量设备辅助工装的安装和调试，如图 13 所示。结合 MBD 技术，使用工装设计时给定的装配基准点 (TB 点) 建立工装坐标系，并将理论数模导入测量软件 Spatial Analyzer 中，对比检验各关键零件的空间位置。具体检验内容包括：(1) 长桁定位器定位平面的轮廓度，要求为 $\Delta 0.24\text{mm}$ ，如图 13 中的 OTS 1 所示；(2) 卡板型面的轮廓度，要求为 $\Delta 0.24\text{mm}$ ，如图 13 中的 OTS 2 所示；(3) 卡板侧面的轮廓度，要求为

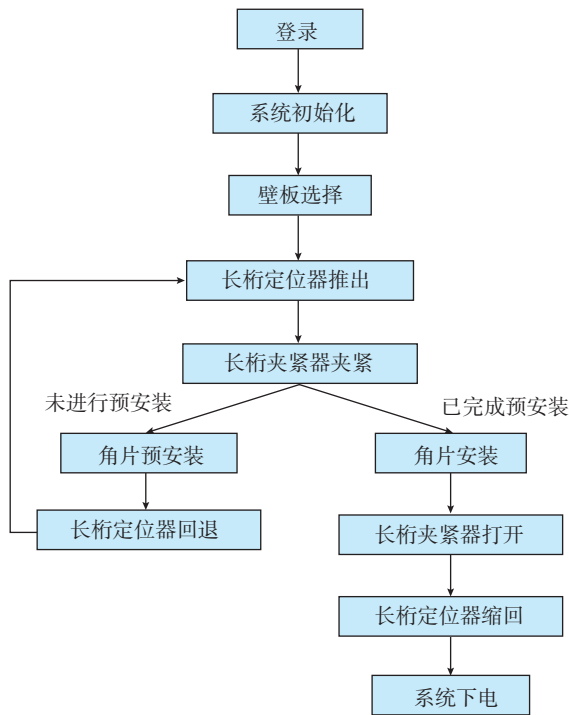


图9 装配流程图
Fig.9 Assembly process chart



图10 操作界面
Fig.10 Operation interface

0.24mm,如图13中的OTS 3所示。每项测量项目均在4块壁板工作状态分别验证。测量结果如表1所示,共选取了233个测量点,最大偏差0.1191mm,满足公差要求。通过



图11 飞机壁板柔性装配工装
Fig.11 Flexible assembly tooling for aircraft panel

以上测量内容,可以保证:(1)长桁轴线定位准确,且在工位调整后依然可以保证准确装配精度;(2)卡板型面可以满足蒙皮内形的准确定位;(3)长桁卡板安装位置准确,两块角片卡板可以精确运动至所有安装站位,起到传统工装中17块固定卡板的相同作用。

结论

(1)本项研究以一套工装解决多组壁板的零件定位问题作为设计目标,以柔性工装作为载体,构建了一套飞机壁板柔性装配系统,并进行了机械、电气、软件功能的详细设计。该系统具备自动化、数字化、模块化

的特点,可以改善传统刚性工装生产占地大、生产效率低、制造成本高等短板,为推动工装实现集约化、设备化转变提供了新的参考。

(2)提出一种基于蒙皮内形的柔性定位方法,通过多项技术应用,可以实现机身壁板的柔性装配。该方法已在ARJ21前机身上部、前机身下部以及中机身上部的多组壁板中进行柔性装配的验证,并取得较好的实际使用效果。

参考文献

[1] 范玉青,梅中义,陶剑.大型飞机数字化制造工程[M].北京:航空工业出版社,

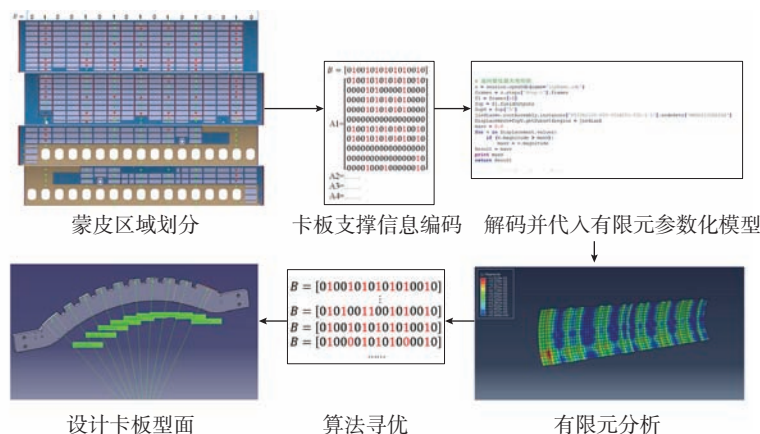


图12 蒙皮定位点优化流程

Fig.12 Optimization process of skin registration point

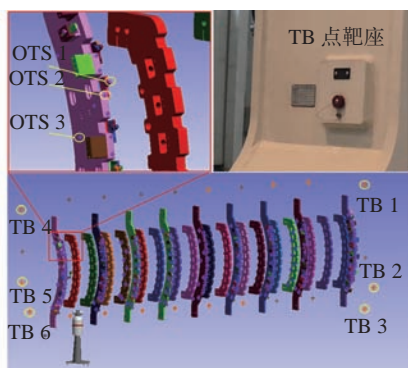


图13 基于激光跟踪仪的测量验证
Fig.13 Measurement verification based on laser tracker equipment

表1 OTS测量报告

Table1 OTS measurement report

| 统计项目 | X向偏差 | Y向偏差 | Z向偏差 | 量值 |
|---------|---------|---------|--------|--------|
| 最小值/mm | -0.0483 | -0.0898 | -0.106 | -0.114 |
| 最大值/mm | 0.0419 | 0.0835 | 0.1121 | 0.1191 |
| 平均值/mm | -0.0015 | -0.0046 | 0.0094 | 0.0049 |
| 均方差/mm | 0.0129 | 0.0284 | 0.0458 | 0.0554 |
| 公差范围/mm | ± 0.12 | ± 0.12 | ± 0.12 | ± 0.12 |
| 在公差内点数 | 233 | 233 | 233 | 233 |
| 超差点数 | 0 | 0 | 0 | 0 |

2011.

FAN Yuqing, MEI Zhongyi, TAO Jian . Large aircraft digital manufacturing engineering [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011.

[2] 王亮, 李东升. 飞机数字化装配柔性工装技术体系研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(7): 34-39.

WANG Liang, LI Dongsheng. Flexible tooling technology system for aircraft digital assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(7): 34-39.

[3] MEI Z Y, MAROPOULOS P G. Review of the application of flexible, measurement-assisted assembly technology in aircraft manufacturing[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2014, 228(10): 1185-1197.

[4] ASSADI M, DOBBS S, STEWART B, et al. Panel assembly line (PAL) for high production rates[J]. SAE International Journal of Aerospace, 2015, 8(1): 104-116.

[5] LI X N, DANG X G, XIE B Q, et al. Flexible tooling design technology for aircraft fuselage panel component pre-assembly[J].

Assembly Automation, 2015, 35(2): 166-171.

[6] 王亮, 李东升, 罗红宇, 等. 飞机装配数控柔性多点工装技术及应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(5): 540-544.

WANG Liang, LI Dongsheng, LUO Hongyu, et al. Numerical control reconfigurable compliant tooling technology and application in aircraft assembly[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(5): 540-544.

[7] GUO F Y, WANG Z Q, KANG Y G, et al. Positioning method and assembly precision for aircraft wing skin[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2018, 232(2): 317-327.

[8] 王仲奇, 王赢, 郭飞燕, 等. 壁板组件柔性装配工装技术[J]. 航空制造技术, 2013, 56(12): 44-47.

WANG Zhongqi, WANG Ying, GUO Feiyan, et al. Tooling technology of flexible assembly for panel component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(12): 44-47.

[9] 朱生茂. 壁板柔性零件装配过程分

析与研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2013.

ZHU Shengmao. The analysis and research on assembly process of compliant components in panel[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013.

[10] CAI W, HU S J, YUAN J X. Deformable sheet metal fixturing: Principles, algorithms, and simulations[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 1996, 118(3): 318-324.

[11] 凌扬洋, 李西宁, 李卫平, 等. 适应自动钻铆的壁板预装配柔性定位装置设计[J]. 机械科学与技术, 2014, 33(3): 465-468.

LING Yangyang, LI Xining, LI Weiping, et al. Designing flexible positioning device for aircraft's pre-assembled panel to accommodate automatic drilling and riveting[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2014, 33(3): 465-468.

通讯作者: 方强, 研究员, 博导, 主要研究方向为飞机系统总装集成测试、机电一体化系统控制、力/位移混合控制、航空线缆自动检测系统等, E-mail: fangqiang@zju.edu.cn.

Flexible Assembly System of Aircraft Panel Based on Inner Surface of Skin Positioning

CHANG Songyang¹, WANG Hongsheng², SHANGGUAN Jingyi², ZHU Lei²,
FENG Jun², ZHENG Chenji¹, FANG Qiang¹

(1. Institute of Aerospace Manufacturing Engineering, College of Mechanical Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;

2. AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] In order to meet the requirements of digital and flexible manufacturing of aircraft panel, this paper proposes a flexible assembly method of aircraft panel based on inner surface of skin positioning. Through the application of finite element parametric modeling and the optimization algorithm of skin support points, the optimization design of fixture board layout is realized. According to the positioning requirements of each part of the panel component, the flexible positioning method of stringer, skin and shear clip in the flexible assembly system was designed in detail, and the distributed network control system based on EtherCAT fieldbus technology was developed to complete the panel assembly. Through the application of this system, the assembly of four panels can be completed on one flexible tooling, which changes the traditional design approach and is of great significance to the development of aircraft panel flexible assembly technology.

Keywords: Aircraft panel assembly; Flexible tooling; System design; Parametric modeling; Layout optimization

(责编 古系)

引文格式: 徐尧, 连宇臣, 程奕翀, 等. 航空发动机总装脉动线单模块集成仿真分析[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 59-65.

XU Yao, LIAN Yuchen, CHENG Huanchong, et al. Typical module integrated simulation for aero-engine pulse final assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 59-65.

航空发动机总装脉动线单模块集成仿真分析

徐尧¹, 连宇臣¹, 程奕翀², 武殿梁^{2,3}, 周烁¹

(1. 中国航发上海商用航空发动机制造有限责任公司, 上海 201306;

2. 上海江衡软件科技有限公司, 上海 201210;

3. 上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200240)

[摘要] 航空发动机总装脉动线具有主体设备技术复杂、建设和运维成本高等特点, 单工位模块是总装脉动线的基本组成单元, 承担着航发产品总装时的脉动运输、夹持固定、部件对接和配套件安装等任务, 因此在工艺流程规划、设备运动控制等方面存在较大难度, 脉动线单模块的集成仿真可以验证单模块结构与机构设计、工作流程设计和运动控制设计方案, 对于模块开发具有重要意义。提出基于数字孪生模型和实际控制信号的人在回路的单模块集成仿真方案, 并据此研发了完全知识产权的国产仿真软件和集成仿真平台, 完成了某型航发脉动总装工艺的评估。结果表明, 所研发平台能够用于多种脉动总装工艺评估, 并可支持人在回路的方案验证和操作培训。

关键词: 航空发动机; 总装; 脉动生产线; 单模块; 仿真分析

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.059



徐尧
工程师, 主要研究方向为航空发动机装配制造技术。

脉动装配线是指按节拍移动的一种装配线, 是介于固定站位装配与连续移动装配之间的一种装配生产线形式, 其典型特征是产品移动时不进行装配作业, 装配作业进行时产品不移动^[1]。近些年, 随着民航业迅猛发展, 国外民用航空发动机如 CFM56 系列、LEAP 系列、Pure Power 系列、TRENT XWB 系列等, 为满足大量订单的交付需求, 实现“可持续交付”, 各大制造商都开展了总装脉动线的研究与建设, 并且对主体设备均申请了相关专利。实现航空发动机脉动装配的技术难度大, 在大规模总装生产线建设前的技术研发和工艺准备是十分必要的^[2]。以 LEAP 系列发动机为例, 在总装脉动

线建设前, 已经建立了 5 个单装配模块, 用于验证脉动式装配的发动机总装工艺, 并且其单模块的构型也一直在改进优化, 其最终建设的 3 条脉动线也不尽相同, 说明脉动式生产持续优化的需求十分强烈。而单模块的开发作为总装脉动线的关键技术, 是实现航空发动机脉动装配的一个重要环节^[3]。

总装脉动线单模块是指在单个工位就能完成发动机总装阶段的全部工艺过程的装配生产模块, 模块应具备小范围的运输、吊装、姿态调整等功能, 并且能实现部分检测或辅助检测功能, 如图 1 所示。

总装脉动线单模块首先可以作为对航空发动机脉动式生产工艺和

新技术探索的验证平台,实现对大规模脉动生产线主体设备建设的关键技术攻关;其次可以作为批生产工艺定型前的试装平台,对总装工艺进行验证,开展装配工时统计与分析,并实现对总装工艺的不断优化;最后还可以作为操作人员的培训平台,在单个工位学习掌握发动机总装阶段全部工艺流程。

近年来,国内多家航空发动机制造单位积极探索总装脉动线单模块的关键技术,开展专项技术攻关或工艺试验。中国航发西安航空发动机公司和西北工业大学开展了某型涡扇发动机总装脉动线的单模块研制;中国航发商发制造公司开展了大部件对接平台^[4]和总装滚转平台的研

究,分别可以实现大部件水平对接以及外部结构安装时的发动机滚转功能,如图2所示。

总装脉动线单模块集成仿真方案

总装脉动线单模块集成仿真建立起脉动线单模块设备与工艺的数字孪生模型,并在此基础上进行总装工艺仿真分析与验证。数字孪生仿真需求的单模块数字化模型分别从几何层、物理层、数据链路层建立,其中几何层是指建立了单模块设备的三维模型,具有与真实设备相同的几何尺寸;物理层是指设备的机构运动模型,根据实际设备的机构组成与运行方式,建立数字孪生模型的运动

副并设置相关的参数,在仿真运行中能够与实际设备完全对应;数据链路层是指使用模拟 PLC 控制器与数字孪生模型进行实时通信,通过真实信号驱动数字孪生模型。该方案包含3个阶段:总装脉动线单模块建模、单模块设备集成建模以及总装工艺仿真分析,技术路线如图3所示。

1 总装脉动线单模块工艺建模

根据实际总装脉动线规划方案建立起单模块仿真生产线,对生产线涉及的设备、工装、产品等按照实际要求进行布局规划,在此基础上对总装工艺流程进行工序划分、工艺规程制定,形成工艺流程图并生成数字化工艺流程模型。

2 总装脉动线单模块设备建模

对总装脉动线单模块中使用的设备进行数字孪生建模,根据实际设备的原理与操作方式,分别建立单模块设备运动机构、PLC 控制逻辑以及交互操作界面的仿真模型,并开发实时数据通信接口,能够从逻辑层面对真实设备的运行过程进行仿真。

3 总装工艺仿真分析

将总装脉动线工艺模型和设备模型集成到统一的仿真环境中,对单模块设备在总装工艺中的工作流程设计和运动控制进行仿真,并实现人在回路的交互式仿真操作,对工艺的

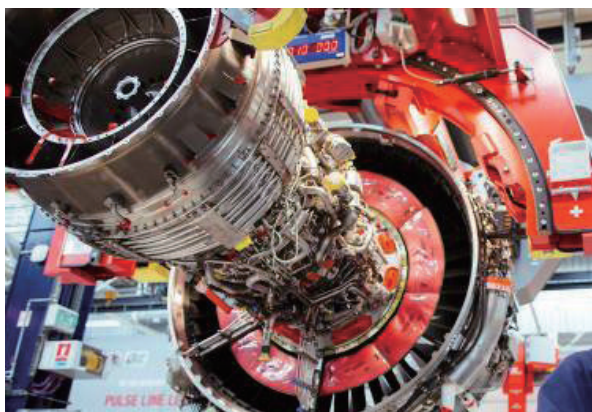


图1 LEAP发动机总装脉动式生产线单模块

Fig.1 Typical module of assembly pulsation production line of LEAP engine

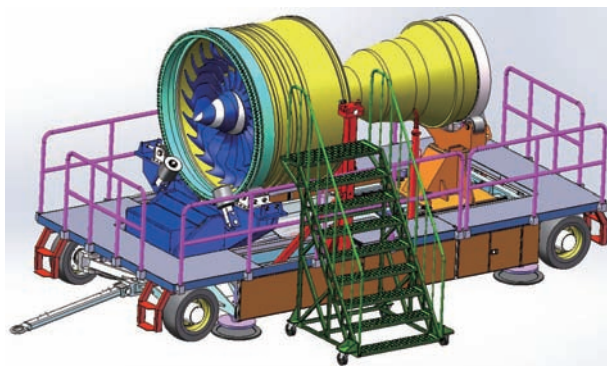
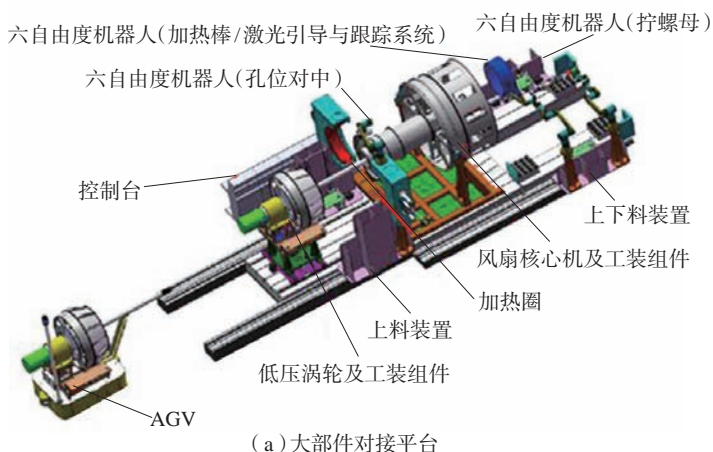


图2 大部件对接平台与总装滚转平台

Fig.2 Main unit assembly center and final assembly rolling center

可行性、合理性进行验证与分析,提前发现工艺设计中存在的问题。

总装脉动线单模块工艺建模

总装脉动线单模块的建设首先依赖于对发动机总装工艺的分析与建模。本文应用上海江衡软件科技

公司研发的国产仿真软件,基于新型工艺方案,构建了总装脉动线单模块装配工艺网络模型,如图4所示,将航空发动机的总装工艺过程可划分为两大阶段:大部件(风扇增压级单元体、核心机单元体、低压涡轮单元体)对接形成本体阶段与外部结构

安装阶段。其中,大部件对接阶段是指3大主单元体分别并行完成各自装配后,以轴线呈水平状态的风扇主单元体为装配基准(起始件),在水平方向上依次完成核心机主单元体、低涡主单元体的对接;外部结构安装阶段是指完成大部件对接后进行的

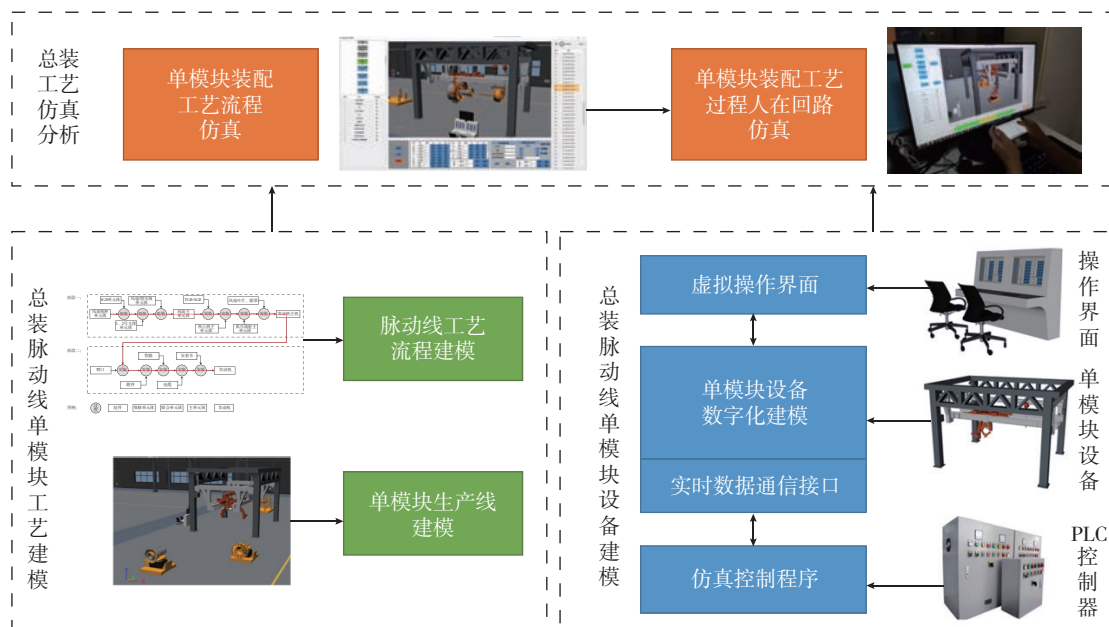


图3 总装脉动线单模块集成仿真技术路线图

Fig.3 Roadmap of typical module integrated simulation in assembly pulsation production line

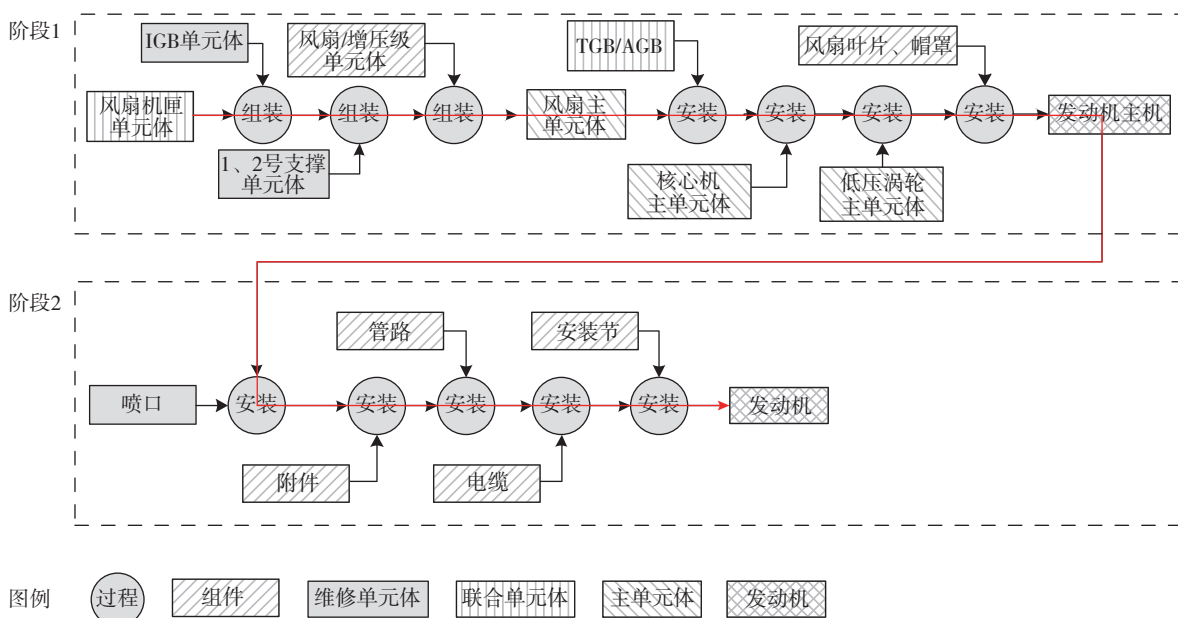


图4 总装二维工艺网络图

Fig.4 2D network diagram of assembly

外部附件、管路、电缆的装配^[5]。

总装脉动线单模块工艺和设备集成仿真

基于发动机新型总装工艺对单模块的功能需求,中国航发商发制造公司规划出一种构型的总装脉动线单模块平台。平台功能包含:分别完成核心机主单元体、低压涡轮主单元体与风扇增压级主单元体之间的水平自动化对接,为发动机外部结构安装提供上部支撑,并实现滚转功能。其中单模块主机系统可实现自动倾斜及精确定位,并具备自锁功能;发动机在安装平台上的安装方式与发动机在搬运车上的安装方式一致,使用4个立柱式支撑工装,采用下部4点支撑;4个立柱式支撑工装与发动机安装平台之间的安装接口实现柔性设计,进而满足不同尺寸的发动机安装和测量。

考虑到建设和运维成本显著,在设备开发前进行虚拟验证很有必要。本文仍应用上海江衡软件科技公司研发的国产仿真软件进行虚拟环境中的验证,目的是将装配工艺流程和设备运动控制的仿真结合起来,在同一个环境中,既能对装配工艺流程的正确性进行验证,也能通过节拍分析与产线平衡,在试生产前就能提前对工艺进行优化;同时又能结合工艺过程对设备的运动控制功能进行仿真,提前模拟设备使用过程中可能出现的问题,对设备的建设提供宝贵的依据,避免试生产时再对设备进行二次改造,以起到缩短研制周期的目的。

1 机构运动建模

在单模块功能仿真实验验证时,设备仿真模型除具有与真实设备相同的几何尺寸外,还需要建立机构运动模型,对设备的真实运行过程进行仿真。根据平台功能,模块需要对航空发动机部件执行运输、吊装、姿态调整等功能,如图5所示。

仿真装配过程中,利用升降单元

的升降功能和A车的X轴运动功能,使A车C圈上承力销位置对准地面小车上的风扇单元体上的球窝。安装承力销和吊杆后,再利用升降功能升起A车,地面小车移开。利用两个B车的吊钩吊起核心机及工装,再利用B车的三轴运动功能,使核心机前部对接风扇法兰安装边。三轴运动调整低压涡轮的位置,使涡轮长轴对准核心机的中心孔,进行低压涡轮单元的安装;驱动液压缸,降下尾部旋转工装托架;人工安装尾部随动环形工装。使用C圈回转功能使发动机整体回转至指定角度,配合

平台升降功能,人工安装发动机外围管路等零件。对应的设备构件及运动副如表1所示。

在机构设置时,需要指定运动副的参数。对于平移副,其运动参数由该运动副运动所在直线进行约束,使用数学模型表达为空间中的一点以及该点处的方向向量,控制参数为机构的当前行程;对于旋转副,其运动参数由该旋转副的旋转轴进行约束,使用数学模型表达为空间中的一点以及旋转轴方向,控制参数旋转构件当前的旋转角度。机构的参数设置界面如图6所示。

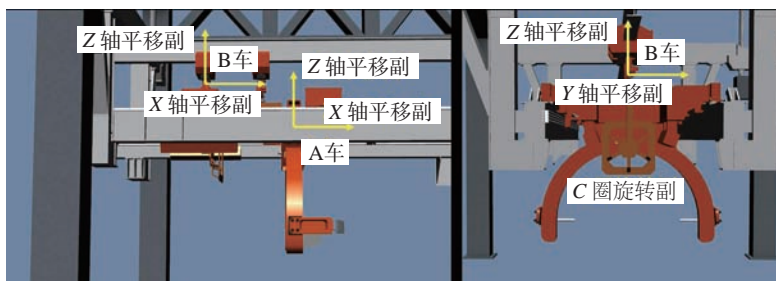


图5 设备运动副示意图

Fig.5 Diagram of equipment kinematic-pair

表1 模块运动副建模

Table 1 Equipment kinematic-pair modeling list

| 功能 | 设备构件 | 运动副 | 方向 |
|------|------|-----|-------|
| 运输 | A 车 | 平移副 | x 轴 |
| | | 平移副 | y 轴 |
| 吊装 | B 车 | 平移副 | x 轴 |
| | | 平移副 | y 轴 |
| | | 平移副 | z 轴 |
| 姿态调整 | C 圈 | 旋转副 | 绕 x 轴 |

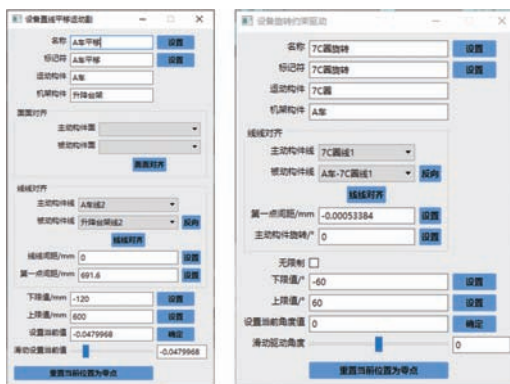


图6 机构参数设置界面

Fig.6 Interface of parameter setting

2 数据通信与控制

在机构运动建模的基础上,仿真软件通过数据监控模块与模拟 PLC 控制器(也可以替换为真实 PLC 控制器)进行连接,实现数据的双向通信,包括发送设备的控制指令到 PLC 控制器,接受 PLC 控制器的运行参数,如图 7 所示。

其中仿真操作界面可运行在 PC 或手持平板终端,通过模拟设备的操作界面,可由操作人员通过鼠标或者触摸操作发送设备运动指令,如图 8 所示。

仿真程序与模拟 PLC 控制器通信方式采用与真实 PLC 相同的 Modbus 工业通信协议,通过 TCP 协议进行连接,可采取有线或者无线方式进行连接,连接成功后可在监控界面显示相应的参数,如图 9 所示。

3 单模块装配工艺仿真

虚拟环境中的单模块的装配工

艺验证包括装配工艺流程仿真以及在回路仿真两个阶段,前者通过预定义的控制指令对单模块进行运动控制,实现装配工艺仿真完整流程,用于对装配工艺的验证与分析;后者开发人机实时交互仿真程序,能够对操作人员进行虚拟仿真训练,提高实际装配的效率。

3.1 单模块装配工艺流程仿真

单模块装配工艺流程仿真基于装配工艺网络图,定义了每个操作工序的操作步骤、执行条件与完成条件、工序中使用的设备等因素,并结合单模块设备控制方式定义了每个步骤的操作指令,实现了自动工艺流程仿真。

单模块装配工艺流程仿真时,在工艺流程图上实时显示当前正在执行的工序、当前工装工具的使用状态,并在设备操作指令列表中显示单

模块当前正在执行的指令名称、设备参数值等,如图 10 所示。

在对仿真工艺过程的时序仿真过程中,能够进一步对操作过程进行实时干涉检查、装配路径验证与优化等,保证装配工艺的合理性、高效性。

3.2 集成仿真分析

通过仿真分析,发现当前的工艺规划、专用工装需求、设备现场布置、设备结构都有不同程度的优化空间。

其中装配工序的工时仿真结果,根据价值流图(Value stream mapping, VSM)进行价值流分析,并考虑生产线平衡需求,对装配网络图进行了重新规划。根据优化后的 VSM,同时对脉动生产线的站点规划也提供了依据,如图 11 所示,总装脉动线被分为 6 个站点。

其中设备现场布置与设备结构的优化,主要根据仿真过程中的干涉检查情况进行优化。并且根据仿真

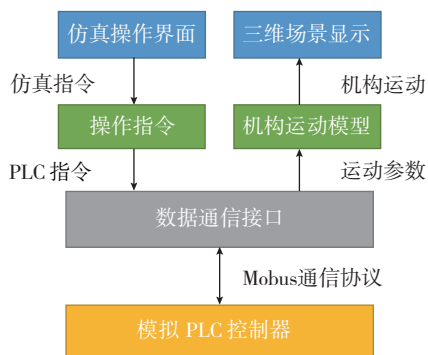


图7 数据通信示意图

Fig.7 Diagram of data communication

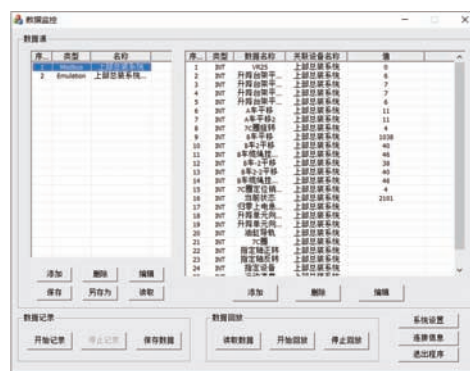


图9 数据监控界面

Fig.9 Interface of data monitoring



图8 仿真操作界面

Fig.8 Interface of simulate operation



图10 单模块装配工艺流程仿真

Fig.10 Process simulation of typical assembly module

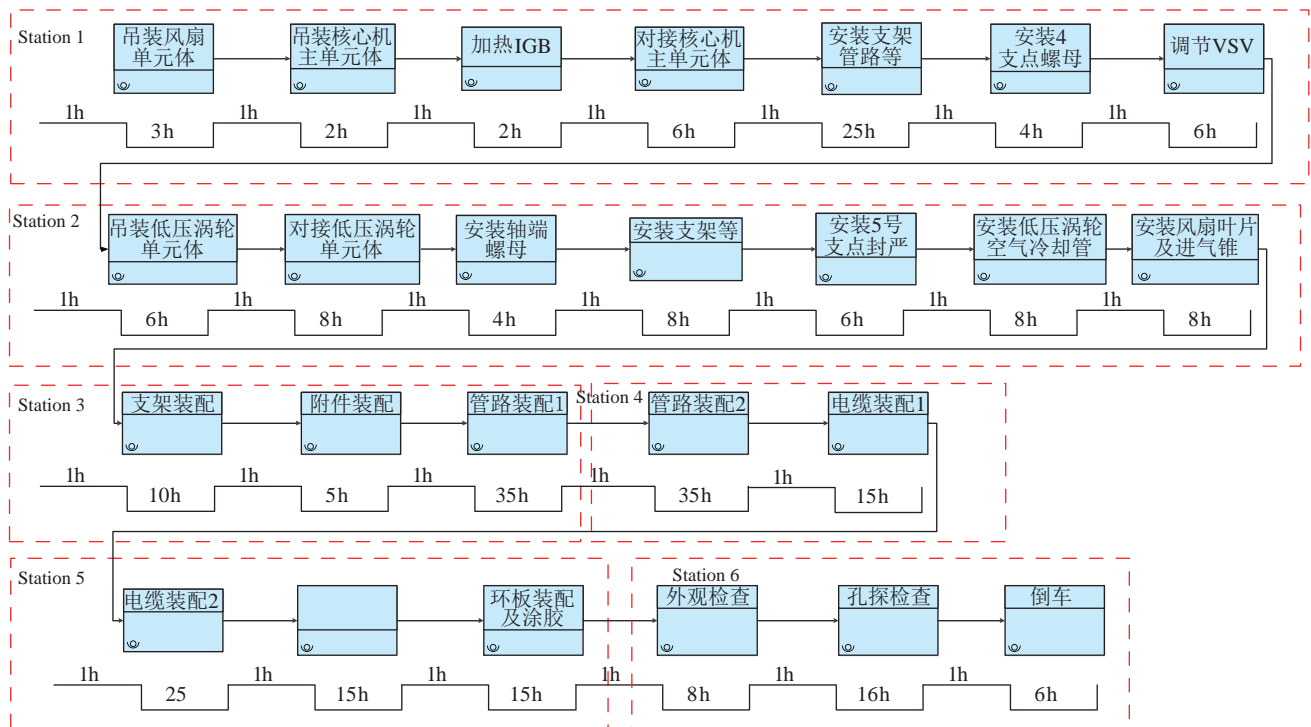


图11 总装脉动线VSM

Fig.11 Value stream mapping of pulsating final assembly line

操作过程,制定出主体设备的测量与监控需求,包括3大主单元体的水平对接过程中,上部总装系统配置光学检测系统,实现轴线对中状态的精确检测,人工完成主单元体的位姿调整;3大主单元体的水平对接过程中,上部总装系统配置装配力学检测系统,实现吊装负载变化和磕碰力的精确检测;针对设备运行状态的安全报警系统,以及根据仿真操作过程,发现对于控制低压涡轮轴线对中时容易超出可接受的对接坐标区间的问题,制定低压涡轮引导方案。

3.3 单模块装配工艺过程人在回路仿真

人在回路仿真是一种通过物理效应设备产生人的感知环境的仿真^[6]。在装配工艺流程验证完成后,操作者借助手持式平台电脑的仿真控制终端,进行仿真度更高的人在回路的交互操作模式。

操作者观察虚拟场景,通过控制终端发送操作指令,转换成PLC控制器指令发送给模拟控制器,接收反馈信号并驱动虚拟环境中的设备运动。系统根据标准操作流程对用户的操作正确性进行判断,对用户不合理的操作进行提示,如图12所示。通过全面考虑软件、硬件和人组成的全部模型的运行和人机交互活动,保证了人在回路仿真运行有效性分析。

人在回路的仿真通过真实的操纵体验,对自动仿真的结果通过实际操纵,进行了进一步的验证;发现了手持操作界面容易产生误触的缺陷,并进行了优化,优化后可以根据所处的工艺环节开放或锁定部分按钮;同时可用于设备培训,规范用户的操作并提高其操作熟练度。

结论

本文介绍的仿真软件拥有自主



图12 单模块装配工艺过程人在回路仿真
Fig.12 Process simulation with man-in-loop of typical assembly module

知识产权,具备了对航空发动机总装脉动线单模块的仿真能力,为总装脉动线单模块的建设以及总装脉动线的规划提供了有力的支持。集成仿真工作还可以从以下3个方面进一步改善,或扩大应用场景。

(1)与成熟仿真软件产品相比,自动路径规划能力不足。软件未来可进一步扩展功能项,提升仿真能

力,扩大应用空间。

(2)对于人在回路的仿真,可进一步扩展为沉浸式人机协同仿真。后期通过使用虚拟现实技术,模拟人在装配厂房的操作过程,使仿真效果更加逼真,并且可用于技能人员的操作培训平台。

(3)随着工厂数字孪生体建设需求的增加,未来通过接口的打通,仿真环境的模型可以直接作为脉动线数字孪生体在虚拟环境的样本,实现总装脉动线的数字孪生。

参 考 文 献

- [1] 魏小红,谈军,方红文,等.航空发动机水平脉动总装生产线规划研究[J].航空制造技术,2015,58(19):8-12.
- WEI Xiaohong, TAN Jun, FANG Hongwen, et al. Study on horizontal pulse assembly line planning of aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(19): 8-12.
- [2] 连宇臣,徐尧,李琳,等.航空发动机脉动式装配生产线工艺仿真关键技术研究[J].航空制造技术,2020,63(1):57-63.
- LIAN Yuchen, XU Yao, LI Lin, et al. Research on key technology of process simulation for aero-engine pulsation assembly production line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(1): 57-63.
- [3] 辛彦秋,吴斌,苏丹,等.民用航空发动机脉动装配浅析[J].航空制造技术,2013,56(20):118-120.
- XIN Yanqiu, WU Bin, SU Dan, et al. Introduction of pulse line for commercial aeroengine assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(20): 118-120.
- [4] 王岭.航空发动机低压涡轮单元体智能对接技术研究[J].燃气涡轮试验与研究,2018,31(5):1-5.
- WANG Ling. Study on automatic docking technology for aero-engine low pressure turbine installation[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2018, 31(5):1-5.
- [5] 张渝,刘宜胜,汪俊熙,等.大型商用航空发动机整机装配工艺浅析[J].航空制造技术,2014,57(5):92-96.
- ZHANG Yu, LIU Yisheng, WANG Junxi, et al. Brief review on assembly process of large commercial aero-engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(5): 92-96.
- [6] 郑利平,刘晓平.人在回路仿真运行有效性评估方法研究[J].系统仿真学报,2007,19(7):1417-1420,1448.
- ZHENG Liping, LIU Xiaoping. Research on operational validity evaluation of man-in-the-loop simulation system[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(7): 1417-1420,1448.

通讯作者:徐尧, E-mail: 17301609156@126.com。

Typical Module Integrated Simulation for Aero-Engine Pulse Final Assembly Line

XU Yao¹, LIAN Yuchen¹, CHENG Huanchong², WU Dianliang^{2,3}, ZHOU Shuo¹

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

2. Shanghai JH Simulation System Co., Ltd., Shanghai 201210, China;

3. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

[ABSTRACT] The aero-engine pulse final assembly line (PFAL) has the characteristics of complex main equipment, high construction and operation cost. The single station module is the basic unit of PFAL, which undertakes the tasks of pulsating transportation, clamping and fixing, large parts docking and parts installation, therefore, it is difficult to plan the process flow and design the equipment motion program. The integrated simulation of PFAL can verify the structure and mechanism design, workflow design and motion control design of single-module, which is of great significance for typical module development. In this paper, a typical module integrated simulation with man-in-loop scheme based on digital twin model and actual control signal is proposed. Based on this scheme, the domestic simulation software and integrated simulation platform with complete intellectual property rights are developed, and the evaluation of a certain type of aircraft generator pulse assembly process is completed. The results show that the developed platform can be used to evaluate the new pulsation assembly process of aero-engine, and can support the scheme validation and operation training of man-in-the loop.

Keywords: Aero-engine; Final assembly; Pulsating production line; Single-module; Simulation.

(责编 古系)

引文格式: 许波, 赵超泽, 张佶, 等. 面向航天器微低重力仿真的大型超平支撑平台精密装配技术研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 66-73.

XU Bo, ZHAO Chaoze, ZHANG Ji, et al. Research on precision assembly technology of large super flat support platform for spacecraft low gravity simulation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 66-73.

面向航天器微低重力仿真的大型超平支撑平台精密装配技术研究

许波^{1,2}, 赵超泽^{1,2}, 张佶^{1,2}, 王立桐^{1,3}, 李博^{1,3}, 赵宝山^{1,3}

(1. 天津航天机电设备研究所, 天津 300458;

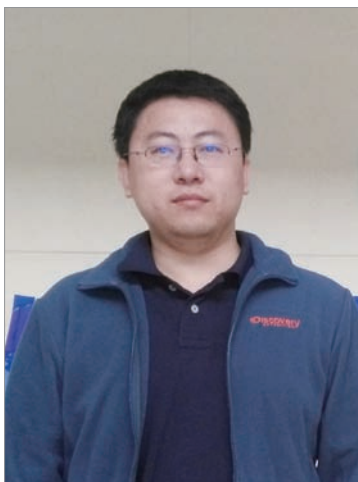
2. 天津市宇航智能装备技术企业重点实验室, 天津 300458;

3. 天津市微低重力环境模拟技术重点实验室, 天津 300458)

[摘要] 大型超平支撑平台作为航天器微低重力仿真的大型精密试验设备, 具备大尺寸、高承载刚度、全自动精密调节等特点。通过对大型超平支撑平台装配要求及难点分析, 构建装配系统组成, 制定装配工艺流程, 设计调节机构及调节工艺流程, 并针对虚拟轮廓构建、精密测量、装配路径规划、调控策略等数字化自动装配关键技术进行研究, 最终实现大型超平支撑平台的快速、精密测量与调节, 高效率、高质量地完成 200 块平台的精确装配。

关键词: 航天器; 微低重力仿真; 大型超平支撑平台; 精密装配; 精密测量; 装配路径规划

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.066



许波

高级工程师, 硕士, 主要从事航天器装配、试验装备设计研究, 参与探月工程交会对接重大基础设备“大型超平支撑平台”研制、超大惯量空间站角动量管理试验验证系统研制、面向批产卫星的生产线装备研制等工作。

航天器微低重力仿真试验是在地面有重力状态下模拟在轨航天器所有运动学及动力学状态(微低重力状态)的试验, 主要包括航天器机构展开、姿态调整、变轨、捕获、对接等过程的状态模拟及功能验证^[1-3]。航天器地面模拟试验可以有效识别航天器在轨运动运行风险, 充分验证航天器空间功能状态, 提高航天器结构、机构的可靠性, 是模拟验证太空环境下航天器性能最有效、最经济的方法^[4-5]。

随着航天技术的发展, 未来重点型号航天器对微低重力环境模拟提出了更高的要求, 比如航天器重量与尺寸的增加, 对地面微低重力环境模拟装置的承载能力、刚度、尺寸、精度指标提出更高的要求; 传统地面微低重力仿真试验系统性能指标已经

无法满足后续型号研制的需要, 急需对地面微低重力仿真试验系统升级换代, 才能更全面地模拟航天器在轨运行状态, 避免发射风险^[6-7]。

本文所述的大型超平支撑平台作为航天器微低重力仿真的大型精密试验设备, 如图 1 所示, 具备大尺寸、高承载刚度、全自动精密调节等特点, 能够在 40m × 30m 的范围内为月球轨道交会对接模拟器提供稳定的高精度水平支撑面。这些显著特点对大型超平支撑平台的研制, 尤其是快速、高精度拼接装配技术提出重大挑战。

传统的微低重力仿真气浮平台拼接装配基本采用人工撬动操作, 首先将平台放置在托架或拖板上, 然后根据拼缝宽度人工撬动平台调整, 经过多次调整后才能达到要求, 拼接

过程存在磕碰平台的风险,且装配效率低、一致性差,严重制约航天器高效、准确的微低重力仿真试验进行。因此,本文通过对大型超平支撑平台装配要求及难点分析,构建装配系统,制定装配工艺流程,设计调节机构及调节工艺流程,并对虚拟轮廓构建、精密测量、装配路径规划等数字化自动装配关键技术进行研究,实现大型超平支撑平台的快速、精密测量与调节,短时间内完成200块平台的精确装配。

大型超平支撑平台装配技术要求及难点分析

1 装配技术要求

为了满足试验的要求,大型超平支撑平台将由200块 $3\text{m} \times 2\text{m}$ 花岗岩平台拼装组成,如图2所示。通过分析气膜厚度、平台精度、系统刚度等指标,制定如下装配技术要求:(1)平台有效面积 $\geq 40\text{m} \times 30\text{m}$;(2)空载时,平台任意 $2\text{m} \times 2\text{m}$ 范围表面与大地水平的倾角 $\leq 2''$;(3)空载时相邻拼缝之间的高度差 $H_c < 6\mu\text{m}$;(4)拼缝均匀一致,拼缝宽度 $\leq 4\text{mm}$;(5)装配过程中需保证平台、支撑、地基的相对位置要求,不可出现偏载情况,使地基产生一侧倾斜。

2 装配难点

2.1 装配精度要求高

由于运动模拟器的支撑气垫和平台之间形成一层薄薄的气膜,气膜厚度 $10\sim 15\mu\text{m}$,借助这层气膜,负载可在大型平台表面上做二维无摩擦自由运动。其中,平台水平度和拼缝高度差是运动模拟器能否稳定试验的关键,这两个指标精度越高,越有利于减小下滑力和过缝阻力,微低重力仿真试验可信度越高。为满足水平度 $2''$ 和高度差 $6\mu\text{m}$ 的要求,需要制定合适合理的检测方法和装调方法,同时要选择高精度检测仪器和设计精密调节机构。检测仪器的精度

要求比指标高一个数量级,水平度检测精度优于 $0.3''$,高度差检测精度优于 $0.5\mu\text{m}$,精密调节机构微调精度满足 $1\mu\text{m}$ 要求。

2.2 装调范围大,全局检测难度大

大型超平支撑平台总共 1200m^2 ,拼装过程中要保证平台与调节支撑、平台与地基的相对位置精度,以及相邻平台间拼缝宽度的一致性。因此,在装配过程中必须进行全局检测。由于地基尺寸大($32\text{m} \times 42\text{m}$),且分布着21堵承重墙和20条纵向地沟、2条横向地沟,承重墙上总共安装着1200根调节支撑,这些因素都增加了全局检测的难度。

大型超平支撑平台装配方案

1 装配系统组成

大型超平支撑平台装配系统主

要由激光跟踪仪测量系统、精密测量系统、六自由度调节系统、三点支撑精密调姿系统和集成控制系统等组成,如图3所示。

2 装配工艺流程

大型超平支撑平台装配工艺流程如图4所示。流程如下:(1)借助理论模型数据构建平台的虚拟轮廓,构建过程中以地基预埋垫石为参考基准,采用激光跟踪仪检测平台4个边角位置,通过理论模型与实测数据调整迭代,在地基上建立出虚拟轮廓;(2)在虚拟轮廓的基础上对大型超平支撑平台进行定位,主要是借助虚拟轮廓在地基上安装8根定位杆,确定平台4个边角和4条边中点的实际位置;(3)依据装配工艺及路径规划,确定首块平台的位置,先借助4根定位杆形成十字交叉线,对首

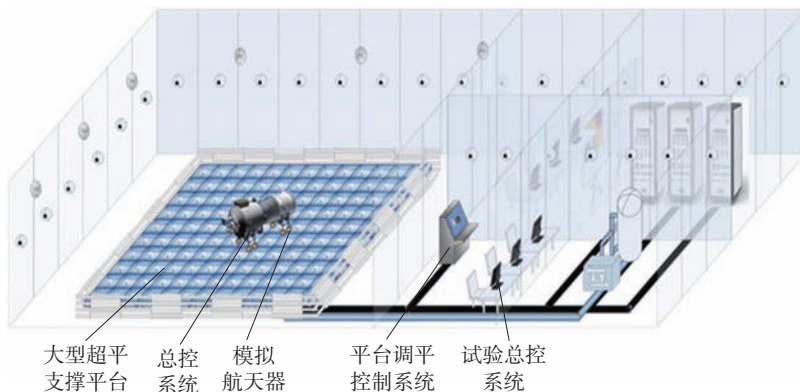


图1 大型超平支撑平台试验系统

Fig.1 Test system of large super-flat support platform

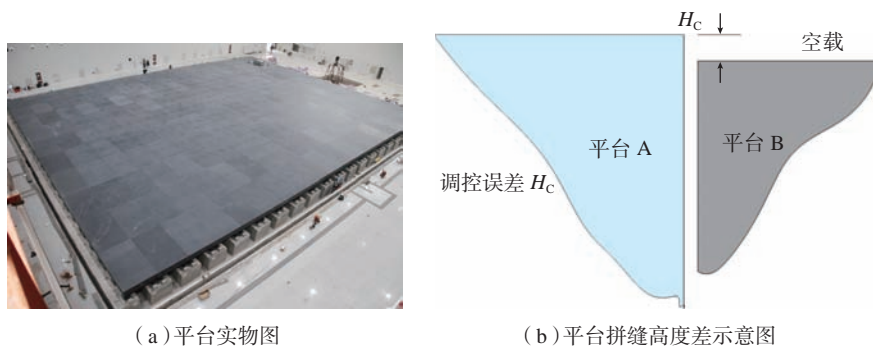


图2 平台示意图

Fig.2 Platform diagram

块平台进行粗定位,之后在装调过程中采用激光跟踪仪进行精定位,并与虚拟轮廓位置数据比对,控制装配误差;(4)首块平台定位后对其进行精密装配,主要采用精密水平仪和高度计进行测量,使用调节机构进行粗、精调节,直到满足装配精度要求,后续按照装配路径沿地沟方向依次进行装配。

3 单块平台装配调节流程

单块平台装配过程中采用吊具、六自由度调节机构和三点调节支撑等设备,装配流程如下:(1)准备工作,使单块平台处于吊装状态,六自

由度调节机构和三点调节支撑就位;(2)调整吊装位置和调节机构高度,将单块平台落于六自由度调节机构上,确保平台间的距离便于取出吊具;(3)粗调平台的位置与姿态,使相邻平台间的距离满足 3mm 要求,平台水平度 $< 180''$,高度差 $< 30\mu\text{m}$;(4)升高三点调节支撑,使单平台完全落在其上,同时降低六自由度调节机构,并移动到下一个安装位置;(5)精密调节三点支撑,确保平台水平度 $< 2''$,高度差 $< 6\mu\text{m}$;(6)对平台四边贴好防护胶条,单块平台装配完成,单块平台装配调节流程如图 5

所示。

4 六自由度调节机构设计

六自由度调节机构由两部分组成:(1)由 3 套螺旋升降机组成升降(Z 轴)、倾角调节(绕 X、Y 轴)系统,采用手动调节。为减轻人工劳动强度以及提高调节精度,每根升降杆由蜗轮蜗杆传动。(2)由导轨滑块、转盘轴承和丝杠组成 X 向、Y 向移动和绕 Z 轴回转系统,各部分是串联在一起,调节时互不干涉。在丝杠传动末端增加一级行星减速器,降低调节扭矩和提高调节精度。六自由度调节机构如图 6 所示。

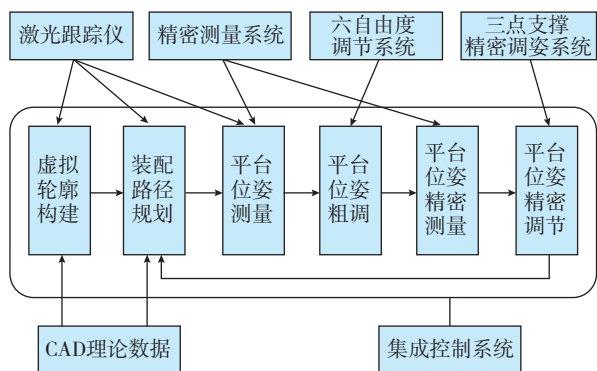


图3 装配系统基本组成及功能

Fig.3 Basic components and functions of assembly system

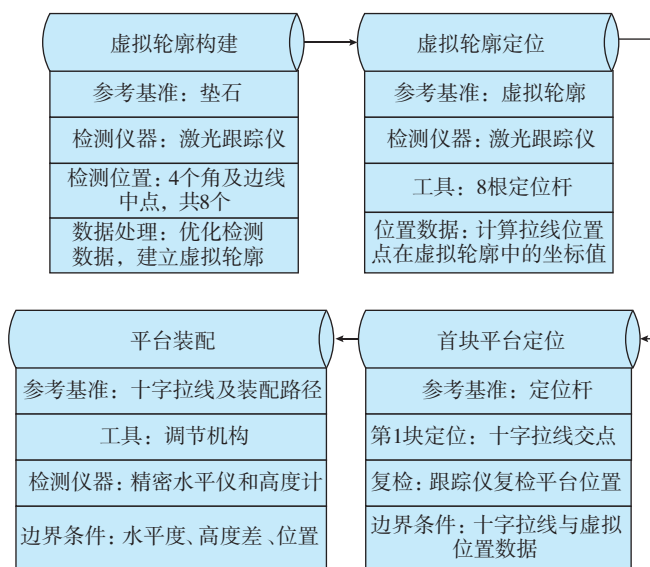


图4 大型超平支撑平台装配工艺流程

Fig.4 Assembly process flow of large super flat support platform

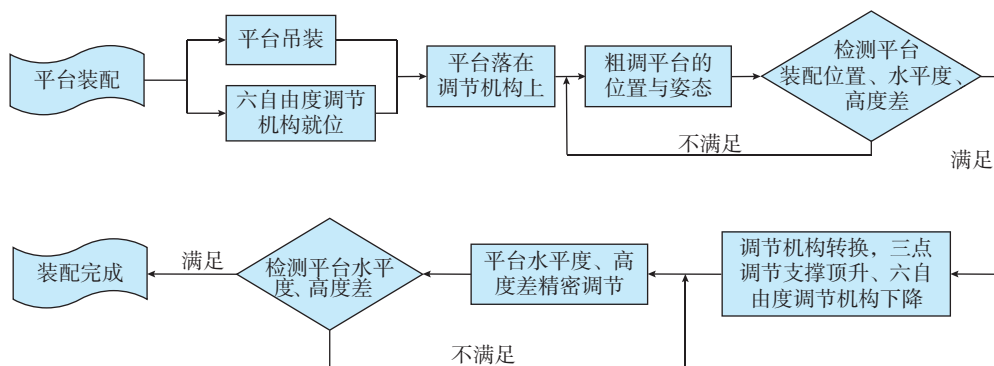


图5 单块平台装配调节流程

Fig.5 Adjustment process of single-block platform assembly

此拼装机构能够实现 X 向 ± 80 mm 的微调、Y 向 ± 50 mm 的微调、Z 向升降 70 mm 的微调、绕 Z 轴回转 $\pm 2^\circ$ 、绕 X、Y 轴倾角调节 $\pm 1^\circ$ 。本机构的优点和效果在于能够实现六自由度调节,完全满足平台的装配要求。同时,本装配机构结构紧凑、承载大,在地沟内只需两人便可操作此机构,重载 8t 情况下各方向能够轻松灵活的精密调节。

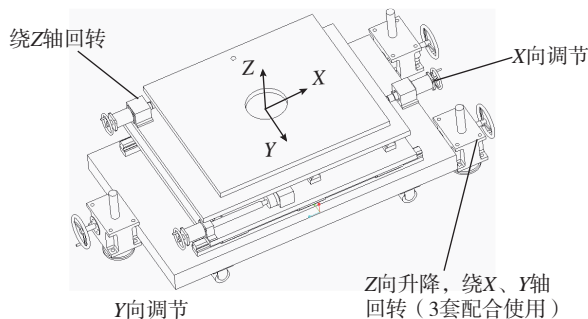


图6 六自由度调节机构示意图

Fig.6 Schematic diagram of six degrees of freedom adjusting mechanism

大型超平支撑平台装配的关键技术

1 虚拟轮廓构建

为了确保整个平台与独立地基的相对位置关系,以及调节支撑与单块平台的位置关系,需要在地基上构建大型超平支撑平台的虚拟轮廓,确定每块平台在空间内的位置,并指导后续装配路径^[8-9]。

由于大型超平支撑平台装配过程中测量范围达几十米,因此采用激光跟踪仪进行空间定位、位姿精度测量等工作。大型超平支撑平台装配过程中,需要通过坐标系之间的关系来确定出每块花岗岩平台的准确位置,而激光跟踪仪只能根据自己的坐标系测出相关的数据。所以,需要确定出测量坐标系和全局坐标系之间的联系,构建出装配的测量场,如图 7 所示。采用厂房独立地基的 6 个位置 A_1 、 A_2 、 A_3 、 B_1 、 B_2 、 B_3 作为基准,激光跟踪仪测量各个基准的实际值,并与平台轮廓理论模型对比,拟合获得平台装配的理想位置,即虚拟轮廓,同时确定一处固定位置 T_w 为全局坐标系;依据虚拟轮廓及全局坐标系的空间位置关系,可得到每块平台的装配位置 C_i 。依据装配位置对每块平台进行安装和调节,并用激光跟踪仪复测安装位置。

2 装配路径规划

合理规划平台装配路径是保证平台装配准确性、地基稳定性以及装配效率的关键。装配路径大致可分

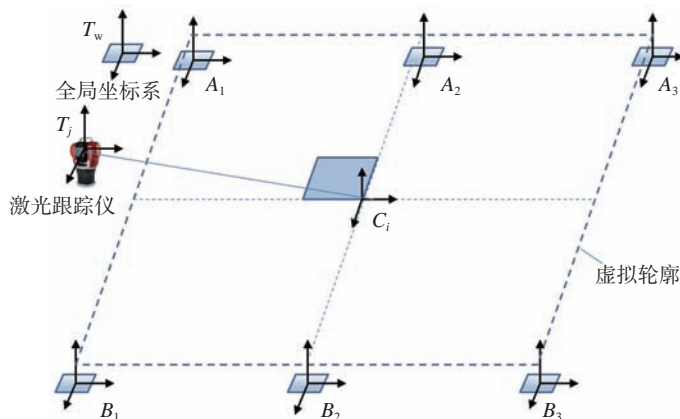


图7 虚拟轮廓及测量场示意图

Fig.7 Schematic diagram of virtual contour and measuring field

为 3 种:(1)从一侧向另一侧装配;(2)从两侧向中心同时安装;(3)从中心向两侧同时安装。其中,从一侧向另一侧安装的路径,可以避免出现由于误差累积导致的平台拼缝宽度不一致或安装不进去的风险,但是这种安装方式会对地基产生偏载,可能出现地基倾斜的风险。从两侧同时向中心安装的路径,可以避免地基偏载,但是存在误差累积导致的平台拼缝宽度不一致或安装不进去的风险。因此,前两种安装路径不适合平台装配。

采用从中心向两侧同时安装的路径规划:通过虚拟轮廓构建和激光跟踪仪测量系统确定整体平台中最为核心的一块花岗岩台面,位于平台中心位置,精确调整其位置与水平度后,再向四周环形方向装配,装配

形式如图 8 所示。其中深色打斜线部分为已安装调节好的花岗岩台面,浅色部分为平台规划安装位置。这种装配路径的好处在于,装配阶段就以中间一块核心平台为基准,装配累计误差向外延伸,不会压缩某块平台的安装空间,使其不可装配;使总体平台接缝处高度差控制在很好的精度内,等误差带以中心环状分布,大平台会有很好的使用效果;与后期的精密调整操作几乎是同一种执行策略,协同性较好;对地基稳定性较好,不会出现地基倾斜的不均匀沉降现象。

3 精密测量

大型超平支撑平台是通过无关联方式拼接而成,整个平台的水平度和平板间的高度差是气浮装置平稳运行的关键,因此大型超平支撑平台

精密测量主要是针对单块平台的平面度和相邻平台间拼缝高度差的测量。

平台水平度测量采用粗精两级测量方法,当平台水平度在 $5^{\circ} \sim 0.05^{\circ}$ 范围内时,使用高精度双轴水平仪对每一块平台的水平度进行粗测;当平台水平度小于 0.05° 时,使用超高精度双轴水平仪对水平度进行精测,将水平度测量结果作为支撑机构调节的反馈量。高度差测量装置在水平度调节完毕后,使用微位移传感器阵列在平台拼缝处测量两块相邻平台的高度差。

为了能够高效、精确地测量,将水平仪和微位移传感器按图 9^[10] 方式安装。在平台中心位置测量水平度,在平台的短边采集 2 个位置的高度差,在长边采集 3 个位置的高度差,这样可以保证安装在平板边缘位置支撑机构附近有高度差测量位置。

4 精密调节

大型超平支撑平台精密调节采用三点调节、六点支撑的形式,采用三点调节的方法在解算时相对简单,可以很方便地实现平台的自动精密调节,且三点受力均匀,系统、稳定。六点支撑能够满足大承载、高刚度的要求,采用其中的三点支撑进行精密调节,调节后采用另三点进行辅助支撑,支撑形式如图 10 所示,其中支撑 1 号、3 号、5 号为精密调节支撑,支撑 2、4、6 为辅助支撑。

首先对 1 号、3 号、5 号的 3 个主要支撑点对应的支撑结构进行自动调平控制。调控后,确保被调节的平台水平度和高度差满足平台技术要求。然后自动控制余下的 2 号、4 号、6 号支撑点,在不改变 1 号、3 号、5 号已调节好的平台水平度前提下,使其依次向已调节好的平台慢慢靠近,直至完全承重。全部支撑点调节完毕时,保证被调平台的水平度和高度差符合技术要求。

大型超平支撑平台精密调节的

关键在于调节支撑的精度,航天五院原有平台采用滑动丝杠形式进行调节,由于滑动丝杠的摩擦系数较高,重载低速下会出现机械爬行,即电机输出一个角度后,滑动丝杠末端理论上上升一个很小的位移,但实际过程中,螺旋副的摩擦转矩致使丝杠出现扭曲变形,而并没有提升运动;继续增加电机输入,在某个瞬间丝杠存储的扭曲变形突然释放,将有一个较大的提升位移,超出精度设计指标,因此,滑动丝杠不适用于重载平台研制。

采用滚珠丝杠代替滑动丝杠的调节支撑,由于用滚动摩擦代替了滑动摩擦,有效解决了机械爬行问题,可以达到理论的高精度,且滚珠丝杠的加工工艺比较成熟,其强度及刚度都比滑动丝杠要高。采用滚珠丝杠的支撑调节机构如图 11 所示,主要由自适应球关节、升降机构滚珠丝杠、蜗轮蜗杆减速器、行星减速器、伺服电机等组成,需要满足能够最大承载能力 4t、末端最小微动量 $\leq 0.2\mu\text{m}$ 、高度调节范围 $\geq 30\text{mm}$ 的要求,同时具备自锁功能。根据载荷重载、平稳的特点以及实现升降微调的目的,升降精密机构调节支撑是通过伺服电机驱动行星减速器、蜗轮蜗杆减速器回转,回转扭矩传递至滚珠丝杠螺母,选择滚动螺旋传动螺母带动丝杠上下精密调节,并设置防逆旋机构,能够满足精度及安全性要求。通过蜗轮蜗杆的设计满足此调节机构整体具备高精度微调 and 自锁性要求功能。

5 三点调控策略

总体思路为“先调水平度,确定高度差,再调高度差优化水平度”。根据平台检测系统水平仪和高度检测仪输出的平台水平度和相对基准平台的高度差,调节 3 个主要支撑点,使 3 个支撑点支撑下的平台水平度 $\leq 1.8''$,高度差绝对值 $\leq 1.6\mu\text{m}$,调控前平台状态如图 12 所示。

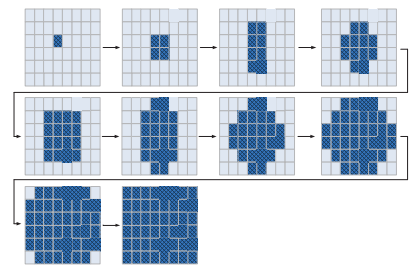
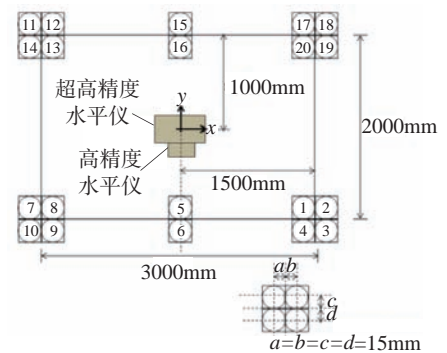
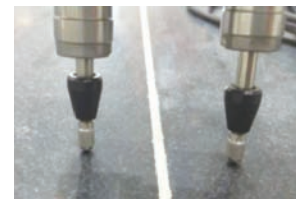


图8 环形装配方案示意图

Fig.8 Schematic diagram of ring assembly scheme



(a) 水平仪和微位移传感器测量点位



(b) 微位移传感器测量实物图



(c) 水平仪测量实物图

图9 水平仪和微位移传感器安装位置

Fig.9 Installation position of level gauge and micro-displacement sensor

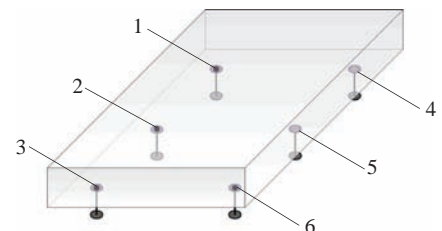


图10 大型超平支撑平台支撑形式示意图

Fig.10 Schematic diagram of support form of large super flat support platform

5.1 调节平台的水平度

调整平台水平度的环节中,水平度的控制算法十分重要,关系到水平度的调控精度。首先确定3个支撑点的相对位置关系,选取最高支撑点所在的水平面作为基准面(选择最高的支撑点是保证调节过程中,所需调控的支撑点均向上运动,避免机械上涡轮蜗杆间隙造成的误差),以最高支撑点所在的惯性空间水平面为水平调节的基准平面,经过算法计算出其余两个支撑点应调节的位移量。位移量求出以后,除以丝杠的螺距换算成丝杠应该转的圈数,再根据机械结构设计,换算出电机的步数后输出。为避免系统存在的误差,上述水平调节的过程重复进行一次,即可保证平台的水平度 $\leq 1.8''$ 。经过水平调节后的平台状态如图13所示。

5.2 确定高度差

平台水平度调控完成后,待调节平台与相邻已调平台间存在一定高度差,采用平台检测系统中的高度测量仪,检测出待调平台与相邻已调平台间的高度差。读取多个测量位置的高度差并取平均值,将此高度差作为待调平台高度差的调控依据。待调节平台与相邻已调平台的高度差测量如图14所示。

5.3 调节高度差、优化水平度

根据确定的高度差,判读此高度差绝对值是否 $> 1.6\mu\text{m}$ 。当高度差的绝对值 $> 1.6\mu\text{m}$ 时,将该距离除以丝杠的螺距换算成丝杠应该转的圈数,再根据机械结构设计,换算出电机的步数后输出,支撑点1号、3号、5号对应的电机同时动作使得支撑点向上移动该位移量,确保平台间的高度差绝对值 $\leq 1.6\mu\text{m}$ 。

由于高度差的调节可能存在误差或导致水平度不满足要求,因此完成一次“调节高度差优化水平度”后,重新测量确定高度差和水平度,对于不满足的部分依据上述步骤再进行调节一次,确保平台水平度和高度差

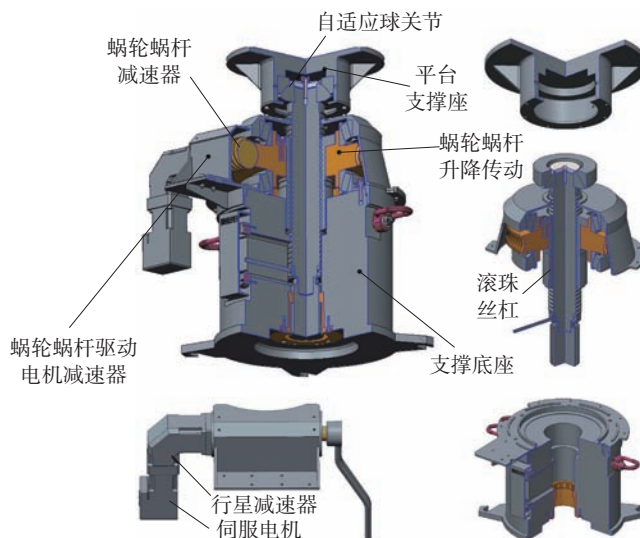


图11 精密支撑调节机构示意图

Fig.11 Schematic diagram of precise support adjusting mechanism

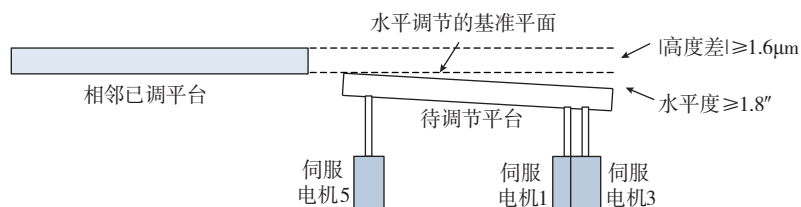


图12 调控前平台状态示意图

Fig.12 Schematic diagram of platform status before regulation

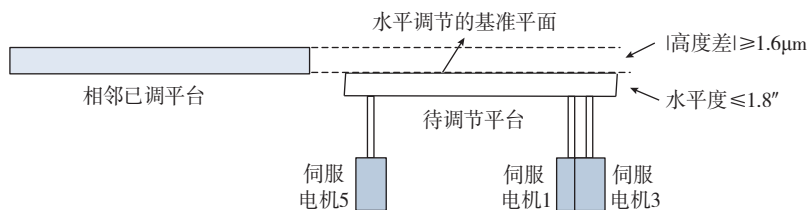


图13 水平度调节后平台状态示意图

Fig.13 Schematic diagram of platform status after levelness adjustment

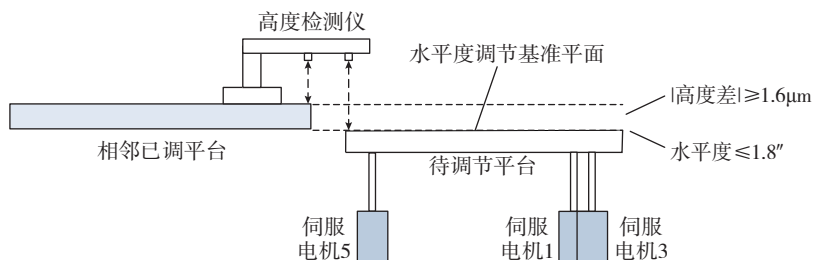


图14 平台高度差检测示意图

Fig.14 Schematic diagram of platform height difference detection

均满足要求,调节高度差、优化水平度后平台的状态如图 15 所示。

装配结果检测

大型超平支撑平台位于天津航天城 GNC 实验室内,装配完成后满足 40m × 30m 有效面积,并保证了平台、支撑、地基的相对位置要求,以及对地基的均匀压载。

针对水平度和高度差两项关键指标采用全检的方式,对 200 块济南青花岗岩平板进行逐一测试。检测

前需保证室内温度(22 ± 2)℃,湿度达到 20%~60%RH,并连续保持 48h 之后方可进行各项指标的测试。水平度测试采用前哨 WL11 型电子水平仪,仪器测量精度 0.1",平台高度差采用平面波动仪,仪器测量精度 0.1μm。

平台南北方向有 20 列,对每列进行编号 1~20,平台东西方向 10 行,对每行进行编号 A~J,每块平台具有唯一编号。对每块平台的水平度和相邻平台高度差进行检测,对检测数

据进行整理形成如图 16 和 17 所示的三维曲面图。可以看出,东西方向和南北方向平台水平度测量总数 400 个,水平度均满足 2" 技术要求;东西方向和南北方向相邻平台高度差测量总数 400 个,相邻平台高度差均满足 6μm 技术要求。

结论

本文通过对大型超平支撑平台精密装配中的难点、流程及关键技术进行分析,详细阐述了其在航天器微

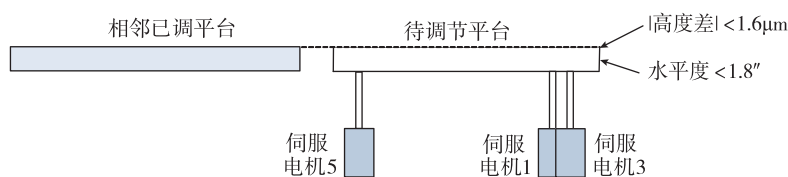
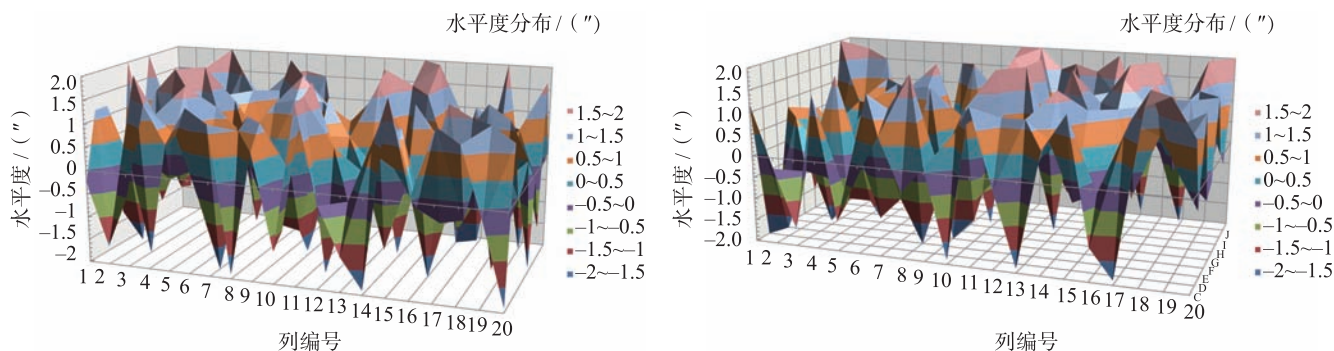


图15 调节高度差、优化水平度后平台的状态示意图

Fig.15 State diagram of platform after adjusting height difference and optimizing levelness

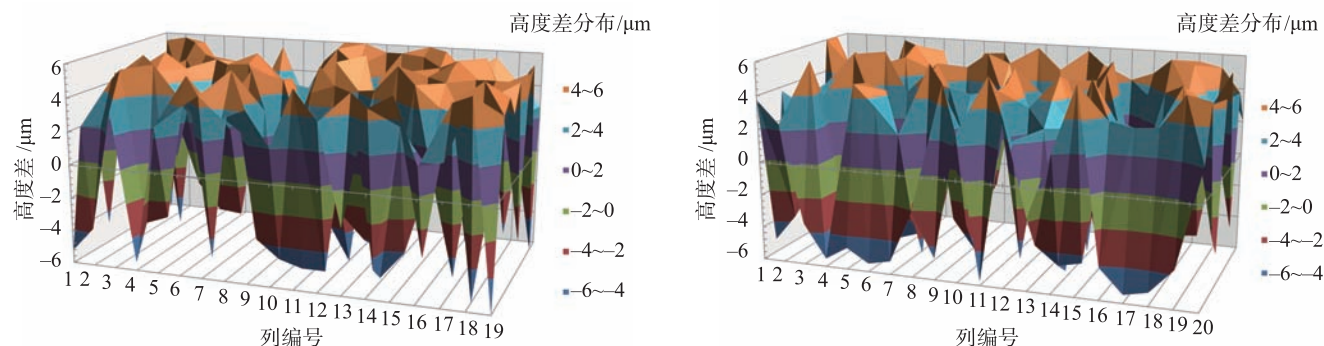


(a) 东西方向

(b) 南北方向

图16 东西方向和南北方向平台水平度

Fig.16 Levelness of platform in east-west and north-south direction



(a) 南北方向

(b) 东西方向

图17 东西方向和南北方向平台高度差

Fig.17 Height difference of platform between in east-west and north-south direction

低重力仿真气浮平台装配过程的应用并对装配后的关键指标进行测量。应用结果表明:采用虚拟轮廓构建、数字化精密测量与调节、装配路径规划等技术可满足超大平台精密装配需求,能够有效降低装配误差,提高装配的精度和效率,与传统装配方法比较,效率提高了5倍多。

参 考 文 献

- [1] WHITE G C, XU Y S. An active vertical-direction gravity compensation system[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 1994, 43(6): 786-792.
- [2] 李季苏, 牟小刚, 张锦江, 等. 气浮平台在卫星控制系统仿真中的应用[J]. 航天控制, 2008, 26(5): 64-68.
- LI Jisu, MOU Xiaogang, ZHANG Jinjiang, et al. Application of air bearing table in satellite control system simulation[J]. Aerospace Control, 2008, 26(5): 64-68.
- [3] LI J S, MU X G, ZHANG J J, et al. Application of air bearing table in satellite control system simulation[J]. Aerospace Control, 2008, 26(5): 64-68.
- [4] 李季苏, 牟小刚, 张锦江. 卫星控制系统全物理仿真[J]. 航天控制, 2003, 21(1): 20-26.
- LI Jisu, MOU Xiaogang, ZHANG Jinjiang. Physical simulation for satellite control systems[J]. Aerospace Control, 2003, 21(1): 20-26.
- [5] 齐乃明, 张文辉, 高九州, 等. 空间微重力环境地面模拟试验方法综述[J]. 航天控制, 2011, 29(3): 95-100.
- QI Naming, ZHANG Wenhui, GAO Jiuzhou, et al. The primary discussion for the ground simulation system of spatial microgravity[J]. Aerospace Control, 2011, 29(3): 95-100.
- [6] 姚燕生, 梅涛. 空间操作的地面模拟方法——水浮法[J]. 机械工程学报, 2008, 44(3): 182-188.
- YAO Yansheng, MEI Tao. Simulation method of space operation on the ground: Buoyancy method[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2008, 44(3): 182-188.
- [7] 张新邦, 曾海波, 张锦江, 等. 航天器全物理仿真技术[J]. 航天控制, 2015, 33(5): 72-78, 82.
- ZHANG Xinbang, ZENG Haibo, ZHANG Jinjiang, et al. The physical simulation technology for spacecraft[J]. Aerospace Control, 2015, 33(5): 72-78, 82.
- [8] 杜福洲, 文科. 大尺寸精密测量技术及其应用[J]. 航空制造技术, 2016, 59(11): 16-24.
- DU Fuzhou, WEN Ke. Large-scale precision measurement technology and its application[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(11): 16-24.
- [9] 兰翔, 李晓星, 周国锋, 等. 激光跟踪仪组网测量在大型紧缩场反射面装调中的应用[J]. 航天制造技术, 2015(2): 18-22.
- LAN Xiang, LI Xiaoxing, ZHOU Guofeng, et al. Application of laser tracker network measurement in alignment of large-scale compact range[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2015(2): 18-22.
- [10] 何小鹏. 超平支撑平台检测车视觉及测量系统设计与实现[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- HE Xiaopeng. Design and implementation of the vision and measurement system for the large platform[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.

通讯作者: 许波, E-mail: 595862436@qq.com。

Research on Precision Assembly Technology of Large Super Flat Support Platform for Spacecraft Low Gravity Simulation

XU Bo^{1,2}, ZHAO Chaoze^{1,2}, ZHANG Ji^{1,2}, WANG Litong^{1,3}, LI Bo^{1,3}, ZHAO Baoshan^{1,3}

(1. Tianjin Institute of Aerospace Mechanical and Electrical Equipment, Tianjin 300458, China;

2. Tianjin Key Laboratory of Aerospace Intelligent Equipment Technology, Tianjin 300458, China;

3. Tianjin Key Laboratory of Microgravity Environment Simulation Technology, Tianjin 300458, China)

[ABSTRACT] As a large precision test equipment for low gravity simulation of spacecraft, the large super flat support platform has the characteristics of large size, high bearing stiffness and automatic and precise adjustment. Based on large super flat support platform assembly requirement and difficulty analysis, building an assembly system, drawing assembly process flow, designing and adjusting mechanism and adjusting the process flow, and for building virtual contour, precision measurement, assembly path planning control strategy, and other key digital automatic assembly technologies are studied. Finally, precise measurement and adjustment is achieved by the large flat supporting platform, and the completion of high efficiency, high quality of precise assembly of 200 pieces of platform is realized.

Keywords: Spacecraft; Low gravity simulation; Large super flat support platform; Precision assembly; Precision measurement; Assembly path planning

(责编 古系)

引文格式: 顾星海, 鲍劲松, 吕超凡. 基于知识图谱的装配语义信息建模[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 74-81.

GU Xinghai, BAO Jinsong, LÜ Chaofan. Assembly semantic information modeling based on knowledge graph[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 74-81.

基于知识图谱的装配语义信息建模

顾星海, 鲍劲松, 吕超凡

(东华大学机械工程学院, 上海 201600)

[摘要] 针对总成产品的装配数据通常分散于 CAD 模型与装配工艺文档中, 因而不同类型的装配语义信息由于异构性无法相互关联的问题, 基于知识图谱提出一种面向装配语义信息的建模方法, 结合传统的数据映射与人工智能中的自然语言处理技术, 实现了 CAD 模型的几何信息与装配工艺文档中工艺过程信息的智能集成。首先阐述了不同层次的语义特征在基于知识图谱的装配语义模型(KG-ASM)中所代表的概念、实体类及关系类; 其次根据 CAD 模型文件与装配工艺文档, 基于数据抽取、语义映射及自然语言处理技术自动构建 KG-ASM 中的实例节点; 最后以航空航天产品中速度调节机构的试装过程为例验证 KG-ASM 及其构建方法的可行性。

关键词: 知识图谱; 装配语义信息建模; 数据抽取; 语义映射; 自然语言处理

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.074



顾星海

硕士研究生, 研究方向为知识图谱、自然语言处理与装配工艺智能规划。

装配是产品生产的末端环节, 同时也是直接影响产品性能的重要环节之一^[1]。复杂装配产品由于其零部件众多、工艺繁杂等特点, 在产品研制过程中, 通常会伴生有各类型的装配信息, 比如零部件间的组成关系、装配特征间的配合关系以及装配工艺过程。然而这些装配信息往往分散于 CAD 模型文件和装配工艺文档中, 由于两者语义的异构性会导致装配工艺决策无法得到产品几何模型的支撑, 在工艺规划等应用层面难以进行工艺知识的积累, 同时大量分散、无规范的装配数据也不利于复杂装配产品的数字化管理, 难以进行历史数据的追溯^[2]。因此, 建立能够清晰表达多层次、多类型装配语义的统一信息模型是解决上述问题的关键。

目前, 装配语义信息的建模方法主要分为面向对象、基于可扩展标记语言 XML、基于本体以及基于知识图谱。Xu 等^[3]以面向对象的思想将复杂产品的装配关系、装配结构的组成部分以及特性封装为对象类, 有效地避免装配信息发生组合爆炸的情况, 但面向对象的思想侧重于描述类的结构及行为方法, 对类与类之间的关系描述能力较弱; 张鑫^[4]针对协同环境下装配设计信息的数据共享问题, 提出基于 XML 框架设计装配语义元单元, 将异构 CAD 系统中的装配特征和装配约束进行统一映射, 但其语义框架并未考虑也难以表达装配工艺中的序列关系; 乔立红等^[5]基于本体语义建立结合产品几何信息的装配工艺本体模型, 以该模型为

基础实现装配工艺相关信息的推理。相较于抽象的本体概念,知识图谱在概念的基础上以“实体-关系-实体”,“实体-属性-值”的形式组织信息^[6],从而能够更清晰地描述装配语义中复杂的序列、配合、约束等装配关系,并且近年来深度学习的发展使得知识图谱中的实体、关系等语义信息能够以稠密、低维的实数向量进行表示^[6],通过该表示形式可以计算语义信息间的相似度以及预测实体间的关系,在模型层面为装配工艺的智能规划奠定了基础。Chen等^[7]基于知识图谱将CAD几何信息与装配工艺文档信息进行集成建模,有效地提升了装配信息之间的交互效率,但该模型并未考虑装配特征配合中几何元素的影响,同时也未描述该知识图谱的构建方法。

针对以上研究的优缺点,本文基于知识图谱提出一种面向多层次装配语义信息的建模方法。首先根据装配语义的层次类型设计知识图谱框架,并描述各层次所包含的类与关系;然后结合CAD文件和装配工艺文档介绍如何从中抽取并映射相关语义数据,实现知识图谱模型的构建;最后以航空航天产品中的速度调节机构为例,验证该模型框架及构建方法的可行性。

基于知识图谱的 装配语义模型框架

1 基础定义

定义1。基于知识图谱的装配语义模型KG-ASM(Knowledge graph-based assembly semantics model),通过知识图谱的信息组织形式“节点-关系-节点”与“节点-属性-值”表达装配体的几何语义、装配工艺过程语义以及两者之间的语义关系,即 $KG-ASM=\{AE \cup GF \cup AO \cup SR\}$ 。

定义2。装配元素AE:总装FA、子装配体SA、零件PA统称为

AE,即 $AE=\{FA \cup SA \cup PA\}$ 。

定义3。几何特征GF:面向装配时GF可分为装配特征AF和非装配特征NAF,其中AF代表直接参与配合的几何特征;面向几何拓扑时GF由面“Face”、边“Edge”、顶点“Vertex”构成,即 $GF=\{AF \cup NAF\}=\{Face \cup Edge \cup Vertex\}$ 。

定义4。装配操作AO:典型的AO包含装配工序AP、装配工步AS与工装夹具AT,即 $AO=\{AP \cup AS \cup AT\}$ 。

定义5。语义关系SR:由广义的包含关系HAS、面向装配结构的结构拓扑关系ST、面向装配几何的几何拓扑关系GT以及面向装配工艺的序列关系SE、装配约束关系AC共同组成,即 $SR=\{HAS \cup ST \cup GT \cup SE \cup AC\}$ 。

需要强调的是上述概念可以覆盖装配几何语义和装配工艺语义,但是部分概念本身是抽象的(如语义关系SR),有时无法直接作为知识图谱所需要的实体类节点和关系类节点。因此为了更加准确清晰地描述面向装配的复杂语义信息,KG-ASM将从装配结构、几何表达、装配工序、装配工步4个层次出发,结合各层次的语义表达特征将抽象的概念具象化为类节点。

2 多层次语义框架

装配结构层用于描述总装产品的BOM信息以及零部件间的组成关系。该层将定义5中的ST具象化,定义hasSub、subOf表示总装产品与子装配体间的组成关系;hasPart、partOf表示子装配体与零件间的组成关系;relativePosition则表示实体类节点间的相对位置关系,其“matrix”属性用于存储不同零部件在同一基准坐标系下的相对旋转和相对平移矩阵。

几何表达层用于描述总装产品中零件的几何形状语义和几何拓扑关系。针对几何形状,该层为“零件”节点附加“URL”属性以链接外部

CAD模型,“面”节点附加“名称”、“类型”和“形位公差”属性,“边”节点附加“名称”、“类型”和“尺寸公差”属性,“顶点”节点附加“坐标”属性。针对几何拓扑关系,该层将定义5中的GT具象化,定义hasAF与hasNAF表示零件几何体具有的装配/非装配特征;hasFaces表示装配/非装配特征由一系列特征面构成;hasEdges与hasStrips表示形成特征面的边界和离散三角形面片;hasDatum表示特征面的形位公差所相对的基准;hasAnchors表示形成边界的锚点;AdjacentTo则表示该层实体类节点间的相邻关系。

装配工序层用于描述各装配工序包含的装配工步,经历的时间跨度,所处的生产地点,需要的工装夹具以及不同工序间的装配顺序。考虑到装配件在经过一道工序后结构形状会发生变化,同时在进入下一道工序前可能需要调整位姿,该层额外定义一个“工序间”实体类节点以记录装配件在前后工序间的装配状态,其“位姿”属性用以存储当前工序的位姿矩阵和进入下一工序的位姿变换矩阵,“URL”属性用以指向当前工序在装配结构层中对应的“子装配体”节点。“工装夹具”节点具有“类型”和“名称”属性以明确该设备是用于定位还是夹紧。针对工序之间的装配顺序关系该层将定义5中的SE具象化,定义“before”与“after”表示装配工序的先后顺序;“with”表示两道装配工序是同时进行的,无先后关系;“cycle”则表示需要对某一道工序重复操作。

装配工步层用于描述某一工步下两个装配元素的配合过程以及工步与工步之间的顺序关系。在装配顺序关系的定义上该层与装配工序层类似,同时该层也额外定义一个“工步间”节点,作为装配件在前后工步间的引用。与“工序间”节点不同的是由于装配工步侧重于装配特

征间的配合关系,“工步间”节点将继续该道工序中两个装配元素所有未参与配合的装配特征,作为后续工步中的待装配特征。针对两个装配元素在各工步中需要明确主次之分,同时直接参与装配的装配特征需要满足一定的约束条件,该层基于广义包含关系 HAS 定义 hasBase 和与之匹配的 isAssembledAt 以表示该道工序中某一装配元素为基体单元,另一装配元素为待装配单元,并根据指定的约束条件将定义 5 中的 AC 具象化(此处以两个装配特征同轴举例将其具象化为 coaxialWith)。

基于上述类节点及其属性可得 KG-ASM 的多层次语义模型框架,如图 1 所示。

基于知识图谱的 装配语义模型构建方法

知识图谱模型的本质是一种由很多实例三元组构成的大型语义网络^[8],构建的关键在于数据抽取和知识表示。上文已经对 KG-ASM 用于

表达语义知识的架构及各语义层的类节点进行了描述,下文将以此为基础,介绍如何从 CAD 文件和装配工艺文档中抽取相关语义对应的数据,从而实现类节点的实例化。

1 装配结构构建

为了能够直接快捷地对各类 CAD 产品模型中的装配结构信息进行解析和抽取,本文选择中性文件 3DXML 作为 KG-ASM 装配结构层中实例三元组的数据来源。

在 3DXML 文件中产品的装配结构信息由 <ProductStructure> 节点开始,它共有 4 个子节点^[9],其中与装配结构直接相关的是 <Reference3D> 引用节点和 <Instance3D> 实例节点。<Instance3D> 既是某一 <Reference3D> 的组成部分,同时也是另一 <Reference3D> 的实例,这两个不同 <Reference3D> 的 ID 属性值分别存储在 <Instance3D> 的 <IsAggregatedBy> 子节点和 <IsInstanceOf> 子节点中。因此可以将各 <Instance3D> 作为 KG-ASM 中装配元素类(零件、

子装配体、总装)的实体节点,以 <Reference3D> 为过渡进行结构拓扑关系类节点的实例化。结合 3DXML 文件中的部分描述片段,该方法的具体步骤如图 2 所示。

2 几何信息构建

在 KG-ASM 几何表达层中几何语义的基本单元为“面”、“边”、“点”,装配特征和非装配特征则是由这些基本单元组合而成,这种表示方法符合 B-rep 边界表示法的“体-面-环-边-点”几何表达思想,因此本文选择以 B-rep 边界表示法为几何描述形式的 STEP AP242 文件作为 KG-ASM 几何表达层中实例三元组的数据来源。

STEP AP242 文件分为头部段和数据段,产品的几何元素存储于数据段中,其基本格式为: # 数字 = 关键字(‘名称’,‘属性值’,‘属性值’,……)^[10]。其中 # 数字是几何元素的标识符,几何元素之间可以通过标识符相互引用;关键字代表几何元素的语义特征;后续括号里的内容

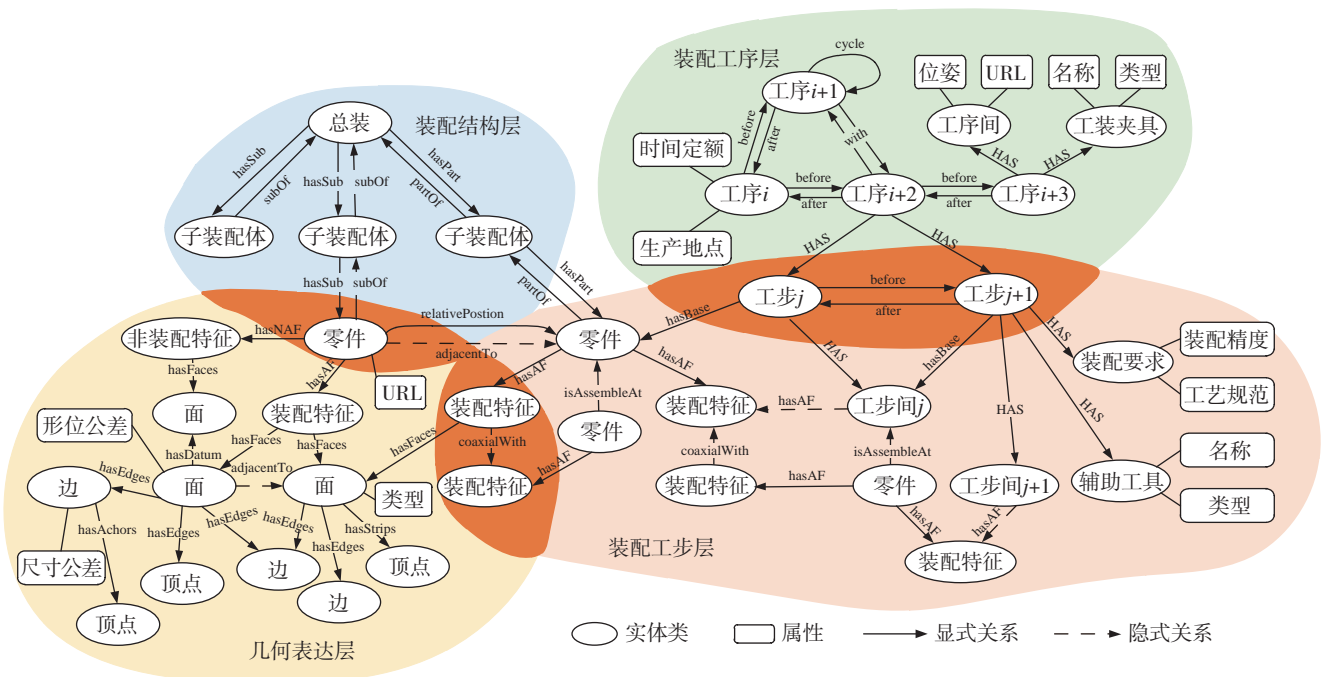


图1 KG-ASM语义框架

Fig.1 KG-ASM semantic framework

则是该语义特征具有的属性,属性既可以是数值,也可以是其他几何元素的标识符。因为 STEP AP242 中包含大量丰富的几何语义特征,以 STEP 文件的部分片段为例,定义 STEP 中部分关键字与 KG-ASM 中几何语义类实例之间的映射关系,如图 3 和表 1 所示。

虽然 STEP AP242 可以完整地表达一个产品的几何特征,但是装配特征是由一系列特定的几何特征构成,因此无法直接从 STEP AP242 中获取装配特征。对于装配特征的获取方法可以采用一些特征识别算法,比如基于规则的边界匹配识别^[11],也可以基于 CAD API 对造型特征进行提取^[12],本文采用的方法是后者。

3 装配工艺信息构建

装配操作的工艺信息记录在装配工艺文档中,目前大部分的工艺文档还属于半结构化甚至非结构化的形式,以人工方式对装配工艺文档中的语义信息进行抽取,在面对大量文档时会耗费大量的人力和精力。因此本文选择基于自然语言处理 NLP 中的词性标注与实体识别任务^[13]对装配工艺文档中的语素进行分解并分类,然后将分类后的词序列用于 KG-ASM 装配工序层和装配工序层中类节点的实例化。为了适当简化 NLP 任务的复杂度,假设输入的工艺文档为半结构化形式,即工序和工步具有独立的序号表示顺序关系,且工步内容后紧跟该工步包含的工步内容。基于此假设,装配工艺语义信息的抽取及类节点实例化的方法如表 2 所示。

```

DATA:
#1 = ADVANCED BREP_SHAPE REPRESENTATION ( '圆柱', ( #114, #69 ), #40 );
#114 = MANIFOLD SOLID BREP ( '凸台-投掷1', #108 );
#108 = CLOSED SHELL ( 'NONE', ( #2, #167, #84, #151 ) );
#2 = ADVANCED_FACE ( 'NONE', ( #102 ), #51, T );
#81 = CYLINDRICAL_SURFACE ( 'NONE', #133, 36.47086705950242400 );
#133 = AXIS2_PLACEMENT_3D ( 'NONE', #172, #75, #73 );
#172 = FACE_OUTER_BOUND ( 'NONE', #136, T );
#136 = EDGE_LOOP ( 'NONE', ( #77, #131, #74, #163 ) );
#77 = ORIENTED_EDGE ( 'NONE', *, *, #116, F );
#116 = EDGE_CURVE ( 'NONE', #140, #24, #154, T );
#140 = VERTEX_POINT ( 'NONE', #72 );
#72 = CARTESIAN_POINT ( 'NONE', ( 36.47086705950242400, 0, 88 ) );
#154 = CIRCLE ( 'NONE', #137, 36.47086705950242400 );
#137 = AXIS2_PLACEMENT_3D ( 'NONE', #88, #3, #58 );
    
```

图3 STEP文件部分片段
Fig.3 Part of STEP file

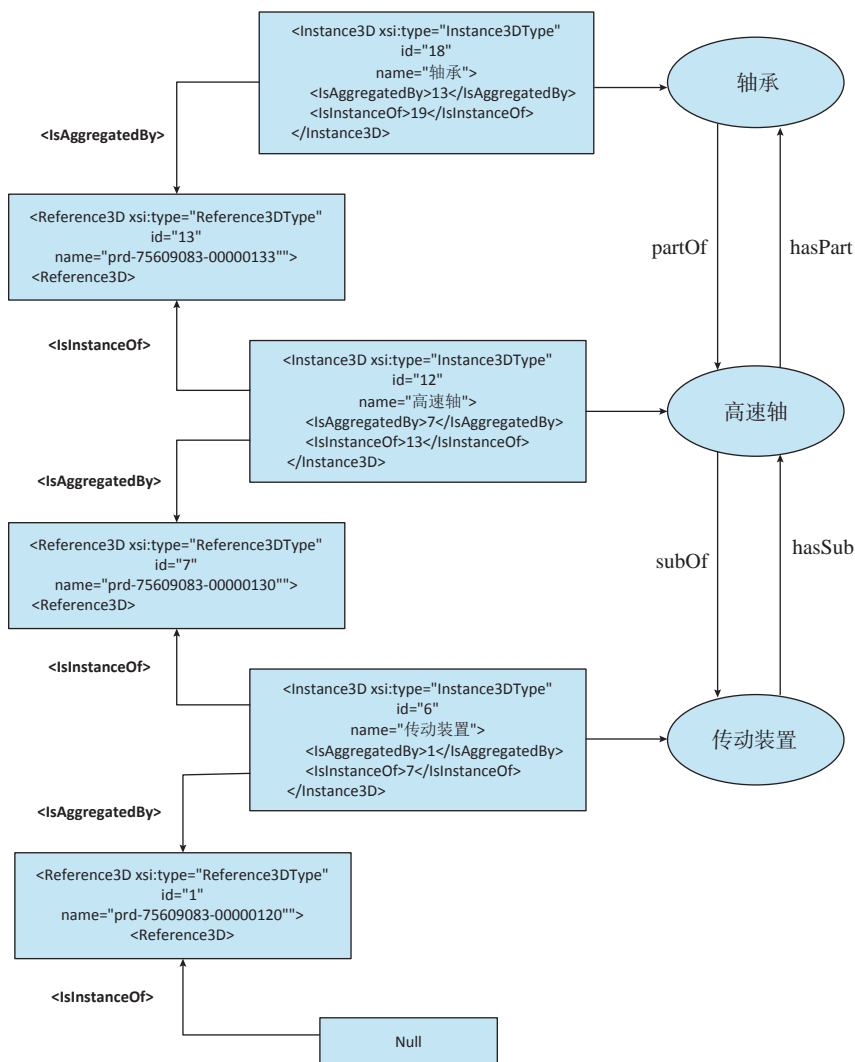


图2 装配结构类节点实例化
Fig.2 Instantiation of assembly structure node

表1 STEP与KG-ASM的几何语义映射
Table 1 Geometric semantic mapping of STEP and KG-ASM

| STEP AP242 关键字 | KG-ASM 几何类实例 |
|--|------------------------|
| ADVANCED_FACE | “面”节点 |
| CYLINDRICAL_SURFACE | “面”的“类型”属性(圆柱面) |
| FACE_OUTER_BOUND +EDGE_LOOP | hasEdges (“面”, “边”) |
| PERPENDICULARITY_TOLERANCE +LENGTH_MEASURE_WITH_UNIT + GEOMETRIC_ITEM_SPECIFIC_USAGE | “面”的“形位公差”属性(垂直度) |
| PERPENDICULARITY_TOLERANCE +DATUM_SYSTEM +SHAPE_ASPECT_RELATIONSHIP+ DATUM_FEATURE +SHAPE_REPRESENTATION | hasDatum (“面”, “面”) |
| ORIENTED_EDGE | “边”节点 |
| EDGE_CURVE +CIRCLE | “边”的“类型”属性(圆弧) |
| EDGE_CURVE +VERTEX_POINT | hasAnchors (“边”, “顶点”) |

表2 工艺语义节点实例化算法

Table 2 Process semantic node instantiation algorithm

```

功能: 抽取装配工艺语素以实例化类节点
输入: 半结构化的装配工艺文档
输出: KG-ASM 的工艺类节点实例

[ 工序, 工步 ]=read(filename)
for 工序号 i ← 1 to max do
  createEntity( 工序 i )
  after( 工序 i, 工序 i-1 )
  before( 工序 i, 工序 i+1 )
  wordSequence ← classifyByNLP(content of 工序 i )
  if findType( '生产地点' ) in wordSequence do
    Entity( 工序 i ).location ← word{Type= '生产地点' }
  if findType( '时间定额' ) in wordSequence do
    Entity( 工序 i ).time ← word{Type= '时间定额' }
  if findType( '工装夹具' ) in wordSequence do
    Entity( 工序 i ).tool ← word{Type= 工装夹具 }
  for 工步号 j ← 1 to max do
    createEntity( 工步 j )
    after( 工步 j, 工步 j-1 )
    before( 工步 j, 工步 j+1 )
    has( 工序 i, 工步 j )
    wordSequence ← classifyByNLP(content of 工步 j )
    if findType( '基本单元', '待装配单元' ) in wordSequence do
      hasBase( 工步 j, 零部件 {name= '基本单元' } )
      isAssembledAt( 零部件 {name= '待装配单元' }, 零部件 {name= '基本单元' } )
    if findType( '装配特征' ) relative with '基本单元', '待装配单元' do
      hasAF( 零部件 {name= '基本单元' }, 装配特征 )
      hasAF( 零部件 {name= '待装配单元' }, 装配特征 )
      if findType( '装配约束' ) relative with '装配特征' do
        constrainwith( '装配特征', '装配特征' )
    if findType( '装配要求' ) in wordSequence do
      has( 工步 j, '装配要求' )
    if findType( '辅助工具' ) in wordSequence do
      has( 工步 j, '辅助工具' )
  end for
end for

```

案例与验证

本文以航空航天产品中速度调节机构(图4)的试装过程为例,分别从CAD模型文件与装配工艺文档中抽取装配结构、装配几何特征、装配工序过程等语义数据,并使用开源的Neo4j图数据库对抽取出的语义数据进行知识图谱建模,从而验证该模型框架与构建方法的可行性。

首先根据速度调节机构的3DXML文件提取零部件间的装配结构信息,结构信息的抽取方法与知识图谱中相应节点的实例化方法于前文进行了描述,得到的装配结构类节点如图5所示。其中蓝色节点为速度调节机构的总成产品,红色节点为包含多个装配元素的子装配体,棕色节点则为零件。通过图数据库的CQL语法可以便捷地查询每个节点的属性以及它们之间的组成关系,如图5中名

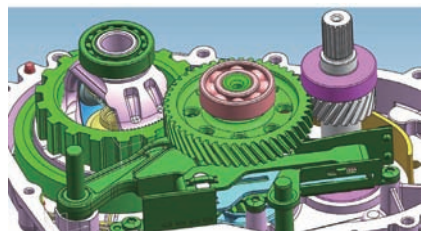


图4 速度调节机构

Fig.4 Speed adjusting mechanism

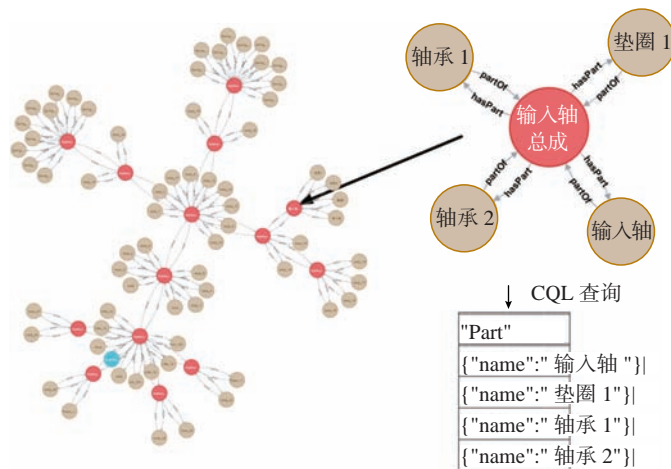


图5 装配结构类节点

Fig.5 Assembly structure nodes

为“输入轴总成”的子装配体包含有输入轴、轴承、垫圈等零件。

得到零部件在知识图谱模型中的节点后便可根据各零件的STEP AP242文件与表1中定义的关键字映射关系构建相关的几何元素节点与几何拓扑关系,如输入轴总成中的输入轴所对应的部分几何类节点,如图6所示。

最后基于百度的Bi-GRU-CRF深度网络模型对速度调节机构的装配工序文档进行词素的分解分类,词性类别的标签与含义如表3所示。

由于装配工艺文档所涉及的一些专有名词或术语在通用中文语料数据集的训练下通常会被统一认为是普通名词,如在“将键装入轴段的键槽”的分类结果中“键”、“轴段”和“键槽”的词性类别都为“名词”,但对于装配工艺而言“键槽”是“轴段”

的“装配特征”。因此本文以工艺文档中出现的专有词语构建干预语料集,部分片段如图7所示,经过干预后工艺文本的部分词素分类结果如图8所示。

分类后的词序列将根据表2中定义的工艺类节点实例化方法生成装配工序/工步层的知识图谱,速度调节机构中壳体总成、输入轴总成、中间轴总成的工序内容所对应的部分知识图谱节点如图9所示,表4为上述3个部件的所有工艺/工步类节点数据统计。

结论

装配总成产品在生产过程中的装配数据通常分散于CAD模型文件与装配工艺文档中,不利于产品的统一数字化管理,也难以积累基于产品几何信息的工艺知识。为此本文提

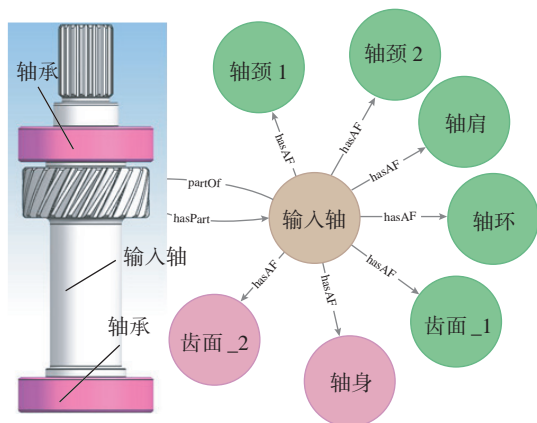
出了一种基于知识图谱的装配语义模型,并描述了其建模方法。

(1) 分别从装配结构、几何表达、装配工序、装配工步4个层次定义装配语义中的实体类语义与关系类语义,并通过“实体-属性-值”、

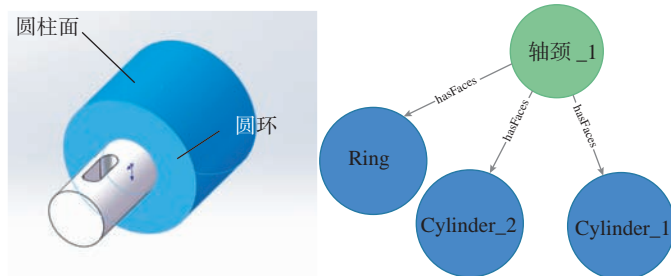
表3 词性类别的标签与含义

Table 3 Labels and meanings of part-of-speech

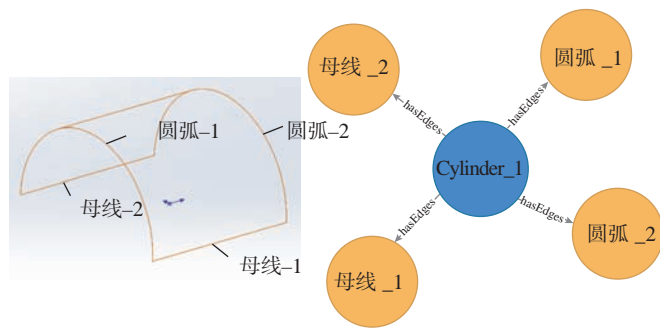
| 标签 | 含义 |
|-----|------|
| /AE | 装配元素 |
| /AF | 装配特征 |
| /AC | 装配约束 |
| /AT | 辅助工具 |
| /v | 动作 |
| /p | 介词 |
| /u | 助词 |
| /m | 数量词 |
| /w | 标点符号 |



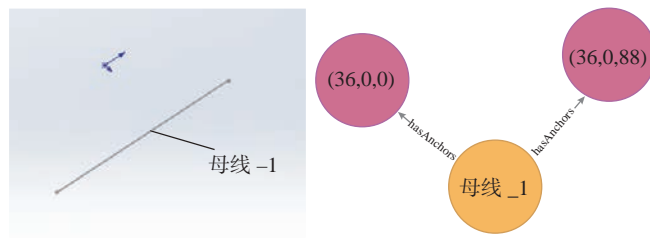
(a) 输入轴具有的装配特征 AF/ 非装配特征 NAF



(b) 轴颈包含的特征面 (STEP 定义圆柱面由两个半圆柱面组成)



(c) 半圆柱面包含的特征边



(d) 某特征边具有的锚点

图6 输入轴对应的几何类节点

Fig.6 Geometric nodes corresponding to input axis

差速器/AE行星轴/AE行星齿轮/AE弹性销/AE差速器垫圈/AE差速器壳体/AE半轴齿轮/AE左花键轴/AE右花键轴/AE差速器总成装配/AE差速器螺栓/AE主减速齿轮/AE锥轴承/AE制动棘轮/AE中间轴总成/AE后轴承/AE前轴承/AE输入轴总成/AE销孔端/AE销孔轴心线/AE螺孔/AE法兰/AE内腔/AE内圈/AE花键/AE轴承座/AE轴承挡/AE外圈/AE水平向定位/AC定位/AC对准/AC对齐/AC对称/AC专机/AT专用工装/AT专用压具/AT压紧垫块/AT壳体螺栓专用工装/AT风动枪/AT力矩扳手/AT卡簧厚度检具/AT卡簧钳/AT辅助压块/AT

图7 干预语料集部分片段
Fig.7 Part of intervention corpus

将/p行星轴/AE放在/v专机/AT上/f,/w销孔端/AF插入/v,/w销孔轴心线/AF为/v水平向定位/AC。/w弹性销/AE 6X40m 装入/v专机/AT,/w开口/vn方向/n相对/d行星轴/AE垂直/v。/w置/v壳体/n于/p专机/AT上/f,/w法兰/AF在/p左/f,/w销孔端/AF对准/AC弹性销/AE定位/vn。/w垫圈/n放入/v壳体/n内腔/AF,/w相应/v的/n孔/AF对齐/AC。/w把/p两个/n半轴齿轮/AE分别/d放入/v垫圈/n内腔/AF,/w并/c分别/d插入/v左/f右花键轴/AE。/w转动/v左花键轴/AE,/w对称/AC装入/v两个/m行星齿轮/AE。/w将/p行星轴/AE,/w弹性销/AE压/v入/v。/w退出/v右花键轴/AE。/w

图8 部分词素分类结果
Fig.8 Part of word classification results

表4 节点数据统计
Table 4 Node data statistics

| 实体类 | | 关系类 | |
|--------|--------|----------------|--------|
| 类型 | 数量 / 个 | 类型 | 数量 / 个 |
| 工序/工序间 | 7 | before/after | 41 |
| 工步/工步间 | 43 | HAS | 126 |
| 工装夹具 | 5 | hasAF | 20 |
| 装配元素 | 53 | hasBase | 37 |
| 装配特征 | 19 | IsAssembledAt | 16 |
| 装配要求 | 28 | ConstraintWith | 11 |
| 合计 | 205 | 合计 | 292 |

“实体-关系-实体”的信息组织形式将不同层次间的语义信息进行关联,实现了CAD数据与装配工艺文本在语义层面的集成。

(2)描述了3DXML、STEP文件与装配语义模型中节点的语义映射关系,并通过NLP技术对半结构化的装配工艺文档进行词素的分解分类,实现了该模型的自动构建。

(3)以航空航天产品中速度调节机构的试装过程为例,验证了该装配语义模型及其构建方法的可行性。

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):1-28.
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): 1-28.
[2] 李坤,莫蓉.航空发动机装配数据

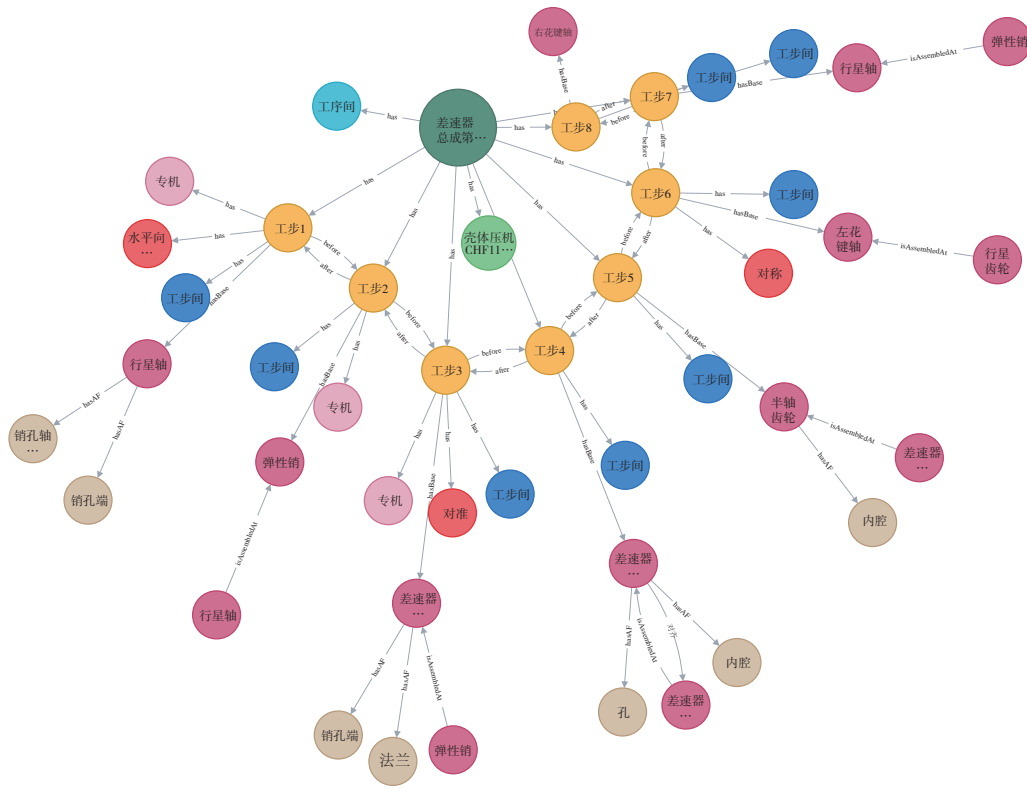


图9 部分装配工艺/工步类节点
Fig.9 Part of assembly process/step nodes

- 结构化建模及应用[J]. 航空制造技术, 2014, 57(8): 58–61,89.
- LI Kun, MO Rong. Structured modeling of aeroengine assembly data and its application[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(8): 58–61,89.
- [3] XU L D, WANG C G, BI Z M, et al. Object-oriented templates for automated assembly planning of complex products[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2014, 11(2): 492–503.
- [4] 张鑫. 基于 RDF/XML 的装配语义建模研究[J]. 计算机时代, 2007(6): 51–52,71.
- ZHANG Xin. Research on assembly semantic modeling based on RDF/XML[J]. Computer Era, 2007(6): 51–52,71.
- [5] 乔立红, 朱怡心, ANWER Nabil. 几何增强的装配工艺本体建模[J]. 机械工程学报, 2015, 51(22): 202–212.
- QIAO Lihong, ZHU Yixin, ANWER Nabil. Geometric enhanced ontology modeling for assembly process planning[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(22): 202–212.
- [6] 徐增林, 盛泳潘, 贺丽荣, 等. 知识图谱技术综述[J]. 电子科技大学学报, 2016, 45(4): 589–606.
- XU Zenglin, SHENG Yongpan, HE Lirong, et al. Review on knowledge graph techniques[J]. Journal of Electronic Science and Technology, 2016, 45(4): 589–606.
- [7] CHEN Z Y, BAO J S, ZHENG X H, et al. Assembly information model based on knowledge graph[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University (Science), 2020, 25(5): 578–588.
- [8] 刘峤, 李杨, 段宏, 等. 知识图谱构建技术综述[J]. 计算机研究与发展, 2016, 53(3): 582–600.
- LIU Qiao, LI Yang, DUAN Hong, et al. Knowledge graph construction techniques[J]. Journal of Computer Research and Development, 2016, 53(3): 582–600.
- [9] 王晓斌, 宁涛, 王可. 3DXML 文件格式解析及应用[J]. 工程图学学报, 2010, 31(2): 33–37.
- WANG Xiaobin, NING Tao, WANG Ke. Parsing 3DXML file format and its application[J]. Journal of Engineering Graphics, 2010, 31(2): 33–37.
- [10] 任蕾. 基于 STEP 标准的几何信息的提取和模型重建[D]. 吉林: 吉林大学, 2008.
- REN Lei. Geometric information extraction and model reconstruction based on STEP standard[D]. Jilin: Jilin University, 2008.
- [11] 楼健人, 张树有, 谭建荣, 等. 虚拟现实环境下产品装配特征信息的提取[J]. 机械设计, 2002, 19(2): 1–3.
- LOU Jianren, ZHANG Shuyou, TAN Jianrong, et al. The collection of feature information of product assembly under the environment of virtual reality[J]. Journal of Machine Design, 2002, 19(2): 1–3.
- [12] 陆皆炎, 赵高晖, 李祥, 等. 基于 CATIA 二次开发的智能装配技术[J]. 机械设计与研究, 2012, 28(5): 84–86,90.
- LU Jieyan, ZHAO Gaothui, LI Xiang, et al. Automatic assembly technology based on secondary development with CATIA[J]. Machine Design and Research, 2012, 28(5): 84–86, 90.
- [13] 林奕欧, 雷航, 李晓瑜, 等. 自然语言处理中的深度学习: 方法及应用[J]. 电子科技大学学报, 2017, 46(6): 913–919.
- LIN Yiou, LEI Hang, LI Xiaoyu, et al. Deep learning in NLP: Methods and applications[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2017, 46(6): 913–919.

通讯作者: 鲍劲松, 教授, 博士, 研究方向为智能制造系统、人机协同与机器人、虚拟现实等。
E-mail: bao@dhu.edu.cn。

Assembly Semantic Information Modeling Based on Knowledge Graph

GU Xinghai, BAO Jinsong, LÜ Chaofan

(College of Mechanical Engineering, Donghua University, Shanghai 201600, China)

[ABSTRACT] Aiming at the problem that assembly data of assembly products usually scattered in the CAD model and the assembly process document, thus different types of assembly semantics information cannot be interconnected due to the heterogeneity, a modeling method for assembly semantic information based on knowledge graph is proposed. Combing with traditional data mapping and natural language processing in artificial intelligence, the intelligent integration of geometric information from the CAD model and assembly process information from the document is realized. Firstly, the concepts, entity classes and relation classes representing different levels of semantic features in the knowledge graph-based assembly semantics model (KG-ASM) are described. Secondly, according to the CAD model file and assembly process document, the instance nodes of the KG-ASM are automatically constructed based on data extraction, semantics mapping and natural language processing techniques. Finally, the assembly process of the speed adjusting mechanism in aviation product as an example is given to verify the feasibility of the KG-ASM and its construction method.

Keywords: Knowledge graph; Assembly semantic information modeling; Data extraction; Semantics mapping; Natural language processing (NLP)

(责编 古系)

发展宇航智造工程， 推动宇航产品制造模式转型 升级，支撑航天强国建设

——走进天津市宇航智能装备技术企业重点实验室

Developing Aerospace Intelligent Manufacturing Engineering, Promoting Transformation and Upgrading of Aerospace Product Manufacturing Models, and Supporting Construction of Aerospace Power

[编者按] 随着卫星在对地观测、导航定位、通信互联、科学探索和国防军事等领域应用的不断拓展,其对国家政治、经济、安全、民生等各方面的作用也越来越重要。卫星总装作为其研制过程中的重要环节,直接影响卫星的服役性能和寿命。据统计,总装环节占卫星总研制成本的40%~50%,总周期的30%以上。因而,在保障高可靠性、关键部组件装配精度和耦合特性的前提下,通过提高卫星总装环节的效能,实现缩短研制周期和降低成本的目的成为各航天大国、强国关注的热点和前沿问题。天津市宇航智能装备技术企业重点实验室的建立,旨在面向“建设航天强国”的发展战略,瞄准航天器制造技术的国际前沿,聚焦我国航天器制造过程中对高端智能装备和技术的重大需求,重点解决航天器高效能总装的关键问题,形成标志性原创成果,实现工程应用,为我国从航天大国向航天强国迈进的过程中提供技术支撑和创新平台。

2018年,天津市宇航智能装备技术企业重点实验室获批筹建,2020年10月通过验收正式运行。实验室以天津航天机电设备研究所为依托单位,天津大学和北京卫星环境工程研究所为联合建设单位,强强联合、优势互补,同时兼顾京津两地在航天领域的产业分工,以航天器总装需求为牵引,以宇航产品高耦合强约束制造的基础理论为支撑,将“智能装备”、“虚拟仿真”、“制造系统工程”等技术和理论相融合,对于提升我国航天器总装效能,适应宇航任务快速增长的发展趋势具有重要现实意义。

研究方向与能力建设

目前,实验室针对航天器在高可靠性、高耦合度、强约束、高系统复杂度等方面所具有的鲜明特点,面向我国航天器制造过程中对高端智能装备和技术的重大需求,以提高卫星制造效率和效益为目标,开展高效能制造系统相关的基础理论、应用基础理论和应用技术的研究。结合实验室定位,确定了宇航制造装备基础设计理论、宇航智能装备技术、宇航制造过程仿真技术、宇航高效智能制造系统集成技术4个主要研究方向。

实验室主任为马海全研究员,学

术委员会主任为中国工程院院士周志成。现有固定研究人员53人,其中6人次入选天津市各类人才计划,博士学历9人,硕士学历31人;正高级职称12人,副高级职称24人,中级职称18人。

实验室总面积4000m²,配套科研仪器设备45台(套),总价值4211.98万元。目前,承担科技项目7项。其中,军委装备发展部项目3项、天津市科技局重大专项1项,中国工程院项目1项,工业和信息化部项目1项,中国航天科技集团有限公司创新研发项目1项,项目拨付经费超过2亿元。

研究成果及重大工程应用

实验室结合航天智能装备的发展需求,广泛开展宇航智能装备的相关核心技术攻关,研究成果应用于多个国家重大工程项目中,取得了显著的社会和经济效益,并针对以下重大工程开展了相关关键技术攻关。

(1)低轨卫星互联网系统整星生产线。面向我国卫星互联网建设的重大战略需求,针对当前卫星单件小批量研制模式无法满足批量化制造的主要问题,实验室重点开展面向卫星批量化生产的柔性生产线总体规划、关键技术攻关和研究工作,在开展大部组件柔性转运与精确落位、多机器人协同作业控制方法、精确视觉定位等技术的研究基础上,创新性地提出了面向卫星批量化生产线建设的新思路、新模式和新技术,为生产线建设实施提供了技术基础。

(2)空间站水下微重力模拟系统。面向我国空间站建设的重大需求,为满足我国空间站工程(九大分系统)中的空间站分系统、空间应用分系统、航天员分系统等全尺寸地面验证、转阶段、人机功效学评价、出舱活动验证与训练等工作任务,实验室开展了面向水下微重力模拟设备的关键技术研究,着重在大质量、高刚度水下机械臂优化设计与中性浮力设计等领域研究,并为空间站水下模拟试验设备的研制提供了技术

支持。

(3)飞行器六自由度并联飞行状态模拟测试平台。面向具有高机动性特点的下一代突防型飞行器的地面半物理模拟仿真测试需求,针对测试装备高动态响应、高精度模拟、高控制带宽的设计难题,实验室开展了六自由度并联飞行状态模拟测试平台关键技术研究,重点突破了面向高动态特性的装备优化设计方法和技术、精度设计与几何精度快速标定技术、高动态高跟随特性智能控制技术,为我国航空航天飞行器地面模拟设备的研制奠定了基础,相关技术应用于某型导弹六自由度模拟测试平台的研制,有力支撑了某型飞行器地面姿态测试。

在基础研究方面,针对大型军用卫星及批量化小卫星生产线研制过程中的快速高精度精测需求,实验室开展了基于双目视觉检测原理的高精度光学扫描式精度测量仪的关键技术研究,重点突破了高亮高均匀度结构光投射、高速高精度图像处理传输、高精度点云拼接重构等技术,并在研制高精度扫描式精度测量仪的基础上,与机械臂等自动化设备进行搭配组成自动化精测系统,可有效适用于卫星的精测环节,实现在不同尺寸检测空间内的快速高精度自动化测量,在航天器表面反光较强、暗色表面的部组件检测场景,能有效弥补(或替代)传统精测方法的不足,有效

提高卫星的精测效率。

依托上述项目,实验室目前共发表论文12篇(其中,SCI论文2篇,EI论文3篇),受理发明专利54项(其中已授权15项),在开展科研工作的过程中,通过对工程实际问题的剖析、调研、资料收集和整理,梳理并撰写各类标准16项(含1项国家标准),为航天器总装与制造装备的规范化设计、制造和保养提供了重要的支撑。

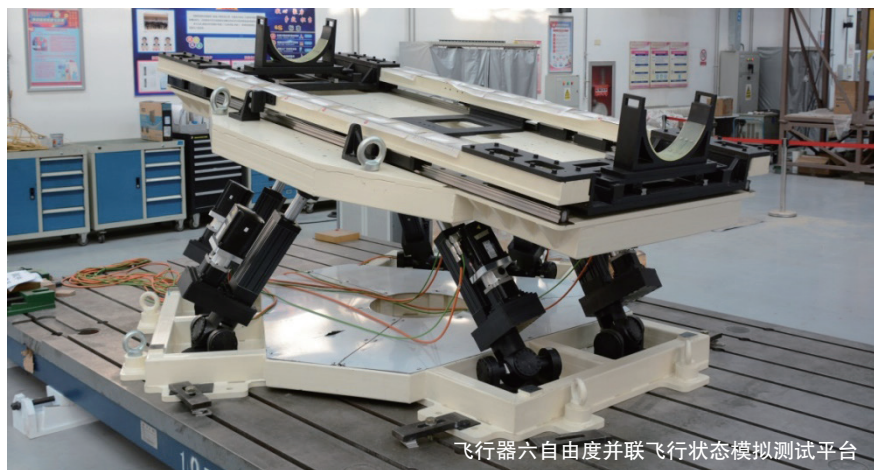
学术交流与产学研协同创新

为把握研究前沿,实验室人员多次参与了国内学术会议、展会及学术论坛,从理论层面和应用层面与各行业专家进行深入交流。通过参与学术会议、邀请高校教授开展学习交流和参加研修班等多种形式,多管齐下,强化实验室对外开展业务能力和技术储备,打造学习创新型实验室。

在产学研协同创新方面,实验室与清华大学、北京航空航天大学、天津大学、辰星(天津)自动化设备有限公司、天津扬天科技有限公司等国内知名高校和企业开展合作交流与技术研发,初步形成了产学研联合开发的合作模式,累计投入研发和运行经费超过1400万元。

面向航天事业发展,智能装备是实现宇航产品“高质量、高效率、高效益”制造的基础保障,也是宇航制造模式转型的关键。为此,实验室将面向宇航产品制造的新需求,紧紧把握“基础理论-工程应用”的研究主线,通过宇航智能装备主线业务的体系化研制,以推动宇航智能装备关键技术为切入点,形成高端装备制造和系统集成设计的一体化方案解决能力,打造一流的面向宇航智能装备及智能制造系统整体解决方案的先进技术团队,为中国高端制造业发展、航天强国建设、天津航空航天产业发展做出贡献。

(采访 古京)



飞行器六自由度并联飞行状态模拟测试平台

引文格式: 李婉丽, 解安生, 尚琰, 等. 基于模块的飞机消耗式三维工艺设计技术研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 84-90.

LI Wanli, XIE Ansheng, SHANG Yan, et al. Research on three dimensional process design technology of aircraft consumption based on module[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 84-90.

基于模块的飞机消耗式三维工艺设计技术研究*

李婉丽, 解安生, 尚琰, 韩 炜, 张尚安, 马平社, 孔祥坤, 舒 超

(中航西飞民用飞机有限责任公司, 西安 710089)

[摘要] 随着 MBD 技术的发展, 三维工艺设计技术逐步代替传统的二维工艺设计。结合国内外飞机研制过程中三维工艺设计技术发展现状, 立足国内飞机研制实际情况, 介绍了基于模块的产品数据管理方式及消耗式三维工艺设计技术原理, 阐明了基于模块化的消耗式三维工艺设计管理思路和实施过程, 并对应用效果进行总结。

关键词: 消耗式; 装配结构树; 三维工艺设计; 装配站位; 制造构型

Research on Three Dimensional Process Design Technology of Aircraft Consumption Based on Module

LI Wanli, XIE Ansheng, SHANG Yan, HAN Wei, ZHANG Shangan, MA Pingshe,

KONG Xiangkun, SHU Chao

(AVIC XAC Commercial Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] With the development of MBD technology, 3D process design technology has gradually replaced the traditional 2D process design. Combining with 3D process design technology development of aircraft both at home and abroad, based on the module of product data management and consumption type 3D technology design principle are introduced, the consumption based on modular type 3D process design idea and implement process management are illustrated, and the effect of the application is summarized.

Keywords: Consumptive; Assembly structure tree; Three-dimensional process planning; Configuration assembly; Manufacturing configuration

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.084

现代飞机产品设计采用基于模型定义(Model Based Definition, MBD)技术和 CATIA、DELMIA 等三维软件, 大幅度提高了产品设计水平。在工艺设计方面, 国外先进飞机制造企业从 20 世纪 80 年代后期就开始进行三维工艺技术的研究, 并成功运用到新机研制中。波音自 1994 年开始到 2004 年构建的基于构型定义与控制/制造资源管理(Define and control of airplane configuration/manufacturing resource management, DCAC/MRM)计划, 是一项采用产品数字化、并行工程、PDM 和 ERP 等最新技术, 并基于精益思想的企业重组

工程。波音公司在 787 客机研发过程中将三维工艺设计技术进行全面应用, 该工程的基础是在 PDM 上共建构型生成、工艺计划和制造资源管理等系统, 它使 787 飞机在研制期间出现的问题明显减少, 研制成本有所降低, 并显著提高了客户的满意程度^[1]。而我国飞机三维装配工艺设计技术整体起步晚, 仍长期停留在二维设计阶段, 无法直接利用产品三维模型及其工程信息, 从而导致设计制造协同性差, 工艺设计结果可行性不高, 装配工艺指令描述不直观、不精确等结果, 严重影响产品质量和研制周期。二维工艺设计已远远不能满足新机研制的要求, 且与产品设计形成了技术发展的不协调, 所以对飞机三维工艺设计技术的深入研究与推广势在必行。

* 基金项目: 民机专项技术研究项目(MJ-2018-G-55)。

必行。

基于模块的飞机消耗式三维工艺设计,进一步攻克产品MBD三维模型信息获取、运用,以及三维工艺设计过程的统一管理技术,构建消耗式制造资源重构与管理模式^[2]。在设计制造一体化环境下,以设计模块为基础,依据装配方案,开展面向制造分工的工艺规划,并进行装配结构树构建,实现以装配站位为基础的MBOM顶层管控,以及以装配指令清单(AOL)为基础的MBOM底层管控;通过单机制造构型配置支撑特定架次飞机制造物料清单MBOM提取;以单一设计数据EBOM为依据,直接消耗EBOM中的设计零组件进行装配指令编制,确保实现工程数据集及更改信息在设计制造之间完整、系统地传递^[3]。在此基础上开展工艺规划、工艺设计与仿真工作,实现工程设计数据集与制造数据集的一致性、准确性及可追溯性。

1 模块化产品数据解析

基于模块的产品设计按照飞机功能进行构型项划分,通过“产品结构树”实现从“飞机—章节—部段—模块—零组件”的全流程产品构型管理,所有模块的集合形成完整的产品结构^[4]。

基于模块的产品结构树分为顶层结构、构型层和底层结构,其中顶层结构形式相对比较固定,通常不允许改动^[5]。构型层进行各种构型管理的工作,主要包括多构型配置、有效性管理等。底层结构由具体的设计数据及相关技术文件组成,是随着产品数据的完善不断变化的。模块化产品数据具有以下特点。

1.1 采用模块化构型管理方法

采用模块化构型管理方法,变基于产品零组件的构型管理为基于模块的构型管理^[6]。一个模块可以有一种构型方案,也可以有多种构型方案,如图1所示。

1.2 设计过程与构型管理过程分离

设计人员仅针对确定的构型状态和明确的设计需求进行设计,不需要在设计过程中考虑有效性;构型管理人员负责设计模块的规划、构型配置及相关的工程更改控制。

1.3 面向装配过程的设计模块划分

设计模块划分时,充分考虑制造分离面的划分和制造的装配站位,满足设计模块的完整性和在制造过程中的一致性,充分体现了模块化设计和模块化制造的优势,使制造装配工艺更为简单清晰。

2 消耗式MBOM重构

传统的飞机采用EBOM、PBOM、MBOM 3层BOM体系,即设计发放数模和EBOM,工艺按照制造需

求重构EBOM生成PBOM,再形成MBOM作为制造依据。由于飞机有几万个零组件,数量巨大,这种方法的缺点是重构后MBOM与设计EBOM的一致性难以保证,极大地影响了产品质量和研制周期。

而消耗式MBOM重构,是在基于MBD的设计制造一体化工作模式下,进行产品设计环境与工艺设计环境的构建,以单一数据集代替传统EBOM、PBOM、MBOM 3层BOM体系,使设计流程和制造流程保持一致,确保工程数据集及更改信息在设计制造之间、主制造商与供应商之间完整、系统地传递。EBOM经过“消耗式重构”生成MBOM,取消了传统BOM管理体系中的PBOM,原PBOM中的工艺组合件、拆件等产品结构相关的内容提前到设计并行阶段执行并包含在EBOM中,PBOM中的工艺路线信息作为过程性信息在装配结构树搭建前完成,最终体现在装配结构树中。在此基础上开展工艺规划、工艺设计与仿真工作,保证工程设计数据集与制造数据集的一致性、准确性及可追溯性,并为产品验收、客户服务和市场销售提供单一数据。

2.1 装配结构树规划

装配结构树是依据产品结构树的数据,按照装配流程,将产品模块划分到各个装配站位,形成相应的装配模块,并对各个装配模块按照组/部件的装配关系进行组织,最后形成的一个全构型的树状层次结构。

装配结构树是工艺规划的结果,是制造构型管理的核心,也是生产制造的数据源。装配结构树与产品结构树对应,从制造角度管理和组织飞机生产相关的信息和资源。装配结构树由装配站位以父子关系搭建而成,父子关系体现工位之间的交付关系及装配序列,即子站完成的产品交付到父站位所对应的工位上,在父站位上与其他同级站位及其他设计模块再装配成更大的产品部件。

装配站位与特定的物理工位相对应,即与一组特定的空间位置、工装型架、人员、工具等生产资源对应;装配站位管理此工位上完成特定产品的装配过程所需的

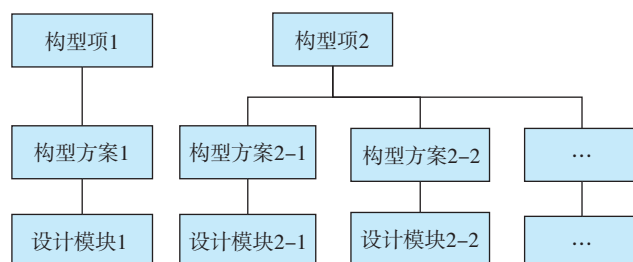


图1 产品模块构型关系

Fig.1 Product module configuration

相关工艺和制造信息,包括产品结构、工艺路线、工艺指令、检验指令、工装工具资源等信息及相关的更改信息等;在装配站位对应工位上利用相关工艺信息和资源,完成多个相关设计模块和子站位的装配工作,如图2所示。

装配结构树包括:顶层装配站位、构型层工艺构型项和底层结构AO。一个装配站位可以包含1种制造构型方案,也可以包含多种制造构型方案,如图3所示。

(1)顶层:基本保持不变,是工艺总体规划的结果,确定装配序列,用于指导生产线规划。顶层结构包含装配站位编号、名称、负责路线等基本属性以及站位间序列关系。

(2)构型层:随着设计构型的变化、工艺方案的变化而变化,是工艺构型规划的结果,分为工艺设计库和

工艺执行库两种类型。工艺设计库用于支撑工艺设计业务,根据设计更改相应地进行工艺方案调整,以备后续生产执行,与执行架次无关。

(3)底层:无构型、无架次信息,只用于表示具体某组件的安装,包含AO、检验指令等工艺数据,是工艺详细设计的结果。

2.2 基于装配站位的设计模块消耗流程

(1)基于装配站位分配设计构型项:顶层装配结构确定后,将设计构型项根据装配方案消耗式分配至对应的装配站位节点。

(2)基于装配站位创建工艺构型项:在当前装配站位下,创建某特定构型状态下的工艺构型项,将相应构型的模块关联至工艺构型项,实现设计模块的消耗。一个装配站位下可包含多个不同的工艺构型项,每一个工

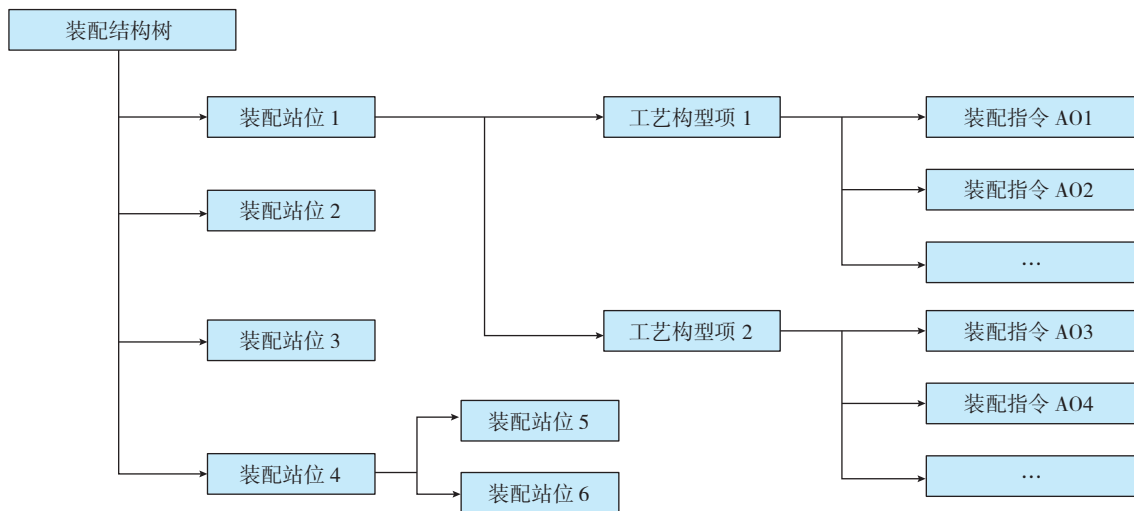


图2 装配结构树
Fig.2 Product structure tree

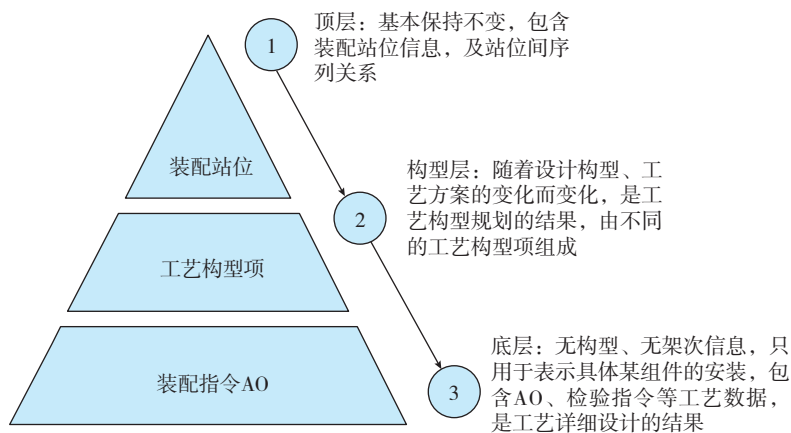


图3 装配结构树结构解析
Fig.3 Assembly structure tree structure analysis

艺构型项表示一种工艺构型。

(3) 将装配站位对应的工装/工艺数模关联到工艺构型项,实现仿真工艺数据的集合。

(4) 装配指令 AO 配套划分: 在当前工艺构型项节点关联模块项下,创建 AO 并依据装配流程定义 AO 间串并行关系。将所有模块下打散的零组件,消耗式分配到对应 AO,实现设计模块-零组件的消耗;选取关键、结构复杂的装配站位进行三维装配仿真验证,完成 AO 顺序优化,如图 4 所示。

2.3 三维装配工艺指令编制

打破传统的基于纸质的二维装配指令编制,采用基于 MBD 三维模型的结构化、数字化工艺设计,直接利用设计模型中的零件制造信息和关键特性,进行消耗式工艺设计,形成结构化的三维工艺指令^[7]。基于三维工艺设计系统,利用文字、仿真动画、轻量化模型、图片等多种数据格式进行装配指令的编制,零组件、标准件按位置、种类、数量准确地配套到装配单元,改变传统装配工作对于二维图纸的依赖,实现以单一数据源为基础的制造过程的组织与管理^[8],如图 5 所示。

(1) AO 基本信息定义。在工艺构型项节点下创建

AO,依据装配内容定义 AO 编号、名称、完工时间等基本信息。

(2) 工艺流程定义。依据装配流程定义 AO 间串并行关系。

(3) 零组件及工艺资源划分。在可视化环境下,将其关联的所有零组件、标准件按工艺规划分配到具体工步中,实现设计零组件的消耗。如图 6 所示,零组件、标准件配套信息均从左侧产品结构树上消耗式分配至右侧 AO 工步,确保工艺设计数据与设计数据一致性。同时通过工步关联工艺资源库,调用工装、刀量具、设备等资源到工步^[9]。

(4) 仿真验证。选取关键、结构复杂、操作空间不开敞的工步进行三维装配仿真验证,优化工步顺序,开展详细工艺设计。

(5) 工步内容编制。通过三维编制工具,载入工步内所有设计产品及工装资源的轻量化模型,进行详细工步编制。AO 所需产品图样通过关联产品数模自动添加,使用技术文件通过与相关文件系统关联进行添加。

(6) AO 发布。AO 完成审批后以三维结构化形式发布,并推送至生产执行系统,生产现场可在三维环境

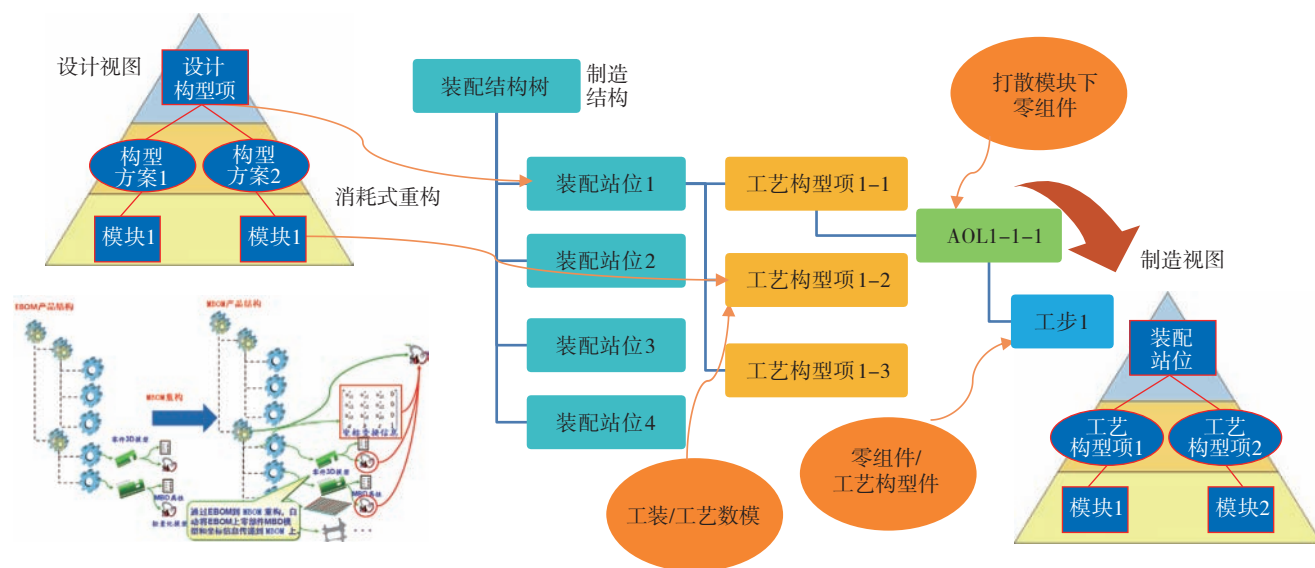


图4 基于装配站位的设计模块消耗

Fig.4 Design module consumption based on configuration assembly



图5 AO编制流程

Fig.5 AO compilation process

下进行查看并开展工作,如图7所示。

2.4 单机制造构型配置

单机配置制造构型管理技术改变了以往通过跟踪数模架次对工艺设计数据进行维护的制造构型管控模式,采用单机配置的制造构型管控模式。通过基于工艺构型项的单架飞机制造构型的智能匹配方法,实现单架飞机装配指令清单的快速构建及制造数据管理。依据设计全构型数模进行工艺设计,构建工艺设计库,并对其数据进行维护;按照设计单机配置数据,通过配置生成工艺执行库,形成单架机制造数据。减少了由设计数模架次变化引起的工艺数据维护工作,单机状态更清晰准确,实现了制造构型状态的记录和可追溯性,并缩短研制周期。

(1) 产品数据特点。产品构型采用单架机配置的管理方案,通过对单架机设计模块进行确定和选择进行配置,单架机模块配置结果通过“飞机构型配置表”来明确。

(2) 单机制造构型配置方案。基于设计单机飞机构型配置表,形成特定架次 AOL(AO List)。AOL是在特定装配站点上完成特定状态设计模块装配的一套工艺指令 AO 的集合,AO 中描述了相关的工装、工具及原辅料等信息;多个模块利用一套 AO 完成装配,即这套 AOL 与多个模块存在对应关系,如图8所示。

设计单机构型配置发放前,基于顶层装配结构树以及设计发布数据,开展工艺并行设计,包括工艺构型项

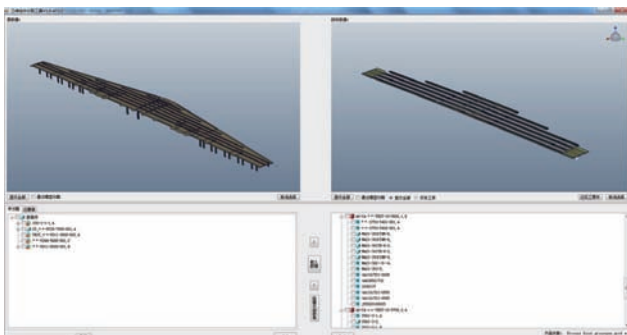


图6 AO组件分配过程

Fig.6 AO component allocation process

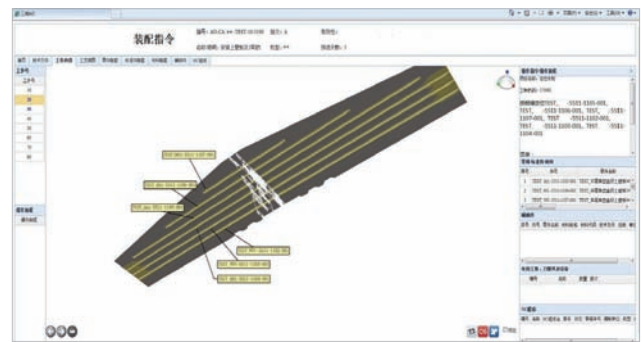


图7 三维装配指令

Fig.7 3DAO

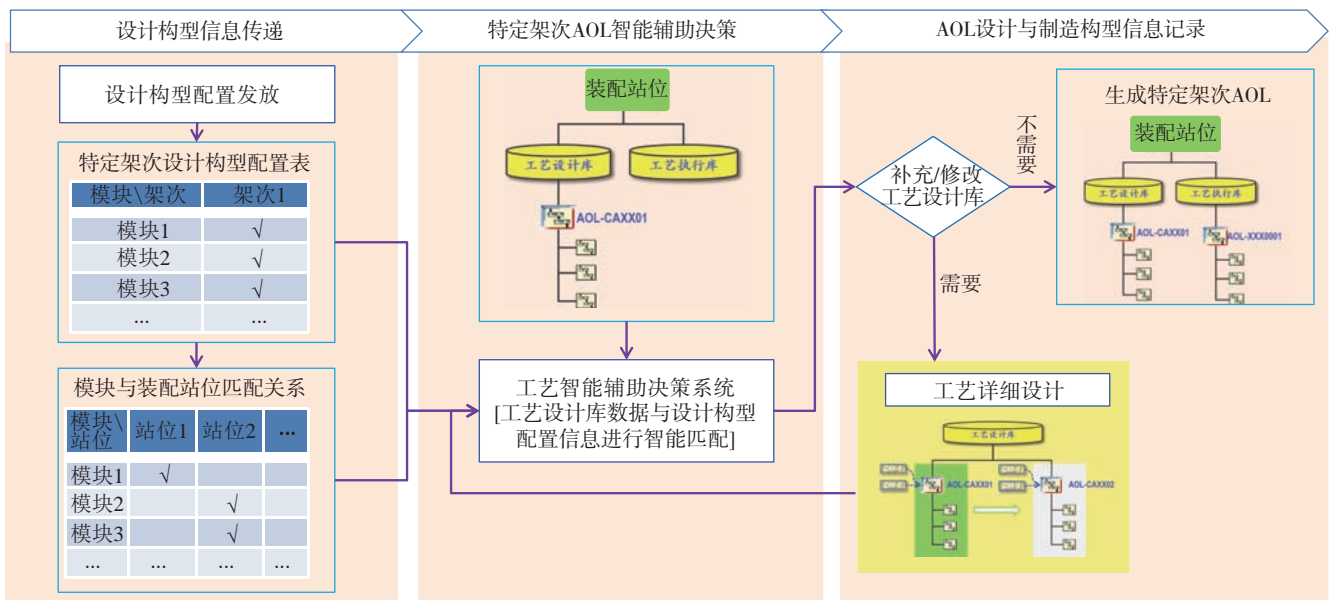


图8 单机制造构型配置过程

Fig.8 Configuration process of single machine manufacturing configuration

规划及 AO 设计,其结果在工艺设计库中进行管理; 设计单机构型配置发放后,根据装配站点与模块的配套关系,从设计库中分析获取最接近的工艺构型项,即生成用于特定架次生产执行的 AO 清单 AOL,从而形成单架机制造物料清单数据,工艺可基于此 AOL 进行修改,并提交签审,该 AOL 保存到工艺执行库,并下发至生产系统。当设计模块发生更改时,工艺设计库用于对现场未投产及未来架次的工艺指令更改贯彻,工艺执行库用于对现场已投产工艺指令的更改贯彻。任何架次的工艺设计数据均通过此方法产生,避免工艺随设计不同架次状态的变化反复维护工艺设计数据,如图 9 所示。

3 以 SPSBOM 为核心的三维交付规范编制

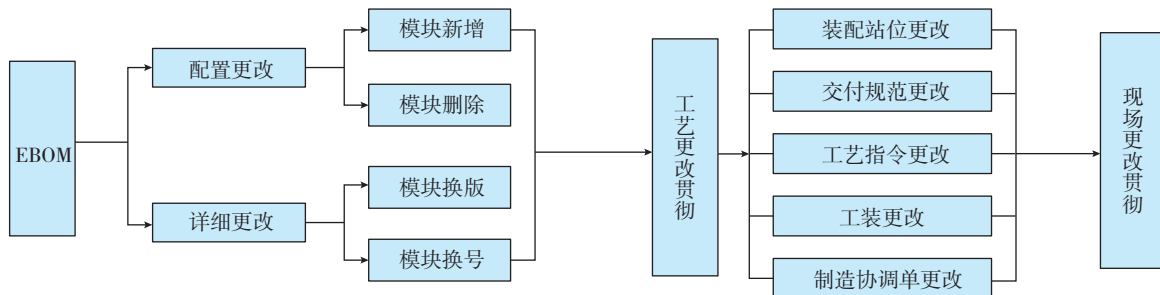
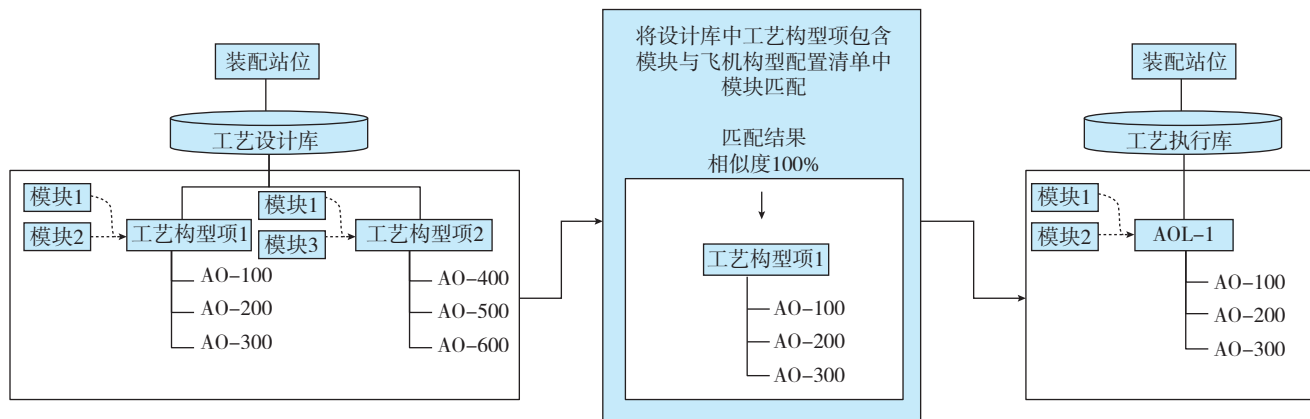
SPSBOM 是部段交付规范所需的全部零组件的清单,用于定义供应商产品的最终交付状态,是供应商制造和最终交付产品的依据。清单包含装配层次、零组件号、零组件名称、数量、版次、下级工程组件号等内容。以 SPSBOM 为核心的三维交付规范实现了基于制造分

工的供应商交付规范结构化管理,并通过 SPSBOM 明确部件交付物料清单。在 MBOM 顶层规划过程中,可为装配单元指定制造分工,并根据生产量、供应商实际制造能力进行制造分工均衡调整,装配单元可按架次指定不同的制造分工单位。根据制造分工编制结构化交付规范,包含交付要求并自动获取交付清单 SPSBOM,实现基于单架机的有效性管理。

三维交付规范以结构化形成存储到数字化飞机制造协同平台中,并基于架次有效性进行管理;根据制造分工自动获取交付清单 SPSBOM,可清晰地定义制造分包界面和制造交付要求,通过供应商制造协同平台实现供应商交付数据的提交管理,确保所有交付数据都在制造构型控制之下。

4 一体化工程更改管理

对产品全生命周期的数据关联进行跟踪,制定在单一数据源条件下,数据源更改过程中,工艺更改贯彻管理方案,构建在三维工艺设计环境中工艺设计数据的更改机制。对产品工程更改及构型管理进行贯彻落实及



更改追溯,保证各个阶段数据的一致性、唯一性^[10]。

设计工程更改分为顶层配置和底层详细更改,根据两种不同的更改方式,工程更改的贯彻过程如下。

(1) 顶层配置更改。由模块新增或删除发起,工艺需按照模块增减情况对装配结构树顶层站位进行升版,调整站位中设计模块,同时涉及供应商分工的站位,还需对厂际交付规范进行升版维护,完善 SPSBOM 内容。

(2) 详细设计更改。由模块换版或换号发起,工艺需按照模块具体更改内容对装配指令进行更改贯彻,同时对相关制造协调单、工装刀量具等数据进行更改贯彻,如图 10 所示。

5 应用效果

基于模块的消耗式工艺设计技术已全面在新舟 700 飞机型号研制过程中应用,研制期间完成整机装配站位规划、大部段装配工艺仿真、装配指令编制、厂际交付规范编制等工艺设计工作。通过工程验证,工艺设计效率、质量等方面都得到了极大提升。

以新舟 700 飞机中机身侧壁板(试验件与装机结构件尺寸基本相同,试验件采用二维工艺设计、装机件实施三维工艺设计)为对象对比实施效果,实施三维工艺设计后:实现了可视化工艺设计,提高了工作质量及效率,减少工艺更改 60%,缩短工艺设计时间 30%;实施三维设计与应用仿真,提前预防干涉与间隙,改进人机功效,提高工装设计效率 20%,减少工装返修 50%;实施三维指令,可视化输出,提高了指令的阅读性,减少工作阅读指令的技术能力依赖,提高施工效率 30%;消耗式工艺设计,保证了工艺数据与设计数据的一致性、符合性,符合率达 100%。

6 结论

本文围绕基于模块的飞机消耗式工艺设计原理及方法进行了详细论述,提出了基于模块的消耗式 MBOM 重构、装配指令编制及交付规范编制的具体方法和要求。

经过工程实践验证,基于模块的飞机消耗式三维工艺设计技术解决了现有的飞机装配工艺设计过程中普遍存在的工艺设计数据与产品设计数据不一致、单架次飞机制造物料清单不准确、工艺准备周期过长、二维装配指令操作性差等问题,体现了该方法的优越性及合理性;实现了基于单一数据源的产品研制模式,对飞机研制过程中生产计划管控、物料采购及产品交付提供了有力的数据支撑;对于提高飞机快速研制能力,缩短产品研制周期,提高产品质量,降低制造成本具有重要的现实意义。

参考文献

- [1] 拜明星. 基于 MBD 技术的三维工艺设计与现场可视化生产[J]. 航空制造技术, 2013, 56(8): 40-43.
- BAI Mingxing. 3D planning and visual production based on MBD[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(8): 40-43.
- [2] 来云峰, 李婉丽. 模型驱动的民机数字化制造工艺技术研究与实践[J]. 航空制造技术, 2020, 63(8): 70-76.
- LAI Yunfeng, LI Wanli. Research and practice of digital manufacturing technology based on model-driven civil aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(8): 70-76.
- [3] 马平社, 李婉丽. 飞机产品数据模块化构型管理[J]. 军民两用技术与产品, 2018(14): 20-21.
- MA Pingshe, LI Wanli. Module configuration management of aircraft data[J]. Dual Use Technologies & Products, 2018(14): 20-21.
- [4] 刘雅星, 郑晶晶. 飞机产品数据模块化构型管理[J]. 航空制造技术, 2010, 53(3): 57-60.
- LIU Yaxing, ZHENG Jingjing. Module configuration management of aircraft data[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(3): 57-60.
- [5] 于勇, 范玉青. 飞机构型管理研究与应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(3): 278-283.
- YU Yong, FAN Yuqing. Study and application of aircraft configuration management[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(3): 278-283.
- [6] 吕潇超. 基于模块的民机全面构型管理研究及应用[J]. 航空制造技术, 2015, 58(18): 98-101.
- LÜ Xiaochao. Research and application of modular based total configuration management of civil aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(18): 98-101.
- [7] 冯子明. 飞机零部件产品的三维工艺设计[J]. 航空制造技术, 2013, 56(11): 26-29.
- FENG Ziming. Three-dimensional process design of large complex mechanical product[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(11): 26-29.
- [8] 周红桥, 张祥祥, 程五四, 等. 三维工艺设计数据管理研究[J]. 机械与电子, 2016, 34(1): 8-10.
- ZHOU Hongqiao, ZHANG Xiangxiang, CHENG Wusi, et al. Data management for three-dimensional process planning[J]. Machinery & Electronics, 2016, 34(1): 8-10.
- [9] 赵树. 基于 MBD 的三维工艺设计在飞机型号研制中的应用[J]. 电子制作, 2018(10): 72-73, 85.
- ZHAO Shu. Application of MBD-based 3D process design in aircraft model development[J]. Practical Electronics, 2018(10): 72-73, 85.
- [10] 徐敏, 王鸿鑫, 张建波, 等. 民用飞机构型管理及更改控制研究[J]. 项目管理技术, 2016, 14(2): 99-103.
- XU Min, WANG Hongxin, ZHANG Jianbo, et al. Research on configuration management and change control of civil aircraft[J]. Project Management Technology, 2016, 14(2): 99-103.

通讯作者: 李婉丽, 高级工程师, 主要研究方向为制造构型管理等, E-mail: 49779174@qq.com。

(责编 古京)

引文格式: 方圆, 刘江, 吕瑞强, 等. 基于数字孪生的设备加工过程监测技术研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 91-96.

FANG Yuan, LIU Jiang, LÜ Ruiqiang, et al. Research on monitoring technology of equipment processing based on digital twin[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 91-96.

基于数字孪生的设备加工过程监测技术研究

方 圆^{1,2}, 刘 江², 吕瑞强¹, 王明阳¹

(1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;

2. 北京科技大学机械工程学院, 北京 100083)

[摘要] 针对典型航空产品装配生产线的生产过程中缺乏有效的人机交互手段, 设备实时运行状态可视化监控程度低等问题, 提出了一种基于数字孪生的加工设备运行状态监测方法, 包括模型构建与优化处理、NC 程序解析与加工仿真、软硬件通信与数据传输和实时仿真与数据分析。最后在某航空发动机外涵机匣装配生产线验证了该方案, 可以实现 NC 程序加工仿真分析、设备运行过程中状态的在线监测和实时三维仿真。

关键词: 数字孪生; 设备可视化; NC 程序解析; 实时仿真; Unity3D

Research on Monitoring Technology of Equipment Processing Based on Digital Twin

FANG Yuan^{1,2}, LIU Jiang², LÜ Ruiqiang¹, WANG Mingyang¹

(1. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

2. School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

[ABSTRACT] Aiming at the lack of effective human-computer interaction methods and the low degree of visual monitoring of the real-time running status of the equipment in the production process of typical aviation product assembly production lines, a technical solution for operation status monitoring of processing equipment visualization and simulation analysis of processing equipment based on digital twin theory is proposed. The program includes model construction and optimization, NC program analysis and pre-processing simulation, software and hardware communication and data transmission, real-time data acquisition and simulation functions. Finally, it is verified on the assembly line of the aircraft engine external culvert assembly that the scheme can be used for NC program processing simulation analysis, online monitoring of equipment status during operation online monitoring of production line status information and real-time three-dimensional simulation.

Keywords: Digital twin; Device visualization; Parser of NC code; Real-time simulation; Unity3D

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.091

近年来,随着网络技术和信息技术的迅速发展,数字化技术已深入到制造业各个领域,由此形成的智能制造概念也成为了战略制高点。在《中国制造 2025》中也明确指出在重点领域试点建设智能工厂/数字化车间的计划。在智能制造的实践过程中,始终面临一个瓶颈问题:信息空间与物理空间如何交互与融合的问题,为此提出了数字孪生(Digital Twin, DT)的解决方法^[1]。

数字孪生的概念最早诞生于 2003 年,由美国密歇根大学的 Grieves 教授在讲授产品全生命周期管理课程(PLM)时提出来^[2]。数字孪生是以数字化方式创建物理实体的虚拟模型,借助数据模拟物理实体在现实环境中的行为,通过虚实交互反馈、数据融合分析、决策迭代优化等手段,为物理实体增加或扩展新的能力^[3]。

在由数字孪生理论所进行的实际应用探索方面,国内学者进行了众多的试验。陈振等^[4]对物理装配车间

数据的实时感知与采集、虚拟装配车间建模与仿真运行等关键技术进行了研究,提出了飞机数字孪生装配车间架构,但只是在理论层面探索了数字孪生技术在飞机装配车间中的应用模式,未进行实际应用功能的开发。鲁壮等^[5]开发了车间多机床实时监测系统并进行了实际测试,能有效采集多机床实时加工数据,但由于系统是二维监控界面,不能将机床与车间信息情况可视化。赵浩然等^[6]提出了一种基于实时信息的生产车间三维可视化监控方法,设计出基于实时信息的生产车间三维可视化监控方法并开发出原型系统,但该系统人机交互功能不强,系统功能较为单一。姜康等^[7]构建了数字化车间的虚拟监控系统,实现了车间信息的可视化与实时人机交互,但他们只是对生产线的生产信息进行展示,对于具体设备的实时运动状态未进行实时仿真,且数字化程度不高。文国军等^[8]设计了基于 Unity3D 的水平定向钻机虚拟实训系统,具有良好的可操作性,提高了培训效率,但该系统只能进行人员单向地控制模型,未实现模型的实时仿真与信息显示的功能。周光源等^[9]设计开发了生产车间可视化实时监控平台,能对生产过程进行实时动态监控,在实时数据的驱动下监测运行状态,但他们在模型实时仿真方面未进行深入研究。

因此,提升加工设备数字化水平和对仿真分析功能进行深入研究成为需要解决的问题。针对设备实际运行过程中数据无法有效获取和显示、缺乏有效的人机交互手段来实现规范化和提高效率等实际问题,首先需要加工设备进行建模处理工作,这是实现设备模型可视化功能和提升加工设备数字化水平的基础。研究仿真分析功能可以在产品生产之前,就能通过虚拟生产的方式来模拟在不同条件下的生产过程,实现对产能、效率以及可能出现的生产问题的提前预判,而实时仿真可以细致地显示加工状态以及为之后的设备检测维护提供数据支持。数字孪生技术是以虚拟模型为核心,以数据为驱动,可以在虚拟模型上进行仿真分析和实时反映设备的运行状态,实现虚实融合。

本文基于数字孪生理论,采用构建实际物体的数字孪生体的方式来对设备进行映射,提出了一种加工设备加工过程可视化与仿真分析技术方案,该方案包括虚拟模型与场景搭建、NC 程序解析与仿真、现场设备与模型间数据传输、整合生产信息并显示等步骤。设备与软件建立通讯后以实时数据驱动虚拟模型运动实现设备实时运行状态的三维可视化,生产信息的整合和展示功能,再以数据为支撑来进行设备运行状态和加工质量的分析和优化。最终实现 NC 程序解析与模型仿真功能、产线设备运行状态在线监测功能信息显示、设备实时三维仿真、NC 程序解析仿真功能。

1 设备建模与仿真分析技术框架

生产线及设备可视化与仿真分析技术分为产线级孪生和设备级孪生两大部分,有用户界面功能和场景交互功能。在数据通信方面,技术方案可以连接服务器端的实时数据库或者连接现场的工控机获取实时数据和控制。技术方案的设计步骤可分为以下 4 步:(1)对生产线中的各个设备进行建模;(2)模型前处理,包括在模型优化软件中对模型的坐标系、尺寸等进行处理和渲染优化;(3)在软件开发平台中进行仿真程序功能开发;(4)建立硬件通信连接与搭建软件测试平台。

总体框架架构如图 1 所示。硬件部分包括实际生产线、数据库服务器、显示客户端。生产线上的数据由采集系统提取,将各类传感器采集的外部数据和设备 PLC 提供的内部数据上传到生产线服务器端的实时数据库中,在数据库中进行识别、分类和存储^[10],最终由客户端连接数据库提取数据并提供生产信息实时显示数据管理,模型实时仿真,交互查询动态图表显示等功能。

系统技术架构如图 2 所示。系统的 3D 模型在建模软件中构建,经过模型优化软件中处理加工后导入系统开发工具中;生产线的实时数据库提供生产数据如主轴转速、功率、温度、各轴速度及位置数据等;由关系型数据库(如 MYSQL 数据库)对产线的数据进行存储和分析;由运动控制等众多脚本进行数据驱动模型的运动功能和其他功能设计。

2 设备仿真与数据分析

装配生产线设备仿真分析功能分为 NC 程序解析与加工仿真功能、连接工控机与实时仿真功能和运动数据分析与图表展示功能 3 部分。其中由 NC 程序解析的数据所驱动的加工仿真功能为执行机构运动的几何轨迹仿真,暂未考虑动力学仿真。为实现设备的模拟仿真和实时仿真功能,需要对设备的各个运动部位进行细致划分和联合运动控制,利用开发工具的辅助功能实现各个运动部位的独立运动。

2.1 NC 程序解析与预加工仿真

在未执行要加工的 NC 程序之前,设备模型在系统中需进行 NC 程序解析,模型执行解析后的数据驱动模型运动从而实现预加工仿真功能。用户选择好 NC 程序文件后模型各部件会按照 NC 程序中指定的路径和速度运动,实现完整的预加工仿真过程。预加工仿真中涉及的关键技术包括 NC 代码解析、模型驱动和碰撞检测。

2.1.1 NC 代码解析

NC 代码解析脚本程序在系统开发工具所支持的开

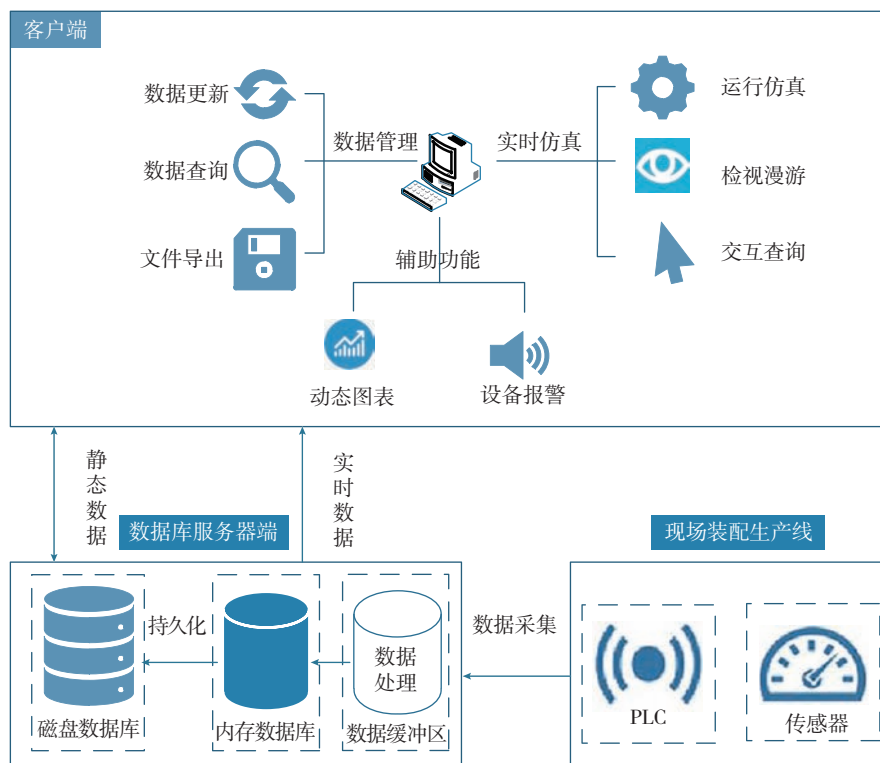


图1 总体框架架构

Fig.1 Overall functional architecture of system

发环境中进行,程序开发语言也随着开发工具的不同而改变。在NC程序解析的脚本中使用微软正则模板类库,这是微软研究院推出的一个正则表达式模板类库,其中主要的正则表达式通常被用来检索、替换符合某个模式(规则)的文本。

其利用基于数控代码的文法规则建立起来的正则表达式,构建关键字符集,完成数控代码的语义分析的匹配工作。该解析工作需要构建关键字符表来对字符(NC 数控代码)完成匹配,并且使用正则表达式格式存储各关键字符。语义分析中关键字符表具体如下:

```
string string_N = "N[0-9][0-9][0-9]";
// 数控代码的程序段(行)号
string string_G = "G[0-9][0-9] ";
//G 代码功能字
string string_X = "X((\\-)?)\\d+" + "((.)?)\\d{1,}";
//X 地址符坐标
```

按照设置好的关键字符集对当前读取到的该行数控代码进行逐字符匹配,如匹配到相应的字符,对其字符后的数据进行记录和存储。

设置键值对集合 Dictionary 存储每一行数控代码解析出来的各轴位置速度数据、计算得到的时间、钻头开始运动代码段等数据类型,其中的键为当前数据在NC代码中的程序行号N,值为存储的数据,如图3所示。

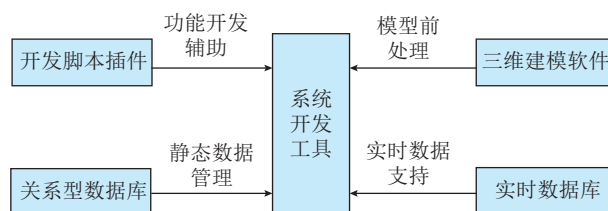


图2 系统技术架构

Fig.2 System technical architecture

```
//全局变量,存储数据
Dictionary<int, double> n_value = new Dictionary<int, double>();
Dictionary<int, double> x_value = new Dictionary<int, double>();
Dictionary<int, double> y_value = new Dictionary<int, double>();
Dictionary<int, double> z_value = new Dictionary<int, double>();
Dictionary<int, double> a_value = new Dictionary<int, double>();
Dictionary<int, double> c_value = new Dictionary<int, double>();
Dictionary<int, double> f_value = new Dictionary<int, double>();
Dictionary<int, double> time_value = new Dictionary<int, double>();
Dictionary<int, bool> G80_value = new Dictionary<int, bool>();
```

图3 键值对Dictionary存储解析数据类型

Fig.3 Parsed data type for Dictionary stores

2.1.2 模型驱动

选取合适的运动控制脚本将物体开始与结束位置变量和运动时间转化为模型移动或旋转,从而达到驱动模型的目的。使用解析数据驱动模型运动时,将 Dictionary 中存储的值赋给运动控制脚本中的移动最终位置变量,再获取上一步位置与此次位置的距离,从代码中读取的速度设定值 F 存入 F_value 中,便可计算出运动时间,计算公式如下:

$$S = \sqrt{(x_2^2 - x_1^2) + (y_2^2 - y_1^2) + (z_2^2 - z_1^2)} \quad (1)$$

$$T_i = 60 \frac{S}{f_i} \quad (2)$$

式中, S 为起点与终点间距离; $x_1, x_2, y_1, y_2, z_1, z_2$ 为各轴起点与终点位置坐标; T_i 为起点到终点的时间; f_i 为从起点到终点的速度 F_value 值。

将 T_i 中求得的时间赋给运动控制脚本中的时间变量,即可实现该段 NC 代码所对应的模型运动动画效果。运用开发工具中的多线程技术实现 NC 程序中一行代码的各个轴同时运动,逐行执行 NC 代码。设备模型即会按照 NC 程序顺序执行实现设定的运动。

2.1.3 碰撞检测

在虚拟模型层面运用物理引擎(如 PhysX 物理引擎)检测物体的接触情况。物理引擎通过内置的算法可以使虚拟世界中的物体运动符合真实世界的物理定律,如重力作用、碰撞效果等,应用物理引擎可实现设备刀具与工件的碰撞检测功能。

在设备的刀具和工件部分添加网格渲染器(Mesh renderer)和网格包围盒组件(Mesh Collider),物理引擎组件能以模型自带的三角面网格形成包围盒,利用两个包围盒接触时触发碰撞报警功能,实现碰撞检测。图 4 中模型绿色线条为碰撞体包围盒结构,在模型对象中添加检测碰撞的代码脚本,当两个运动部件接触时会触发碰撞警告提示框。

2.2 连接工控机与实时仿真

为实现实时仿真效果,需要从设备处获取实时运动数据并传输到客户端进行解析和驱动仿真。客户端可与设备的工控机软件建立通信连接从而获取数据,通过现场 PC 的工控机软件的 IP 地址和端口号,客户端与工控机软件建立连接。建立通信连接与数据传输的过程如下:(1)客户端软件与现场设备工控机软件通过 IP 地址与端口号建立通信连接;(2)在客户端脚本中创建通信句柄(Handle),上位机(即设备工控机软件)把数据传给句柄;(3)句柄将数据赋值给下位机(即客户端程序),再将数据赋值给运动控制脚本驱动模型各部分的运动,整个过程在脚本的自动更新函数中执行,自动更

新函数会每 20ms 自动刷新一次,从而保证每 20ms 机床的实时运动状态能被客户端的模型仿真出来,最终实现孪生模型对机床的实时仿真功能,连接与传输数据流程图如图 5 所示。

2.3 运动数据分析与图表展示

在从现场工控机获取到实时数据的同时,还可以将实时数据赋值给图表显示插件(如二维图形显示插件 GraphMaker),通过更改插件脚本将实时数据显示为折线图的 Y 轴坐标,以时间戳变化为 X 轴坐标,图表刷新时间设定为 1s,最终形成设备数据二维折线图的动态监测效果。

在绘制好实时数据折线图后,通过匹配当前执行的程序段号得到 NC 代码中的编程值,并将其绘制在实时折线图的同一图表上,如图 6 所示。通过该对比两折线

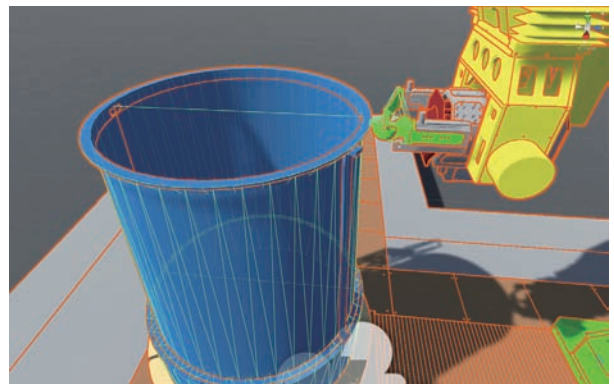


图4 模型碰撞体包围盒

Fig.4 Model collider bounding box

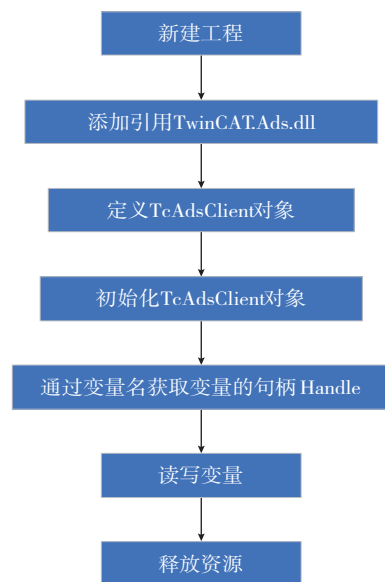


图5 ADS通信连接与传输数据流程图

Fig.5 Flow chart of ADS communication connection and transfer data

图可以直观地观察到运动误差,便于加工精度评估,运动补偿控制等。

2.4 辅助功能设计

为记录和传输历史加工数据,可采用数据库数据传输支持的文件格式存储历史加工数据。JSON 格式是一种较为通用的轻量级的数据交换格式,具有便捷的数据访问途径和非冗长性特点,因此本文采用 JSON 格式进行加工数据传输和存储。首先定义要生成的加工数据文件存储位置,然后确定采集时间区段,最终按照预设的通信句柄连接并获取现场工控机软件中的时间戳、当前执行程序段号、各个轴位置速度、主轴转速、功率等信息生成一个加工数据文件。将生成的加工数据文件导入数据库(如 MySQL)中可显示出表结构数据,如图 7 所示。生成的历史加工数据可在现场通信条件不佳的情况下通过外部存储设备进行拷贝和异地分析。

3 技术方案验证

3.1 操作平台搭建

由于本次外涵道生产线数字孪生课题是在完善实际外涵机匣生产线的可视化和生产信息数据化功能的



图6 NC指令与实时数据对比显示界面功能

Fig.6 Comparison display interface of NC commands and real-time data

| Time | ActposX | ActposY | ActposZ | ActposA | ActposC |
|----------|----------------|-------------------|------------------|------------------|---------|
| 11:07:59 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37819784189363 | 0 |
| 11:08:00 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37820124112881 | 0 |
| 11:08:01 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37819784189363 | 0 |
| 11:08:02 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37819784189363 | 0 |
| 11:08:03 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37816724877694 | 0 |
| 11:08:04 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37819784189363 | 0 |
| 11:08:05 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37820124112881 | 0 |
| 11:08:06 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37819444265844 | 0 |
| 11:08:07 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37820124112881 | 0 |
| 11:08:08 | 1453.400390625 | -60.0102005004883 | 200.251602172852 | 2.37820124112881 | 0 |

图7 数据库中显示存储的现场数据

Fig.7 Stored factory data in database

基础上所提出,因此实际的操作平台为该条飞机发动机外涵道机匣生产线,其中包含 6 个站位,分别为 1 站位自动切边制排孔、2 站位手工预装、3 站位自动制孔、4 站位手工预装、5 站位自动铆接和 6 站位无损检测;其中 2、4 站位为人工站位,5、6 站位为机器人站位,4 个自动站位都安装有德国倍福自动化公司(BECKHOFF)的基于 PC 的工业控制软件 TwinCAT (The windows control and automation technology) 实现设备控制与数据传输。TwinCAT 在整个系统中扮演双重角色:一是接收用户输入的指令,经过解码转换为机器能识别的指令,进而控制机床的运动;二是以一定的周期读取机床的状态并反馈给用户。

选择 Unity3D 引擎开发生产线及设备仿真分析系统,Unity3D 是一个全面整合的专业游戏引擎,利用交互的图形化开发环境为首要方式的软件。系统代码部分采用微软公司的 VS (Visual studio) 集成开发环境进行开发,开发语言为 C# 语言。Unity3D 与 TwinCAT 之间的数据通信通过 ADS (Automation device specification) 通信协议进行。在 TwinCAT 系统中的各个软件模块之间的信息交换通过 TwinCAT ADS 完成。系统仿真所使用的模型来自实际设备的设计三维模型,能精确地反映真实设备的尺寸、安装位置等数据。

3.2 生产线界面功能设计

在实际生产中,生产线上的各个站位的生产状态信息都需要进行监控,为了能直观、全面地展示整条生产线上所有设备的实时信息,系统的生产线界面内整合了全部站位的设备模型、用户界面和信息显示窗口。最终实现各设备实时信息三维显示,具体设备孪生界面切换功能。生产线界面如图 8 所示,采用现场设备照片作为贴图,使得模型与现场设备更加逼真,增加使用者的沉浸感,设备仿真界面如图 9 所示。

3.3 测试结果

系统的主要测试指标为系统各部分功能的完整性、系统画面的流畅度、系统的人机交互性和系统与现场设

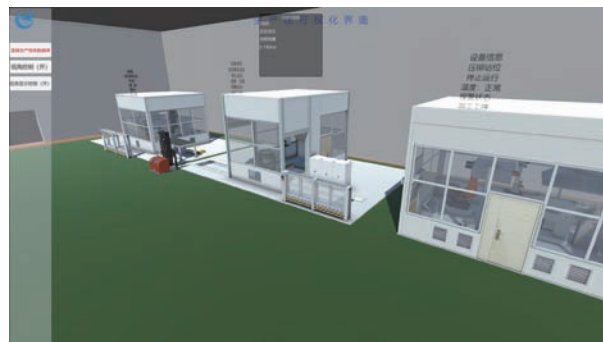


图8 外涵道机匣装配生产线孪生界面

Fig.8 Digital twin interface of outer duct casing assembly line

备通信的同步性。测试结果表明,系统的生产线孪生界面与设备孪生界面功能均达到预期效果,三维视角查看模式下,画面流畅,模型运动画面平滑无停顿感,模型界面能响应用户键鼠指令,人机交互性较强,连接现场设备进行实时仿真时的数据传输间隔为20ms,模型与实际机床运行步调一致,通信同步性良好,系统稳定,如图10所示。

4 结论

本文针对典型航空产品装配生产线的生产过程中可视化程度低、人机交互性差等问题,以数字孪生技术为理论指导,实现了加工设备可视化与仿真分析技术的方案构建,并以实际飞机发动机外涵道机匣生产线为对象,采用Unity3D开发引擎设计了数字孪生设备加工仿真系统,分别开发生产线孪生界面和设备孪生界面,验证了所提出的加工设备可视化与仿真分析技术的可行性,最终实现了生产线状态信息显示与交互、设备NC程序解析仿真、设备实时仿真的功能,为之后的设备加工数据分析和优化、提高设备加工精度和效率、提升生产线的智能化水平提供了平台。

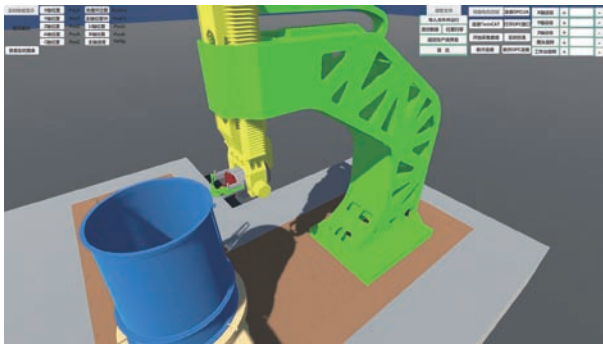


图9 自动钻孔设备孪生界面

Fig.9 Digital twin interface of automatic drilling equipment

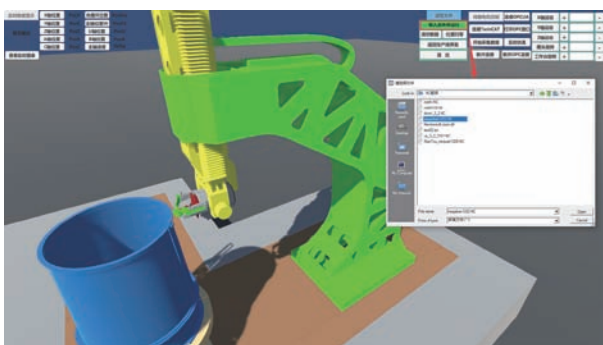


图10 自动钻孔机导入NC文件并运行仿真界面

Fig.10 Interface of automatic drilling machine importing NC file and running

参考文献

- [1] GRIEVES M. Digital twin: manufacturing excellence through virtual factory replication[EB/OL]. [2015-01-01]. http://www.aprison.com/library/Whitepaper_Dr_Grievess_Digital_Twin_Manufacturing_Excellence. Php.
- [2] 陶飞,程颖,程江峰,等.数字孪生车间信息物理融合理论与技术[J].计算机集成制造系统,2017,23(8):1603-1611.
TAO Fei, CHENG Ying, CHENG Jiangfeng, et al. Theories and technologies for cyber-physical fusion in digital twin shop-floor[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2017, 23(8): 1603-1611.
- [3] 陶飞,刘蔚然,刘检华,等.数字孪生及其应用探索[J].计算机集成制造系统,2018,24(1):1-18.
TAO Fei, LIU Weiran, LIU Jianhua, et al. Digital twin and its potential application exploration[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(1): 1-18.
- [4] 陈振,丁晓,唐健钧,等.基于数字孪生的飞机装配车间生产管控模式探索[J].航空制造技术,2018,61(12):46-50,58.
CHEN Zhen, DING Xiao, TANG Jianjun, et al. Digital twin-based production management and control mode for aircraft assembly shop-floor[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(12): 46-50, 58.
- [5] 鲁壮,李波.车间多机床状态实时监测系统研究[J].机床与液压,2019,47(19):77-81.
LU Zhuang, LI Bo. Research on real-time monitoring system of multi machine tool status in workshop[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2019, 47(19): 77-81.
- [6] 赵浩然,刘检华,熊辉,等.面向数字孪生车间的三维可视化实时监控方法[J].计算机集成制造系统,2019,25(6):1432-1443.
ZHAO Haoran, LIU Jianhua, XIONG Hui, et al. 3D visualization real-time monitoring method for digital twin workshop[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(6): 1432-1443.
- [7] 姜康,柯榕,赵小勇,等.数字化车间虚拟监控系统研究[J].航空制造技术,2016,59(20):97-100,104.
JIANG Kang, KE Rong, ZHAO Xiaoyong, et al. Study on virtual monitoring system for digital workshop[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(20): 97-100, 104.
- [8] 文国军,夏雨,王玉丹,等.基于Unity3D的水平定向钻机虚拟实训系统设计[J].系统仿真学报,2020,32(5):801-807.
WEN Guojun, XIA Yu, WANG Yudan, et al. Design of virtual training system for horizontally oriented drill based on Unity3D[J]. Journal of System Simulation, 2020, 32(5):801-807.
- [9] 周光源,王强.生产车间可视化实时监控平台设计与开发[J].组合机床与自动化加工技术,2015(11):145-148.
ZHOU Guangyuan, WANG Qiang. Design and development of visual real-time monitoring platform for workshops[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2015(11): 145-148.
- [10] 李晶晶,李迎光,刘长青,等.数控加工过程多源数据实时采集与同步方法[J].工具技术,2019,53(7):106-110.
LI Jingjing, LI Yingguang, LIU Changqing, et al. Real-time acquisition and synchronization method of multi-source data in CNC machining process[J]. Tool Engineering. 2019, 53(7): 106-110.

通讯作者:刘江,副教授,研究方向为数控机床(加工、设计与制造)、3D打印、冷弯成形等,E-mail: Liu_j_69@126.com.

(责编 古京)

引文格式: 罗群, 薛宏, 刘博锋, 等. 飞机自动制孔离线编程数据准确提取技术[J]. 航空制造技术, 2021, 64(4): 97-102.

LUO Qun, XUE Hong, LIU Bofeng, et al. Accurate data extraction technology for off-line programming of aircraft automatic drilling[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(4): 97-102.

飞机自动制孔离线编程数据准确提取技术

罗群, 薛宏, 刘博锋, 刘思悦, 李城

(中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089)

[摘要] 针对目前飞机组部件自动制孔离线编程人工参与程度高、效率低, 质量问题无法预防的现状, 提出了基于数据库及标签定义的准确离线编程技术。根据飞机自动制孔的工艺特点, 制定了离线编程流程。根据离线编程数据需求, 建立了编程数据库。结合数据库以及 MBD 模型, 制定了自动制孔标准件、叠层、厚度、工艺参数等信息提取规则, 利用 DELMIA 中标签具备属性特征、方向特征、点位特征的特点, 实现了基于标签的工艺信息表达及设备姿态控制。最后对标签在产品坐标系和设备坐标系的转换进行了分析, 实现了加工程序坐标值的正确输出。

关键词: 离线编程; 自动制孔; 工艺参数提取; 基于模型的定义(MBD); 飞机装配

Accurate Data Extraction Technology for Off-Line Programming of Aircraft Automatic Drilling

LUO Qun, XUE Hong, LIU Bofeng, LIU Siyue, LI Cheng

(AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] The current aircraft automatic drill off-line programming has the disadvantage of high degree of manual participation, low efficiency and unable to prevent quality problems. To solve this problem, an offline programming method based on database and defined label is proposed. According to the process characteristics of aircraft automatic drilling, the off-line programming process is established. According to the requirement of offline programming data, the programming database is established. Combined with the database and MBD model, the information extraction rules of fastener, lamination, thickness and process parameters are formulated. The tag based process information expression and equipment attitude control are realized in DELMIA by using the characteristics of attribute feature, direction feature and point feature of label. Finally, the transformation of label in product coordinate system and equipment coordinate system is analyzed, and the correct output of processing program coordinate value is realized.

Keywords: Off-line programming; Automatic drilling; Process characteristics extraction; Model based definition(MBD); Aircraft assembly

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2021.04.097

随着数字化装配技术的发展, 自动制孔技术因其制孔精度高、加工过程稳定的特点, 已经大量应用在飞机数字化装配过程中^[1]。自动制孔设备 NC 程序的编制通常有两种形式: 一种为手工编制, 通过获取产品点位信息, 按照规定的格式编辑程序代码; 另一种为离线编程方式^[2-3], 即进行加工设备任务规划的软件系统通过操作加工设备数模和相关规划算法, 在脱离现实加工环

境的情况下完成加工任务规划并对结果进行仿真修正, 最终编译为制孔设备任务代码。手工编制方式编程繁琐、出错率高已经逐步被淘汰。离线编程方法效率高、对编程人员技能要求低, 已经成为飞机自动制孔系统的关键组成部分之一, 是实现机器人、多功能末端执行器、柔性工装等工艺装备协调配合完成整个装配过程的纽带, 直接影响着钻铆加工精度、装配效率与装配质量^[4]。

目前国外 EI、CENIT、ABB、KUKA^[5-6]，国内浙江大学、上海拓璞、中国航空制造技术研究院^[7]等单位对不同的自动制孔设备进行了相应的离线编程软件的研究及开发。飞机自动制孔涉及成千上万个制孔信息，目前的离线编程方式需要人工创建工艺模型、输入工艺参数，使离线编程基础数据编制错误风险增大，同时姿态调整复杂，工作量大。

本文针对自动制孔加工过程，提出了基于数据库及标签定义的离线实现方式，为实现快速高效编程提供技术基础。

1 离线编程资源需求分析

机器人准确制孔需要通过 NC 程序实现对机器人制孔位置、制孔参数、制孔路径的精准控制。其数据传输过程为通过对产品模型中点位读取，获得孔位坐标值，通过产品加工面提取，获得制孔法向，通过制孔位置的标准件及工艺规范信息，获得制孔的孔径、窝径、铤窝角度，进而确定刀具规格以及铤窝进给量。同时根据产品叠层材料及厚度，确定刀具进给深度以及在制孔过程中的压紧力、进给、转速、啄钻量等。通过工装产品结构及其与自动制孔设备的相对位置关系，调整自动制孔姿态及路径，最终实现自动制孔，基本流程如图 1 所示。

在自动制孔需求数据中，产品模型、孔位信息、标准件信息、装配关系属于产品信息；装备、工装、刀具属于资源信息；加工参数、制孔方法属于工艺信息。为实现编程，需要创建包含以上所有信息的工艺参数库，将数据进行细分，形成离线编程工艺参数库架构。如图 2 所示，该架构是离线编程工艺数据提取、加工任务规划、编程防差错的数据基础。

2 基于MBD的自动制孔工艺数据快速匹配

MBD (Model based definition) 技术使飞机产品几何三维模型对相关的工艺信息、参数信息、设计信息等进行了标准化管理，具有准确性定义、规范化定义以及面向工艺的定义等特点^[8]，这些特点为工艺数据快速提取提供了先决条件^[9]。然而飞机产品三维数字化模型

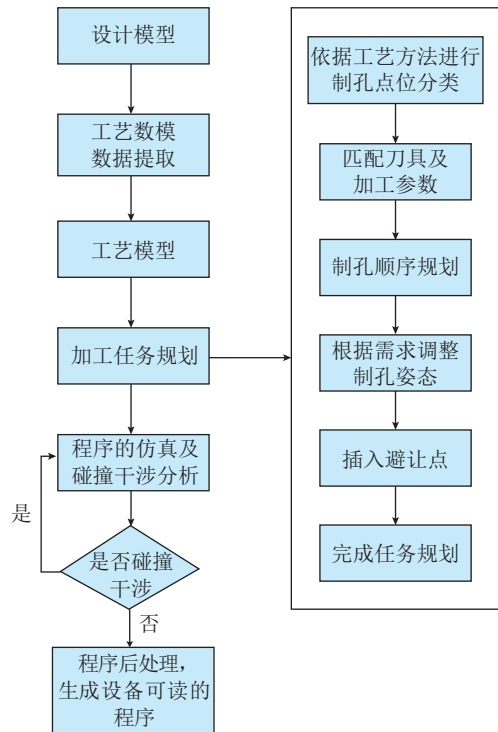


图 1 自动制孔离线编程流程
Fig.1 Flow of automatic drilling off-line programming

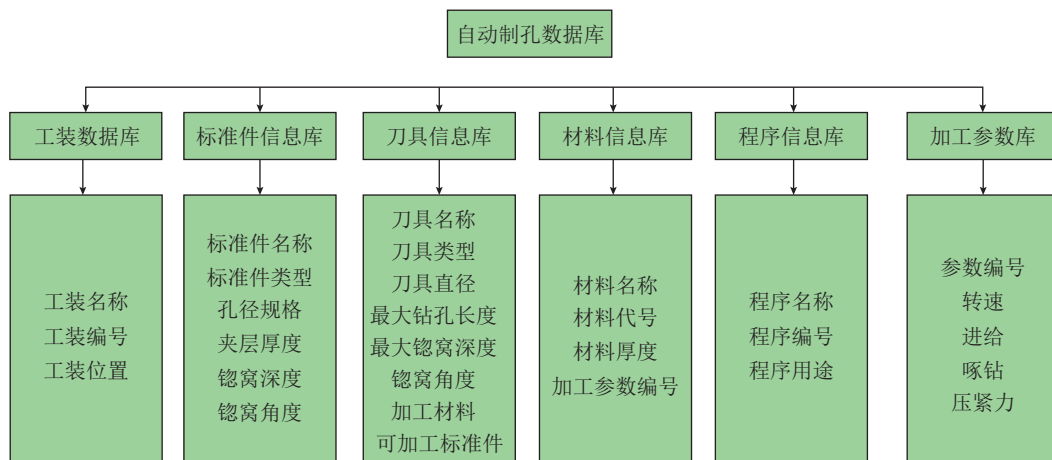


图 2 离线编程工艺参数库架构
Fig.2 Architecture of process parameter library for off-line programming

的表达不会考虑自动制孔离线编程对数据提取需求,因此设计的装配模型定义中的数据量以及数据格式无法满足自动制孔离线编程需求。在自动钻铆离线编程时,必须对产品模型进行数据挖掘,并结合工艺数据进行提取和二次定义,将离线编程系统所需要的待加工特征信息添加到产品的三维数字化模型上,转变为包含离线编程所需各项参数并能被离线编程软件识别的模型,即工艺模型。在离线编程时,通过读取工艺特征模型,将自动制孔所需的工艺参数、加工参数等提取到制孔程序中,从而提高离线编程效率。

2.1 离线编程基准面提取

在产品模型中,紧固件一般采用点或线的形式进行表达。这就导致采用点进行表达的紧固件无法提取方向,采用线表达的紧固件无法提取位置。因此需要对产品加工表面进行提取形成基准面,结合产品不同的紧固件的表达形式,利用紧固件点在基准面上的法线获得制孔法向,或者紧固件线与基准面相交获得制孔坐标,实现对制孔法向和坐标位置的定义。

2.2 标准件信息提取

传统的离线编程方式,需要将设计模型中的标准件按照离线编程软件的要求,进行二次规划,即重新对标准件点位信息进行编制。这种方式降低了离线编程软件的设计难度,但是增加了离线编程人员的工作量,同时,对标准件信息的二次编辑过程无防差错,很容易造成点位设计错误。

在MBD数据中,标准件在设计数模中以点或者线的形式进行表达,同时在结构树中,虽然标准件形式不一样,但是在其结构树路径中会将该标准件的牌号进行统一表达,如图3所示。

根据MBD特点,可以通过读取标准点位所在的结构路径,并结合工艺数据库进行,实现对标准件工艺信息的快速提取。基本流程如图4所示。

2.3 叠层厚度及材料的提取

叠层厚度决定了钻孔刀具在加工过程中的进刀量,同时对于叠层材料不同的产品,尤其是复合材料和钛合金叠层,其加工转速和进给相差很大,必须根据不同叠层厚度进行加工参数的转化,以保障产品质量以及刀具寿命。在离线编程环境中,以标准件孔位为中心,产品表面为起点,建立与标准件理论长度及制孔方向相同的标准件模型。以制孔穿过的产品叠层表面对标准件模型进行分割并计算分割后各段的长度,进而获得产品的叠层厚度。

同样,以产品表面为起点遍历标准件连接的产品各个叠层零件信息,通过读取对应数模中标注的材料信息并与材料库进行核对,提取出制孔叠层材料信息,流程

如图5所示。

2.4 基于标签的工艺特征表达

在CATIA中,标签(tag)是一种类似坐标系具有属性及方向定义的几何元素。标签的方向性在下文设备姿态定义中进行分析,利用标签具有属性的特征,通过二次开发的宏程序,在每个制孔点上创建一个标签,将从离线编程参数库获得的标准件参数以及测量产品结



(a) A型机数据结构树图

(b) B型机数据结构树图

图3 不同型号飞机紧固件表达形式

Fig.3 Expression of fastener information for different aircraft

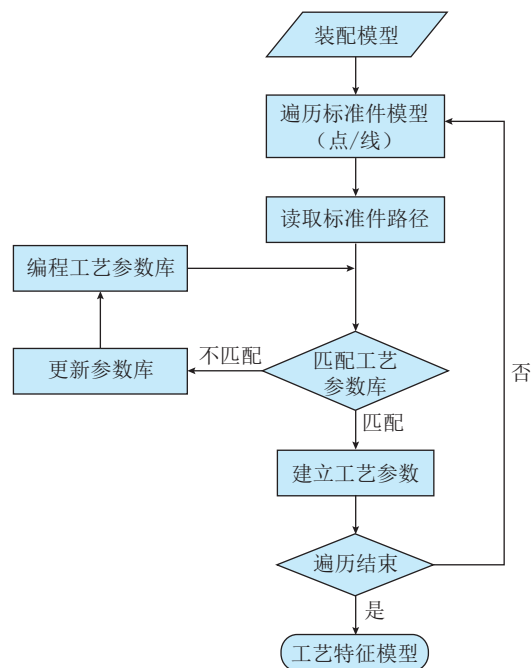


图4 标准件信息提取流程

Fig.4 Information extraction process of fastener

构获得的制孔法向、叠层材料及厚度等各项特征赋予标签,形成编程的数据基础。在后置处理程序时,通过识别标签属性并进一步匹配工艺参数库,完成加工参数的生成。基于标签的数据表达如图 6 所示,表达模型中,包含了标准件牌号、叠层厚度及材料、镗窝深度、夹紧力等离线编程需求参数,同时可以根据需求,进行参数的增加和调整。

利用 DELMIA 中“Device Taskde Fination”模块以及二次开发 CATIA VBA 宏程序,对工艺参数进行提取,并对相同类型标签进行分类创建,形成如图 7 所示的基

于标签的工艺模型。

3 自动制孔设备姿态定义

产品数模中的紧固件采用点或者线的形式体现,可通过产品点位和表面法向控制设备制孔位置及法向,但是设备末端执行器的姿态却无法控制。由于自动制孔机器人高度的灵活性,不确定及未经规划的姿态很容易造成产品与设备的碰撞以及设备本身轴超限。因此需要对每一个制孔过程确定姿态。

机器人姿态的计算有运动学正解和运动学逆解两

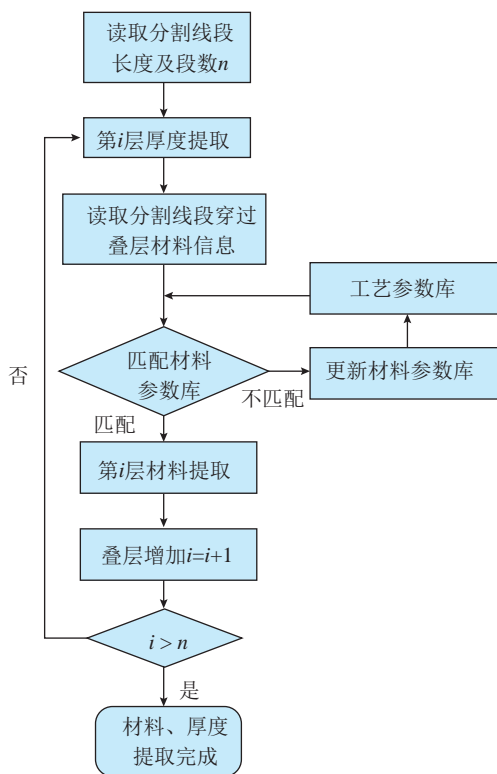


图 5 叠层及厚度提取流程

Fig.5 Stacking and thickness extraction process

| Product Added Properties | |
|--------------------------|--|
| Source | C919 Left Aileron\5761C05001G20.1\R_5761 |
| Fastener Type | CFBR4003F-06 |
| Thickness 1 | 2.84mm |
| Material 1 | 37型280级 |
| Thickness 2 | 3.508mm |
| Material 2 | 37型280级 |
| Thickness 3 | 0mm |
| Material 3 | |
| Thickness 4 | 0mm |
| Material 4 | |
| Nominal Countersink | 1.422mm |
| Nominal Clamp Force | 55 |
| Countersink Offset | 0mm |
| Clamp Force Offset | 0 |
| Thickness 5 | 0mm |
| Material 5 | |
| Nominal Diameter | 6 |
| Grip Length | 8 |
| Maximum Stack | 6.35mm |

图 6 离线编程工艺信息存储表

Fig.6 Off-line programming process information storage table

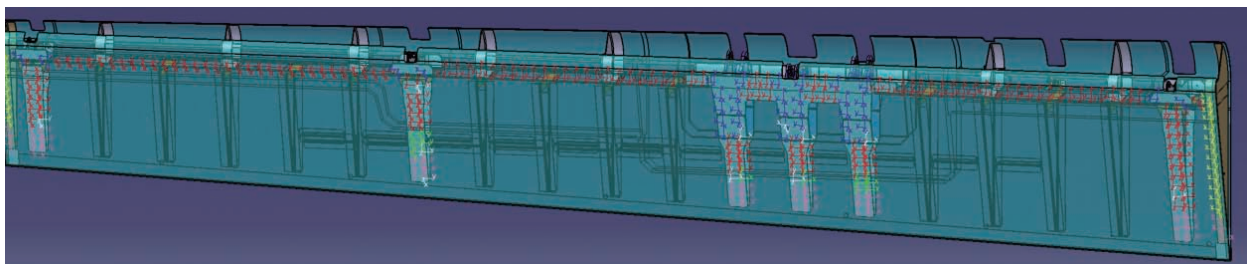


图 7 基于标签的工艺模型

Fig.7 Tag based process model

种方式。运动学正解通过计算设备各个关节的运动量,来计算刀尖点 TCP 的位置,这体现在离线编程环境中通过调整各个轴的姿态,最终确定机器人姿态。运动学逆解通过给定刀尖点 TCP 的位置,反推设备各个关节的运动量,即获得设备的姿态,在离线编程中体现为通过调整刀尖点的位置和法向,利用各轴之间的运动学关系,实现机器人姿态的调整。

3.1 基于标签的姿态定义及数据表达

单个产品的自动制孔数量在 2000 个左右,如果对每个孔都采用正解或者逆解方式进行姿态的调整,会造成离线编程工作量大,出错率高。利用标签具备方向性的特点可以实现对自动制孔设备末端执行器的姿态进行控制。通过标签方向控制刀尖点坐标系的方向,实现机器人姿态的快速调整,大大提高了离线编程效率和编程可读性。

在离线编程环境中,设备刀尖点(TCP)同样采用具备 $u、v、w$ 3 个方向,标签具有位置属性以及 $x、y、z$ 3 个向量的方向属性,分别对应 TCP 的 $u、v、w$ 3 个方向。在离线编程“tag”创建中,标签原点坐标代表紧固件在产品表面的位置, z 代表法向,其方向垂直于产品表面,因此原点及 z 方向不允许进行调整,通过调整 $x、y$ 即可实现设备在该处制孔的姿态,其调整方式如图 8 所示。

3.2 标签坐标转换

标签可以表示设备刀尖点坐标,同时确定 TCP 的姿态,通过逆解计算出设备的姿态。但在程序生成过程中,标签的点位和方向为产品坐标系下的数据,而在设备加工过程中,需要基于设备坐标系的姿态数据,因此需要对标签在产品坐标系下的姿态转换为设备坐标系下的姿态。因此,需要建立坐标转换模型,在程序输出过程中完成飞机坐标系下的标签坐标转化,实现基于设备坐标系的制孔位置表达。

图 9 表达了标签在设备坐标系、飞机坐标系以及世界坐标系的转换模型^[10]。其中, $O_c x_c y_c z_c$ 为离线编程环境中飞机坐标系, $O_r x_r y_r z_r$ 为自动化制孔设备的基准坐标系, $O_w x_w y_w z_w$ 为离线编程环境下世界坐标系。在离线编程环境中,飞机坐标系 $O_c x_c y_c z_c$ 和自动化制孔设备的基准坐标系 $O_r x_r y_r z_r$ 在世界坐标系 $O_w x_w y_w z_w$ 的坐标以及紧固件标签 P 在飞机坐标系 $O_c x_c y_c z_c$ 坐标均可以直接获得。 T_w^c 表示飞机坐标系到世界坐标系的转换矩阵, T_w^r 自动化制孔设备基坐标系到世界坐标系的转换矩阵,通过 T_w^c 和 T_w^r 可以得到飞机坐标系到自动化装配设备基坐标系的转换矩阵 T_r^c ,进而实现标签点坐标转换。3 个转换矩阵间有如下关系: $T_w^c = T_r^c \times T_w^r$,可以得到 $T_r^c = T_w^c \times (T_w^r)^{-1}$ 。

离线编程标签 P 在飞机坐标系 $O_c x_c y_c z_c$ 下的坐标

为 (x', y', z') ,各坐标轴上的基向量是 $u_c、v_c、w_c$ 。在世界坐标系 $O_w x_w y_w z_w$ 下,飞机坐标系 $O_c x_c y_c z_c$ 的坐标为 $(x_{o_c}, y_{o_c}, z_{o_c})$,基向量 $u_c、v_c、w_c$ 的坐标分别为 $(x_{u_c}, y_{u_c}, z_{u_c}), (x_{v_c}, y_{v_c}, z_{v_c}), (x_{w_c}, y_{w_c}, z_{w_c})$ 。

通过以上分析,可以求得标签 P 在世界坐标系 $O_w x_w y_w z_w$ 的坐标 (x, y, z) :

$$\begin{aligned} \overline{O_w P} &= \overline{O_w O_c} + \overline{O_c P} = \\ \overline{O_w O_c} &+ x'u_c + y'v_c + z'w_c = \\ (x_{o_c} &+ x'x_{u_c} + y'y_{v_c} + z'z_{w_c}, \\ y_{o_c} &+ x'y_{u_c} + y'y_{v_c} + z'y_{w_c}, \\ z_{o_c} &+ x'z_{u_c} + y'z_{v_c} + z'z_{w_c}) \end{aligned}$$

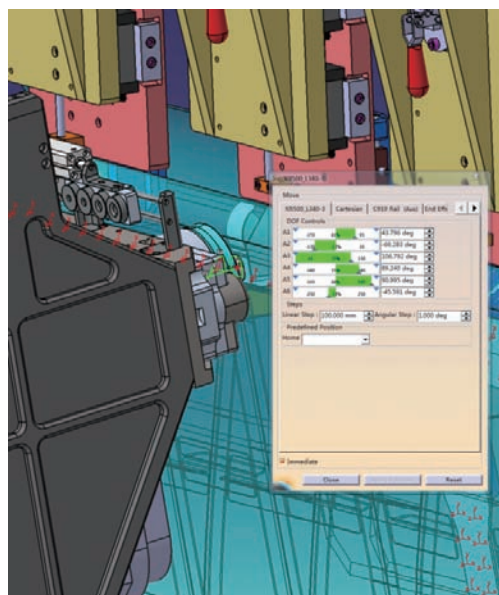


图 8 基于标签的设备姿态调整
Fig.8 Device posture adjustment label based

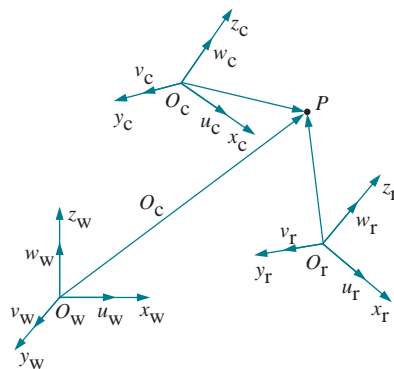


图 9 离线编程坐标系的转换模型
Fig.9 Transformation model of coordinate system for off-line programming

$$[x \ y \ z \ 1] = [x' \ y' \ z' \ 1] \begin{bmatrix} x_{u_c} & y_{u_c} & z_{u_c} & 0 \\ x_{v_c} & y_{v_c} & z_{v_c} & 0 \\ x_{w_c} & y_{w_c} & z_{w_c} & 0 \\ x_{O_c} & y_{O_c} & z_{O_c} & 1 \end{bmatrix}$$

可得到飞机坐标系到世界坐标系的转换矩阵:

$$T_w^c = \begin{bmatrix} x_{u_c} & y_{u_c} & z_{u_c} & 0 \\ x_{v_c} & y_{v_c} & z_{v_c} & 0 \\ x_{w_c} & y_{w_c} & z_{w_c} & 0 \\ x_{O_c} & y_{O_c} & z_{O_c} & 1 \end{bmatrix}$$

同理,可得自动化制孔设备基坐标系到世界坐标系的转换矩阵:

$$T_w^r = \begin{bmatrix} x_{u_r} & y_{u_r} & z_{u_r} & 0 \\ x_{v_r} & y_{v_r} & z_{v_r} & 0 \\ x_{w_r} & y_{w_r} & z_{w_r} & 0 \\ x_{O_r} & y_{O_r} & z_{O_r} & 1 \end{bmatrix}$$

根据 $T_r^c = T_w^c \times (T_w^r)^{-1}$ 可以得出离线编程程序输出的坐标转化矩阵,即飞机坐标系到自动化装配设备基坐标系的转换矩阵为

$$T_r^c = T_w^c \times (T_w^r)^{-1} = \begin{bmatrix} x_{u_c} & y_{u_c} & z_{u_c} & 0 \\ x_{v_c} & y_{v_c} & z_{v_c} & 0 \\ x_{w_c} & y_{w_c} & z_{w_c} & 0 \\ x_{O_c} & y_{O_c} & z_{O_c} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{u_r} & y_{u_r} & z_{u_r} & 0 \\ x_{v_r} & y_{v_r} & z_{v_r} & 0 \\ x_{w_r} & y_{w_r} & z_{w_r} & 0 \\ x_{O_r} & y_{O_r} & z_{O_r} & 1 \end{bmatrix}^{-1}$$

通过该转换矩阵计算,即可将在飞机坐标系下的标签姿态转换为设备坐标系下的刀尖点姿态,进而实现设备路径及姿态控制。

4 结论

本文通过对离线编程数据及资源分析,建立了机器人离线编程数据库。提出了基于 MBD 的自动制孔工艺参数快速提取技术,并通过开发基于 DELMIA 的宏程序,实现了对工艺数据的快速提取,提高了编程效率和准确率,避免了人工制作工艺数模过程中引起的离线编程错误。结合 DELMIA 中“tag”具备特征属性和方向定义的特点,实现了基于“tag”的参数表达以及设备姿态控制,提高了离线编程过程中姿态的高效率和准确控制。通过对“tag”坐标转换,实现了设备加工坐标的正确输出。离线编程软件数据的快速提取和设备姿

态的准确控制,为后续进行离线编程标准化定制提供了技术基础。

参考文献

[1] 郑炜,杜坤鹏,陈航,等.航空制造领域移动机器人加工系统研究综述[J].航空制造技术,2020,63(9):36-41,49.
ZHENG Wei, DU Kunpeng, CHEN Hang, et al. Review of robot mobile machining system in aviation manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(9): 36-41, 49.

[2] ZOU C, LIU J H. An off-line programming system for flexible drilling of aircraft wing structures[J]. Assembly Automation, 2011, 31(2): 161-168.

[3] ZHU W D, QU W W, CAO L H, et al. An off-line programming system for robotic drilling in aerospace manufacturing[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 68(9-12): 2535-2545.

[4] 战强,陈祥臻.机器人钻铆系统研究与应用现状[J].航空制造技术,2018,61(4):24-30.
ZHAN Qiang, CHEN Xiangzhen. Research status of robot drilling and riveting system and its applications[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(4): 24-30.

[5] ZHU W D, QU W W, CAO L H, et al. An off-line programming system for robotic drilling in aerospace manufacturing[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 68(9-12): 2535-2545.

[6] GÎRBACIA F, DUGULEANA M, STAVAR A. Off-line programming of industrial robots using co-located environments[J]. Advanced Materials Research, 2012, 463-464: 1654-1657.

[7] 王明阳,侯志霞,潘青,等.自动制孔照相测量定位离线编程技术研究[J].航空制造技术,2015,58(21):112-115.
WANG Mingyang, HOU Zhixia, PAN Qing, et al. Study on off-line programming using photographic measuring in automatic drilling system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(21): 112-115.

[8] 梅中义.基于 MBD 的飞机数字化装配技术[J].航空制造技术,2010,53(18):42-45.
MEI Zhongyi. Digital aircraft assembly technology based on MBD[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(18): 42-45.

[9] 王珉,陈文亮,郝鹏飞,等.飞机数字化自动钻铆系统及其关键技术[J].航空制造技术,2013,56(Z1):80-83.
WANG Min, CHEN Wenliang, HAO Pengfei, et al. Aircraft automatic drilling and riveting system and its key technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(Z1): 80-83.

[10] 林美安.飞机机身装配工艺及仿真技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2010.
LIN Meian. Research on the assembly process and simulation of aircraft fuselage[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.

通讯作者:罗群,高级工程师,博士,研究方向为飞机数字化装配技术, E-mail: ik0821215@sina.com。

(责编 古京)

创造价值 贡献航空

“飞机脉动生产线” 主题征稿

选题背景

飞机总装脉动生产线是按节拍移动，应用精益制造思想，对装配过程进行流程再设计、优化和平衡，实现按设定节拍的站式装配作业，达到缩短装配周期、满足客户要求的装配生产线。

波音公司最初于2000年在阿帕奇直升机的制造中应用了脉动式总装线，2006年建成波音717的连续移动式总装线，随后脉动生产线在波音大量应用。继波音之后，世界各大飞机制造商纷纷建立了脉动生产线。如今飞机部件如机翼等，以及航空发动机的装配中也开始使用脉动生产线，甚至已经开始向卫星制造以及飞机、航空发动机的维修和维护等方向拓展。

征稿方向

- (1) 飞机/航空发动机脉动生产线研究前沿技术综述；
- (2) 脉动生产线的设计、建设及优化；
- (3) 脉动生产线的建模与仿真技术；
- (4) 脉动生产线可视化管控系统、智能物流系统的构建等；
- (5) 脉动生产线所涉及的其他关键技术问题。

截稿日期

参与本专题，请于2021年4月15日前完成稿件，并与责编联系。

联系方式

学术编辑：崔逸飞
电话：010-85700465-289
邮箱：yifei625@outlook.com

| 公司名称 | 位置 | 索引号 |
|----------------|-----|---------|
| 伊斯卡公司 | 封二 | 21-1068 |
| 郑州辰维科技股份有限公司 | 封三 | 21-1006 |
| 努曼公司 | 封底 | 21-1062 |
| 马头动力工具 | 1 | 21-1024 |
| 肯纳金属 | 3 | 21-1017 |
| 阿诺刀具公司 | 5 | 21-1073 |
| COMSOL中国 | 7 | 21-1001 |
| 北京新吉泰软件有限公司 | 9 | 21-1066 |
| 北京东兴润滑剂有限公司 | 11 | 21-1004 |
| 北京迪蒙数控技术有限责任公司 | 13 | 21-1011 |
| 第十七届中国国际机床展览会 | 104 | 21-1002 |

CIMT 2021

第十七届中国国际机床展览会

THE 17TH CHINA INTERNATIONAL MACHINE TOOL SHOW

🕒 2021年4月12-17日

🏠 北京·中国国际展览中心（新馆）

📍 北京顺义天竺裕翔路88号

Date: April 12-17, 2021

Venue: China International Exhibition Center (New Venue), Beijing



CMTBA微信订阅号

主办：中国机床工具工业协会

承办：中国机床工具工业协会

中国国际展览中心集团公司

Sponsor: China Machine Tool & Tool Builders' Association (CMTBA)

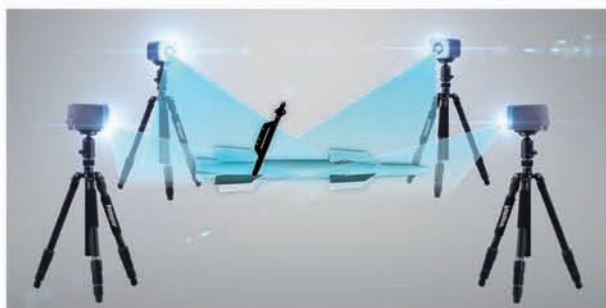
Organizers: China Machine Tool & Tool Builders' Association (CMTBA)

China International Exhibition Center Group Corporation (CIEC)

广告索引号 21-1002

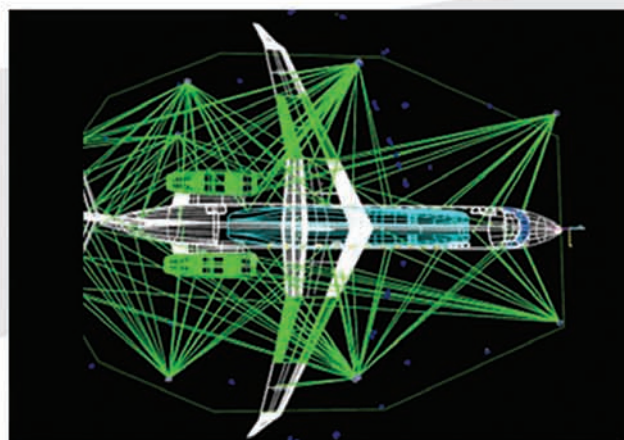
飞机/导弹 水平测量

Aircraft/missile symmetry measurement



- ◎ 一人一台套设备即可施测
- ◎ 舰基等不平稳平台也可测量
- ◎ 专用分析软件，一键计算所有参数

- ◎ 任意姿态下可测量，产品无需调平
- ◎ 点位精度优于0.2mm
- ◎ 测量效率优于传统方法



“测量+” 助力智能制造

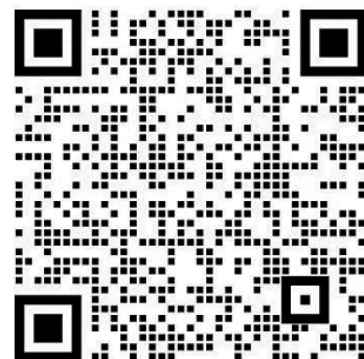
辰维科技面向航空/航天产品制造过程中的不同检测需求构建敏捷检测系统，可覆盖从零部件到部装、总装、交付使用等全生命周期的所有环节，实现对生产辅助工艺设备的安装定位、组件/部件装配指导、部件/产品外形尺寸测量和变形监测等。



辰维科技公众号

努曼/伊顿 – 航空航天导管弯曲成型专家

弯管机、切管机、成型机、自动化生产线



微信联系人

