

# 航空制造技术

## 2021 大飞机专刊

2021年 第16期  
Vol.64 No.16



封面文章  
飞机复杂系统总装  
集成设计初步研究

专稿  
原位自生陶瓷颗粒增强  
铝基复合材料制备及应用

论坛  
脉动生产线

走进科研  
航空工业成飞整机装配  
集成技术研究实验室

www.amte.net.cn

ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V

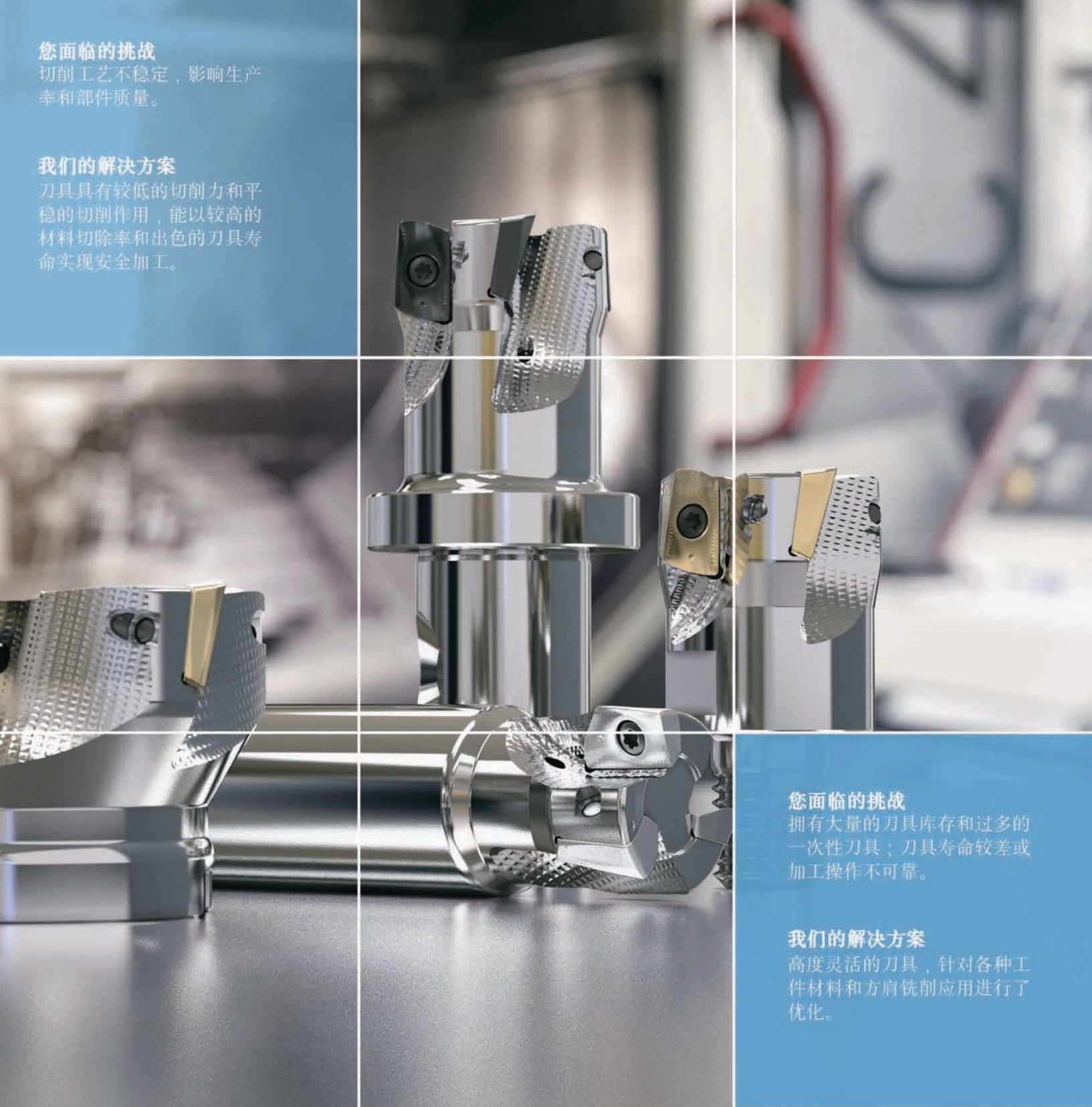


### 您面临的挑战

切削工艺不稳定，影响生产率和部件质量。

### 我们的解决方案

刀具具有较低的切削力和平稳的切削作用，能以较高的材料切除率和出色的刀具寿命实现安全加工。



### 您面临的挑战

拥有大量的刀具库存和过多的一次性刀具；刀具寿命较差或加工操作不可靠。

### 我们的解决方案

高度灵活的刀具，针对各种工件材料和方肩铣削应用进行了优化。

# 旋风 16 铣刀—— 您的方肩铣削优选刀具

WWW.SECOTOOLS.COM



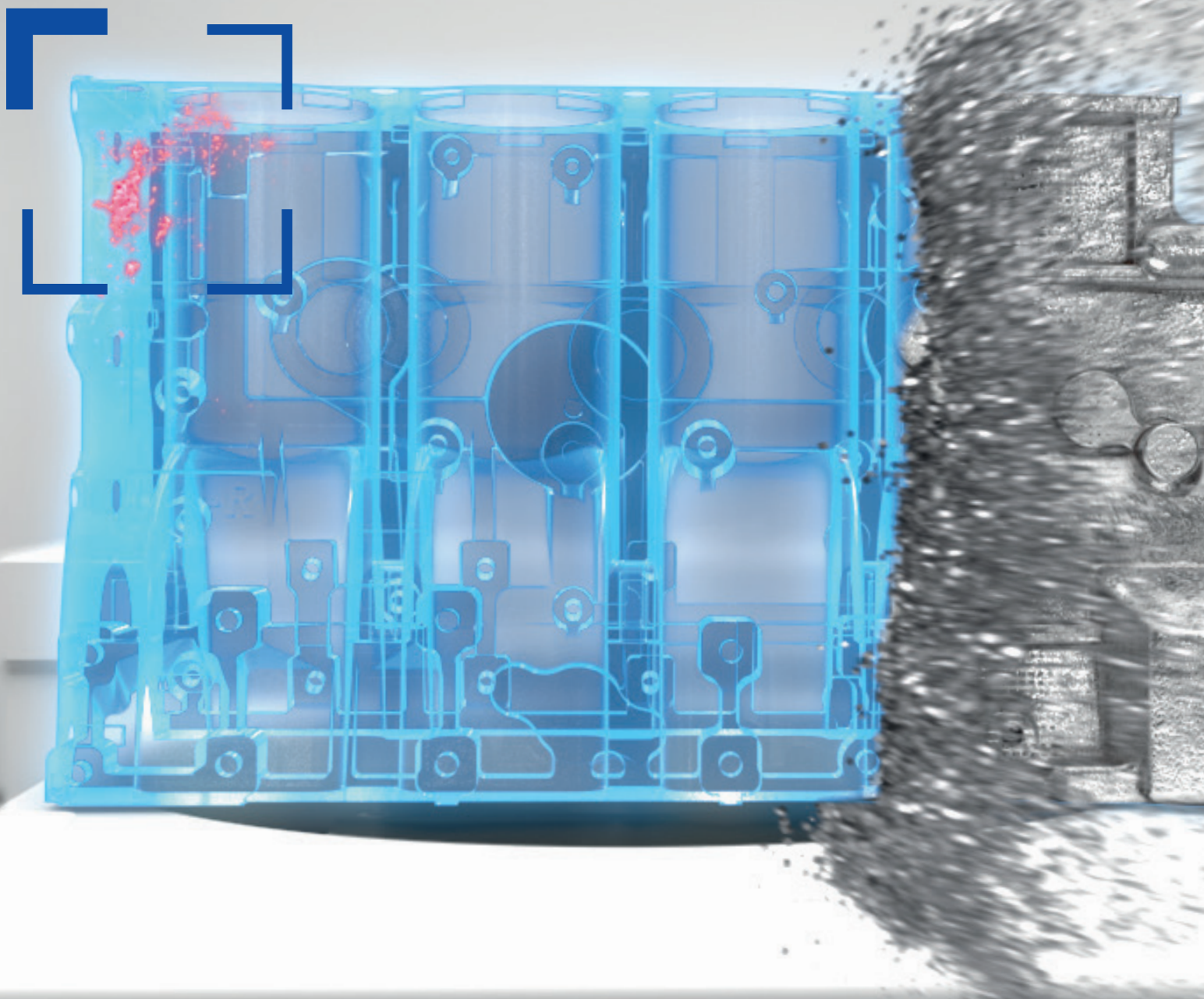
广告索引号 21-1007

**SECO** 

# 先一步， 见所未见

ZEISS

Seeing beyond



## 蔡司X射线解决方案 轻金属铸造应用

许多缺陷隐藏于工件内部而无法常规检测，但可在后续流程中引发诸多问题，从而导致不必要的高昂成本。因此，在前期洞悉内部缺陷可有效确保铸件质量。

全国售后服务热线：400-886-9906  
全国售后服务E-mail：imthot.zc@zeiss.com  
蔡司中国工业测量官方网站：<http://www.zeiss.com.cn/imt>  
蔡司中国工业测量网上商城：<http://cn.probes.zeiss.com/>



广告索引号 21-1003

AERONAUTICAL MANUFACTURING TECHNOLOGY

# 航空制造技术



1958年创刊·中文核心期刊·中国科技核心期刊·中国科学引文数据库(CSCD)核心期刊

## 编委会

Editorial Board

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/郝 爽  
Text Editor May Zhang/Linda Cheng/Seven Hao  
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

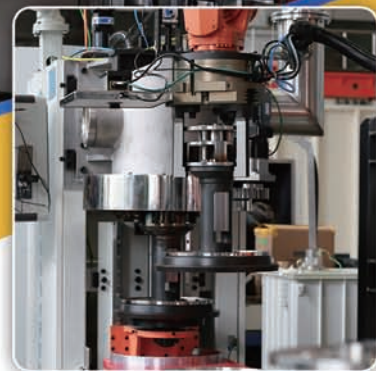
国内定价: 20.00元 国外定价: 16.00美元

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。



# 电子束焊接自动化产线

制造技术



## 用途

为汽车、电子等行业的关键零部件生产提供自动化焊接解决方案，有效提高客户在全球市场中的竞争力。

## 简介

自动化焊接产线，是一种专用的用于零部件焊接的多工位、电子束焊接生产线，主要包括零件的自动装配、加热和退磁、自动上下料、自动焊接及超声波探伤检测等功能，实现零件从装配到焊接及检测的全自动高效率生产。

## 优点

- ★ 自动装配确保零件装夹精度
- ★ 无人化产线提高生产效率
- ★ 电子束焊接，焊缝质量稳定，有效减小应力与变形
- ★ 实现生产信息的统计分析及时报送

## 基本参数

加速电压	速流功率	高压稳定度	束流稳定度	焊缝深宽比	最大焊缝熔深
20kV ~ 60kV	0 ~ 15kW	< ±0.1%	< ±0.1%	15:1	30mm

中国航空制造技术研究院 · 智能制造装备中心

地址：北京市朝阳区朝阳路1号院 邮编：100024 网址：www.avicmti.avic.com

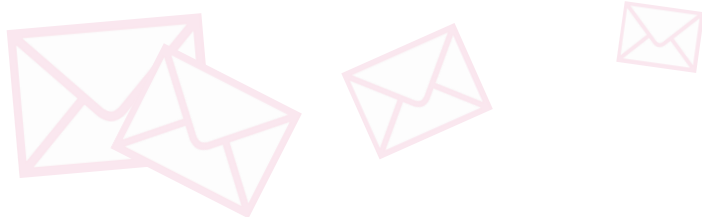
电话：+86 10 85701247 85701436 邮箱：market\_avicmti@163.com





编-读-往-来

## READERS & EDITORS



“十四五”规划提出深入实施制造强国战略,聚焦航空航天、海洋装备等战略性新兴产业,加快关键核心技术创新应用,增强要素保障能力,培育壮大产业发展新动能。大飞机是高端装备制造业的代表,发展大飞机对于提高自主创新能力、增强国家核心竞争力、建设制造强国具有巨大作用。

本期为大飞机专刊,专稿由上海交通大学王浩伟教授阐述原位自生陶瓷颗粒增强铝基复合材料的研究进展以及在航空航天领域的应用,封面文章由成飞整机装配集成技术团队介绍其最新的研究成果,论坛则重点报道了飞机移动装配技术的研究进展。在此,对各位专家学者的大力支持表示衷心的感谢。

学术编辑 崔 静

作为《航空制造技术》的忠实读者和作者,在向期刊投稿过程中,我有过比较深刻的体验,从投稿到录用约1个半月的时间,编辑部处理稿件迅速,过程中与编辑老师沟通顺畅。作为航空制造领域的中文核心期刊,《航空制造技术》为本领域科研成果的展示提供了很好的沟通交流平台。衷心感谢编辑部老师的辛勤付出。

中国航发北京航空材料研究院 刘宏武



《航空制造技术》在航空航天、军工、汽车、船舶等领域均有较强的影响力。期刊汇集了专稿、封面文章、论坛、研究论文等专栏,为广大科研工作者提供了学术指引和参考,搭建了良好的沟通学习交流平台。比如我在攻读博士期间,从事的是环境障涂层研究,在设计课题和撰写论文时阅读了期刊的大量论文,后来我还有幸在期刊上发表了一篇综述论文,真是受益匪浅。希望期刊今后能继续提高论文质量的审核标准,追求高质量发展,进一步提高期刊的影响力。衷心希望期刊百尺竿头,更进一步。

哈尔滨工业大学 魏福双





手柄 可移动的U盘 一体化闪光灯 双触发器 可移动电池 电子显示屏



校准过的 一体化的镜头 电子快门 双重激光线指示 坚固的轻量化设计  
广角镜头 保护装置

INCA4工业智能相机是一款基于客户高精度的摄影测量需求定制的工业相机；它适用于V-STARS单相机系统的静态测量及多相机的实时动态测量，最高精度可达 $4.0\mu\text{m}+4.0\mu\text{m}/\text{m}$ 。

INCA4相机具备实时图像压缩功能的同时还具备内置、快速无线连接，从而达到更快速的无线操作。

INCA4的高精度、便携性、和坚固性使之广泛应用于诸多行业：航空航天、汽车制造、船舶风电以及重型工业等。



HQ100系列是一款快速、高精度的静态3D激光雷达扫描仪。广泛用于大尺寸工业测量、逆向工程和科学研究等

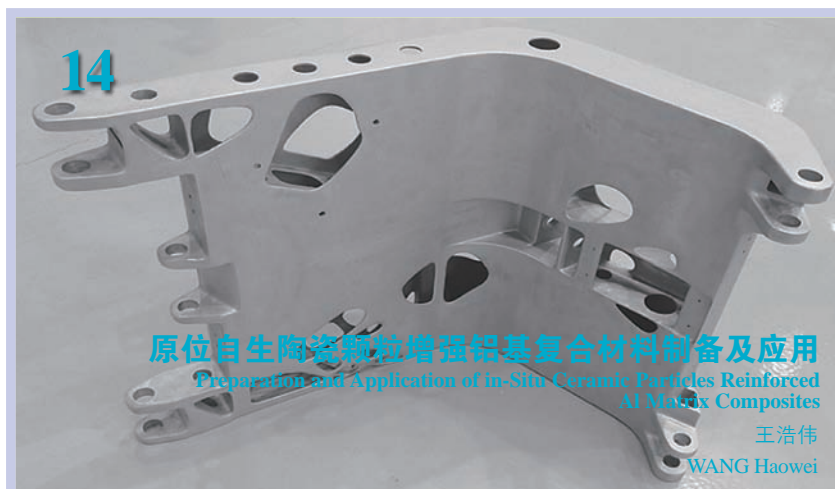


- 1到100米范围内可达到亚毫米级别精度，每秒可以扫描120万个点
- 最大扫描距离可达180米
- 防尘防水，坚固耐用，适用于多种气候与环境
- 小巧轻便，可放入飞行箱内方便携带



LightVision 3M是一种通用的高分辨率光学3D扫描仪，基于安全使用的结构光技术。它可用于逆向工程、工业设计、教育和科学研究等多种领域。该3D扫描仪有三个视场，配备了两个3百万工业相机和一个工业级蓝光引擎投影光栅，最高精度可达0.01mm；同时配备了一个自动转台和一个保护性运输箱。

专稿 Feature



封面文章 Cover Story

论坛 Forum

脉动生产线

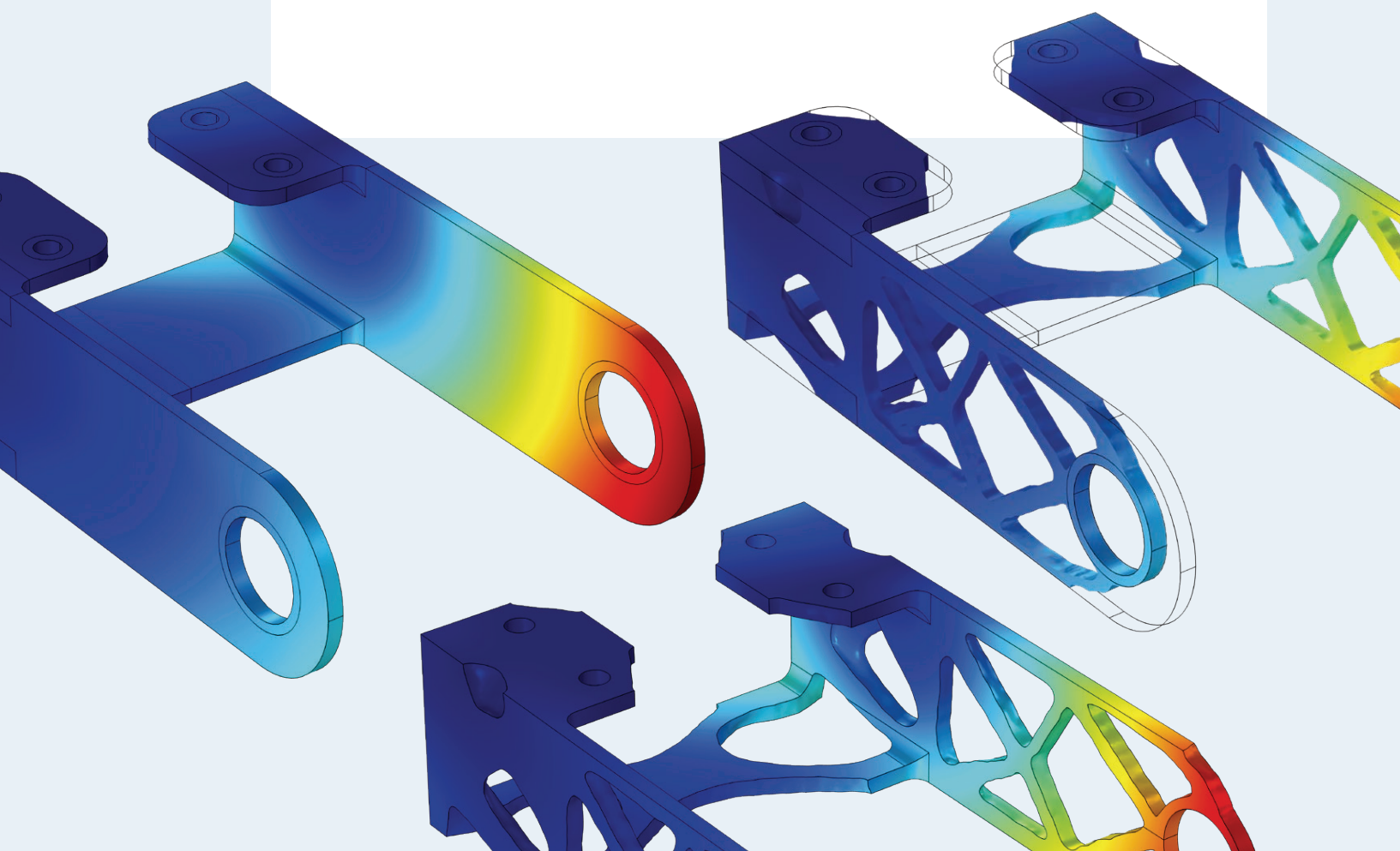
Pulse Production Line

- 28 飞机复杂系统总装集成设计初步研究  
李涛 蒋敏 叶波  
Preliminary Research on Aircraft Complex Systems Integration at Final Assembly Stage  
LI Tao JIANG Min YE Bo
- 40 飞机移动装配线——脉动与续动  
方水良 刘猛男 鲜果 秦永辉 田雨辰  
Aircraft Moving Assembly Line—Pulsation and Continuation  
FANG Shuilang LIU Mengnan XIAN Guo QIN Yonghui TIAN Yuchen
- 51 飞机装配生产线工装少冗余约束重组方法  
巴晓甫 薛红前 李西宁  
Restructuring Method of Tooling With Less Redundant Constraints in Aircraft Assembly Line  
BA Xiaofu XUE Hongqian LI Xining
- 58 基于扩展Petri网的复杂装配线建模  
何磊 李涛 张世炯 唐健钧  
Modelling for Complicated Assembly Line Based on Extended Petri Net  
HE Lei LI Tao ZHANG Shijiong TANG Jianjun
- 65 航空发动机脉动式装配线离散事件仿真设计  
连宇臣 陈津 程奕种 周烁  
Discrete Event Simulation Design of Aero-Engine Pulsating Assembly Line  
LIAN Yuchen CHEN Jin CHENG Huanchong ZHOU Shuo

仿真案例

# 多物理场仿真 优化结构设计

拓扑优化技术可以优化零部件的结构设计，用于增强结构强度并减轻其重量。该技术广泛应用于航空、航天以及汽车等领域。COMSOL 多物理场仿真软件能够帮助工程师简化拓扑优化过程，提升结构设计效率。



 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](http://cn.comsol.com)

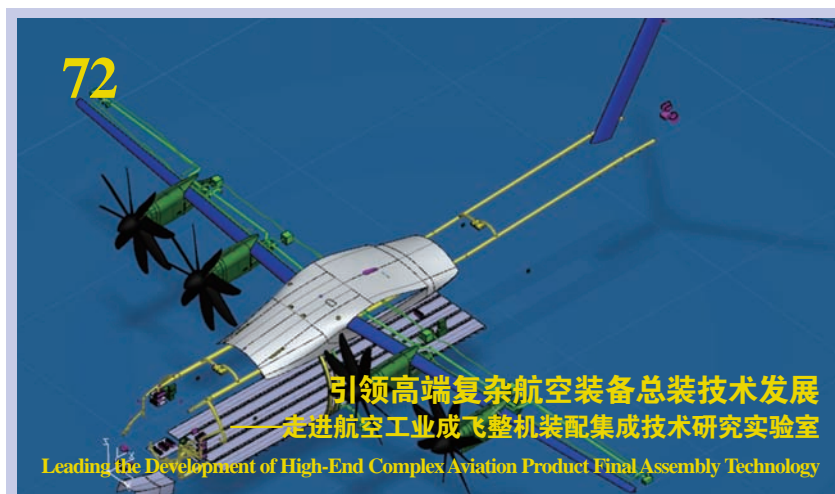
广告索引号 21-1001



阅读更多  
仿真案例

## 走进科研

Approaching Science



## 专题 Special Topic

### 高效加工与刀具技术

Efficient Machining and  
Cutting Tool Technology

### 高端新材料

High-End New Material

#### 74 钛合金航空结构件加工刀具与工艺技术研究现状

孙杰 国凯 杨斌  
Review on Cutting Tool and Processing Technology for Titanium Alloy Aviation  
Components

SUN Jie GUO Kai YANG Bin

#### 87 基于功率信息的航空发动机叶片铣削刀具监测试验研究

乔石 刘阔 都书博 王鹏飞 王永青  
Research on Monitoring Test of Milling Tool for Aero-Engine Blade Based on Power  
Information

QIAO Shi LIU Kuo DU Shubo WANG Pengfei WANG Yongqing

#### 93 高性能热塑性复合材料在民用航空领域中的应用

罗云烽 姚佳楠  
Applications of High Performance Thermoplastic Composites in Civil Aviation

LUO Yunfeng YAO Jianan

#### 103 ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>(A=Ca,Mg,Co,Ni)型铌酸盐陶瓷的制备及其热/力学性质研究

李柏辉 罗可人 张鹤瀛 陈琳 张志彬  
种晓宇 梁秀兵 冯晶

Synthesis and Thermal/Mechanical Properties Investigations of ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub> (A=Ca, Mg, Co,  
Ni) Ceramics

LI Baihui LUO Keren ZHANG Heying CHEN Lin ZHANG Zhibin  
CHONG Xiaoyu LIANG Xiubing FENG Jing

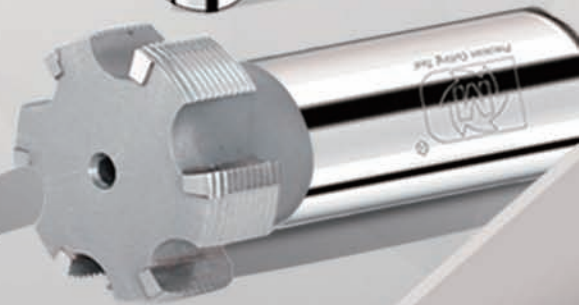


Precision Cutting Tool  
股票代码: 837971

# 非标硬质合金·螺纹系列



## 金峰奖



[www.dmttools.com.cn](http://www.dmttools.com.cn)

在这里,发现金属切削的奥妙.....

锦玛(苏州)精密工具股份有限公司

地址: 苏州市相城区爱格豪路136号

电话: 0512-62927751/52

邮箱: dm-sales6@dmttools.com.cn

传真: 0512-62927756



广告索引号 21-1018

## 第三届中国通用航空创新创业大赛总决赛在太原举办



2021年7月21~22日,由中国航空工业集团有限公司、山西省人民政府主办的“第三届中国通用航空创新创业大赛”总决赛暨颁奖典礼在太原市举行。山西省人民政府党组成员、副省长韦韬,中国航空工业集团有限公司党组成员、副总经理何胜强,中国工程院院士、大赛评委会名誉主任吴光辉等领导出席并致辞。

经过激烈角逐,22个优秀项目从416个报名项目中脱颖而出,进入总决赛。最终,西北工业大学的“新型垂直起降高速无人机”获得科技创新组特等奖;航空工业西安飞行自动控制研究所的“面向全国产业化应用需求的高端压力传感器”、北京航空航天大学“通用机场有人机无人机融合运行保障系统”获得科技创新组一等

奖;中航创世机器人(西安)有限责任公司的“智能骨骼机器人”获得创业投资组一等奖。

中国通用航空创新创业大赛以促进我国航空产业持续健康发展为宗旨,以发现最具潜力的优秀创新创业项目、优秀创新创业人才、重大突破性技术为目标,是一个集广泛性、专业性、权威性于一体,同时又具有鲜明特点的“双创”激励平台。

大赛已延续4年,举办了3届,经过多方共同努力,已成为航空业界盛会,塑造了优秀的双创品牌,不仅得到了业界的高度认可,而且产生了积极而广泛的社会影响。

左上图为此次大赛科技创新组特等奖获得者登台领奖。(本刊记者 逸飞)

## 第一届中国陶瓷增材制造前沿科学家论坛召开

2021年7月22日,第一届中国陶瓷增材制造前沿科学家论坛(FAME2021)在深圳圆满召开。此次论坛由深圳大学与中国机械工程学会增材制造(3D打印)技术分会共同主办,西安交通大学、华中科技大学、北京理工大学、中国科学院上海硅酸盐研究所协办。

陶瓷增材制造是近年来增材制造领域的一个重要的研究与发展方向。作为国内首次专门针对该方向的全国性学术论坛,邀请安排了相关主旨报告和邀请报告共计50余个。来自全国100余家从事与陶瓷增材制造相关的材料、工艺、装备、设计、性能与应用等研究方向相关的科研院所、高校,以及产业单位的科研学者、广大师生和产业工作人员近250余人参会。会议议题涵盖

了陶瓷增材制造材料研究、陶瓷增材制造工艺研究等。

大会首先由深圳大学副校长张学记院士致欢迎辞,并对全国各地专家学者莅临鹏城参加此次盛会表示感谢。随后,大会邀请香港城市大学吕坚院士作“3D/4D打印陶瓷:原理、工艺及应用”的主旨报告,为高性能陶瓷的多功能增材制造提供了精彩展示。随后,中国机械工程学会增材制造(3D打印)技术分会总干事,西安交通大学李涤尘教授就“中国机械工程技术发展路线图2021版之增材制造技术”的推广与意见征求,展示了中国机械工程学会主导的《中国机械工程技术发展路线图》中与增材制造未来发展相关的内容,让与会人员对中国机械工程学会的技术路线图相关

工作思路与作用有了更清晰的认识。

中国机械工程学会增材制造(3D打印)技术分会副主任委员,华中科技大学史玉升教授作了“大型复杂碳化硅陶瓷构件增材制造技术”报告,向与会者展示了其团队在碳化硅陶瓷增材制造等方面取得的突出成果与突破性工作。中国机械工程学会增材制造(3D打印)技术分会委员,深圳大学陈张伟教授详细汇报了国内外陶瓷增材制造领域的优秀期刊,特别是包括中国机械工程学会主办的针对增材制造领域的最新高水平英文期刊CJME: Additive Manufacturing Frontiers等国产期刊的推介与征稿,呼吁大家响应习近平主席的号召,将论文写在祖国的大地上。

(本刊记者 逸飞)

## 中国(威海)新材料产业创新与发展大会成功举办

2021年7月27日,以“新材料、新动能、新合作、新发展”为主题的新材料产业创新与发展大会暨2021威海国际英才创新创业大会正式启幕。中国科学院院士、中科院声学所研究员、博士生导师张仁和和中国科学院院士、吉林大学工程仿生教育部重点实验室学术委员会主任任露泉等10位院士、28家高校院所代表和行业龙头企业负责人110余人参会,通过促进专家人才与企业项目积极对接、深度合作,推动威海市新材料产业实现创新发展。

开幕式上,集中进行产业推介、发布了首批18项新材料领域重大关键技

术“揭榜挂帅”项目,需求总榜额高达6660万元,诚邀海内外广大优秀人才前来揭榜,与威海企业共同攻关核心技术、解决科技创新难题。威海市政府及有关单位、企业与各高校院所、人才团队达成的6个项目协议现场签约。

会上,中国工程院院士、四川大学教授王玉忠作了题为《“双碳”背景下材料产业的发展路径》的主旨演讲。大会还分别举行了先进金属材料及应用论坛、国家先进医用材料制造业创新中心建设研讨会和碳纤维及复合材料产业论坛,院士专家围绕产业发展需求献智献策、共谋发展。(本刊记者 逸飞)



北航成立未来空天技术学院

2021年7月13日,北京航空航天大学(以下简称北航)未来空天技术学院正式揭牌成立。

据介绍,学院将聚焦空天技术领域国家重大需求和国际学术前沿,面向未来航空航天技术发展趋势以及共性科学问题和关键技术突破需求,在引领科技革命趋势的未来新概念飞行器技术、服务人类未来发展需求的空间开发技术等方向上,培养系统总设计师和拔尖创新领军人才。

2021年5月,教育部办公厅公布了首批未来技术学院名单,包括北航在内的12所高校入选。面对新一轮科技革命和产业的变革,北航将立足航空航天领域,成立未来空天技术学院,助力我国空天强

国建设和科技自立自强。

北航未来空天技术学院院长、中国探月工程总设计师吴伟仁院士在讲话中指出,当前我国已经开启向第2个百年奋斗目标进军的新征程,科学技术和高端人才对国民经济和国家强盛的影响和力量日益突出,教育部批准成立未来技术学院恰逢其时。

据了解,学院于2021年启动本科招生,专业为工科试验班类,将强化空天信融合、理工文医交叉的学科融合生态,根据个性化培养方案的达成度确定本科专业。同时,学院实施八年制本博贯通、定制化学研一体制,致力于培养德智体美劳全面发展的复合型、创新型人才。

(本刊记者 逸飞)

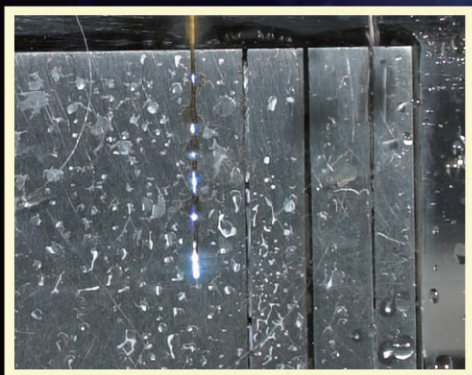


DIC<sup>®</sup>-305

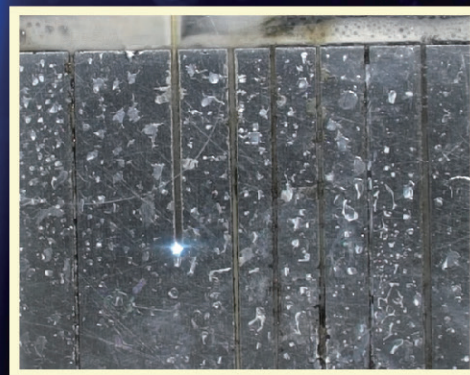
# 电火花钻孔液

*EDM drilling fluid*

无锥度 电极损耗小



采用水穿孔



采用 DIC<sup>®</sup>-305 钻孔液穿孔

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](http://www.dic.cn/www.bjdxr.com) E-mail: [rh6816@163.com](mailto:rh6816@163.com)

产品执行标准: Q/CY DSR 004-2012

环境体系证书编号: 00119E30065R3S/1100

质量体系证书编号: 00119Q30178R4S/1100

广告索引号 21-1004

## AIE实现层状仿生纳米复合材料增韧机理可视化

北京航空航天大学唐本忠院士合作,通过冰模板技术开发了PDMS-蒙脱石层状(PDMS-MMT-L)纳米复合材料,与纯PDMS相比,其杨氏模量和韧性分别提高了23倍和12倍。由聚集诱导发射(AIE)发光体辅助的共聚焦荧光显微镜揭示了受珍珠层启发的PDMS-MMT-L纳米复合材料的三维重建和原位裂纹追踪,揭示了PDMS-MMT-L纳米复合材料通

过裂纹偏转和桥接等机制进行增韧的内在机制。研究内容以 *Stiff and tough PDMS-MMT layered nanocomposites visualized by AIE luminogens* 为题发表在 *Nature Communications* 上。

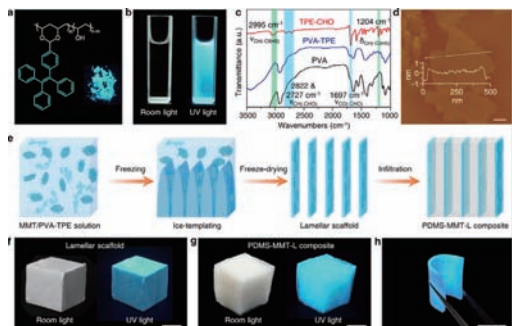
论文作者利用 AIE 分子辅助共聚焦成像技术获得的荧光图像重建了 PDMS-MMT-L 纳米复合材料的三维结构。AIE 原位示踪显示的裂纹扩展表面,杨氏模量的大幅提高是由于连续的刚性 MMT

基支架在拉伸过程开始时产生了较高的应力。层状结构引起的裂纹挠度和裂纹桥接均可提高韧度。AIE 辅助表征技术可以作为一种通用的方法来更好地评价有机-无机纳米复合材料的增韧机理。

该研究受珍珠启发,制备了层状 PDMS-MMT 纳米复合材料,其杨氏模量和韧性较纯 PDMS 分别提高了 23 倍和 12 倍。PDMS-MMT-L 纳米复合材料的力学性能可与皮肤或软骨等天然软材料相媲美。将 AIE 分子引入到 PDMS-MMT-L 纳米复合材料中,成功实现了 CFM 对微观结构的三维重建和断裂过程的原位表征,为探索纳米复合材料的增韧机理提供了方法。

左图为 AIE 发光原功能化 PDMS-MMT-L 纳米复合材料制备示意图。

(本刊记者 逸飞)



## 中科院金属所成功制备轻质高强度高稳定的无裂纹纳米多孔铝

中国科学院金属所海军团队提出在金属铝中构筑纳米多孔结构,利用轻金属铝作为骨架降低纳米多孔金属密度,同时利用铝表面自发形成的极薄氧化膜可抑制表面扩散,提高材料热稳定性。最终研究人员将脱合金腐蚀与置换反应(GRR)相结合制备出了无裂纹的纳米多孔铝样品,相关研究成果以 *Light, strong, and stable*

*nanoporous aluminum with native oxide shell* 为题,于近日发表在 *Science Advances* 上。

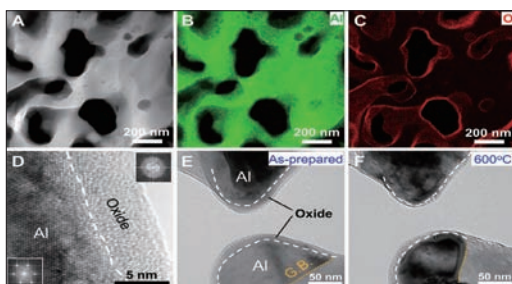
研究发现,纳米多孔铝对烧结或致密化也很稳定,这通常是通过晶界扩散进行的,如压实多晶粉末的烧结。尽管纳米多孔铝含有高密度的晶界,但在 600℃ 下退火 24h 后,样品长度和厚度的变化非常小(2.5% ~ 3.0%)。纳米多孔

铝的优异热稳定性源于韧带表面氧化铝层的存在。由于氧化物壳占据材料体积的很大一部分,并且天然氧化物层在其热稳定性和机械响应中起着重要作用,脱合金腐蚀与置换反应制备的纳米多孔铝样品是纳米多孔 Al-Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 核壳复合材料。

目前,纳米多孔铝基样品的厚度受到离子液体中 GRR 缓慢速率的限制,需要进一步的研究来开发更简单、更有效和更具成本效益的路线来制造大规模、高质量和更具延展性的纳米多孔铝基材料,这对于实际应用至关重要。

左图为纳米多孔铝的结构表征。

(本刊记者 逸飞)



## 新工艺攻克碳纤维易燃弊端

通过工艺的提升,碳纤维已经具有很高的耐热性,能够在高达 800℃ 的空气中保持稳定。这使得它非常适用于各种应用,但当遇到极端温度时,可能会遇到麻烦,比如在航空航天工业中会遇到与氧气反应并燃烧的情况,从而导致结构和品质迅速退化。近日,美国一个研究团队找到了一种低成本和可扩展的解决方案,即在熔融盐中自我形成保护层。

鉴于上述问题,研究团队制订了一个简单而价廉的解决方案,即从熔化化学上与食盐非常相似的盐(KCl)开始。这个过程是在 982℃ 下进行的,在盐晶体变成液体后,研究人员添加了已知耐高温的钛和铬粉末,然后将碳纤维添加到混合物中。在自发反应后,该过程产生了 3 层涂层(由碳化铬和碳化钛组成)作为抗氧化的屏障。因为钛和铬在熔融盐中

各自具有不同的行为和反应速率,从而形成具有 3 个不同层次的保护层。与单层相比,这种三层涂层可提供额外的保护。

随后,研究人员通过试验评估了其性能。在试验中,涂层碳纤维经受住了约 1200℃ 的极端条件和氧乙炔炬,碳纤维成功地保持了整个结构。由碳化铬和碳化钛组成的 3 层涂层被发现比单层涂层能够提供更多的保护。

与以往的方法相比,熔融盐方法通过使用基本的、廉价的材料,在相对较低的温度约 920℃ 下自发进行过程,从而避免了上述缺点。该过程同时具有快速和清洁的优点,使其具有巨大的工业应用潜力。

研究人员称,下一步将确定涂层纤维与未涂层纤维相比防火程度如何,以及在极端条件下它们能保持其优异特性多长时间。(本刊记者 逸飞)

## 可编程机械活性材料快速发展

可编程机械活性材料(MAM)是可感知外部刺激并将其转换为机械输出,或者反过来可以检测机械刺激并通过材料外观的光学变化或其他变化做出响应的材料,为下一代机器人和智能系统提供了潜力。

美国埃默里大学 Khalid Salaita 教授团队讨论了水凝胶 MAM 的组成以及用于对这些材料进行编程的自上而下和自下而上的方法,以及 MAMS 中工程响应性的基本原理,包括光、热、磁、电、化学和机械刺激。比较了不同响应度的一些优缺点,总结了最近发表的文献中基于水凝胶的 MAM 的新兴应用,以及 MAM 研究的未来前景。研究论文以 *Programmable mechanically active hydrogel-based*

*materials* 为题发表在期刊 *Advanced Materials* 上。

该文首先描述了基于水凝胶的 MAM 的化学成分及其制备和实现可编程性的具体方法,提供了响应机制的详细分类,并讨论了材料结构与其响应行为之间的密切关系,总结了 MAM 在多个学科中的当前应用,以及机械响应水凝胶的未来方向和应用。

目前,绝大多数 MAM 采用薄膜、棒和其他简单形状的形式。虽然通过将基本形状组装在一起或创建合理设计的自组装结构已经实现了复杂的架构,但未来几年改进的 3D 打印机和光刻技术很可能制造出令人意外的新 MAM 几何形状。

(本刊记者 逸飞)

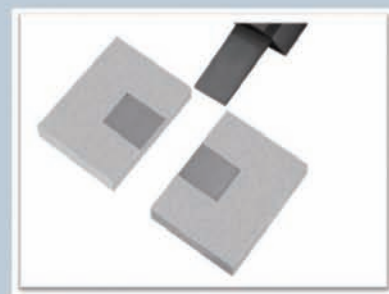
# DMNC-EDM

## 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](http://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: 王浩伟. 原位自生陶瓷颗粒增强铝基复合材料制备及应用[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 14-26.

WANG Haowei. Preparation and application of in-situ ceramic particles reinforced Al matrix composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 14-26.

# 原位自生陶瓷颗粒增强铝基 复合材料制备及应用\*

王浩伟

(上海交通大学金属基复合材料国家重点实验室, 上海 200240)

[摘要] 原位自生法可以在铝合金基体中形成尺寸小、形状规整、刚度高且与基体界面结合良好的陶瓷颗粒, 成为制备高性能铝基复合材料的重要途径。原位自生  $\text{TiB}_2$  颗粒增强铝基复合材料不仅具有高强度、高刚度、良好的塑性、高抗疲劳性能和良好的机械加工性能, 同时又具备较好的液相成形、塑性加工成形、增材制造成形能力, 避免了传统外加颗粒制备复合材料的工艺复杂、成本高、大型复杂零件制备困难等问题, 具有广阔的应用前景。结合实际案例阐述了原位自生  $\text{TiB}_2$  颗粒增强铝基复合材料的制备加工和综合性能优势, 展望了该复合材料的应用和发展方向。

关键词: 原位自生;  $\text{TiB}_2$  颗粒; 铝基复合材料; 制备加工; 综合性能

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.014



王浩伟

“长江学者”特聘教授, 博士, 研究方向为金属基复合材料的制备及其成形技术研究。

轻量化是航空构件发展的重要方向之一。为使飞机有高效运输和良好的飞行性能, 要求其结构材料密度低, 兼备高强、高韧、高抗疲劳和耐腐蚀等特性。铝资源储量丰富, 通过在铝中合金化、微合金化可显著改善性能, 进一步通过变形加工和热处理可以获得具有高的比强度、比模量和良好的断裂韧性、抗疲劳和耐腐蚀的铝合金材料。而且铝合金具有易加工、技术成熟和成本较低等优点, 是最常用的轻质金属结构材料, 自 20 世纪 30 年代以来就成为商业飞机的主要结构材料, 铝合金在商业飞机上的用量已占重要地位<sup>[1-4]</sup>。随着航空工业的迅速发展, 对飞机构件更强、更轻、更安全、更长寿命的需求愈加迫切, 而铝合金材料存在的性能短板也日益突出。

材料复合化设计突破了单体材料难以获得良好综合性能的缺点, 成为新材料研发的重要方向。颗粒增强铝基复合材料, 继承了铝合金强度高、塑性好的优点, 通过引入高强度、高模量的陶瓷颗粒, 使之具有更高的强度、硬度、模量及更好的耐磨、耐热等性能, 拓展了铝合金材料的应用领域<sup>[5-10]</sup>。目前国内外航空领域应用的颗粒增强铝基复合材料主要是通过粉末冶金的方法制备而成, 其典型的工艺流程为: 首先通过气雾化工艺制备超细低氧含量的铝合金粉末; 然后进行均匀化混粉、冷等静压、热压或热等静压成型复合材料坯锭; 再经过挤压、轧制或锻造等二次加工成型不同规格的铝基复合材料坯件。制造过程相对复杂, 成本较高, 而且加入大量陶瓷颗粒后, 材料的塑

\* 基金项目: 国家自然科学基金(52071207; 52001203; 51971137; 52075327; 52004160)。

性显著降低,导致二次加工成形性较差,尤其对于航空构件存在较大的应用安全隐患,通常需要设计特定的基体合金,例如最常用的2009合金<sup>[5-11]</sup>,材料的牌号存在一定的局限性。此外,对于颗粒增强铝基复合材料,颗粒尺寸、颗粒与铝基体的界面结构和化学相容性对材料的综合力学性能起着关键的作用。原位自生法制备颗粒增强铝基复合材料,增强颗粒尺寸小、形状规整、刚度高,同时界面干净<sup>[6,12-13]</sup>,成为高性能颗粒增强铝基复合材料的重要制备途径。原位自生复合材料不仅具有较高的强度、刚度,良好的塑性和抗疲劳性能,同时又具备较好的液相成形、塑性成形、增材制造成形和机械加工性能,避免了传统外加颗粒制备复合材料的工艺复杂、成本高、大型复杂零件制造困难等问题,在航空领域的应用前景良好。

### 原位自生颗粒增强铝基复合材料

原位自生的概念源于原位结晶,是铝基复合材料先进制备技术之一,

与传统的外加技术相比,该技术具有以下特点:

(1) 可通过合理选择化学反应成分及条件,控制原位合成增强体种类、大小、数量和分布。

(2) 原位生成的陶瓷增强体热力学稳定,且避免了外加陶瓷颗粒与基体相容性不良的问题,与基体结合性好。

(3) 增强体通过原位化学反应生成,省去了增强体单独合成、处理和加入等步骤,工艺简单,制造成本降低。

(4) 包含原位生成增强体的液态金属可用铸造生产和制备形状复杂、尺寸较大的净近形构件。

原位自生颗粒增强铝基复合材料是通过化学反应在铝基体中形成细小稳定的增强颗粒制备而成,有自蔓延法、直接氧化法、接触反应法、固-液反应法、无压力浸润法、混合盐反应法等多种方式,铝基复合材料中原位合成增强颗粒主要有TiB<sub>2</sub>、TiC、Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>、ZrB<sub>2</sub>、TiN及TiAl<sub>3</sub>等<sup>[6,14-18]</sup>,其中混合盐反应法制备TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料的研究较广泛。在铝合金熔体中加

入KBF<sub>4</sub>和K<sub>2</sub>TiF<sub>6</sub>,通过化学反应即可获得细小的TiB<sub>2</sub>颗粒<sup>[12,19]</sup>。该技术是基于现有的铝合金熔炼工艺,待铝合金熔体中反应结束后,扒去不必要的副产物后浇铸即可获得铝基复合材料,且没有粗大的Al<sub>x</sub>Ti相形成,操作方法相对简单,易于批量生产,在工艺和经济上具有极强的竞争力和应用潜力。如图1<sup>[13,20]</sup>所示,该方法制备的TiB<sub>2</sub>颗粒尺寸可控制在纳米至亚微米范围内,且颗粒形状规整、与铝基体存在共格关系,是铝合金基体中较为理想的增强陶瓷颗粒。因此,原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料在制备高性能铝基复合材料领域具有很好的发展潜力,得到国内外的广泛关注。

上海交通大学特种材料研究所是国内开展原位自生铝基复合材料研究的代表性单位之一。近年来,特种材料研究所团队攻克了熔体反应控制和熔体纯净化处理等关键合成制备技术,可以生产高质量大型铝基复合材料铸锭、增材制造用铝基复合材料粉末及丝材,形成了铸件、型材、

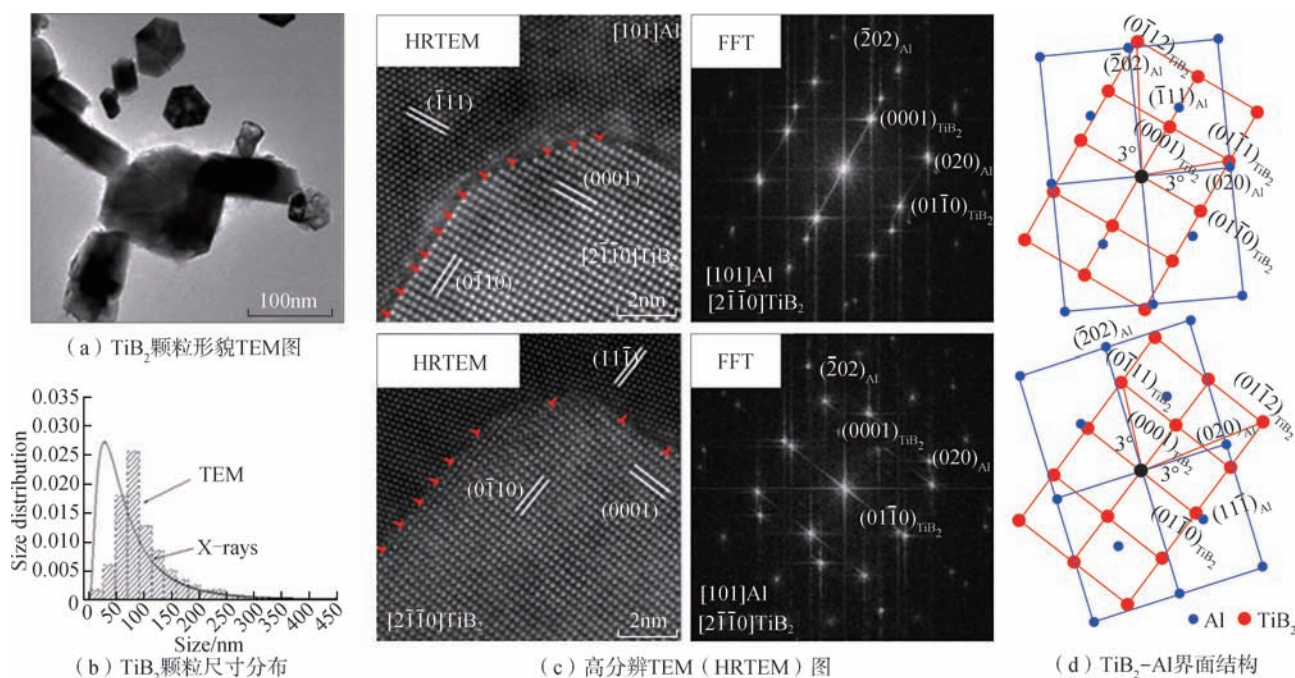


图1 原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒特征  
Fig.1 Characterizations of in-situ TiB<sub>2</sub> particles

锻件、板材和增材制造构件等多种不同性能级别的产品,已经开始应用于航空、航天、武器装备、汽车、轨道交通等领域。

### 液相成形

由于原位自生合成的特点,原位自生铝基复合材料继承了基体合金的液相成形性能,原位颗粒增强铝基复合材料可采用铸造工艺直接制备铸件,也可以通过半连续铸造技术制备不同规格的铸锭。

#### 1 铸造成形

铸造成形是制备金属构件的重要方法之一,尤其对于复杂薄壁件的制备具有独特的优势,而且工艺相对简单,具有很好的经济效益。液态金属充型作为金属液态加工的第一步,不仅影响铸坯的外观形状,同时也决定铸坯的内在质量。铸坯表面和内部的气孔、夹杂和冷隔等许多缺陷都与充型过程有关,这些缺陷往往成为铸件早期失效的重要原因。对于颗粒增强铝基复合材料,通常高熔点陶

瓷颗粒的加入会增大熔体的黏度,且随着颗粒尺寸和体积分数增大而增大,不利于铸造充型,限制了液相成形制备复杂薄壁构件。然而,基于铸造合金系列的原位自生  $TiB_2$  颗粒增强铸造铝基复合材料,仍然具有良好的充型能力,因此可采用重力、低压、差压、调压和真空吸铸等铸造技术实现铸件成形,获得具有高刚度、高强度、低膨胀、高阻尼等特性的复杂构件,性能如表 1 所示。原位自生  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料铸造成形的复杂薄壁件(图 2)应用于航空、航天、武器装备等领域,可实现结构减重、提升装备的使用性能。

#### 2 半连续铸造

原位自生  $TiB_2$  颗粒增强铝基复

合材料熔体具有良好的流动性,可以采用铝合金的熔铸方式制备铸锭,例如利用半连续铸造方法制备大型铸锭,进而为大型构件制备加工奠定基础。同时,熔体中的  $TiB_2$  颗粒可以显著细化晶粒,一方面  $TiB_2$  颗粒可以作为异质形核核心,提高形核率;另一方面,  $TiB_2$  颗粒可以抑制晶粒长大过程,复合材料的晶粒组织得到明显细化。

目前,上海交通大学安徽陶铝材料研究院已建成年产 4.5 万 t 的原位铝基复合材料半连续铸造生产线,可以生产各种规格圆铸锭、扁铸锭(图 3),其中圆铸锭规格为  $\phi 127\sim 660\text{mm}$ ,扁铸锭截面尺寸可达  $420\text{mm}\times 1620\text{mm}$ ,单个铸锭重量达

表1 原位自生  $TiB_2/A356$  颗粒增强铝基复合材料性能  
Table 1 Properties of in-situ  $TiB_2/A356$  composite

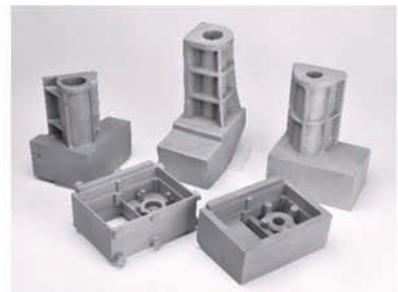
材料	室温热膨胀系数 / ( $\times 10^{-6}K^{-1}$ )	阻尼 $Q^{-1}$ / $\times 10^{-3}$	模量 / GPa	屈服强度 / MPa	抗拉强度 / MPa
A356	21~23	1.2~2.4	72	275	340
$TiB_2/A356$	15~18	18~23	89	340	390



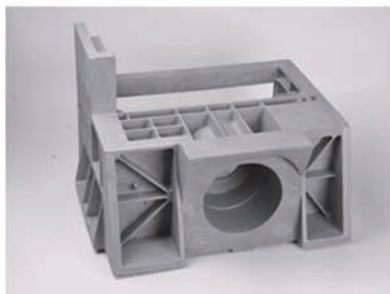
(a) 底板、框及支架



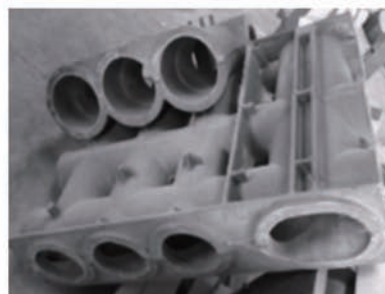
(b) U型架



(c) 镜筒结构



(d) 主框架



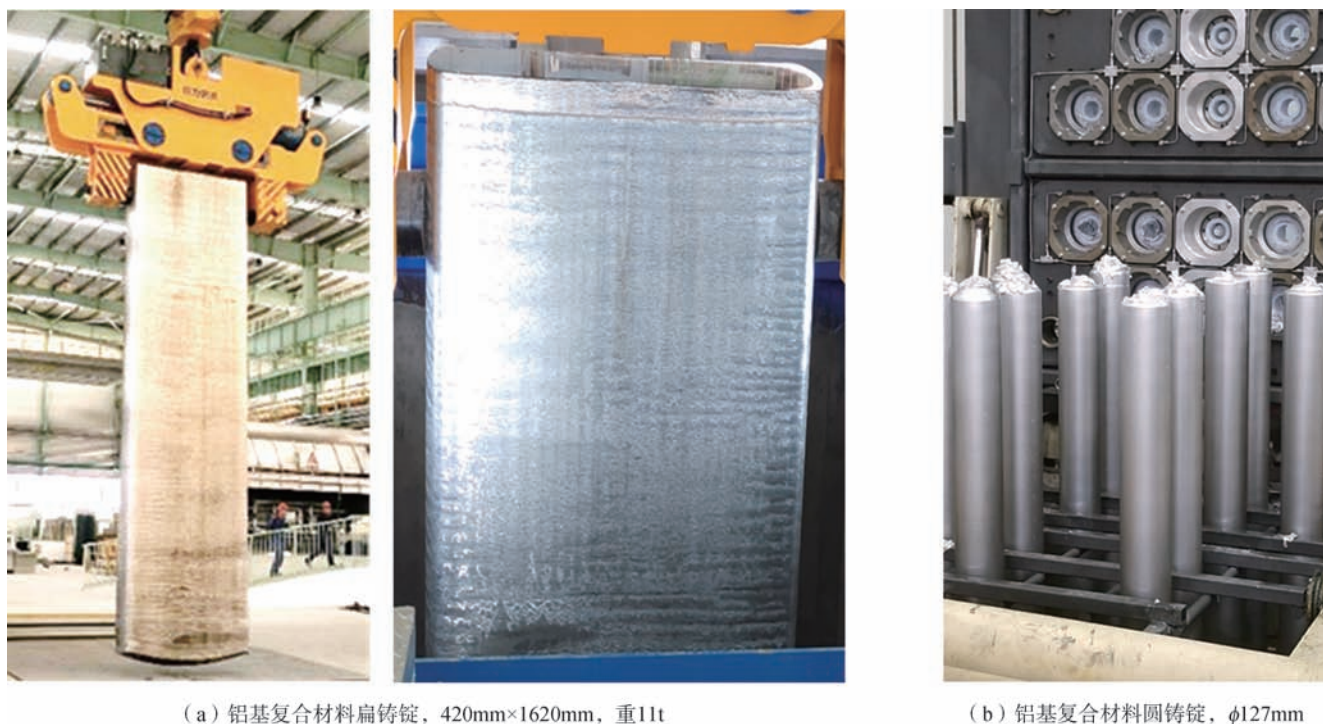
(e) 基座



(f) 光学仪器壳体

图2 原位自生  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料铸造成形复杂薄壁件

Fig.2 Complex and thin-wall castings of in-situ  $TiB_2$  particles reinforced Al matrix composites



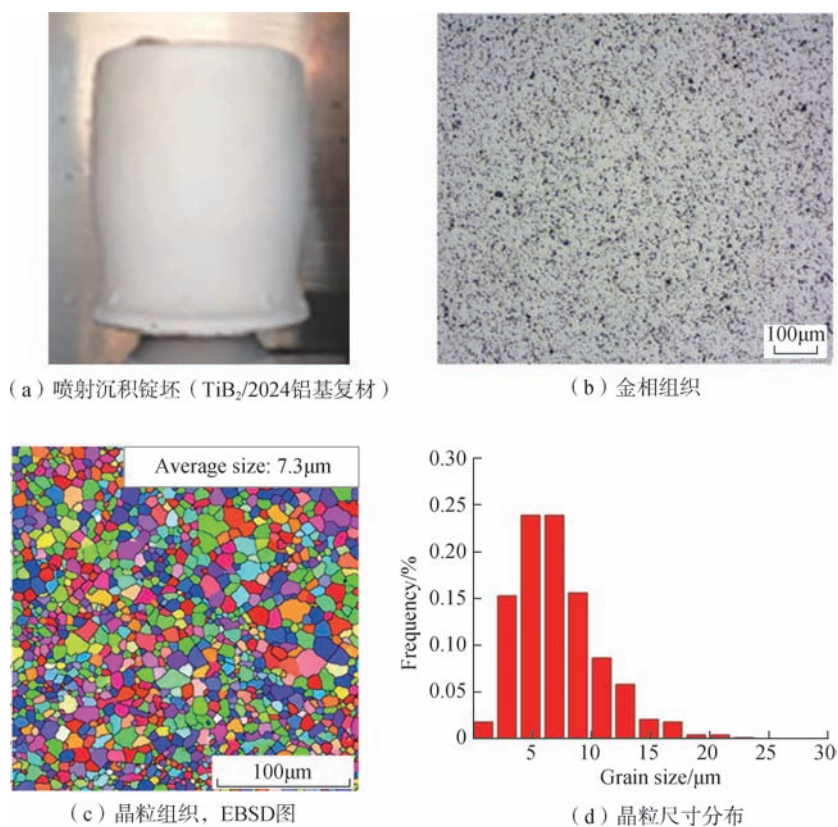
(a) 铝基复合材料扁铸锭, 420mm×1620mm, 重11t

(b) 铝基复合材料圆铸锭,  $\phi 127$ mm图3 半连续铸造原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料铸锭Fig.3 Ingots of in-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composite fabricated by direct chill casting

11t, 为后续塑性加工制备大型构件提供铸坯。

### 3 喷射成形

喷射成形技术作为一种新型的快速凝固工艺, 近年来得到了迅速发展, 具有工艺简单、高沉积效率、近终成形等优点, 通过该技术可获得具备高性能的金属基复合材料。此外, 采用喷射成形工艺制备原位自生颗粒增强铝基复合材料, 可以细化晶粒, 使陶瓷颗粒分布更加均匀, 降低基体元素偏析程度, 进而使该复合材料的性能得到进一步改善, 满足航空、航天及汽车等工业领域日益提高的产业需求。图4(a)为喷射成形工艺制备的原位TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料铸坯, 复合材料铸坯中TiB<sub>2</sub>颗粒在铝基体中分布更加均匀(图4(b)), 同时微观组织得到明显改善, 晶粒尺寸得到显著细化, 晶粒组织为细小的等轴晶, 平均晶粒尺寸大小为7.3 $\mu$ m(图4(c)和(d))。

图4 喷射沉积制备原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料及微观组织Fig.4 In-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composite prepared by spray deposition

### 塑性成形

铸锭或锭坯通常需要进行塑性加工,以形成特定规格、形状的构件,同时进一步优化组织,提高性能。原位自生颗粒增强铝基复合材料具有良好的塑性成形能力,其锭坯可以采用铝合金通用的塑性加工成形工艺进行加工,主要包括挤

压、锻造、轧制、旋压、超塑性成形等工艺。

#### 1 挤压

原位自生 TiB<sub>2</sub> 颗粒增强铝基复合材料可以提升材料的弹性模量、强度及高周疲劳极限强度,同时还具有良好的延伸率,例如典型的 2 系和 7 系铝基复合材料力学,其性能如表 2 所示。与粉末冶金法制备的颗粒增

强铝基复合材料相比(表 3),由于原位自生颗粒增强铝基复合材料中的增强颗粒体积分数较低,导致其弹性模量较低,但是强度和塑性具有明显的优势。

在构件服役过程中,通常会产生疲劳失效的现象,疲劳寿命对构件的安全性至关重要。在铝合金基体中引入高模量、高硬度的陶瓷颗粒可以显著提高材料的高周疲劳(High-cycle fatigue, HCF)寿命<sup>[21-23]</sup>。如图 5 所示,从 S-N 曲线可以看出,各个应力水平下,原位自生 TiB<sub>2</sub> 颗粒增强铝基复合材料疲劳寿命均得到大幅度提高。表 4 为原位 TiB<sub>2</sub> 颗粒增强 2024 和 7050 复合材料的 HCF 极限强度(旋转弯曲疲劳),相比基合金,复合材料的 HCF 极限强度提升 22%~44%,且随着颗粒含量的增加,复合材料的 HCF 极限强度明显提升。原位自生颗粒增强铝基复合材料中由于增强颗粒断裂或脱粘导致的疲劳裂纹萌生现象鲜有发生。细小的 TiB<sub>2</sub> 颗粒可以抑制疲劳裂纹萌生:一方面,TiB<sub>2</sub> 颗粒可提高铝基复合材料的弹性模量和屈服强度,即提高了材料的弹性极限,增大了材

表2 原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料力学性能

Table 2 Mechanical properties of in-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composites

材料	热处理状态	密度 / (g·cm <sup>-3</sup> )	模量 / GPa	屈服强度 / MPa	抗拉强度 / MPa	延伸率 / %
5% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /2024	T4	2.80	79	425	600	15.5
	T6	2.80	79	455	580	12
	T8	2.80	79	540	640	11
6% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /2024	T4	2.81	80	435	615	15
	T8	2.81	80	644	726	8.4
8% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /2024	T4	2.81	82	445	627	13
5% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /2009	T4	2.80	79	430	610	12
	T6	2.80	79	470	600	11
4% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /7050	T6	2.85	78	680	740	10
3.5% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /7055	T6	2.88	77	730	785	10
3.5% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /7075	T6	2.83	77	665	735	10

表3 原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料与国内外典型的粉末冶金铝基复合材料力学性能对比

Table 3 Comparison of mechanical properties between in-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composites and other composites

材料	热处理状态	密度 / (g·cm <sup>-3</sup> )	模量 / GPa	屈服强度 / MPa	抗拉强度 / MPa	延伸率 / %	生产公司及方法
5% (体积分数) SiC/2009	T4	2.82	79	400	531	10	美国 DWA, 粉末冶金
15% (体积分数) SiC/2009	T4	2.82	94	348	483	5.2	
15% (体积分数) SiC/2009	T6	2.82	100	383	530	8.5	
20% (体积分数) SiC/2009	T4	2.82	110	424	608	3.7	
15% (体积分数) SiC/2009	T4	2.83	97	400	570	8	国产, 粉末冶金
20% (体积分数) SiC/2009	T6	2.85	105	410	590	4	
5% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /2009	T4	2.80	79	430	610	12	国产, 原位合成法
5% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /2009	T6	2.80	79	470	600	10	

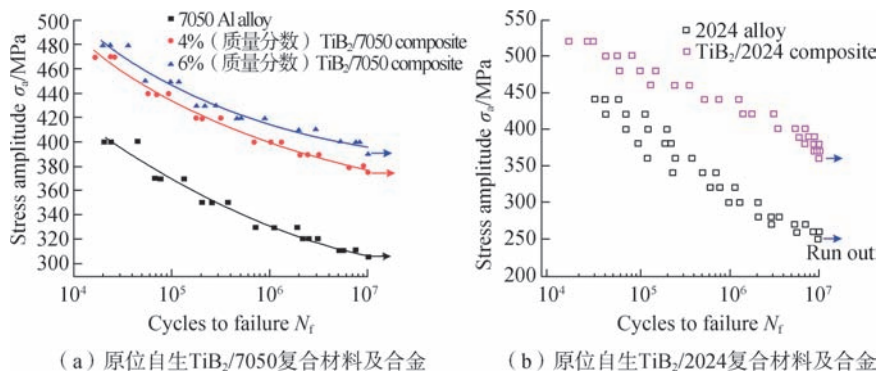


图5 原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料旋转弯曲疲劳S-N曲线  
Fig.5 S-N curves of rotating-bending fatigue of in-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composites

表4 HCF (10<sup>7</sup>周次) 极限强度对比 (旋转弯曲疲劳)  
Table 4 Comparison of HCF strength (10<sup>7</sup> cycle, rotating-bending fatigue)

材料	HCF 极限强度 / MPa
2024	250
5% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /2024	360
7050	305
4% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /7050	375
6% (质量分数) TiB <sub>2</sub> /7050	390

料发生屈服的最高应力范围;另一方面,在循环应力作用下,即使是在材料宏观屈服强度以下,材料在局部微观区域会发生微观塑性变形,产生位错滑移,局部应力/应变集中引起开裂,加速裂纹萌生。纳米陶瓷颗粒的存在,可以阻碍位错运动,抑制位错在滑移面上长程滑移,使微区的塑性变形更加均匀,减少滑移带扩展和晶界应力集中,从而抑制局部萌生裂纹,提高疲劳寿命<sup>[21-22]</sup>。此外,由于原位生成的陶瓷颗粒具有尺寸小、形貌规整、界面结合良好与基体具有特定取向关系等特点,避免过早发生颗粒界面脱粘和颗粒断裂而萌生疲劳裂纹的倾向。因此,在铝合金中原位生成细小的陶瓷颗粒,不仅可以改善铝合金静态力学性能(强度、硬度、模量等),还可以显著提高构件的抗疲劳性能,同时提高构件使用的安全性。

## 2 轧制

原位自生 TiB<sub>2</sub> 颗粒增强铝基复合材料可以通过轧制工艺,制备不同厚度规格的板材。通过半连续铸造制备的原位 TiB<sub>2</sub>/2024 复合材料铸锭(3% (质量分数) TiB<sub>2</sub>/2024-T4),经过均匀化退火,轧制成板材(图6(a))。轧制过程与铝合金类似,通常采用热轧和冷轧工艺,制备不同厚度的板材。此外,原位自生 TiB<sub>2</sub> 颗粒增强铝基复合材料在冷轧过程中可

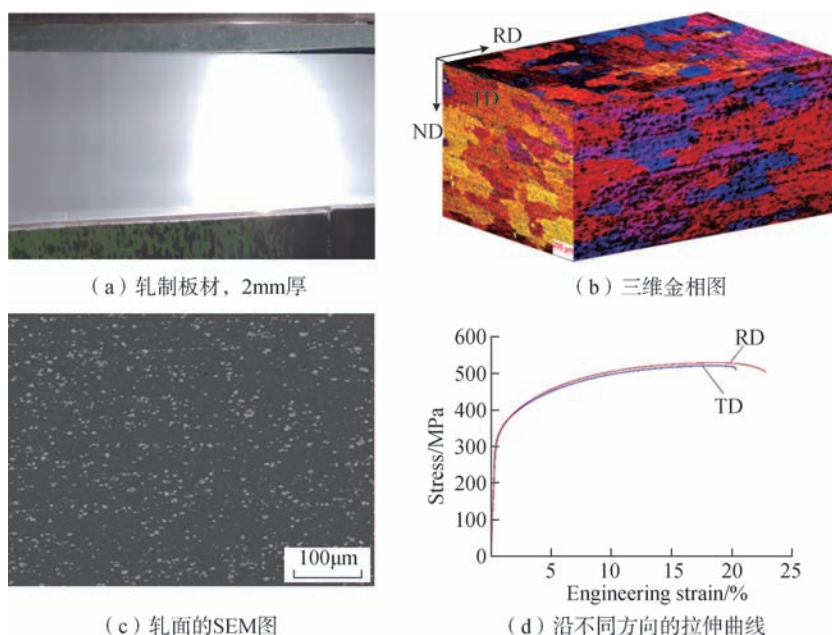


图6 原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料轧制板材微观组织及力学性能  
Fig.6 Microstructures and mechanical properties of thin sheet of in-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composite

以不经过退火连续多道次冷轧,提高了效率,降低了成本,有利于工业化生产。轧制板材典型的微观组织结构如图6(b)和(c)所示,晶粒沿轧制方向(RD)和横向(TD)上均有所拉长。通过轧制变形后, TiB<sub>2</sub> 颗粒在铝合金基体中的分布均匀,如图6(d)所示。轧制板材在RD和TD方向的室温拉伸性能可以看出,二者差异较小,近似表现各向同性,这主要与 TiB<sub>2</sub> 颗粒分布和晶粒取向相关:一方面, TiB<sub>2</sub> 颗粒分布较为均匀;另

一方面,轧制 TiB<sub>2</sub>/2024 复合材料板材的晶粒是典型的金属回复再结晶组织结构(图6(b))。因此,轧制 TiB<sub>2</sub>/Al 复合材料板材微观组织和力学性能近似各向同性。

## 3 超塑性成形

超塑性成形是塑性加工成形的重要技术之一,材料的超塑性成形能力与其组织特征密切相关。对于某些特殊工艺制备的原位自生颗粒增强复合材料而言,其同时具备细小等轴晶粒结构、高角晶界比例以及大量

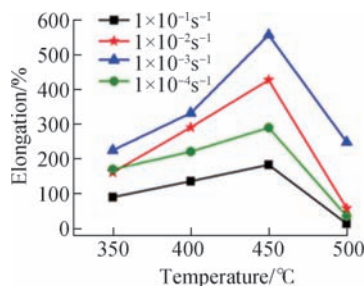
弥散分布的稳定纳米  $TiB_2$  颗粒,这些组织结构特征保证了该复合材料的超塑性成形能力。如图 7 所示,冷轧加高温退火工艺制备  $TiB_2/7050$  复合材料的超塑性力学行为特征,在合适的热变形条件(变形温度、应变速率)下,冷轧退火  $TiB_2/7050$  复合材料的流变应力低于 50MPa,断裂延伸率可达 300% 以上;在 450℃、 $1 \times 10^{-3}/s$  条件下,该复合材料具有最大延伸率(557%),可对其进行超塑性加工,直接成形得到复杂结构产品。原位自生颗粒增强铝基复合材料超塑性的主要机理为铝基体内大量高角晶界在高温下容易发生软化,在一定流变应力作用下,细小等轴晶的晶界易发生晶界滑移机制,使复合材料在较低应力水平下发生大塑性变形而不发生断裂。同时,基体的晶粒结构热稳定性也是保证复合材料可以超塑性成形的重要因素。

由于原位自生颗粒增强铝基复合材料的特性,其可以利用铝合金的塑性成形方式进行加工成形。典型案例如图 8 所示,可以通过常规的挤压变形获得挤压棒材、管材和型材,通过轧制技术制备铝基复合材料板材,通过锻造制备复杂板筋板类锻件,通过旋压制备大尺寸管件,利用环轧工艺制备大型复合材料环轧件,此外,还可以利用超塑性成形复杂空腔件。

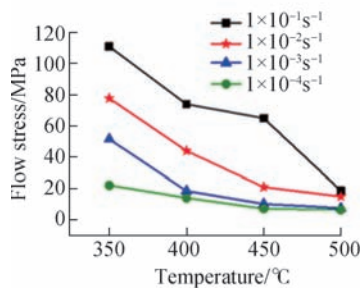
### 增材制造

随着航空构件设计朝着轻量化、结构复杂化及结构功能一体化的方向快速发展,传统材料成形工艺难以满足这些复杂结构件的制造需求,而基于激光选区熔化(SLM)的金属增材制造技术具有激光利用率高、成形材料致密度高、力学性能优、尺寸精度高、可设计性强等特点逐渐在航空领域中被应用。目前,对不锈钢、钛合金和镍基高温合金等材料的研究和

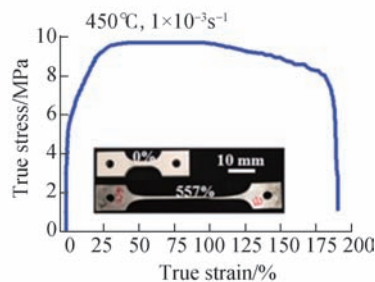
应用已经日益成熟。然而,由于铝合金具有流动性差、激光反射率高、热导率大、易氧化等特点,给成形过程带来了很大的困难,主要原因为<sup>[24-26]</sup>:一方面,铝合金粉末普遍流动性较差,在送粉过程中易出现粘粉的现象;另一方面,铝的激光反射率较高,热导率较大( $217.7W/(m \cdot K)$ ),激光能量利用率低,成形过程需要较高的激光功率,过多的能量输入导致材料内部热量积累。尤其是激光立体成形,成形速度快,激光功率高,容易形成较大的残余应力,导致产品变形甚至开裂,最后铝合金易氧化,这就要



(a) 不同变形条件下的延伸率分布



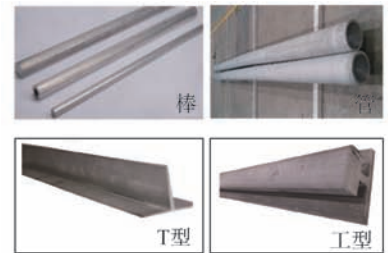
(b) 不同变形条件下的流变应力



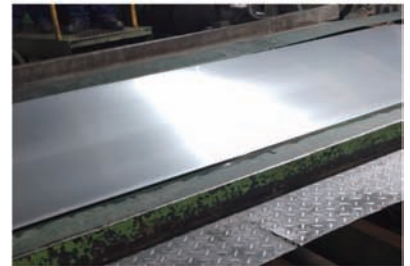
(c) 拉伸真应力-真应变曲线及形状

图7 原位自生  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料超塑性行为

Fig.7 Super plasticity behavior of in-situ  $TiB_2$  particles reinforced Al matrix composite



(a) 挤压棒材、管材、型材



(b) 轧制板材



(c) 模锻件



(d) 大型环轧件



(e) 超塑性成形件

图8 原位自生  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料塑性加工构件

Fig.8 Plastic forming components of in-situ  $TiB_2$  particles reinforced Al matrix composites

求成形过程必须在惰性气体的保护下进行。然而,在高温下铝合金极易和气氛中残余的氧气发生反应,容易引入氧化物夹杂从而在试样内部形成缺陷。目前,关于铝合金激光立体成形的研究以流动性能较好的 Al-Si 合金或 AlSi10Mg 合金为主。由于  $TiB_2$  颗粒的激光反射率较低(约 20%),  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料激光吸收率( $TiB_2/AlSi10Mg$ , 80%) 远高于纯铝(6%) 及 SLM 常用的 AlSi10Mg 合金粉(40%), 利用原位自生  $TiB_2/Al$  基复合材料中的  $TiB_2$  陶瓷颗粒可以提高激光吸收率, 极大改善铝合金增材制造成形中存在的问题<sup>[27]</sup>。

如图 9<sup>[27]</sup> 所示, 原位自生  $TiB_2/Al-Si$  和  $TiB_2/Al-Cu$  系复合材料粉末相比合金粉末质量更优, 更利于增材制造成形。图 10<sup>[28-29]</sup> 为增材制造原位  $TiB_2/Al$  基复合材料微观组织与性能, 不同特征面均为细小的等轴晶, 强度和塑性同时提高, 而且明显降低各向异性。此外, 对于增材制造铝基复合材料构件, 材料制

备过程中冷却速度快, 合金基体的过饱和固溶度高, 可以直接进行人工时效。如图 10 (c) 所示, 增材制

造铝基复合材料经人工时效后强度显著增加<sup>[29]</sup>。基于原位自生颗粒增强铝基复合材料在增材制造领域中

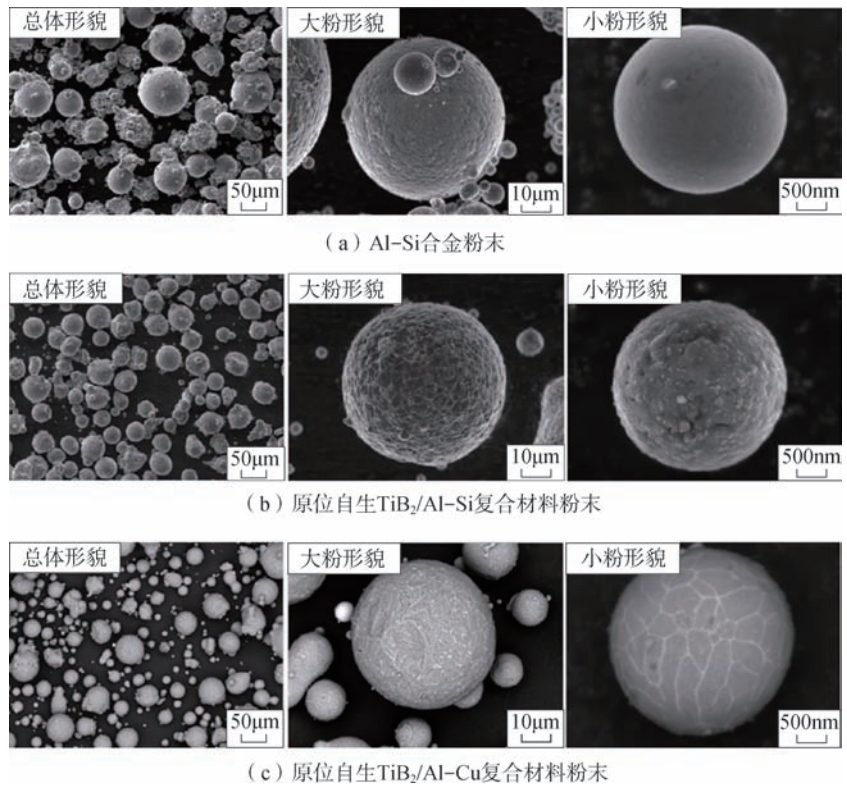


图9 原位自生 $TiB_2$ 颗粒增强铝基复合材料粉末微观形貌特征

Fig.9 Powder morphology of in-situ  $TiB_2$  particles reinforced Al matrix composites

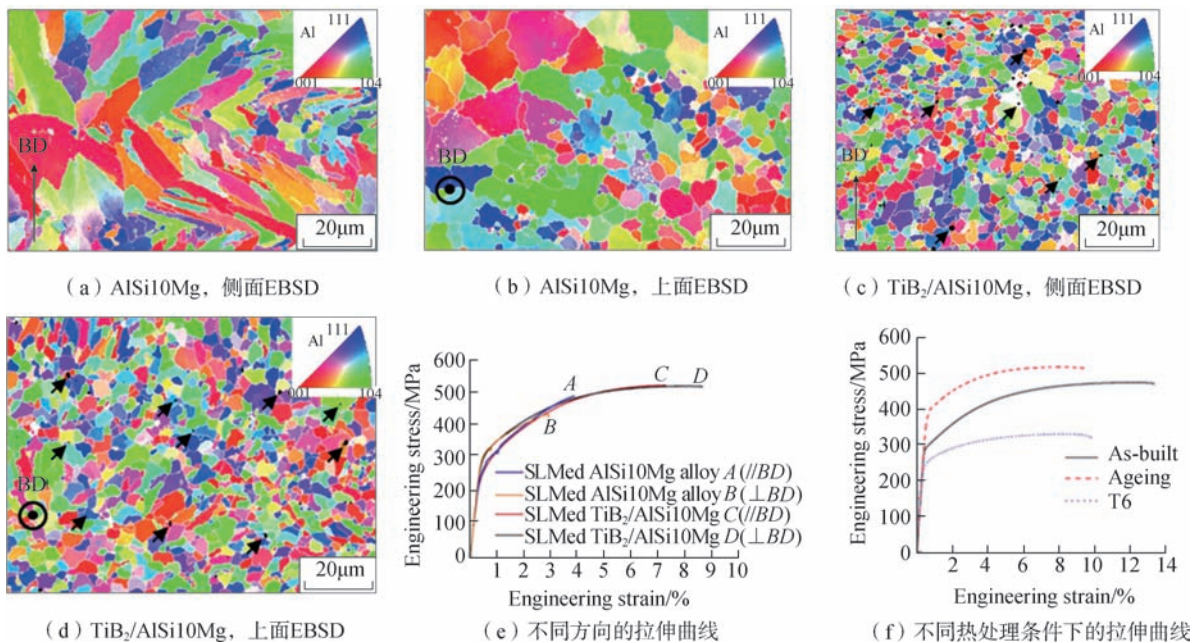


图10 激光选区熔化制备AlSi10Mg合金与 $TiB_2/AlSi10Mg$ 复合材料微观组织和性能对比, 以及热处理对力学性能影响

Fig.10 Comparison of microstructures and tensile properties of SLMed AlSi10Mg and  $TiB_2/AlSi10Mg$ , and effects of heat treatment on mechanical properties

的优越性,可用于制造空心、复杂构件,如图 11 所示。通过粉体打印的航空发动机空心风扇叶片最高等效空心率可达 60%;制备的飞机舱门铰链臂不仅实现减重,且尺寸稳定性好。

此外,原位自生  $\text{TiB}_2$  颗粒增强铝基复合材料可以利用丝材增材制造快速制备大型构件(图 11),可获得细晶组织和较高的力学性能,而且该方法具有较高的生产效率。因此,原位自生  $\text{TiB}_2$  颗粒增强铝基复合材料的发展对铝基复合材料和增材制造在航空领域的发展具有重要的推动作用。

### 机械加工与表面处理

原位自生颗粒增强铝基复合材料具有优良的机械加工性能。如图 12 所示,铣削加工原位自生  $\text{TiB}_2$  颗粒增强铝基复合材料构件,其铣削阻力远低于常规颗粒增强铝基复合材料,甚至低于铝合金材料。相比合金而言,复合材料在加工之后表面粗糙度更小,加工引入的残余应力更低(图 13<sup>[30]</sup>)。这主要得益于原位自生  $\text{TiB}_2$  颗粒增强铝基复合材料在切削过程中,细小的  $\text{TiB}_2$  颗粒随铝合金基体切屑的剥离机制,相比常规  $\text{SiC}$  颗粒增强铝基复合材料的颗粒切断

机制,  $\text{TiB}_2$  颗粒的剥离需要的切削力更小,切削表面产生的二次变形区更小,且对刀具的磨损也更少,有助于延长刀具寿命<sup>[30]</sup>。利用原位自生颗粒增强铝基复合材料良好的机械加工性能,可以将塑性变形加工后的复合材料直接通过机械加工的方式加工成产品,具有较高的力学性能和表面质量。

结构件的表面质量对疲劳性能十分关键,尤其是航空构件,通常需要表面处理以提高疲劳性能。超声滚压(Ultrasonic rolling, UR),是一种新型表面机械强化方法,集成了深滚、超声冲击、表面机械研磨等多种工艺特点,具备强化工艺过程可控性高,表层残余压应力和加工硬化水平高、层深大,表层晶粒细小等优点,可产生极光洁的强化表面,如图 14 (a)所示。如图 14 (b)和(c)所示,原位自生  $\text{TiB}_2$  颗粒增强铝基复合材料经过 UR 处理后,构件的表面粗糙度显著降低,而且在表面引入较大的残余压应力(图 14 (d))。因此,经过 UR 处理后的铝基复合材料疲劳寿命大幅度提升(图 14 (e)),主要是因为表面粗糙度下降、引入较深的表面残余压应力以及表面形成的纳米晶梯度组织结构(图 14 (f))。表面粗糙度的降低会使得表面应力集中系数减小,降低微

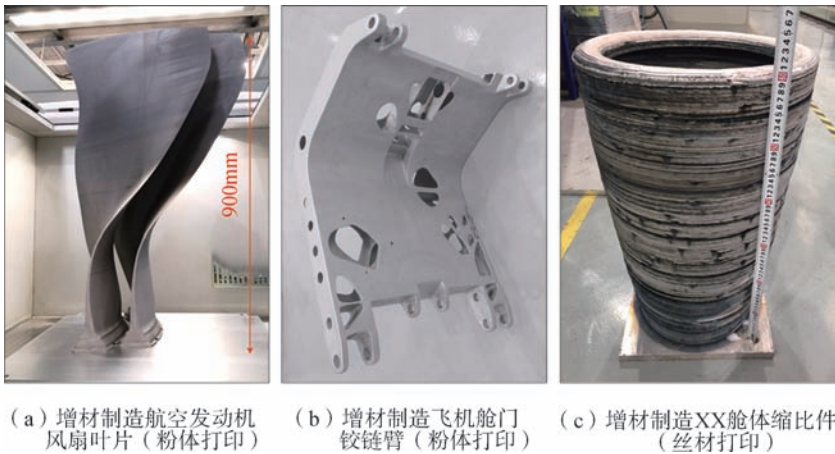
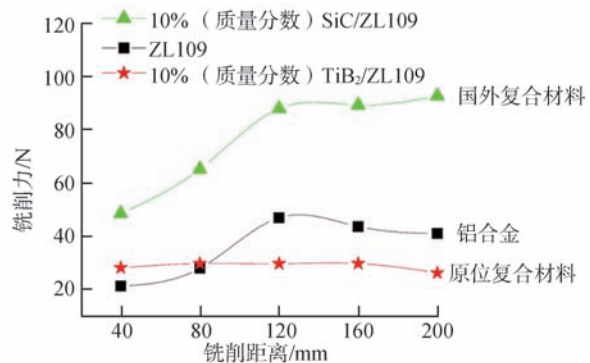


图11 原位自生 $\text{TiB}_2$ 颗粒增强铝基复合材料增材制造构件

Fig.11 Components of in-situ  $\text{TiB}_2$  particles reinforced Al matrix composites prepared by additive manufacturing



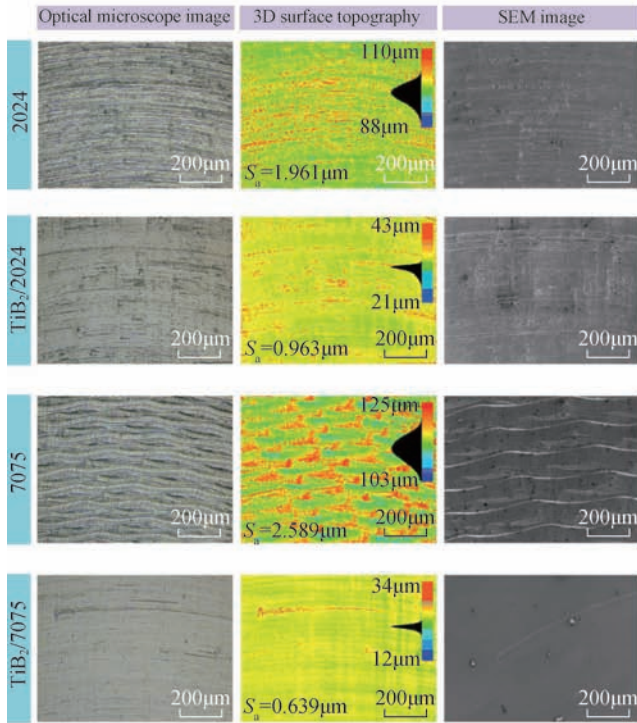
(a) 加工图



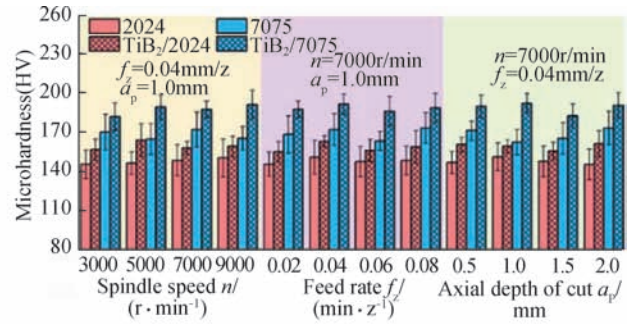
(b) 机械加工性能

图12 原位自生 $\text{TiB}_2$ 颗粒增强铝基复合材料机械加工性能

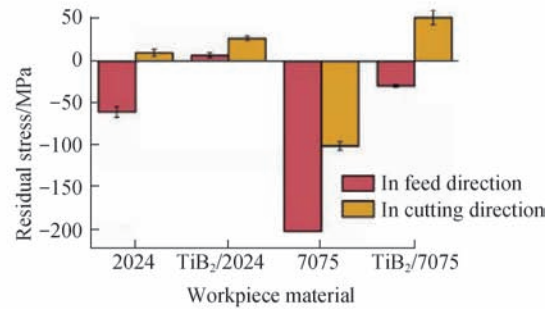
Fig.12 Machinability of in-situ  $\text{TiB}_2$  particles reinforced Al matrix composites



(a) 机械加工后表面3D形貌图



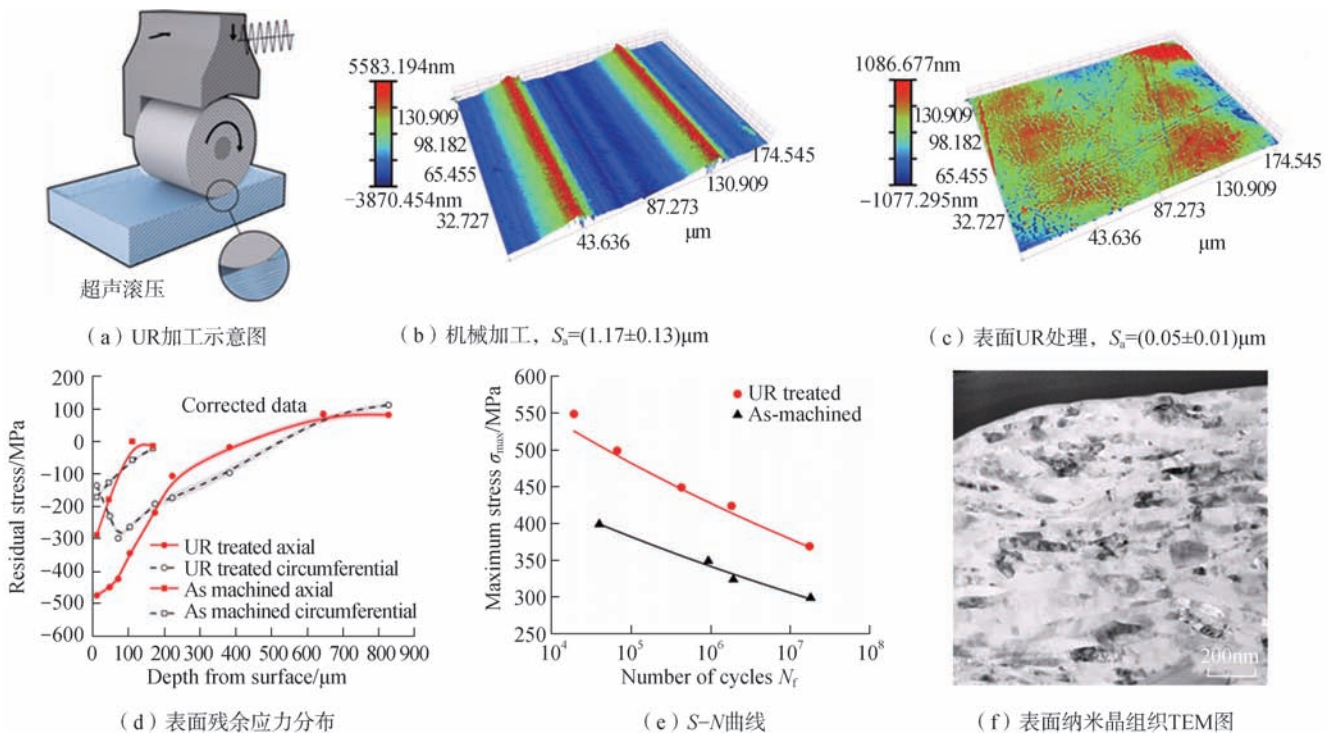
(b) 表面粗糙度对比



(c) 表面残余应力

图13 原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料机加工后的表面形貌、粗糙度及残余应力

Fig.13 Morphology, roughness and residual stress on machined surface of in-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composites



(a) UR加工示意图

(b) 机械加工,  $S_a=(1.17\pm 0.13)\mu\text{m}$

(c) 表面UR处理,  $S_a=(0.05\pm 0.01)\mu\text{m}$

(d) 表面残余应力分布

(e) S-N曲线

(f) 表面纳米晶组织TEM图

图14 原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料构件表面UR加工处理

Fig.14 UR surface treatment of in-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composites

裂纹在试件表面萌生的可能性。晶粒细化使晶界数量增大,可以阻止裂纹萌生,由此提升了材料的疲劳强度。

构件在服役过程中,可能接触潮湿空气、海水等复杂的环境而引起腐蚀,导致构件遭受腐蚀破坏甚至发生失效,因此材料在服役过程中的防腐十分必要。在构件表面制备耐蚀性的包覆层,可有效保护构件表面,延长其在复杂环境下的使用寿命。原位自生  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料可以通过常用的阳极氧化和微弧氧化技术进行表面防腐处理,在铝基复合材料表面形成一层耐腐蚀的膜结构,阻止构件被腐蚀破坏。如原位自生  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料表面经阳极氧化和微弧氧化处理后,在 3.5% NaCl 溶液中的阻抗均明显增大,耐腐蚀性能显著提高(图 15)。

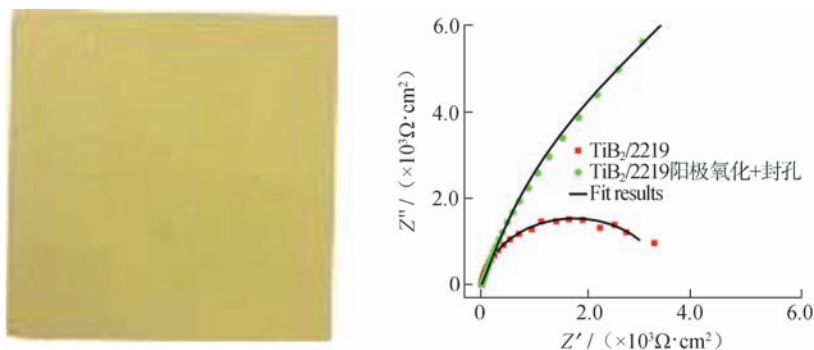
### 焊接

焊接是金属加工的重要技术之一,具有良好的焊接性能不仅可以降低材料的加工成本,还可以对破坏的构件进行维修,降低使用成本。原位自生颗粒增强铝基复合材料可以采用机械搅拌摩擦、电弧、激光、电子束等多种焊接工艺进行焊接。例如,通过搅拌摩擦焊可显著细化复合材料的晶粒组织,改善颗粒更加弥散分布,焊核区与母材相比,屈服强度、抗拉强度、延伸率等力学性能均有明显提升,经过 T6 热处理之后焊缝的强度仍可达到母材的 95.5%<sup>[31]</sup>。图 16 为原位  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料制备的筒体焊接及焊接破坏试验,在搅拌摩擦焊的筒体环焊缝区域结构完整,焊接表面质量良好,无明显的孔洞、沟槽等缺陷, X 射线探伤检测合格;在焊接破坏试验中,由于焊接区的强度较高,并未在构件焊接位置发生破坏。

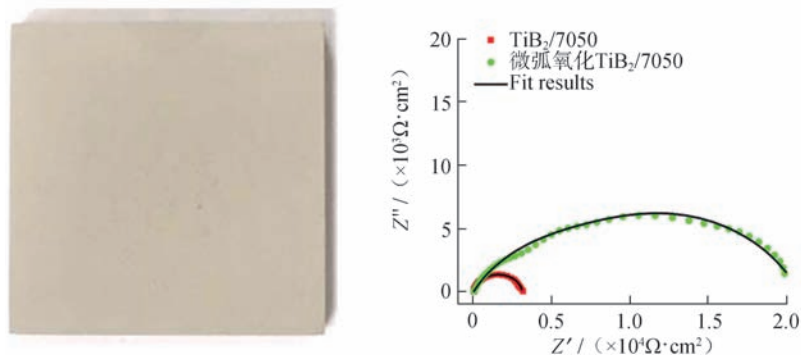
### 结论与展望

在铝合金熔体中直接合成高强度、高刚度且界面结合良好的细小  $TiB_2$  陶瓷颗粒,所制备的  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料可获得良好的综合力学性能和加工性能,而且不局限于基体合金体系,可设计性强。原位自生  $TiB_2$  颗粒增强铝基复合材料可以液相成形制备大尺寸复杂薄壁件,

还可以通过半连续铸造、喷射沉积及粉末冶金制备大型锭坯,经过塑性变形加工制造各种规格的型材、棒材、管材、丝材、板材、锻件及环轧件等,而且  $TiB_2$  颗粒可以显著提高激光吸收率,可用于增材制造成形复杂、空心构件。此外,该复合材料具有近似合金的机械加工性能,可降低加工成本、提高构件表面质量,而且该材料具有良好的焊接性能,能反复重熔



(a) 表面阳极氧化+封孔处理后表面形貌及质量分数3.5% NaCl溶液中的Nyquist图



(b) 表面微弧氧化处理后表面形貌及质量分数3.5% NaCl溶液中的Nyquist图

图15 原位自生 $TiB_2$ 颗粒增强铝基复合材料表面处理和抗腐蚀性能

Fig.15 Macro photos and corrosion resistance of in-situ  $TiB_2$  particles reinforced Al matrix composite after surface treatments



(a) 搅拌摩擦焊,直径535mm筒体

(b) 筒体氩弧焊焊接破坏试验

图16 原位自生 $TiB_2$ 颗粒增强铝基复合材料焊接及焊接破坏性试验

Fig.16 Welding and welding damage test of in-situ  $TiB_2$  particles reinforced Al matrix composites

铸造利用,降低使用成本。原位自生TiB<sub>2</sub>颗粒增强铝基复合材料制备工艺简单、成本低、综合性能好,在航空航天、汽车、武器装备等领域具有广阔的应用前景,对构件的轻量化、复杂化、多功能化设计及取代部分进口材料具有重要的意义。

### 参考文献

- [1] 张新明, 邓运来, 张勇. 高强铝合金的发展及其材料的制备加工技术[J]. 金属学报, 2015, 51(3): 257-271.
- ZHANG Xinming, DENG Yunlai, ZHANG Yong. Development of high strength aluminum alloys and processing techniques for the materials[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2015, 51(3): 257-271.
- [2] 张新明, 刘胜胆. 航空铝合金及其材料加工[J]. 中国材料进展, 2013, 32(1): 39-55.
- ZHANG Xinming, LIU Shengdan. Aircraft aluminum alloys and their materials processing[J]. Materials China, 2013, 32(1): 39-55.
- [3] DURSUN T, SOUTIS C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys[J]. Materials & Design (1980—2015), 2014, 56: 862-871.
- [4] HEINZ A, HASZLER A, KEIDEL C, et al. Recent development in aluminium alloys for aerospace applications[J]. Materials Science and Engineering: A, 2000, 280(1): 102-107.
- [5] CHAWLAN, CHAWLA K K. Matrix materials[M]//Metal Matrix Composites. New York: Springer, 2013: 37-54.
- [6] TJONG S C, MA Z Y. Microstructural and mechanical characteristics of in situ metal matrix composites[J]. Materials Science and Engineering: R: Reports, 2000, 29(3-4): 49-113.
- [7] 刘彦强, 樊建中, 桑吉梅, 等. 粉末冶金法制备金属基复合材料的研究及应用[J]. 材料导报, 2010, 24(23): 18-23.
- LIU Yanqiang, FAN Jianzhong, SANG Jimei, et al. Development of metal matrix composites by powder-metallurgy processing[J]. Materials Review, 2010, 24(23): 18-23.
- [8] 武高辉. 金属基复合材料发展的挑战与机遇[J]. 复合材料学报, 2014, 31(5): 1228-1237.
- WU Gaohui. Development challenge and opportunity of metal matrix composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(5): 1228-1237.
- [9] 聂俊辉, 樊建中, 魏少华, 等. 航空用粉末冶金颗粒增强铝基复合材料研制及应用[J]. 航空制造技术, 2017, 60(16): 26-36.
- NIE Junhui, FAN Jianzhong, WEI Shaohua, et al. Research and application of powder metallurgy particle reinforced aluminum matrix composite used in aviation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(16): 26-36.
- [10] 武高辉, 匡洋洋. 装备升级换代背景下金属基复合材料的发展机遇和挑战[J]. 中国工程科学, 2020, 22(2): 79-90.
- WU Gaohui, KUANG Zeyang. Opportunities and challenges for metal matrix composites in the context of equipment upgrading[J]. Strategic Study of CAE, 2020, 22(2): 79-90.
- [11] 邹利华, 樊建中, 左涛, 等. 粉末冶金15%SiC<sub>p</sub>/2009Al复合材料的高周疲劳性能[J]. 中国有色金属学报, 2010, 20(10): 1955-1961.
- ZOU Lihua, FAN Jianzhong, ZUO Tao, et al. High-cycle fatigue behavior of 15%SiC<sub>p</sub>/2009Al composite prepared by powder metallurgy process[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2010, 20(10): 1955-1961.
- [12] LAKSHMI S, LU L, GUPTA M. In situ preparation of TiB<sub>2</sub> reinforced Al based composites[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1998, 73(1-3): 160-166.
- [13] MA Y, ADDAD A, JI G, et al. Atomic-scale investigation of the interface precipitation in a TiB<sub>2</sub> nanoparticles reinforced Al-Zn-Mg-Cu matrix composite[J]. Acta Materialia, 2020, 185: 287-299.
- [14] BIAN Y H, GAO T, LIU G L, et al. Design of an in-situ multi-scale particles reinforced (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>+ZrB<sub>2</sub>+AlN)/Al composite with high strength, elasticity modulus and thermal stability[J]. Materials Science and Engineering: A, 2020, 775: 138983.
- [15] YANG H B, ZHAO K, NIE J F, et al. The enhanced superplasticity of a 2024 matrix nanocomposite reinforced by TiC particles[J]. Materials Science and Engineering: A, 2020, 774: 138926.
- [16] EMAMY M, MAHTA M, RASIZADEH J. Formation of TiB<sub>2</sub> particles during dissolution of TiAl<sub>3</sub> in Al-TiB<sub>2</sub> metal matrix composite using an in situ technique[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(7-8): 1063-1066.
- [17] DUAN X Z, XIN B D, MIAO T J, et al. Microstructural and performance characterization of in situ biphasic micro-nano scale (TiB<sub>2</sub>-TiC<sub>n</sub>)/Al-Cu-Mg composites with different ceramic and metal ratios designed for compact integration[J]. Journal of Materials Research and Technology, 2020, 9(3): 3418-3429.
- [18] 李赤枫, 王俊, 李克, 等. 原位结晶法制备自生颗粒增强金属基复合材料的研究进展[J]. 材料导报, 2003, 17(10): 65-67.
- LI Chifeng, WANG Jun, LI Ke, et al. A review of in situ crystallization technique in preparing MMCp[J]. Materials Review, 2003, 17(10): 65-67.
- [19] 乐永康, 张亦杰, 陈东, 等. 原位合成A356/TiB<sub>2</sub>复合材料的微观组织及力学行为[J]. 稀有金属材料与工程, 2006, 35(10): 1635-1638.
- YUE Yongkang, ZHANG Yijie, CHEN Dong, et al. Microstructure and mechanical properties of in situ A356/TiB<sub>2</sub> composites[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2006, 35(10): 1635-1638.
- [20] TANG Y, CHEN Z, BORBÉLY A, et al. Quantitative study of particle size distribution in an in-situ grown Al-TiB<sub>2</sub> composite by synchrotron X-ray diffraction and electron microscopy[J]. Materials Characterization, 2015, 102: 131-136.
- [21] MA Y, CHEN Z, WANG M L, et al. High cycle fatigue behavior of the in-situ TiB<sub>2</sub>/7050 composite[J]. Materials Science and Engineering: A, 2015, 640: 350-356.
- [22] GENG J W, LIU G, WANG F F, et al. Microstructural correlated damage mechanisms of the high-cycle fatigued in-situ

TiB<sub>2</sub>/Al-Cu-Mg composite[J]. *Materials & Design*, 2017, 135: 423-438.

[23] ALLISON J E, JONES J W. Fatigue behavior of discontinuously reinforced metal-matrix composites[M]//*Fundamentals of Metal-Matrix Composites*. Amsterdam: Elsevier, 1993: 269-294.

[24] LOUVIS E, FOX P, SUTCLIFFE C J. Selective laser melting of aluminium components[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2011, 211(2): 275-284.

[25] KANG N, CODDET P, CHEN C Y, et al. Microstructure and wear behavior of in situ hypereutectic Al-high Si alloys produced by selective laser melting[J]. *Materials & Design*, 2016, 99: 120-126.

[26] ABOULKHAIR N T, SIMONELLI

M, PARRY L, et al. 3D printing of aluminium alloys: Additive manufacturing of aluminium alloys using selective laser melting[J]. *Progress in Materials Science*, 2019, 106: 100578.

[27] 廉清. 原位自生TiB<sub>2</sub>/Al复合材料激光增材制造及其性能研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2017.

LIAN Qing. Laser additive manufacturing of in situ TiB<sub>2</sub>/Al composite: Microstructure and mechanical properties[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2017.

[28] XIAO Y K, YANG Q, BIAN Z Y, et al. Microstructure, heat treatment and mechanical properties of TiB<sub>2</sub>/Al-7Si-Cu-Mg alloy fabricated by selective laser melting[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2021, 809: 140951.

[29] XIAO Y K, BIAN Z Y, WU Y, et al. Effect of nano-TiB<sub>2</sub> particles on the anisotropy in an AlSi<sub>10</sub>Mg alloy processed by selective laser melting[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2019, 798: 644-655.

[30] CHEN J, YU W W, ZUO Z Y, et al. Effects of in-situ TiB<sub>2</sub> particles on machinability and surface integrity in milling of TiB<sub>2</sub>/2024 and TiB<sub>2</sub>/7075 Al composites[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(6): 110-124.

[31] 韩高阳. 原位自生TiB<sub>2</sub>/Al-Si-Mg复合材料搅拌摩擦焊接的微观组织与力学性能研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2018.

HAN Gaoyang. Study on microstructure and mechanical properties of friction stir welded in situ TiB<sub>2</sub>/Al-Si-Mg composite[D]. Shanghai: Shanghai JiaoTong University, 2018.

## Preparation and Application of in-Situ Ceramic Particles Reinforced Al matrix Composites

WANG Haowei

(The State Key Lab of Metal Matrix Composites, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

**[ABSTRACT]** In-situ synthesized ceramic particles have the advantages of small size, regular shape, high stiffness and clean interface of particle/matrix. It is an important technique to prepare high-performance aluminum matrix composites. In-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composites exhibit high strength, stiffness, good ductility, fatigue and machining properties. In addition, the components can be manufactured from the in-situ synthesized composites by liquid forming, plastic working and additive manufacturing. It avoids the common problems of Al matrix composite, such as, high cost, complex processes, difficulty in machining processes and hard to fabricate large sized and/or complex components. Therefore, in-situ TiB<sub>2</sub> particles reinforced Al matrix composites have a broad application prospect. Based on the detailed cases, the advantages of fabrication and comprehensive mechanical properties of in-situ TiB<sub>2</sub> particle reinforced Al matrix composites were analyzed. The application and development in future of the composites are forecasted.

**Keywords:** In-situ; TiB<sub>2</sub> particles; Al matrix composites; Processing; Comprehensive properties

(责编 逸飞)

2021年11月 西安

# 2021大飞机关键制造技术 创新发展论坛

## 承办单位

《航空制造技术》杂志社

联系人：孙晓婷  
电话：15910757560，010-85700465-269  
传真：010-65479281，010-85700466  
E-mail：huiyi@amte.net.cn  
网址：www.amte.net.cn  
地址：北京340信箱中航时代(100024)

战略伙伴： AEROTIME 北京中航时代文化传播有限公司

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



引文格式: 李涛, 蒋敏, 叶波. 飞机复杂系统总装集成设计初步研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 28-37.

LI Tao, JIANG Min, YE Bo. Preliminary research on aircraft complex systems integration at final assembly stage[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 28-37.

# 飞机复杂系统总装集成设计 初步研究\*

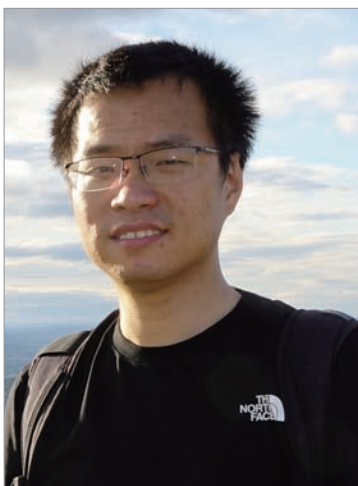
李涛, 蒋敏, 叶波

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

[摘要] 现代大型飞机为完成复杂的飞行任务、适应多种工况环境,设计配备了多种先进的系统功能,这不仅使飞机机载系统整体架构、控制交联、信息交互的复杂程度空前提升,更带来了系统研制过程、制造集成过程的困难。飞机总装过程本质上是飞机复杂系统功能在生产制造过程的最终集成过程,包括安装与试验,即物理性集成和功能性集成两大互为支撑的总装生产活动。飞机总装集成设计的核心任务是基于总体工艺流程,设计完成从部件、子系统、系统到飞机整机的安装与试验任务,通过适当的集成顺序来满足飞机功能验证的完整性并防范集成过程中的技术与质量风险。从系统工程的思维出发,在分析了产品功能实现与生产运营需求关系的基础上,面向产品设计与工艺设计协同模式,从正向工艺设计角度提出了基于模型的飞机总装复杂系统集成方法框架、技术路径,并进行了初始案例研究,分析了系统技术依赖关系、各交联维度、要素对工艺集成设计的影响。

关键词: 复杂系统; 飞机总装; 总装集成; 系统工程; 模型框架

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.028



李涛

高级工程师, 博士, 研究方向为飞机复杂系统集成、机载系统机上试验、飞机总装生产线设计等。

航空企业一直在为研制更舒适、高效、可靠、智能和更低成本的飞机付出巨大的努力。在新一代飞机研制过程中,配备先进功能的机载系统对满足舒适、高效、智能等产品研制顶层需求起到了重要作用。现代飞机系统是一个典型的复杂系统<sup>[1-2]</sup>,高度集成的系统架构和系统间交联关系显著增加了产品复杂程度,使得飞机设计、装配、测试过程的复杂程度大大提高。飞机总装集成设计呈现出更明显的多领域、多专业需求驱动与技术约束的特征,造成工艺设计与产品实物集成过程的困难

程度随之增加。系统工程(Systems engineering, SE)是解决复杂系统集成问题的典型方法论,但现有的实践应用标准 SAE ARP4754A《航空推荐实践:民用飞机和系统研制推荐实践》中针对机载复杂系统在制造阶段集成与验证的应用并未提出具体可操作的实施内容<sup>[3]</sup>。飞机总装集成是复杂系统的技术特性形成的主要阶段,上述复杂技术特性在复杂生产系统中的形成和传递过程也是航空复杂产品正向研制、正向工艺设计的关键之一。本文尝试从系统工程的角度出发,识别飞机总装安装

\* 基金项目: 国防科研课题项目(JCKY2019205A004)。

与集成测试的具体集成特征要素,采用基于模型的方式来支撑产品复杂特性、交联关系的分解、构建与信息复用,并将制造领域关注的有效信息纳入飞机总装集成工艺设计的过程中。

## 认识飞机总装集成

### 1 飞机总装生产线与工艺布局

飞机总装的范畴因不同的产品市场策略与技术特性、不同的公司制造能力而不同。例如一些飞机的主要系统部件随主要结构段进行集成安装与单元测试,随后再进行总装阶段系统补充安装与集成测试;而另一些飞机的系统安装主要在总装阶段进行,其结构装配阶段基本不进行系统集成。但总体上,飞机总装活动可以一般性地归纳为:主要结构段件的对合,安装不适宜于在早期制造阶段进行的机载系统和整机集成测试<sup>[4]</sup>。为缩小研究范畴,本研究假设在飞机结构大部件对合之后具备可达性的机载系统均在飞机总装阶段进行安装与测试。

从制造运营和生产管理的角度,一般可以将飞机装配的布局类型划分为固定位置布局和流水线布局。在部分文献以及工程实践中,也常将固定位置布局称为“固定站位”布局或“倾斜”布局,而流水线布局通常又可以根据生产节拍运行的节奏快慢分为“脉动式”布局和“连续移动”布局<sup>[5]</sup>。图1展示了目前国内外民用、军用飞机常见的飞机总装工艺布局。固定位置工艺布局中产品定点而资源流动,流水线工艺布局中产品流动而资源定点。这样,流水线工艺布局具备更好的生产能力提升性能、供应链显性化和资源的可控性,一般认为更适宜于大批量生产;而固定位置工艺布局更适宜于飞机研制、试生产、小批量生产阶段。这些工艺布局的差异主要造成了总装工艺流程局部安装与测试工作串行、并行关系

或执行时机的变化。但总体上飞机总装主线工艺流程仍基本保持不变。图1(b)中的波音737飞机在早期移动生产线建立时,总装主线工艺流程就可以同时支撑两种类型工艺布局下的生产。

### 2 飞机功能在总装过程中的实现

现代大型民用、军用飞机由于用户需求、使用环境、目标任务的复杂性和多样性,配备了越来越多的先进系统功能。这些功能的实现不仅依赖一项或多项新的机载设备,往往需要多个设备、子系统、系统共同工作互相协同来完成某一项飞机功能。图2展示了现代飞机各系统之间是

如何协同工作的。该示例中利用8个不同的热交换器,以飞机燃油和冲压空气作为冷源散热介质,实现飞机工作时各系统之间的热交换<sup>[6]</sup>。图2中参与工作协同的飞机系统包括环境控制系统、发动机控制系统、电气系统、液压系统及燃油系统<sup>[6]</sup>。值得注意的是飞机结构作为燃油贮存、设备舱和客舱的密封环境包络、主要设备和管路支撑的介质,实际也参与到了热交换过程中。由此可见,飞机的一项功能不仅涉及多个装机的部件,其产品层级复杂,更涉及多个系统的互相交联和互相影响。

从飞机功能实现的角度,在飞机



图1 飞机总装生产线典型工艺布局

Fig.1 Layout examples of aircraft final assembly

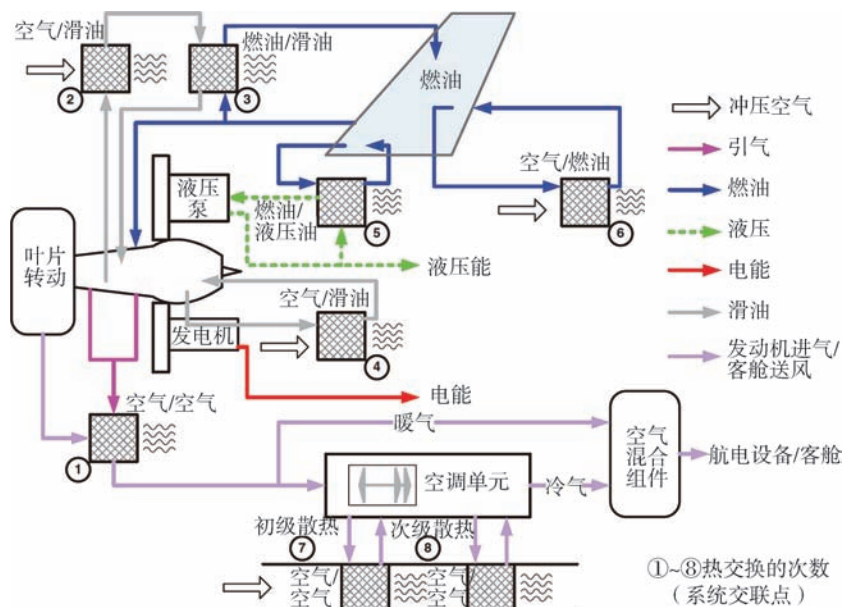


图2 现代飞机热交换功能示例

Fig.2 Example of modern aircraft heat exchange

材料加工、零件制造、组件装配等制造过程中无法直接实现上述复杂的产品功能,仅在飞机总装的工艺过程中产品的各项功能才逐步“浮现”和集成,飞机的整体设计性能才开始具备在真实的实物装机环境下进行验证与评估的可能。飞机总装的一般主干工艺流程顺序,即系统部件安装、子系统试验、系统补充安装、系统试验、整机集成试验、整机交付,也服从系统工程复杂产品集成的一般技术约束规律。如波音 737 飞机即使从固定位置装配布局改为移动装配布局,只要主线工艺流程中的飞机功能和物理技术依赖关系、产品关键技术特性等刚性约束不变,飞机总装的功能实现过程就基本不变。此时不同的工艺布局主要影响生产制造效率、运营管控的成本。因此,飞机总装是产品功能逐渐形成的过程,也是产品各种整机关键特性形成的主要阶段,在整个制造过程中扮演两方面的角色,即集成制造策略和运营需求、集成产品实物与功能。2004 年,

Whitney<sup>[7]</sup>按照广义装配、狭义装配两大类型,对装配涉及的活动进行了分类(表 1)。从表 1 可以看出,飞机总装集成设计主要对应了装配领域的系统层面、技术层面的活动,包括子装配、装配顺序、工艺布局、装配模式选择及人因工程分析等。

### 3 飞机总装集成研究现状和问题

目前国内的飞机总装集成设计研究在面向制造运营的集成设计方面,主要关注基于精益制造的飞机总装生产线设计、飞机总装物流设计、工厂工艺布局与流程仿真设计、数字化管理与应用等。这些研究与应用往往假设已有现成的飞机总装工艺流程可供使用,或在现有飞机总装流程基础上开展进一步研究应用。很多研究基本不涉及飞机总装集成工艺流程的形成机理,即在总装集成的另一方面:飞机装配集成顺序的设计、安装与测试约束关系分析、飞机复杂特性在总装过程中的验证与评估等研究较少,存在差距。即使一些研究涉及了总装装配顺序,也仅仅关

注飞机结构大部件的对合顺序分析<sup>[8]</sup>,或基于三维外形数字模型的流程顺序设计。事实上,在国外一些研究中已经注意到了飞机总装过程中系统集成、功能实现的重要性与复杂性及其对流程带来的影响<sup>[9-10]</sup>。按照 Whitney<sup>[7]</sup>的观点,飞机装配工艺设计应首要关注装配的技术实现,再面向制造运营开展设计与优化,二者随后进一步迭代设计。类似的,飞机总装集成设计也应优先关注具体工艺流程形成的机理与约束,特别是产品功能关键特性形成的刚性技术约束。复杂系统总装集成的难点往往来自于产品设计信息之间的交联与依赖关系。如果在飞机总装工艺设计中一旦对此识别不够,或仅以生产运营需求驱动总装集成设计,容易出现产品功能实现过程中有效集成、有效验证不够的风险,甚至影响飞机后续使用安全。

## 飞机复杂系统在总装过程中的集成与应用框架

### 1 飞机总装的集成对象与工艺流程

系统的系统(System of Systems)是现代飞机的典型特征,如果将飞机结构也看作飞机的一个分系统,则传统上整机可以分解为结构分系统、机电分系统、航电分系统和任务分系统<sup>[11]</sup>。结构分系统、机电分系统表现出了很强的物理依赖特性,部件/子系统之间的物理连接尺寸、空间交联依赖关系较多,比如起落架装置与飞机结构的物理协调关系、机翼与机身连接的协调关系等。而航电分系统、任务分系统更偏向于基于信息集成的交联特性,比如导航控制与显示控制的信息交联、传感器/载荷/环境与任务计算之间的信息交联等。随着飞机系统综合化、一体化的发展趋势,机电分系统由原来以物理集成为主,开始具备越来越多的信息集成特性和功能集成特性,新一代飞机机电分系统的燃油系统不但与飞机结构整体

表1 广义装配与狭义装配分类

Table 1 Classification of assembly in the large and small

领域	层级	应用举例
广义装配	商业层级	市场规模和产量; 产品谱系; 产品升级; 产品复用; 采购和供应链
	系统层面	数据管理和控制; 质量管理; 子装配; 装配顺序; 人力投入; 自动化装配; 工艺布局
狭义装配	技术层面	单个零部件质量; 单个零部件连接、对合; 零部件物流、准备、配送; 手工装配与自动装配选择; 装配经济性; 人因工程分析

油箱、环境控制系统存在较强的物理连接关系,更将燃油油量、温度、流量等信息融入到了飞机重心控制、飞行控制、综合任务管理中,具备了更多的功能性集成特性。现在更多的飞机开始将传统的机电分系统改为飞行器管理分系统。

飞机总装工艺流程中的两大类工作安装与试验,可以分别对应上述的物理性集成与功能性集成。安装类的物理性集成主要涉及飞机产品真实物理实体的安装,一般包括结构部件/段件、大型装置(如发动机)、机械管线、电气网络、电气设备的安装;功能性集成主要涉及产品功能实现的交联关系的测试验证,其交联类别可总结为能源类、热交换类、控制类与数据类<sup>[12]</sup>。上述两种集成在飞机总装主线工艺流程中,其表达如图3所示。

在图3中,从左至右是飞机总装集成的主线工艺流程及其对应的集成类型的大体分布。在脉动式工艺布局时,站位1至站位5同时代表飞机在生产线上的物理位置和工艺流程阶段;而在采用固定位置工艺布局时,图3中站位1至站位5仅表示主工艺流程的5个顺序阶段。从飞机总装集成的工艺流程特点上看,流程前期安装工艺流程多,后期试验测试工艺流程多,安装与试验在主线流程上是交替进行的,即物理性集成与功能性集成互相交替。

## 2 从技术依赖关系的集成到生产运营需求的集成

“产品特性—工艺流程—生产运营”是产品研制在制造系统中技术分解的一般过程,包括了产品信息分解、工艺技术适配、制造集成再到运营执行的活动。这一过程也是“如同规格(As-specified),如同设计(As-designed),如同计划(As-planned),如同制造(As-manufactured)”的工程信息传递过程的一部分。飞机复杂系统总装集成机理的分析研究,应面向上述技术分解的一般过程,首先

对总装工艺流程形成的过程以及飞机产品的技术依赖关系进行研究和识别。空客公司的Altfeld<sup>[13]</sup>提出了一种从产品结构分解(PBS)到工作结构分解(WBS)的方法,即将产品装配设计结构(Product & assembly tree, PAT)旋转90°,同时引入时间轴的方法得到面向计划运营的甘特图(图4)<sup>[13]</sup>。

图4所示产品装配结构PAT是产品架构的组成部分,包括飞机结构分系统、主要飞机分系统及其下级子系统、部件/组件等。在Altfeld<sup>[13]</sup>的方法中,通过90°旋转PAT的方式,将待集成的物理部件及其关联的试验验证映射到时间轴上,形成基于PAT构成架构的单个产品分系统(结

构或系统)的初始集成顺序。由于飞机结构的产品设计工艺分离面与设计分离面在空间布置、容差分配、装配顺序等方面可以通过产品信息的架构与层次较好地统一和组织起来,上述简易方法在获取初始结构装配顺序时易于实现。相对的,由于飞机总装阶段除了一些结构补充安装、结构大部件对合外,主要进行多个飞机系统的安装、调试与试验,涉及多领域、多专业的飞机机载系统特性,且飞机系统的设计分离面与飞机总装的工艺分离面往往不一致,无法直接通过产品装配结构树(如PAT)统一起来。因此,在获取飞机复杂系统的初始集成顺序时,就需要在Altfeld<sup>[13]</sup>的简易方法的基本原则上一进一步改进。

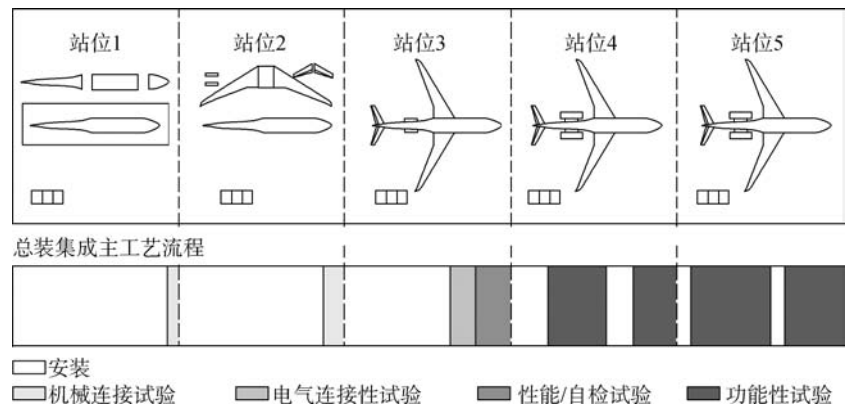


图3 物理性与功能性集成在飞机总装工艺流程中的一般关系示例

Fig.3 General illustration of relationship between physical and functional integration in aircraft final assembly processes

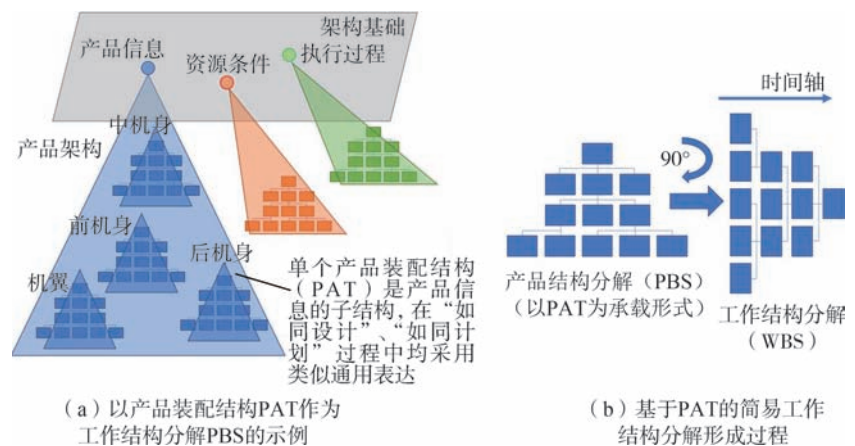


图4 从产品结构分解到工作结构分解的简易方法

Fig.4 A simplified method to generate WBS from PBS

如图 5 所示,假设已有飞机系统 A、系统 B、系统 C 按照图 4 (b) 的方法得到了单个系统的安装与试验初始工艺流程,即“如同计划(As-planned)”的流程结果。对于每一个系统而言,其物理性集成与功能性集成关系都正确地表达出自身的流程结果。但知道了每一个系统的初始

工艺流程,并不等同于能够直接获取飞机复杂系统总装的完整工艺流程。在引入了总装工艺流程完整时间维度的情况下,其集成结果示例如图 6 所示,在保留了系统 A、系统 B、系统 C 基本安装与试验工艺流程逻辑关系的基础上,进行了二次集成和流程重构。在这一集成过程中,包括了

基于各系统技术依赖关系的集成和制造生产运营需求的集成,最终得到“如同制造(As-manufactured)”的总装工艺流程。由技术依赖关系决定的单个系统安装与试验工艺流程,以及多系统二次集成后的安装与试验工艺流程是后续面向生产运营集成的基础<sup>[14]</sup>。

2.1 基于技术依赖关系的集成

如上文所介绍,在飞机总装工艺过程中既有物理性的机载系统安装集成,又有功能性的单系统、多系统功能试验验证。从图 6 中还可以看出,物理性集成是功能性集成的支撑,装机系统、部件是进行阶段性功能性试验(Functional test)的基础,而功能性集成又是物理性集成质量好坏的验证、评价手段。要使飞机多系统环境下的两种集成有序进行,在承接飞机多系统交联方面,还需要产品功能实现层面的顶层功能性牵引和组织。一般来说,物理性集成对应于传统飞机装配专业中的空间位置、物理尺寸、材料应用;功能性集成对应于飞机特设专业中的机电、动力、航电等专业。按照系统工程对于功能性交联关系的分类,可以分为能源、热交换、控制、数据等几种技术依赖关系<sup>[12,14-16]</sup>。因此,安装与安装、安装与试验、安装与试验之间的技术依赖

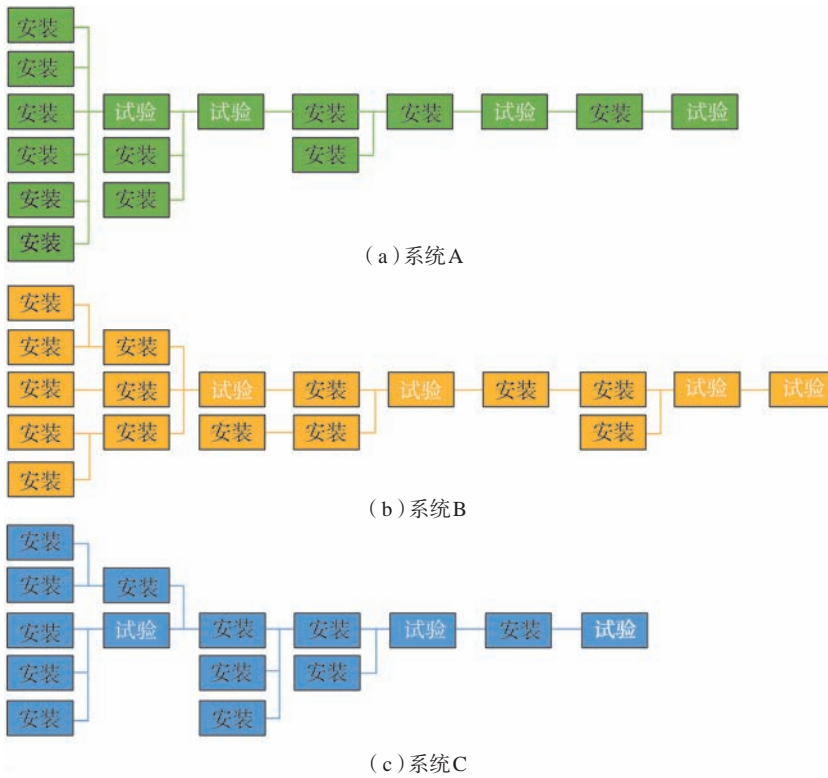


图5 基于单个系统PBS得到的安装与试验工艺流程WBS  
Fig.5 Installation and test process WBS generated from a single system PBS

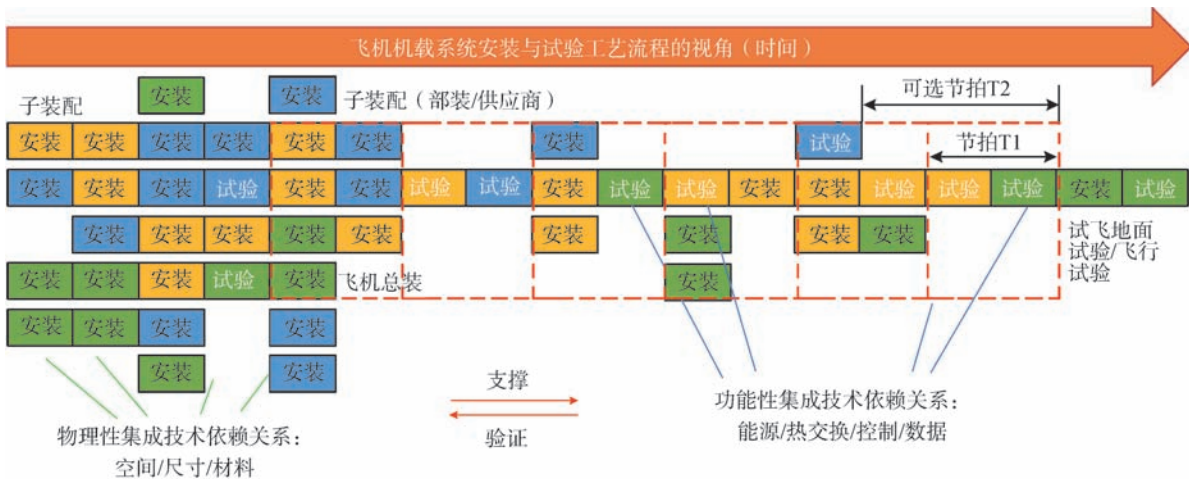


图6 从技术依赖关系的集成到生产运营需求的集成  
Fig.6 Integrations from technical interdependences to production operations requirements

关系可以细分归纳为表 2 所示关系。

## 2.2 基于生产运营需求的集成

在图 6 中,按照技术依赖关系获得了飞机总装各系统初始工艺流程后,开始对生产运营需求进行集成,经过进一步完善、多次迭代得到可供实际运营的总装工艺流程。这一迭代既包括由产品设计新增变更带来的初始工艺流程调整,也包括关键生产运营需求变化引起的工艺流程适配。但总体来说,产品技术特征,以及由于产品功能实现的关键技术要求带来的工艺流程中的工艺要求、流程节点是刚性的、保持不变的。从这个意义上看,生产运营需求影响的始终是工艺流程关键节点之外的部分。这些生产运营需求包括:制造策略、生产能力、资源条件、运营执行,具体如制造策略确定、供应商选择、供应链匹配、生产节拍平衡、人力资源配置、安全生产等。

在图 6 的初始工艺流程中,红色部分框线表达了制造策略的选择结果,即根据具体的制造生产能力对飞机总装主线工艺过程阶段、部件装配/子装配阶段、试飞试验阶段的界面选择:红色框线内是飞机总装阶段,框线前端外部为子装配(部件/供应商),框线外部后端为试飞地面/飞行试验。总装之外的子装配工作的划定,支撑了主要结构段件供应商的选择与能力匹配的集成。而在年度飞机生产任务目标作为输入的基础上,可以完成对飞机总装的站位数量设计,以及主线工艺过程的生产节拍设计:选择节拍 T1,或者在生产平衡后确定可选节拍 T2。

## 应用框架及初步案例设计

### 1 飞机复杂系统总装集成设计应用框架

2004 年空客公司定义了其产品全生命周期模型,明确了从“建立产品概念 M0”至“飞机基本型研制结束 M14”各阶段里程碑的任务<sup>[17]</sup>。

2013 年,空客公司在此全生命周期模型的基础上,进一步明确了飞机产品设计与装配线设计协同的并行工程模型(图 7)<sup>[18]</sup>。该模型将飞机装配线设计细分为概念、定义、研制 3 个阶段,与飞机产品设计的概念、定义、研制 3 个阶段并行。在这种模式下,产品全生命周期模型中里程碑 M3、M5、M9 分别对应的“如同规格”、“如同设计”、“如同准备”产品架构信息就可以与装配线工艺设计进行有效的设计交互与迭代,即产品概念设计阶段的输出,如飞机规格指标、顶层功能及架构、制造工艺需求等可以快速支撑装配线的总体概念、工艺设计;而产品定义阶段的系统、子系统规格指标、功能逻辑、装机系统初步分区等工程信息可以快速支

撑装配线的初始设计、能力计算仿真分析、工艺总体方案、制造策略决策。最终,里程碑“开始总装 M9”之前的详细产品设计、详细模型可以支撑总装生产线的详细设计,如细化工艺流程、产品路径仿真、物流配送仿真、人因工程仿真等。

李涛等<sup>[14]</sup>于 2020 年提出了基于系统工程 RFLP (Requirements-functional-logical-physical, 需求-功能-逻辑-物理)架构的飞机总装工艺流程设计方法,其核心逻辑之一是承接 RFLP 架构定义的飞机系统设计的架构特性与交联关系,通过 RFLP 各视图之间的双向追溯关系,来解耦飞机总装工艺设计所需的工程信息。图 7 中的并行工程模型为应用这一方法设想提供了交互环境

表 2 技术依赖关系分类  
Table 2 Classification of technology dependencies

工艺流程交联	集成类别	技术依赖关系元素
安装与安装	物理性集成	空间位置; 物理尺寸; 材料应用
试验与试验	功能性集成	能源; 热交换; 控制; 数据
安装与试验	功能性支撑与验证 (产品功能实现的组织)	飞机层级功能; 系统层级间功能交联; 子系统层级间功能交联; 部件层级间功能交联

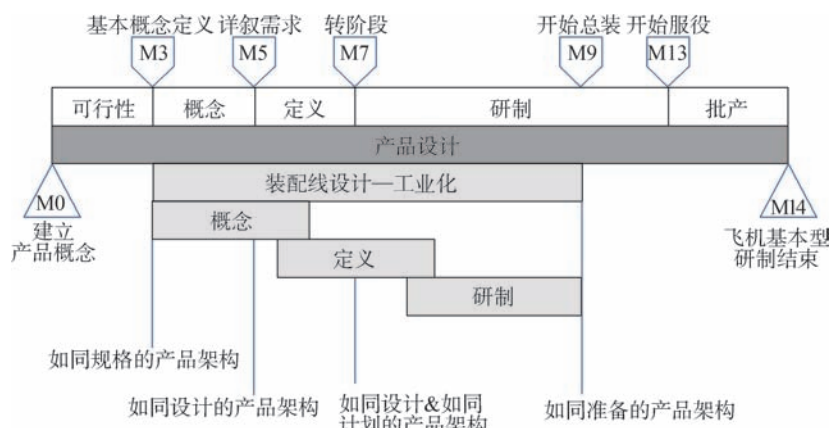


图 7 空客公司飞机产品设计与装配线设计并行工程模型

Fig.7 Concurrent engineering model of product design and assembly line design in Airbus

基础和基于“如同规格—如同设计—如同准备”的数字线索应用场景。

基于上述 RFLP 模型方法,提炼出了飞机复杂系统总装集成设计的一般性方法(图 8)。其中,利用分层级的产品技术依赖关系引导和牵引总装工艺流程分阶段构成是其核心思想;左侧基于自顶向下的产品特征的逐层分解,以及在 PBS 的有构成过程中形成的阶段性工程信息是其输入前提;右侧自底向上的产品实物“安装—试验—安装—试验”物理性与功能性交替的集成过程是该方法具体的关联应用支撑场景。在上述系统工程的“V”模型中,数字线索按照产品实物集成过程中验证与评估(Verification & validation, V&V)的需求,有效联系与贯穿产品设计、工艺设计和实物集成的各阶段。

图 8 中总装集成设计的步骤包括以下 3 步。

(1) 在产品概念、定义阶段。利用飞机系统架构框图、功能逻辑关系,进行主要系统试验逻辑架构设计,完成顶层机上试验的流程设计,

支撑飞机总装整机地面静态试验,初步明确所需子系统试验。

(2) 在产品定义阶段。利用飞机各系统、子系统总体布局的三维模型,进行各系统、子系统试验流程设计,完善试验逻辑架构,初步明确所需物理性集成。

(3) 在产品定义、研制阶段。利用子系统、部件装配详细模型,在符合功能性技术依赖关系的前提下,进行详细的安装、预安装规划与工艺流程详细设计,明确所需子装配(或部装)、供应商的装配工作任务。

## 2 技术依赖关系识别初步案例分析

应用图 8 所示框架方法进行总装集成设计首先需要对产品技术依赖关系进行识别和分析,进而开展飞机总装顶层机上试验流程的设计,即通过功能性技术依赖关系牵引出各项功能与功能之间集成顺序,结合产品功能实现的组织层次“部件层—子系统层—系统层—飞机层”,形成功能集成验证的顶层试验工艺流程。整个顶层试验流程的形成过程就是支撑正向研制和工艺设计的数字线索中的“线索元素”部分。以图 9 中

的大型运输机作为案例对如何识别产品技术依赖关系,以及如何进一步扩展构成总装顶层试验工艺流程进行初步分析。

图 9 展示了产品定义阶段初步的飞机各系统架构原理框图和系统总体布局信息。该案例中包括了电气系统、航电系统、环境控制系统和燃油系统 4 个主要机载系统,在原理框图和三维模型中以不同的颜色进行区分。按照产品设计早期阶段能够提供的系统顶层功能信息、原理架构框图中的交联元素,结合表 2 中介绍的技术依赖关系分类,可以初步识别图 9 中的产品设计信息。同时,表 2 中按照产品功能实现的过程关系,可以初步按照一项产品功能对应一项飞机机上试验的方式,概念性地构建出顶层机上试验架构逻辑层次(表 3)。

在表 3 的例子中,首先对每个系统的顶层功能进行描述,并按照表 2 中的 4 种依赖关系类别,分析了实现该顶层功能所需的其他系统功能,如“进行电源分配和输送”属于控制类,需要“电气网络提供传输介质”、“电气系统提供电源电能”来实

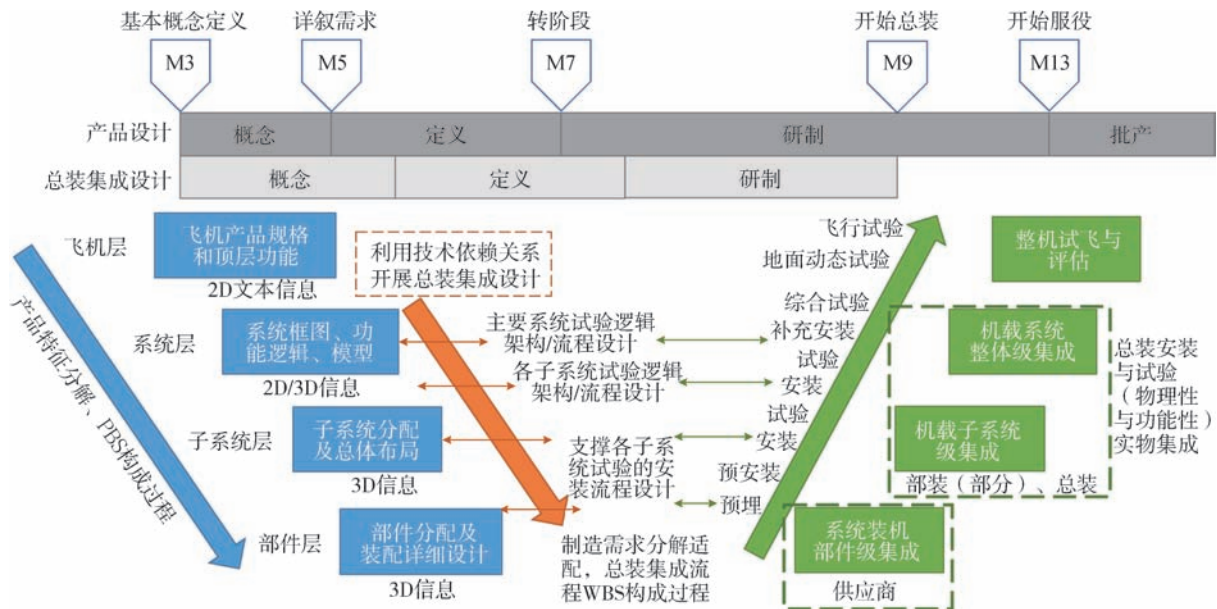
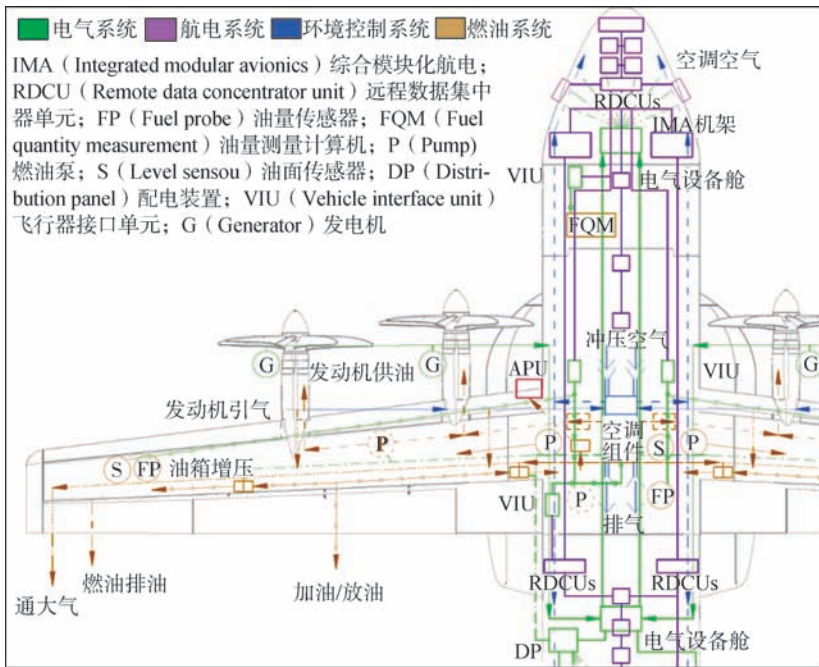
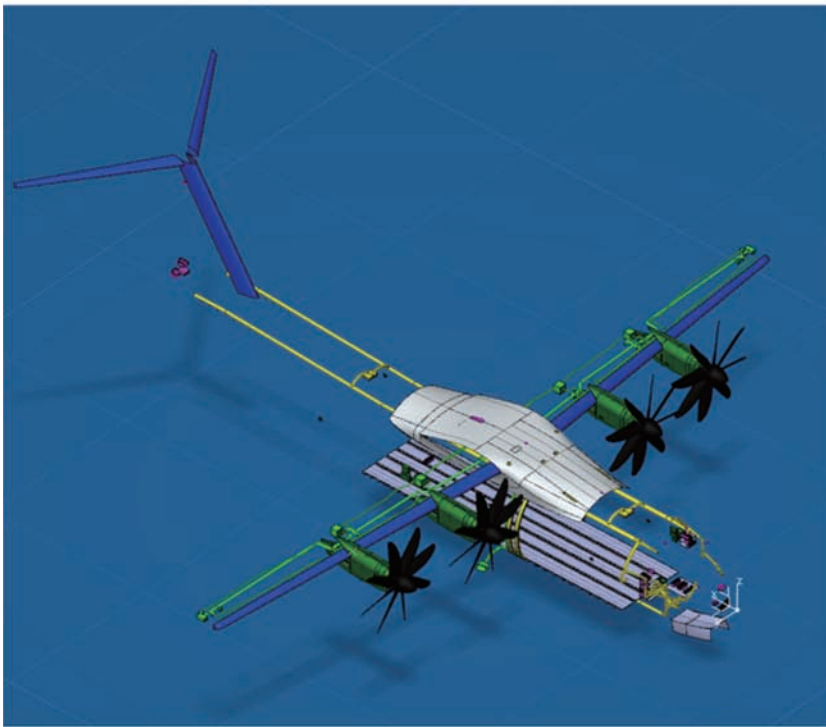


图8 飞机复杂系统总装集成设计应用框架

Fig.8 Framework of aircraft complex systems integration design at final assembly stage



(a) 飞机各系统架构原理框图



(b) 飞机定义阶段各系统总体布局三维模型

图9 技术依赖关系识别与分析案例

Fig.9 Case study of technology dependencies identification and analysis

现飞机直流、交流电能的输送功能和配送控制功能。基于上述依赖关系可以确定该项功能在本系统内或其他系统的依赖逻辑关系,以及实现该

项功能所需的飞机试验,如“电源配电电压检查”试验需要“地面电源上电检查”试验,而“地面电源上电检查”试验又需要飞机“电气网络连通

性检查”试验;类似地,在多系统的依赖关系方面,燃油系统“通气增压系统逻辑检查”依赖于“环控系统引气控制逻辑检查”,而“环控系统引气控制逻辑检查”依赖于“电源配电电压检查”。在将对应的试验项目划分为试飞阶段、总装阶段、部装阶段,并分别用A、B、C和层次数字进行标示后,可以得到顶层的试验工艺流程为:试飞“A0-A1-A2-A3-A4”—总装“B0-B1-B2-B3-B4-B5”—部装“C0”的各系统顶层试验流程初步设计结果。按照图9(b)中的各系统初步布局,可以在试验工艺流程的结构下分别扩展出完成该项试验所需的物理部件,在产品研制阶段设计装配信息细化时,开展装配约束关系的分析和再设计,进行物理性集成依赖关系“空间、尺寸、材料”类的识别与分析,进一步细化飞机安装与试验流程。

## 结论

本研究从系统工程的角度讨论了飞机复杂系统与飞机总装集成间的内在联系,即飞机总装集成的实质是产品复杂系统特征在生产制造阶段的集成。在分析了飞机总装集成工艺流程形成机理的基础上,面向飞机研制的产品全生命周期,应用数字线索将产品设计特征、特性与总装集成设计、产品实物集成需求联系了起来。在此基础上,提出了总装集成设计的一般性方法框架,即通过产品功能牵引试验流程设计,再通过试验流程设计牵引安装流程设计,以满足复杂产品功能性与物理性集成过程中的有效验证、有效评估的要求。在当前的初步研究中,采用了飞机早期设计阶段的概念方案、产品初步定义信息来支撑飞机复杂系统总装集成设计方法案例研究。从该初步案例研究结果可以看出,功能性技术依赖关系在获取飞机顶层试验流程上是可行的。

下一步工作将基于初步研究成

表3 基于功能性技术依赖关系的顶层试验流程设计举例

Table 3 Example of top test process planning based on functional technology dependencies

输入		识别		输出		
系统	顶层产品功能(示例)	交联类别	功能性技术依赖需求	机上试验项目概念设计	试验架构层次	是否总装阶段
航电系统	判断和处理航电信息	控制	需电气系统提供电源电能	航电系统试飞阶段试验	A0	否,试飞地面
				航电系统机上综合试验	B0	是,静态部分
	传输交换航电数据	数据	需电气系统提供电源电能	航电系统上电检查	B1	是,静态部分
燃油系统	提供散热燃油冷源	热交换	需发动机工作 (动力装置系统,图9范畴以外系统)	燃油系统发动机开车检查	A1	否,试飞地面
			需飞机结构油箱密封 (飞机结构,图9范畴以外系统)	油箱结构密封性检查	C0	否,部装流程
	进行输油和发动机供油	控制	需电气系统提供电源电能	供输油系统逻辑检查	B2	是,静态部分
	进行油箱增压	控制	需环境控制系统提供引气	通气增压系统逻辑检查	B2	是,静态部分
电气系统	提供发电电能	能源	需发动机工作 (动力装置系统,图9范畴以外系统)	电源系统开车检查	A4	否,试飞地面
	提供地面电能	能源	需地面配套电源 (地面工艺设施系统,图9范畴以外系统)	地面电源上电检查	B3	是
	进行电源分配和输送	控制	需电气系统提供电源电能	电源配电电压检查	B4	是
			需电气网络提供传输介质	电气网络连通性检查	B5	是
环境控制系统	提供航电设备制冷源	热交换	需地面空调冷气源 (地面工艺设施系统,图9范畴以外系统)	环控输送管网密封性检查	B5	是
			需发动机引气源和外部冲压空气	环控系统发动机开车检查	A2	否,试飞地面
	提供客舱空调空气	热交换	需地面空调冷气源 (地面工艺设施系统,图9范畴以外系统)	环控输送管网密封性检查	B5	是
			需发动机引气源和外部冲压空气	环控系统发动机开车检查	A2	否,试飞地面
	提供发动机引气动力源	能源	需电气系统提供电源电能	环控系统引气控制逻辑检查	B3	是
			需发动机工作 (动力装置系统,图9范畴以外系统)	环控系统引气开车压力检查	A3	否,试飞地面

果对产品设计信息进一步细化,开展物理性集成技术依赖关系的分析,测试物理性约束对初始试验工艺流程的影响,以及面向生产运营操作层面的约束对工艺流程结果的影响,进一步迭代流程设计。

### 参考文献

[1] MOIR I, SEABRIDGE A. Aircraft systems: Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration, third edition[M].

Washington, DC: AIAA, Inc., 2008.

[2] THOMAS E, THOMAS O, BIANCONI R, et al. Towards enhanced process and tools for aircraft systems assessments during very early design phase[C]//Proceedings of the 11th International Modelica Conference. Versailles, 2015.

[3] Society of Automotive Engineers. ARP4754A: Guidelines for development of civil aircraft and systems[S]. (2010-12-21)[2021-03-10]. <https://www.sae.org/standards/content/arp4754a/>.

[4] Airbus. Final assembly and tests[EB/OL]. [2021-03-10]. <https://www.airbus.com/aircraft/how-is-an-aircraft-built/final-assembly-and-tests.html>.

[5] BAUDIN M. Lean assembly: The nuts and bolts of making assembly operations flow[M]. New York: Productivity Press, 2002.

[6] MOIR I, SEABRIDGE A. Design and development of aircraft systems[M]. Chichester: John Wiley & Sons, Ltd., 2012.

[7] WHITNEY D E. Mechanical assemblies: Their design, manufacture, and role

in product development[M]. New York: Oxford University Press, 2004.

[8] 王青, 温李庆, 李江雄, 等. 基于Petri网的飞机总装配生产线建模及优化方法[J]. 浙江大学学报(工学版), 2015, 49(7): 1224-1231.

WANG Qing, WEN Liqing, LI Jiangxiong, et al. Modeling and optimization for aircraft final assembly line based on Petri net[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2015, 49(7): 1224-1231.

[9] SCOTT H A. Modelling aircraft assembly operations[C]//Proceedings of 1994 Winter Simulation Conference. New York: IEEE, 1994: 920-927.

[10] FRANKENBERGER E. Concurrent design and realization of aircraft production flow lines—Process challenges and successful design methods[C]//Proceedings of ICED 2007, the 16th International Conference on Engineering Design. Paris, 2007.

[11] MOIR I, SEABRIDGE A. Vehicle systems management[M]//Encyclopedia of Aerospace Engineering. Hoboken: John Wiley & Sons, Sons, Ins., 2010.

[12] LI T, LOCKETT H, LAWSON C. Using requirement-functional-logical-physical models to support early assembly process planning for complex aircraft systems integration[J]. Journal of Manufacturing Systems, 2020, 54: 242-257.

[13] ALTFELD H H. Commercial aircraft projects: Managing the development of highly complex products[M]. London: Routledge, 2010.

[14] 李涛, 叶波, 罗鑫. 基于RFLP模型的飞机复杂系统总装工艺流程设计[J]. 航空制造技术, 2020, 63(6): 24-31.

LI Tao, YE Bo, LUO Xin. Final assembly process planning of aircraft complex systems based on RFLP models[J]. Aeronautical

Manufacturing Technology, 2020, 63(6): 24-31.

[15] KOSSIAKOFF A, SWEET W N, SEYMOUR S J, et al. Systems engineering principles and practice[M]. 2nd ed. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 2011.

[16] OTTO K, WOOD K. Product design: Techniques in reverse engineering and new product development[M]. New Jersey: Prentice Hall, 2001.

[17] PARDESSUS T. Concurrent engineering development and practices for aircraft design at airbus[C]//Proceedings of 24th International Congress of the Aeronautical Science. Yokohama, 2004.

[18] MAS F, RÍOS J, MENÉNDEZ J L, et al. A process-oriented approach to modeling the conceptual design of aircraft assembly lines[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 67(1-4): 771-784.

## Preliminary Research on Aircraft Complex Systems Integration at Final Assembly Stage

LI Tao, JIANG Min, YE Bo

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

**[ABSTRACT]** A modern aircraft is equipped with a large number of advanced systems today to meet the mission requirements when operating in complicated working conditions. This leads to the ever-increasing complexities in aircraft system architecture, control interactions, information exchange. Difficulties are also found both in development and integration in manufacturing stage. The nature of aircraft final assembly process is the final integration of complex systems at manufacturing stage. Installations and tests, or physical and functional integration are two main final assembly activities that support each other. The integration design of aircraft final assembly aims firstly to plan the overall process with installation and test tasks towards the aircraft architecture from components, sub-systems, systems and aircraft. A proper integration sequence allows satisfying the comprehensive aircraft function verification that prevents technology and quality hazards in the integration processes. From the systems engineering thinking, this research analyses the relationship between introduction of product functionality and requirements of production operations. Based on that, a methodology of model-based final assembly integration framework is proposed with general engineering path towards axiomatic process design and collaboration of product design and process planning. An initial case study is also used to have a preliminary analysis of different system dependency aspects influence on integration process planning.

**Keywords:** Complex systems; Aircraft final assembly; Assembly integration; Systems engineering; Modelling framework  
(责编 逸飞)



# 脉动生产线

Pulse Production Line

研究飞机先进移动装配技术,更深入地推进精益生产的理念和方法,同时研究在其他领域,包括仪表和航电系统、飞机附件、发动机装配中采用移动式装配线的可行性,通过建设移动装配线提升飞机制造技术、生产管理和供应链管理的水平和效果。



引文格式: 方水良, 刘猛男, 鲜果, 等. 飞机移动装配线——脉动与续动[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 40-50.

FANG Shuiliang, LIU Mengnan, XIAN Guo, et al. Aircraft moving assembly line—pulsation and continuation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 40-50.

# 飞机移动装配线——脉动与续动

方水良, 刘猛男, 鲜果, 秦永辉, 田雨辰

(浙江大学, 杭州 310027)

[摘要] 针对飞机总装生产过程的保质量、提速度、降成本、增效益的迫切需要, 查阅了国内外有关飞机整机及其关键部件装配线的大量文献资料, 分析总结了脉动线和续动线的特性及其国内外应用情况, 归纳综述了移动装配线在优化规划设计、装配工序平衡优化调度、物料供应优化管理、装配线智能管控等方面的研究现状, 分析建立了移动装配线分析设计的霍尔三维模型, 综合提出了移动装配线研究开发的几个建议; 最后通过典型飞机移动线案例计算分析, 对比了脉动装配线和续动装配线的装配效能, 验证了续动线比脉动线具有更高的人时利用率以及更高的飞机装配效率。

关键词: 飞机总装配; 脉动线; 续动线; 装配线平衡; 装配任务调度

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.040



方水良

副教授, 博士, 研究方向为系统建模与仿真优化、数字孪生、智能优化算法、云制造和飞机装配系统建模优化。

随着社会经济的迅速发展和国际形势的不断变化, 我国对商用飞机、军用飞机、通用飞机等的需求和

研制任务量不断增长<sup>[1-2]</sup>, 研究开发成本更低、效率更高、质量更好的飞机装配线具有重大的战略意义。飞机总装配是飞机制造过程的最后关键阶段, 涉及大部件对接、导管线缆敷设、发动机安装、系统检测等大量工作; 总装过程的精度要求高、专业性强、人工操作工作量大、生产资源管控难, 其组织和管理工作将直接影响飞机的产出速度和供应能力。为此, 以精益思想为核心的移动式总装线是飞机制造技术发展的必然趋势<sup>[3-4]</sup>, 是提高飞机制造水平、缩短飞机总装周期、提高飞机装配产能的主要举措。

当前, 国内各主机厂还是以传统的固定式(机库式)总装生产方式为主, 工人在固定站位上按照飞机装配工艺要求逐步完成总装配的各项装配任务或装配指令(Assembly order, AO)。装配过程中各工种人员、各种物料、工装设备等管理困难, 难以保

障飞机装配质量及其装配效率, 无法满足飞机总装配对集成化、精益化、智能化的需求。

从国内外典型应用分析可知, 移动式装配线的应用极大地提高了飞机装配线的精益化水平, 提高了装配效率及其装配质量, 降低了总装成本。但是当前国内脉动式飞机总装线尚处于发展初期, 其优越性未得到充分发挥, 而更先进的连续移动式(续动式)、集成式总装线还鲜有实施应用。随着数字化装配、柔性工装、智能物流、精益生产管理等先进技术和方法的不断发展, 在国内各飞机主机厂大力发展和实施飞机总装移动生产线已经成为可能<sup>[5-6]</sup>。

本文结合典型主机厂的实地调研, 并通过当前国内外相关研究成果、文献资料的综合分析, 综述了脉动式和续动式两种移动装配线的主要特点及其国内外应用情况, 从装配线优化规划设计、物料供应优化管

理、装配任务优化调度、装配线智能管控等方面综述了国内外研究现状,综合提出了飞机总装线的若干发展方向,最后通过典型飞机装配任务的续动装配线的优化调度计算,对比分析了续动线与脉动线<sup>[6]</sup>的效能差异,验证了续动线的装配高效性。

## 飞机装配线主要形式及其应用情况

通过广泛查阅,本研究选取 74 篇文献进行了较深入的分析,所选用的绝大部分文献发表于近 8 年,如图 1 所示;作者单位主要是国内外各知名主机厂、装配装备供应商以及重点航空院校,如表 1 所示。

### 1 飞机总装线主要装配任务

不同机型及其不同装配工艺的总装任务分解方式不同,典型的飞机装配任务包括(大)部件装配、大部件对接、翼盒装配、水平翼装配、平尾和垂尾装配、航电和机电系统安装、系统测试、整机测试交付等,具有工艺流程复杂、物料种类繁多、管理难度大等特点,需要根据装配工艺特点、装配工作量等合理安排各项装配任务的次序及其在装配线的不同位置。表 2 列举了几种典型的军机和民机总装配的任务分解及其装配过程,从中可知不同的机型的装配线具有不尽相同的装配任务分解方式。

### 2 飞机装配线主要组织形式

波音公司 Sarh<sup>[10]</sup>介绍了航天器需求量与其装配线形式的对应关系,提出总需求量 10 架以内一般采用人工装配,10~100 架采用半自动化装配,大于 100 架采用高效的自动化装配;可以说该规则同样也适用于飞机的装配生产组织。在选择合适的飞机装配线模式时,除了考虑飞机的装配总量以外,还需要考虑管理方面因素,包括企业所具备的精益生产素质,信息化、智能化、自动化基础,相关的零部件供应链的成熟性、稳定性等<sup>[1,7,11-12]</sup>。

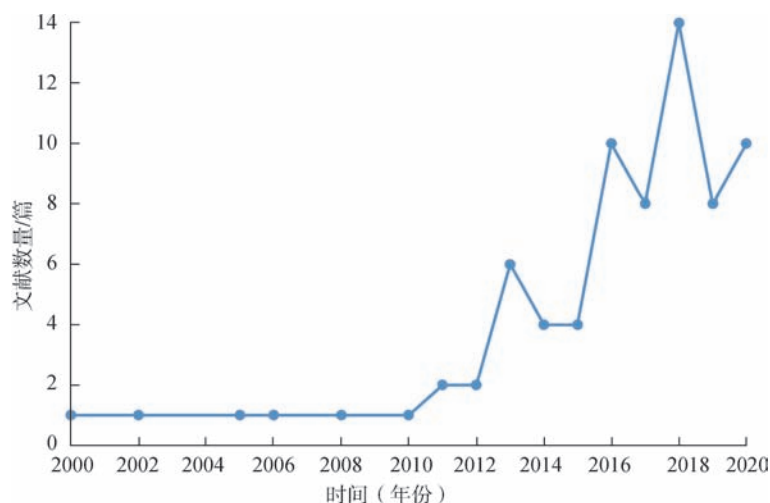


图1 参考文献的时间分布情况

Fig.1 Time distribution of reviewed literatures

表1 参考文献的来源单位情况

Table 1 Institution distribution of reviewed literatures

单位	文献数量 / 篇	单位	文献数量 / 篇
航空工业各主机厂和研究院所	19	同济大学	7
南京航空航天大学	6	南京理工大学	6
浙江大学	5	Airbus	5
金航数码	4	Boeing	4
北京航空航天大学	3	Electroimpact Inc	2
西北工业大学	3	Université Paris-Sud	1
贵州大学	3	Karlsruhe Inst. of Tech.	1
沈阳航空航天大学	2	高端装备产业研究中心	1
西南交通大学	1	—	—

表2 典型飞机总装配的任务分解安排

Table 2 Task decomposition and scheduling of typical aircraft assembly

飞机型号	总装配工艺过程
波音 737 <sup>[7]</sup>	<p>总装过程被划分到 9 个“Flow day”,即相对浮动的工作站位,即 Day1~2: 系统集成,机身通过专用工具均装配必要的部件; Day3: 大部件对接,翼身对接、起落架安装; Day4: 开始进入波音 737 移动装配线生产线,垂尾、平尾、货舱门、驾驶舱、地板、飞控系统、液压系统等安装; Day5: EDO、厕所安装架、热水处理器、电子舱等安装,并由后向前安装内饰; Day6: 货舱、电子舱、厨房、行李架安装,并开始测试; Day7: 舱内装饰完毕,电子舱完成 90%,地板和座椅等安装;继续有关测试工作; Day8: 移动生产线的最后一天,发动机、器具、照明系统等安装</p>
F-22 <sup>[8]</sup>	<p>(1) 前机身装配: 8200 站位装配轮舱和前油箱; 6000 站位检查前机身功能; 7000 站位安装进气道转向蒙皮、座舱侧蒙皮、座舱地板的基础件、座椅背的滑轨和支架、暖气管和其他主要零件; 6000 站位安装座舱中央控制台、航电支架以及其他配件;</p> <p>(2) 机体对接: 5000 站位对接前、中、后机身;</p> <p>(3) 总装: 起落架、机翼、垂尾平尾等安装,线缆敷设,液压系统连接和测试,电力系统和航电设备安装</p>
某国产机 <sup>[9]</sup>	<p>站位 1: 导管、电缆、操纵系统支座、拉杆等基础安装;</p> <p>站位 2: 液压、燃油、飞控、电气等系统成附件安装;</p> <p>站位 3: 起落架、发动机、机翼等大部件安装;</p> <p>站位 4: 通电、通压等功能测试;</p> <p>站位 5: 飞控系统调试、全机水平测量等;交付试飞站</p>

从资源组织管理角度分析,飞机装配一般可以分为资源集中式和资源分散式两种,其中分散式装配由于增加了并行装配的工位,改善了装配作业条件,因此可以提高劳动生产率,缩短装配周期,提高装配产能。对于飞机总装过程中大量的零部件、大部件的装配作业,按照集中或分散的装配原则,可以采用单点集中装配(固定式或机库式)、多点集中装配(脉动式)以及分散式装配(续动式——连续移动式),3种装配方式的具体特征如表3所示,其中脉动式是固定式向续动式发展的中间过渡形式<sup>[3-4,13]</sup>。

根据柔性程度、装配效率、自动化程度、精益程度、物料流转率、人员利用率、空间利用率等方面的特性,比较并绘制出3种总装模式的特性雷达图,如图2所示。一般来说,随着飞机总装生产线组织形式从固定式到脉动式再到续动式转变,其生产效率、自动化程度、精益程度、生产产能等逐渐上升,飞机制造成本逐渐下降,但是系统生产柔性逐渐下降、建设成本逐渐增加。飞机装配组织形式的选择可以参考下列3种方式。

- (1) 固定式。新机型试制,市场需求不明,小批量,多机型。
- (2) 脉动式。工艺成熟,市场需求稳定,中等批量,同一机型存在多种构型。
- (3) 续动式。工艺自动化程度

高,市场需求大,大批量,同一机型同一构型,物料供应链稳定。

### 3 国内外飞机移动装配线应用情况

飞机移动总装线技术最早源于二战期间,由于战争需要,福特汽车公司采用类似汽车流水线方式实现了8685架B24轰炸机的续动式装配,在生产效率、产品质量、成本等方面明显优于固定式飞机装配<sup>[4]</sup>。值得注意的是,B24的成功主要因为战争所带来的大批量生产需求,以及B24相对简单的产品结构等。

1998年,波音公司首先开始规划设计现代飞机装配的移动式装配线,并于2000年在Apache武直机的总装过程中实现了脉动式装配生产,2006年又在717客机的总装中实现了连续移动式(续动式)装配生产;随后波音在其主要机型737、757、777、787上也逐步扩大了脉动式生产线的应用<sup>[1]</sup>。同期,研发应用移动式装配生产线的公司及其机型还包括洛克希德·马丁的F-22和F-35、空客的A320和A380、庞巴迪的C100系列等。国内各主机厂自2010年起也陆续开始探索应用移动式装配生产线<sup>[7,14-15]</sup>。

按照建成时间的先后次序排列,国内外移动装配线的应用情况大致如表4所示。从表4可知,连续移动装配线(续动线)研发应用主要集中在2006年前,近十几年基本都采用

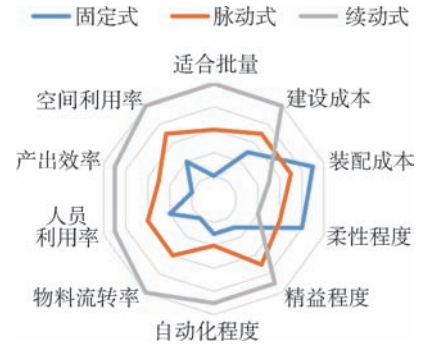


图2 3种飞机装配模式特性雷达图  
Fig.2 Radar chart of three aircraft assembly mode's characteristics

脉动装配线;正在建造和完善过程中的中国商飞C919总装线采用了续动式,其移动速度为0.6m/h<sup>[2,17,37]</sup>。

## 飞机移动装配线相关技术研究现状

国内外研究人员针对飞机移动装配线关键技术已经做了大量研究,主要包括装配线设计方法、装配线负荷平衡和装配任务优化调度、物流管理优化、装配线管控以及先进装配装备研制等。

### 1 装配线设计方法

空客公司建立了基于知识的装配线设计模型<sup>[38-39]</sup>,通过IDEFO功能模型记录装配线的概念设计过程,通过统一建模语言UML记录知识模型。在精益管理方面,空客公司使用测量时间法估计装配时间,并使用“七浪费”、价值流图等精益工具识别装配线的提升方向<sup>[40]</sup>。

在面向装配的设计(DFA)过程中,仿真对于评估不同的工艺过程、系统配置方案至关重要,为此空客公司构建了产品、过程、资源3个相互关联的知识单元,以支持建立飞机总装线的工业数字模型(iDMU)<sup>[38]</sup>。Ortegón<sup>[40]</sup>、Anselmetti等<sup>[41]</sup>提出了一种计算机辅助设计工具,从工艺、布局、生产、调度等视角分析优化不同的装配流程及其配置。

国内相关文献在装配线设计方

表3 3种飞机装配线形式及其特征

Table 3 Characteristics of three types of aircraft assembly lines

装配线形式	装配线的主要特征	
固定式(机库式)	固定式装配是飞机主体始终固定在某个站位内,所有装配工作都围绕该固定站位进行的一种生产形式;各种工种工人依次逐步完成飞机全部装配指令,所需的工装、设备、待装零部件等由工人根据工序进度到库房领用	
移动式	脉动式	脉动式装配线是将装配工作内容按飞机的功能模块分配至有限的几个相对固定的站位,飞机在站位内完成功能要求较为一致的装配工序,并按照固定的节拍在站位间脉冲式移动的一种生产线形式;工人在固定的站位上完成专业性较强的工作,所需的工装、设备、待装零部件等由专门的物料配送系统在规定的时间内配送到对应的站位旁
	续动式	续动式装配线是将飞机装配指令内容按照调度结果连续分布在装配生产线上,多架飞机沿生产线等间隔均匀排列,工人在各工作平台上作业并随飞机缓慢地移动,所需的工装、设备、待装零部件等由专门的物料配送系统准时配送到线边的准确位置

表4 国内外典型的飞机或部件移动装配线

Table 4 Typical aircraft or component moving assembly lines over the world

飞机型号或部件	飞机长度 /m	制造公司	建成时间 (年份)	移动方式	产线布局	脉动节拍或 移动速度	站位数	理论单架 装配时间	主要参考文献
B24 轰炸机	20.47	福特公司	1941	流水线	L 型	—	28	1d	[4]
波音 737-800	39.5	波音公司	1999	续动式	直线型	5.08cm/min	—	11d	[14, 16-17]
A340 机翼	翼展 60.30	宇航公司	1999	脉动式	—	—	—	—	[18-20]
C17 发动机	—	波音公司	2001	脉动式	U 型	—	14	—	[21]
波音 757-300	54.41	波音公司	2002	续动式	—	7.32m/d	—	60h	[14, 16]
F-22	18.90	洛克希德·马丁公司	2004	脉动式	U 型	—	—	—	[7, 18, 22]
F-35	15.47	洛克希德·马丁公司	2004、 2012	续动线、 集成线	直线型	1.22m/h	—	1d	[3, 8, 12, 14-15]
A380 机翼	翼展 79.75	空客英国公司	2005	脉动式	—	14h 移动一次	14	—	[14]
波音 717	37.8	波音公司	2006	续动式	—	—	—	—	[23]
波音 777	73.76	波音公司	2006	续动式	U 型	4.1~4.8cm/min	—	—	[4, 14, 16, 22, 24]
波音 787	57	波音公司	2007	脉动式	直线型	—	5	—	[15, 16, 25]
AH-64 武装直升机	17.76	波音公司	2008	脉动式	J 型	—	10	—	[4, 16]
A320	37.57	空客天津总厂	2008	脉动式	—	—	—	—	[26-27]
L162	6.95	航空工业沈飞	2009	脉动式	U 型	—	6	4h	[28-29]
CFM/V2500 发动机	—	德国汉莎航空	2010	脉动式	—	—	—	—	[30]
JH-7A “飞豹”	22.3	航空工业西飞	2010	脉动式	—	—	—	—	[16]
CFM56 发动机	—	法国 Snecma	2011	脉动式	—	—	5	—	[30]
AW-159 型直升机	13.5	阿古斯特·维斯特兰	2011	脉动式	—	—	—	—	[27, 30]
A350	60.54	空客公司	2012	脉动式	—	—	—	—	[16]
L-15	12.27	航空工业洪都	2012	脉动式	—	—	5	9d	[9]
歼 10 翼面部件	16.43	航空工业成飞	2013	脉动式	—	—	—	—	[31]
C100	34.9	庞巴迪公司	2016	脉动式	—	—	—	—	[12]
国产某歼击机	—	航空工业	—	脉动式	直线型	—	4	60h	[32]
国产某战斗机	—	航空工业	—	脉动式	直线型	1 次 /2d	5	16h	[19, 22, 33-34]
国产某教练机	—	航空工业	—	脉动式	直线型	—	5	36h	[9, 26, 30, 35]
某民用飞机翼	—	航空工业	—	脉动式	直线型	—	4	14h	[27]
小型通用飞机	—	航空工业通飞	—	脉动式	U 型	—	8	24h	[36]
C919	38.9	中国商飞	完善中	续动式	直线型	0.6m/h	—	65d	[2, 17, 37]

面主要研究分析了考虑物流配送的装配线布局优化问题。严金凤等<sup>[42]</sup>应用系统布局设计(SLP)方法,考虑各站位间的物流和非物流强度关系,通过定性和定量综合分析获得了较优的总装脉动生产线布局方案;马小丽<sup>[43]</sup>将 SLP 方法和一般设施布置

步骤相结合,减少了某型飞机总装厂房物料搬运量;段胜文<sup>[33]</sup>通过采集飞机脉动总装线生产物流数据,建立了飞机总装过程的生产物流模型,分析提出一种飞机脉动总装线生产物流理想布局方案。

在具体实施层面,杨文等<sup>[2]</sup>总结

出一种飞机移动装配线总体设计模式,其主要设计流程包括产品工艺分析及其工艺方案确定、装配流程分析与规划、产能分析和厂房布局、装配资源选用与配置、部件交付与物流配送、节拍分析与产线平衡、标准化与生产线管控、仿真分析与反馈优化等。

参考霍尔(Hall)的三维建模分析方法论,本文对飞机移动装配线全生命周期进行3个维度建模分析,如图3所示。其中,“时间维”设定为装配线的规划设计维,表示移动装配线设计的主要过程,包括装配总量评估、装配线选型设计、厂房规划设计、物流配送系统设计、装配指令AO分解及其工时计算、人机料法环测(5M1E)规划设计等;“逻辑维”设定为装配指令AO执行过程维,主要针对脉动或续动装配生产线,在工艺路线和作业区域等约束条件下,分别进行脉动线的各工作站的AO组合优化及其调度,或者基于工种类型和装配线移动速度等条件,具体确定续动线各装配小组的AO组合及其作业时间和区间;“知识维”列举了装配线设计及其运行过程所需要的理论方法和技术,包括自动化定位技术、激光测量技术、SLP布局优化理论、5S等精益生产理论、仓储优化方法、5M1E管理理论、赛博物理系统/数字孪生(CPS/DT)理论方法等。飞机移动装配线的规划设计可以参考该霍尔模型进行。

## 2 装配线负荷平衡和装配任务优化调度

对于脉动装配线来说,其核心问

题之一是脉动节拍的确定和装配线的调度控制问题。脉动节拍取决于各站位的最长工作周期,不平衡的脉动装配线会造成生产资源的浪费,降低生产效率和产能。脉动装配线平衡问题具有并行操作多、资源约束多、不确定性大等特点,同时还要考虑站位间平衡以及站位内平衡两方面,相比传统装配线的平衡优化问题,其建模和求解难度更大。Silva等<sup>[44]</sup>研究分析了当装配线上具有可分解的装配任务时,如何基于这些装配任务的优化分解,实现整条装配线的任务负荷平衡及其优化调度;郑谐等<sup>[45]</sup>研究了脉动线站位内的班组任务分配均衡问题,在工艺、节拍、工时、人员技能等约束下,采用遗传优化算法确定班组数量及其作业顺序;汪圆<sup>[32]</sup>针对脉动线站位间的空程比、平滑指数、完工率等指标,在考虑工艺、时间、工序等约束条件下,采用模拟退火法进行了装配线的优化设计;潘志豪<sup>[6]</sup>针对脉动线站位间的平衡性指数、人员总数等优化问题,研究了装配线的3类平衡问题,考虑了装配线的工艺约束及其节拍等因素,通过遗传算法和布谷鸟算法等混合优化方法,研究确定了一个由76个装配任务组成的飞

机装配线的最优脉动站位数及其最优装配工人数。

在德国汉堡的空客A320系列总装过程中,Buergin等<sup>[46]</sup>研究了混合构型飞机的装配线订单调度问题,综合考虑各生产线间的工人共享情况,优化了混合飞机构型订单的装配线优化分配及其生产排序问题。Biele等<sup>[47]</sup>研究了由两个子系统组成的飞机装配制造系统,子系统1由并行的混合模型装配线组成,子系统2由相同的并行工作站组成;为了减少飞机装配线的生产成本和拖期,作者提出了多个步骤的启发式规则,并采用随机秘钥遗传算法优化了装配线的人工成本、库存成本、装配工期及其完工延误率。

但是目前国内有关连续移动装配线的装配任务调度优化及其生产线平衡问题的研究文献很少。

## 3 装配线物流管理优化

先进的物流管理体系是实现移动式,特别是续动式总装线的关键技术之一。国内外在飞机总装移动生产线的物流管理方面的研究主要包括飞机主体的站位间的搬运工装的设计、线边物料的配送调度、信息化物流管理系统开发3个方面。

Tang等<sup>[48]</sup>开发了基于机器视觉的飞机运输平台系统,安装在平台正面和背面的两个摄像头通过识别二维码来指导平台移动,以满足目标飞机的在站位置及其姿态精度要求。Jiang等<sup>[49]</sup>设计了一种具有重载能力及其全向可移动性的AGV系统,实现了大型飞机部件的自动运输。Flynn等<sup>[50]</sup>开发了一种基于地上导轨的运输系统,通过绝对值编码器提供定位反馈,实现物流系统与定位系统的高度集成,如图4所示<sup>[50]</sup>。毕修文等<sup>[51]</sup>将每个工位的工装设计为固定和可移动两部分,既实现了飞机部件在各工位间的平稳转运和精确定位,又能在各工位间局部或整体移动。

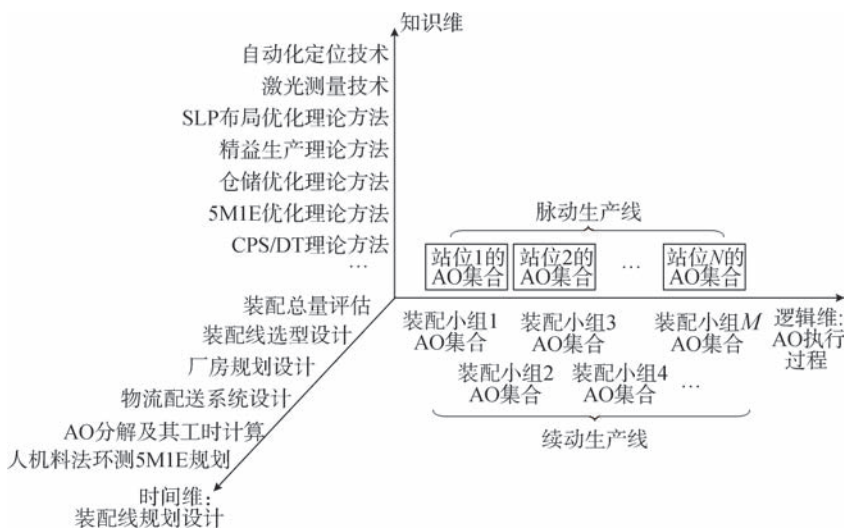


图3 飞机移动装配线规划设计的霍尔三维模型

Fig.3 Hall 3D model of aircraft moving assembly line design

严金凤<sup>[50]</sup>研究了飞机总装脉动生产线的物流资源冲突问题,提出了基于优先级的物流资源动态调度策略。沈梦超等<sup>[52]</sup>研究了飞机移动生产线物料JIT准时配送模型及算法,基于仓储、站位、运输人员和小车等约束条件,优化确定物料的配送方式;Lu<sup>[53]</sup>和陆志强<sup>[54]</sup>等研究了移动装配线边仓建模及其优化问题,基于装配线的移动速度、各装配作业的起始和结束时间等条件,研究确定相应物料的最优配送时间及其最优储存仓位。

张俊等<sup>[55]</sup>研究了脉动生产线的精益配送管理信息系统,实现了装配计划管理、成品配送、零件配送、工装夹具配送等功能,根据飞机交付进度及MBOM对每个站位进行准时化配送;栾书梅等<sup>[26]</sup>以物料配送主流程模型为驱动,以生产管控系统数据为输入,实现物料仓储补给、现场配送预警,并采用条码实现物料标识。

在考虑物料不确定性的动态调度、考虑资源约束的项目调度等方面,文献[56-57]针对具有不确定物料交付的飞机移动装配线的反应性调度问题建立了一个双目标模型,考虑了由于物料延迟交付带来的额外成本和时间,提出了一种基于机器学习的反应式调度方法;文献[58]分析了飞机移动生产线物料供应干扰的不同情况,将反应调度决策划分为固定决策和预测决策,以对装配计划影响程度最小化为目标,设计了两阶段禁忌搜索算法对问题进行求解;文献[59]将飞机移动装配线的基本调度问题表述为资源受限的项目调度问题,基于线边共享资源管理特点,通过更改作业优先约束,将项目划分为多个子项目,提高了调度效率。

#### 4 移动装配线管控

飞机移动装配线生产现场分布着大量的操作人员、自动化设备、工装夹具、待装物料等,生产现场的管理对装配过程至关重要。

文献[60]分析构建了基于总装过程5M1E信息的管控方法及其综合应用模型,开发了基于5M1E的飞机总装过程三维可视化及其过程管控的原型系统,初步实现了订单耗时动态预测、生产成本统计分析、产品质量回溯等基本功能,如图5所示。

孙元亮等<sup>[61]</sup>研究了基于物联网的飞机移动总装生产线管理技术,实现了装配过程中现场状态的实时采集、装配进度的跟踪控制、仓储物流的管理改进、装配过程的防错控制等;秦亚茹等<sup>[62]</sup>研究了基于马尔科夫链模型的脉动装配线运行状态预测,综合分析了人员、物料等因素对脉动线运行状态的影响;赵阳等<sup>[63]</sup>构建了飞机总装脉动生产线数字孪

生应用架构,并在此基础上研究了反应式计划调度、物流精准配送、智能作业指导、产线健康监视、资源迭代优化配置等方面的应用。

### 飞机移动装配线 研究开发的若干建议

#### 1 面向移动总装的部件模块化设计和装配

深入研究面向装配的飞机设计及其工艺规划(Design for assembly, DFA)技术,优化设计飞机装配工艺分离面等工艺结构、功能模块,从全生命周期的角度考虑飞机设计和工艺规划;积极采用决定性装配(Determinant assembly, DA),以骨架为基准的自动化装配、基于柔性装配

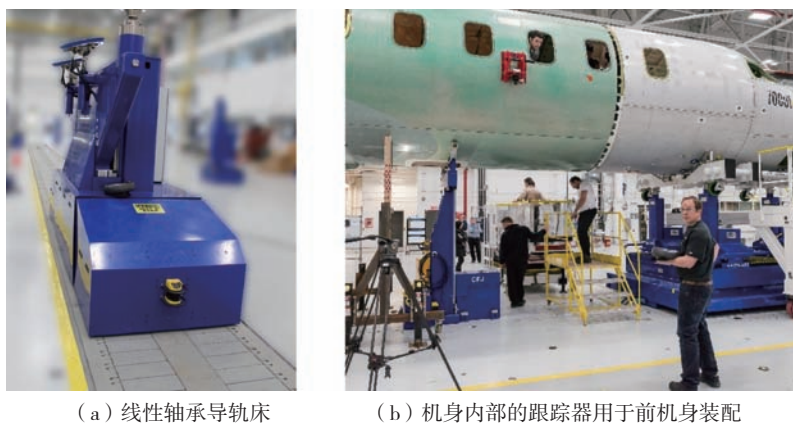


图4 庞巴迪公司地面导轨运输系统  
Fig.4 Bombardier rail transit systems

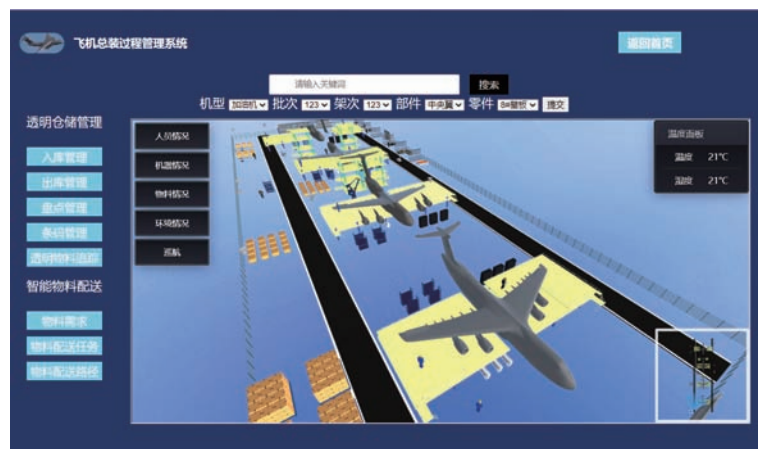


图5 基于5M1E信息模型的移动装配线的管控  
Fig.5 5M1E-model based moving assembly line monitoring and control

工装的壁板装配方法等<sup>[14]</sup>,提高飞机总装过程的工艺便利性,缩短总装配的操作工时。

扩展飞机部件模块化装配工作内容,将许多原先属于总装线的装配工作尽可能前移至组部件装配阶段。例如某些大部件中的线缆安装及其检测可以在大部件装配过程完成(部件间留下必要的线缆接口),以减少飞机对接总装后的内部线缆安装工作。通过扩展底层零部件的模块化组装,使得主机装配线上待装配的零部件尽可能少,甚至比汽车流水线上要安装的零部件还少,从而大大减少飞机的总装配作业量,缩短总装配时间,提高装配线的装配产能。另外由于部件移动装配受企业外部供应链影响较小,所以可以大力发展部件的移动装配线,为总装移动线提供高效、准时的部件供应,以保障总装移动装配线的高效、可靠运行<sup>[64-65]</sup>。

## 2 先进装配装备和精益化管理方法的有机集成

脉动线与续动线都涉及大量装配工序的操作人员分配及其装配先后次序的有效组织管理方法,需要采用细致的精益管理理论。在装配线精益化管理水平提升的同时再结合大量的先进装配技术及其装备,例如AGV、调姿定位器、激光测量仪、自动钻铆机等,就可以集成提高移动线的管理水平和总装自动化水平,构建先进的自动化、柔性化、智能化、精益化集成的移动装配线(Integrated assembly line, IAL)<sup>[14]</sup>,从而大大提升移动装配线的整体效能,可以实现同一移动装配线上完成不同构型的同类飞机的装配,满足个性化“加装、改装”飞机的总装配需要。

## 3 脉动与续动集成的混动式移动装配线开发

按照集约化和综合优化的组织管理理念,研究开发由脉动式和续动式装配线组成的混动式装配线;根

据某型飞机的完整的装配任务特性,分别建立一条装配作业相对固定的脉动式装配线(甚至是单一固定站位),一条装配作业相对分散的续动式装配线;对装配协调比较困难、对接装配精度不容易保障的大部件装配任务,可以采用操作相对固定的脉动式装配线,而对于飞机总装过程的中、后阶段小部件装配、线缆敷设、系统测试等分散度较大的装配作业,则采用高效的续动式装配线,这种混合移动式的装配线可以更好地满足特定机型的高效装配需求。

## 4 基于数字孪生的移动总装线的智能管控

数字孪生技术通过建立完整的物理系统模型,并通过多种数据采集方式获取大量的物理装配线的实时状态信息,从而形成一个包含大量动、静态信息的装配线数字孪生模型。通过大数据分析,可以实现装配线状况的统计、分析、预测、追溯以及多维度真实展示等功能。

研究建立面向5M1E要素的移动装配线全维度数字孪生模型,开发基于数字孪生技术的移动线智能管控系统,实现对装配线各生产要素的智能管控,包括状况监控、进度预测、成本管理、预防维护、质量追溯等功能;基于数字孪生模型及其处理技术,提供VR装配培训、AR装配辅助、多媒体AO工卡应用等功能,有

助于进一步提升飞机移动装配线的管理水平及其飞机装配产能。

## 脉动线与续动线平衡优化及其效能比较

为了更深入具体地比较分析脉动线与续动线的特性及其效能,本文针对文献[34]所给出的由76个装配任务组成的飞机总装配问题,开展面向续动线的装配任务安排及其人员配置优化研究,并与原文献中的脉动线的设计结果进行比较。

76个装配任务的具体数据请参阅文献[6, 34],通过对76个装配任务的装配时间及其所需协作工人数量的统计,求得每架飞机所需的有效装配人时数为1299人时。由于第45个装配任务的装配时间最长(28h),所以要达到续动装配线理论上的最大产能,续动线上前后两架飞机的间隔时间(节拍)应该为28h,装配线上每个装配工人的节拍时间也要小于28h;另外,同一架飞机的装配过程中,每项装配任务的操作必须满足其紧前任务的约束关系,并且还要满足单架次飞机上的11个装配区域(如图6所示<sup>[6]</sup>)的空间约束关系,即每个装配区域同一时间只能执行一项装配任务。

据此,计算可得单架飞机最短装配总时间为38.5个工作日(308h,每个工作日按照8h排班),这是在假定人员、设备、物资等充足、完备的情况

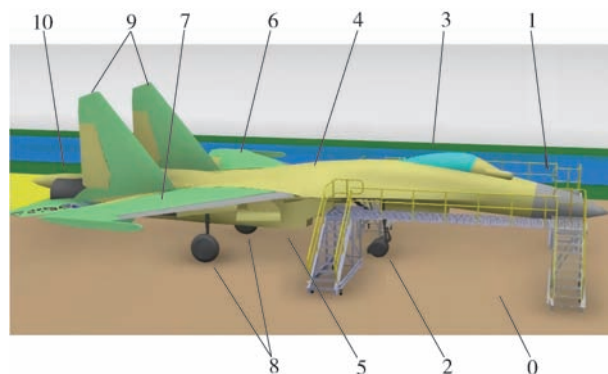


图6 某型飞机的11个装配区域  
Fig.6 Eleven assembly areas of aircraft

下,飞机从上线到下线总共需要的时间;装配线稳定后每28h下线一架飞机,如果飞机机身长21m,那么续动线移动速度大约0.75m/h,整条续动装配线总长231m,可以同时进行11架飞机的在线总装。

本文采用基于MS Project和Excel的人工组合和排序方法,在最小理论节拍28h情况下,计算确定续动线所需配置的各工种的最少人数。初步计算可得,如果按照单架飞机76个装配任务的装配时间进行平衡调度安排,其续动线总共需要

111人,其中工种1~7的人数分别为40—9—12—5—25—4—16;如果按照前后两架飞机的152个装配任务进行协同分配调度,或者按照类似U型装配线进行布置和调度,那么续动线需要的总人数还可以减少,初步计算结果是104人。

基于飞机11个装配工作区域排列的甘特图如图7所示,其中的5位编码举例说明如下:43702表示43号装配任务由工种7的2个工人共同完成,43是任务号,中间7是工种号,最后两位02代表该装配任务需

要的工人数;从图7中还可以看出,该装配任务的执行需要占用3个装配区域:区域4、7、8。

表5比较了本文的续动线与文献[34]的脉动线的平衡优化结果及其效能情况。从表5可知,本文简单优化设计的续动装配线的单机在线装配总时间、单机所需的装配人时数等,都比脉动线有大幅降低,生产线人时利用率大幅提高。

## 结论

(1)飞机移动装配最早出现于

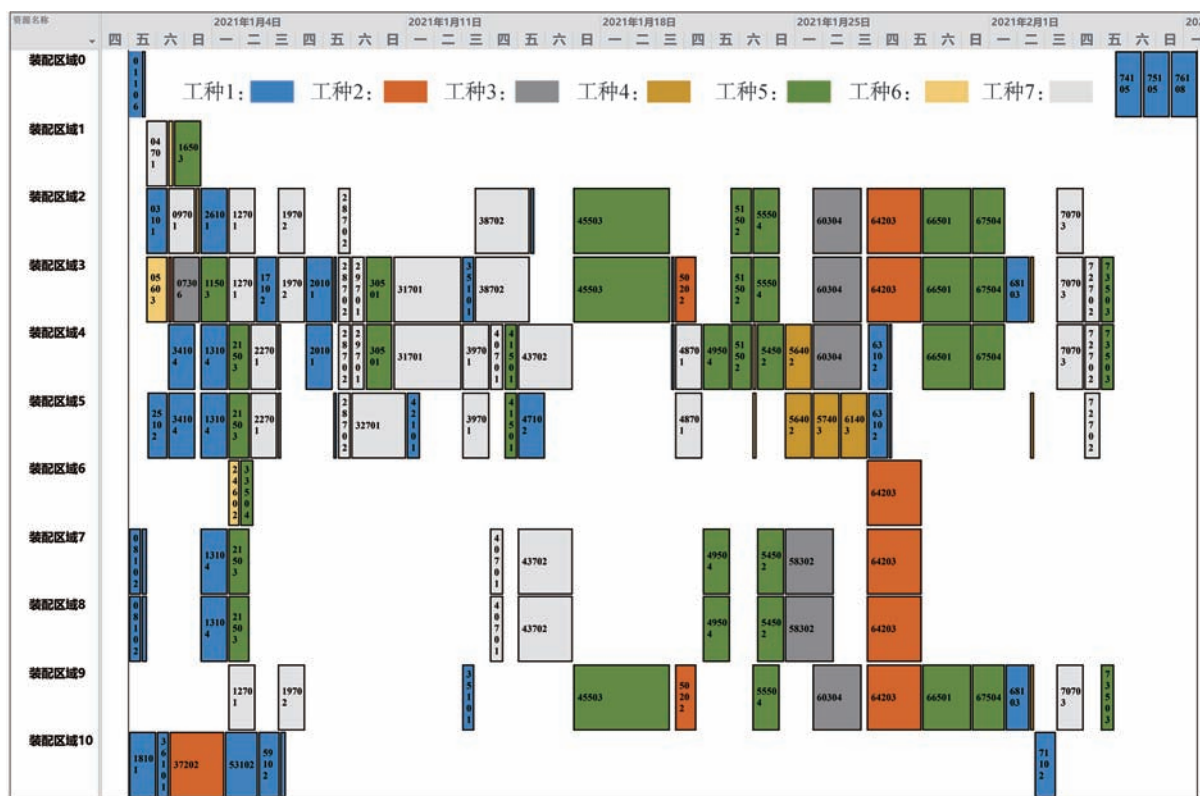


图7 基于单架飞机11个装配区域的装配甘特图

Fig.7 Assembly Gantt chart based on eleven assembly areas of single aircraft

表5 飞机装配续动线与脉动线的效能比较

Table 5 Efficiency comparison of continuation moving line and pulsation moving line

装配线类型	站位数 <sup>[注1]</sup>	节拍 <sup>[注2]</sup> /h	飞机在线装配总时间/h	装配线总人数/人	单架飞机人时耗费用量/人时	人员工时利用率/%
脉动线	4	96	384	67	6432	20.2
	5	87	435	80	6960	18.7
	6	68	408	81	5508	23.6
续动线	11	28	308	111	3108	41.8

注1:脉动线对应的是总站位数,续动线对应的是装配线同时在线的飞机架次。

注2:脉动线对应各站位的移动间隔时间,续动线对应的是前后两架飞机的上线间隔时间。

1945年前后的B24轰炸机的流水式装配线,然后就是1999~2006年的以连续移动装配线为主的发展阶段,2007年以后转变为以脉动式移动装配为主,其中原因主要包括当今社会航空产品市场变化太快,现代飞机结构复杂性增加,装配线管理难度增加等。

(2)与脉动装配线相比,续动装配线能够以更小的节拍、更高的人时利用率实现更高效的飞机装配,同时也对线边物料供应管理系统提出更高的要求。

(3)随着机型模块化设计、部件模块化装配等技术不断完善,以及装配装备智能化、装配工艺柔性化、计划管理精益化的进一步发展,续动线的高效率、低成本优势将重新获得人们的关注和重视,加强续动线的理论方法研究和实际开发应用具有重要意义。

### 参考文献

[1] 李金龙,杜宝瑞,王碧玲,等.脉动装配生产线的应用与发展[J].航空制造技术,2013,56(17):58-60.

LI Jinlong, DU Baorui, WANG Biling, et al. Application and development of pulse assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(17): 58-60.

[2] 杨文,耿俊浩.飞机移动装配线总体设计模式探索与实践[J].航空制造技术,2020,63(20):32-39.

YANG Wen, GENG Junhao. Exploration and practice of overall design mode of aircraft mobile assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(20): 32-39.

[3] 高端装备产业研究中心(北京太阳谷咨询有限公司).国外脉动装配生产线的应用与发展[EB/OL].(2019-01-11)[2020-12-17].<http://www.chinaequip.com.cn/article/2859.html>.

Sunvalley Frontier Equipment Industry Research Center. Application and development of pulse assembly line abroad[EB/OL].(2019-01-11)[2020-12-17].<http://www.chinaequip.com.cn/article/2859.html>.

[4] 陈绍文,王舸,孙珞珈.精益制造和飞机移动式装配线[J].航空制造技术,2011,54(16):34-37.

CHEN Shaowen, WANG Ge, SUN Luojia. Lean manufacturing and aircraft mobile assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing

Technology, 2011, 54(16): 34-37.

[5] 张超,孙元亮.飞机移动装配线生产管理系统研究[J].航空制造技术,2014,57(17):80-84.

ZHANG Chao, SUN Yuanliang. Research on aircraft production management system of moving assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(17): 80-84.

[6] 潘志豪.飞机总装脉动生产线平衡问题研究与应用[D].南京:南京航空航天大学,2018.

PAN Zhihao. Research and application of the aircraft pulsating assembly line balancing problem[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.

[7] 王建华,陈文亮.飞机移动生产线的应用条件和环境约束[J].航空制造技术,2014,57(S1):71-74.

WANG Jianhua, CHEN Wenliang. Application condition and environment restriction of aircraft movable production line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(S1): 71-74.

[8] 任晓华.洛克希德·马丁公司的F-22战斗机装配生产线[J].航空制造技术,2006,49(8):36-38.

REN Xiaohua. Lockheed Martin's F-22 fighter assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2006, 49(8): 36-38.

[9] 宋利康,郑堂介,朱永国,等.飞机脉动总装智能生产线构建技术[J].航空制造技术,2018,61(S1):28-32.

SONG Likang, ZHENG Tangjie, ZHU Yongguo, et al. Construction technologies of intelligent pulse production line for aircraft final assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(S1): 28-32.

[10] SARH B. Assembly techniques for space vehicles[C]//Aerospace Automated Fastening Conference and Exposition New Orleans. Louisiana, 2000.

[11] 郑谐,王婷,徐云天.飞机脉动式装配线规范化研究[J].航空标准化与质量,2017(2):20-24.

ZHENG Xie, WANG Ting, XU Yuntian. Research on standardization of aircraft pulse assembly line[J]. Aeronautics Standardization & Quality, 2017(2): 20-24.

[12] 陈绍文.航空产品移动式装配的动向和对策[N].中国航空报[2013-1-10](T03).

CHEN Shaowen. Trends and countermeasures of moving assembly of aviation products[N]. China Aviation News[2013-1-10](T03).

[13] 梅中义,黄超,范玉青.飞机数字化装配技术发展展望[J].航空制造技术,2015,58(18):32-37.

MEI Zhongyi, HUANG Chao, FAN Yuqing. Development and prospect of the

aircraft digital assembly technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(18): 32-37.

[14] 许国康.飞机总装移动生产线技术[J].航空制造技术,2008,51(20):40-43.

XU Guokang. Movable production line technology for aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(20): 40-43.

[15] 李西宁,支劭伟,蒋博,等.飞机总装数字化脉动生产线技术[J].航空制造技术,2016,59(10):48-51.

LI Xining, ZHI Shaowei, JIANG Bo, et al. Digital pulsating production line for aircraft final assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(10): 48-51.

[16] 王婷.飞机脉动装配生产线关键技术应用及发展[J].科技创新导报,2018,15(35):86-87.

WANG Ting. Application and development of key technologies of aircraft pulse assembly line[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2018, 15(35): 86-87.

[17] 王仲奇,杨元.飞机装配的数字化与智能化[J].航空制造技术,2016,59(5):36-41.

WANG Zhongqi, YANG Yuan. Digitization and intellectuality of aircraft assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(5): 36-41.

[18] 柴猛.基于扩展Petri网的飞机总装脉动生产线建模仿真及优化方法研究[D].南京:南京理工大学,2017.

CHAI Meng. Research on modeling, simulation, and optimization method of aircraft pulse final assembly line based on extended Petri net[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2017.

[19] 黄潇.知识驱动的飞机脉动总装线建模仿真研究[D].南京:南京航空航天大学,2017.

HUANG Xiao. Research on knowledge-driven modeling and simulation of the aircraft pulse final assembly line[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.

[20] HARTMANN J, MEEKER C, MINSHULL A, et al. Automated wing panel assembly for the A340-600[J]. SAE Transactions, 2000, 109(1): 746-754.

[21] DARYL S. Regular as a heartbeat, Pulse line improves C-17 engine pylon work flow[N/OL]. Boeing Frontiers, (2002-8-01(04))[2021-01-18].[https://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2002/august/1\\_ids4.html](https://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2002/august/1_ids4.html).

[22] 魏方剑.飞机脉动生产线的建模仿真与优化方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.

WEI Fangjian. Research on modeling simulation and optimization for aircraft pulse production line[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.

- [23] 陈军, 孙技伟, 杨毅. 基于仿真决策的飞机总装脉动生产线规划与运行优化关键技术[J]. 航空制造技术, 2018, 61(12): 40-45.
- CHEN Jun, SUN Jiwei, YANG Yi. Research on key technology of aircraft assembly pulsation line planning and operation optimization based on simulation decision[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(12): 40-45.
- [24] ERIC F. Boeing's 777 has always been an efficient airplane: Now its assembly line is operating more efficiently, too[EB/OL]. (2010-4-1)[2021-01-18]. Boeing Frontiers, [https://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2010/april/i\\_ca01.pdf](https://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2010/april/i_ca01.pdf).
- [25] 范玉青. “波音787:全球制造”下的总装革新[J]. 大飞机, 2014(1): 40-43.
- FAN Yuqing. Final assembly, innovation in “global manufacturing of Boeing 787”[J]. Jetliner, 2014(1): 40-43.
- [26] 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.
- [27] 郑谐. 基于遗传算法的飞机脉动式装配线平衡问题研究[D]. 贵阳: 贵州大学, 2017.
- ZHENG Xie. Researching on balance of aircraft pulse assembly line based on genetic algorithm[D]. Guiyang: Guizhou University, 2017.
- [28] 王共冬, 杨尧, 吕思超, 等. 基于能力因子的某轻型飞机U型装配线平衡[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(3): 612-619.
- WANG Gongdong, YANG Yao, LÜ Sichao, et al. U-shaped assembly line balancing of light airplane based on capacity factor[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(3): 612-619.
- [29] 王洪星. 某小型飞机脉动生产线的建立与运行管控[J]. 山东工业技术, 2018(6): 45.
- WANG Hongxing. Establishment and operation control of a small aircraft pulse production line[J]. Shandong Industrial Technology, 2018(6): 45.
- [30] 严金凤. 基于层次时间着色Petri网的飞机总装脉动生产线建模仿真及其应用[D]. 南京: 南京理工大学, 2016.
- YAN Jinfeng. Modeling and simulation of aircraft final assembly pulse line based on hierarchical timed color Petri net and its application[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2016.
- [31] 张小洪, 王聪. 成飞变革飞机装配模式脉动生产线驶入快车道[N]. 中国航空报, 2013-03-28(3).
- ZHANG Xiaohong, WANG Cong. Chengfei reforms aircraft assembly mode of pulse line and drives into the fast lane[N]. China Aviation News, 2013-03-28(3).
- [32] 汪圆. 飞机脉动装配线平衡方法与人员调度研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2016.
- WANG Yuan. Research on balancing method and personnel scheduling of aircraft pulse assembly line[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2016.
- [33] 段胜文. 飞机脉动总装线生产物流布局方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- DUAN Shengwen. Research on the production logistics layout method of the aircraft pulse final assembly line[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [34] 潘志豪, 郭宇, 查珊珊, 等. 基于混合优化算法的飞机总装脉动生产线平衡问题[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(10): 2436-2447.
- PAN Zhihao, GUO Yu, ZHA Shanshan, et al. Aircraft pulsating assembly line balancing problem based on hybrid algorithm[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(10): 2436-2447.
- [35] 严金凤. 飞机总装脉动生产线技术发展现状[J]. 机械管理开发, 2018, 33(2): 144-145.
- YAN Jinfeng. Development status of aircraft pulse final assembly line[J]. Mechanical Management and Development, 2018, 33(2): 144-145.
- [36] 陆汉东, 李长庆. 通用飞机总装脉动式生产线构建[J]. 内燃机与配件, 2018(15): 175-177.
- LU Handong, LI Changqing. Construction of general aircraft pulse assembly line[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2018(15): 175-177.
- [37] C919大飞机总装生产线曝光厂房按年产百架设计[EB/OL]. (2014-09-22)[2021-01-18]. <http://www.chinanews.com/mil/2014/09-22/6616367.shtml>.
- C919 final assembly line exposed, designed to produce 100 aircraft per year[EB/OL]. (2014-09-22)[2021-01-18]. <http://www.chinanews.com/mil/2014/09-22/6616367.shtml>.
- [38] MAS F, RÍOS J, GÓMEZ A, et al. Knowledge-based application to define aircraft final assembly lines at the industrialisation conceptual design phase[J]. International Journal of Computer Integrated Manufacturing, 2016, 29(6): 677-691.
- [39] MAS F, RÍOS J, MENÉNDEZ J L, et al. A process-oriented approach to modeling the conceptual design of aircraft assembly lines[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 67(1-4): 771-784.
- [40] ORTEGÓN J, MAS F, GOMEZ-PARRA A, et al. Virtual improvement of a historical aircraft assembly line[J]. Procedia Manufacturing, 2017, 13: 1312-1319.
- [41] ANSELMETTI B, FRICERO B. Aid tool for the design of process and aircraft assembly lines[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 23(1): 387-398.
- [42] 严金凤, 汪圆. 基于SLP的飞机总装脉动生产线布局设计[J]. 物流工程与管理, 2015, 37(7): 113-116.
- YAN Jinfeng, WANG Yuan. Layout design of the aircraft assembly pulse production line based on SLP[J]. Logistics Engineering and Management, 2015, 37(7): 113-116.
- [43] 马小丽. 飞机总装配生产线优化设计研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
- MA Xiaoli. Research on optimal design for aircraft final assembly line[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017.
- [44] SILVA C A X, FOULDS L, LONGO H J. Assembly line balancing with task division[J]. [2019-06-26].arXiv: 1906.10120v1.
- [45] 郑谐, 王婷, 徐云天. 基于遗传算法的飞机脉动式装配线平衡[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(6): 1367-1373.
- ZHENG Xie, WANG Ting, XU Yuntian. Balance of aircraft pulse assembly line based on genetic algorithm[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(6): 1367-1373.
- [46] BUERGIN J, HELMING S, ANDREAS J, et al. Local order scheduling for mixed-model assembly lines in the aircraft manufacturing industry[J]. Production Engineering, 2018, 12(6): 759-767.
- [47] BIELE A, MÓNCH L. Decomposition methods for cost and tardiness reduction in aircraft manufacturing flow lines[J]. Computers & Operations Research, 2019, 103: 134-147.
- [48] TANG J, ZHU W, BI Y. A computer vision-based navigation and localization method for station-moving aircraft transport platform with dual cameras[J]. Sensors, 2020, 20(1): 1-17.
- [49] JIANG J, ZHANG S, HE Y. Wheel design and motion analysis of a new heavy-duty AGV in aircraft assembly lines[J]. Assembly Automation, 2019, 40(3): 387-397.
- [50] FLYNN R, PAYTON-STEWART K, BREWER P, et al. Unique material handling and automated metrology systems provides backbone of accurate final assembly line for business jet[R/OL]. (2016-09-27)[2021-01-18]. <https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/2016-01-2104/>.
- [51] 毕修文, 赵旸, 孟华林. 一种飞机装配生产线工装结构: ZL 201920916669.3[P]. 2020-04-17.
- BI Xiuwen, ZHAO Yang, MENG Hualin. A tooling structure of aircraft assembly production

line: ZL 201920916669.3[P]. 2020-04-17.

[52] 沈梦超, 陈浩杰, 罗煊, 等. 飞机移动生产线物料JIT配送模型及算法研究[J]. 制造业自动化, 2020, 42(3): 1-4, 23.

SHEN Mengchao, CHEN Haojie, LUO Huan, et al. Research on model and algorithm for material delivery just in time of aircraft moving assembly line[J]. Manufacturing Automation, 2020, 42(3): 1-4, 23.

[53] LU Z, ZHU H, HAN X, et al. Integrated modelling and algorithm of material delivery and line-side storage for aircraft moving assembly lines[J]. International Journal of Production Research, 2019, 57(18): 5842-5856.

[54] 陆志强, 胡鑫铭, 杜鑫. 物料配送与线边存储集成决策模型与算法[J]. 浙江大学学报(工学版), 2018, 52(7): 1354-1363.

LU Zhiqiang, HU Xinming, DU Xin. Integrated modeling and algorithm of material delivery and line-side storage problem[J]. Journal of Zhejiang University(Engineering Science), 2018, 52(7): 1354-1363.

[55] 张俊, 文宝, 王海龙, 等. 基于脉动生产线的精益配送管理信息系统[J]. 航空制造技术, 2013, 56(20): 124-127.

ZHANG Jun, WEN Bao, WANG Hailong, et al. Management information system of lean logistics based on pulse production line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(20): 124-127.

[56] ZHU H, LU Z, LU C, et al. A reactive scheduling method for disturbances in aircraft moving assembly line[J]. International Journal of Production Research, 2020, 59(15): 1-17.

[57] 陆志强, 胡鑫铭, 朱宏伟. 物料供给不确定环境下的飞机移动生产线动态调度方法[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2019, 47(5): 723-730.

LU Zhiqiang, HU Xinming, ZHU Hongwei. Dynamic scheduling method for aircraft moving assembly line under uncertain supply of material[J]. Journal of Tongji University(Natural Science), 2019, 47(5): 723-730.

[58] 卢斌, 陆志强. 考虑物料供应干扰的飞机移动生产线动态调度[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(8): 1521-1534.

LU Bin, LU Zhiqiang. Dynamic scheduling for aircraft mobile production line considering material supply interference[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(8): 1521-1534.

[59] LU Z, REN Y, WANG L, et al. A resource investment problem based on project splitting with time windows for aircraft moving assembly line[J]. Computers & Industrial Engineering, 2019, 135: 568-581.

[60] 吴一凡. 基于5M1E的飞机总装过程三维可视化及其管控方法[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.

WU Yifan. 5M1E-based 3D-visualization and monitoring of aircraft final assembly process[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019.

[61] 孙元亮, 张超. 基于物联网的飞机移动总装生产线管理关键技术[J]. 航空制造技术, 2019, 62(8): 30-37.

SUN Yuanliang, ZHANG Chao. Key technology of aircraft moving assembly line management based on internet of things[J].

Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(8): 30-37.

[62] 秦亚茹, 侯志霞, 吕瑞强, 等. 基于马尔科夫链模型的脉动装配线运行状态预测[J]. 航空制造技术, 2017, 60(5): 92-95.

QIN Yaru, HOU Zhixia, LÜ Ruiqiang, et al. Prediction on pulse production line running state based on Markov forecast model[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(5): 92-95.

[63] 赵阳, 伏晓露, 廖庆妙, 等. 基于数字孪生的智能脉动管控[J]. 航空制造技术, 2020, 63(1): 14-20.

ZHAO Yang, FU Xiaolu, LIAO Qingmiao, et al. Intelligent production management and control for aircraft assembly pulsation line based on digital twin[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(1): 14-20.

[64] 季青松, 马东亮, 蒋汉斌. 从“优动”到“脉动”, 探索飞机精益生产模式之路[C]//中国航空学会管理科学分会, 深圳, 2012.

Ji Qingsong, MA Dongliang, JIANG Hanbin. From “optimizing moving” to “pulsating moving”, exploring path towards aircraft lean production mode[C]//Management Science Branch of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, Shenzhen, 2012.

[65] 巴晓甫, 赵安安, 郝巨, 等. 模块化柔性飞机装配生产线设计[J]. 航空制造技术, 2018, 61(9): 72-77.

BA Xiaofu, ZHAO Anan, HAO Ju, et al. Design of modular flexible aircraft assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(9): 72-77.

## Aircraft Moving Assembly Line—Pulsation and Continuation

FANG Shuiliang, LIU Mengnan, XIAN Guo, QIN Yonghui, TIAN Yuchen  
(Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

**[ABSTRACT]** Aiming at the urgent needs of quality assurance, speed improvement, cost reduction and benefit increase in the aircraft final assembly procedure, a large number of domestic and foreign literatures are reviewed about the assembly line for aircraft or its key components. The characteristics of pulsation and continuation moving lines is analyzed, and the applications of aircraft moving assembly lines all over the world are summarized. An overview is presented about the design method of moving assembly line, the optimal scheduling of assembly line balance, logistics management, intelligent assembly line management and control, etc. The Hall three-dimensional model for moving assembly line analysis and design is established, and several research and development suggestions for moving assembly line are proposed. Finally, with a typical aircraft moving assembly case study and analysis, the efficiencies of the pulsation line and continuation line are compared. The results show that the efficiencies of continuation moving line are much higher than that of pulsation moving line.

**Keywords:** Aircraft final assembly; Pulsation moving line; Continuation moving line; Assembly line balance; Assembly order scheduling

(责编 古豪)

引文格式: 巴晓甫, 薛红前, 李西宁. 飞机装配生产线工装少冗余约束重组方法[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 51-57.

BA Xiaofu, XUE Hongqian, LI Xining. Restructuring method of tooling with less redundant constraints in aircraft assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 51-57.

# 飞机装配生产线 工装少冗余约束重组方法

巴晓甫<sup>1,2</sup>, 薛红前<sup>1</sup>, 李西宁<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学, 西安 710072;

2. 中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089)

**[摘要]** 为了提高飞机装配生产线工装的重组性能以满足多种型号飞机装配的需要, 提出工装少冗余约束重组方法。基于对工装与地面连接对的全冗余约束模型和无冗余约束模型的分析, 以及工装重组效率和重组刚度的平衡分析, 通过释放一些对重组刚度影响较小但是对重组效率影响较大的约束自由度, 建立工装少冗余约束重组数学模型, 进而建立工装少冗余约束重组结构模型。在此基础上, 开展了工装的可重组设计。分析表明, 基于少冗余约束重组方法, 飞机装配生产线工装的重组性能将得到大幅提高, 其中重组效率将提高3倍, 带入重组应力的连接对数量将减少50%。

**关键词:** 飞机装配生产线; 工装; 重组; 连接对; 少冗余约束; 调姿定位器

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.051



巴晓甫

研究员级高级工程师, 研究方向为飞机数字化装配技术及其装备研制等。

飞机装配生产线按飞机装配进程可分为部件装配生产线和总装配生产线, 按生产线要素的流动性可分为固定式装配生产线和移动式装配生产线。其中, 脉动生产线是实现移动生产线的重要过程, 已在飞机总装配阶段得到了成功应用<sup>[1-2]</sup>。在部件装配生产线中, 传统的固定式装配模式也逐步地向移动重组式装配模式转变, 相应的, 固定式工装也需要向可重组工装转变。可重组工装主要由可重组装配工装、可重组加工设备、移动式工作平台、AGV车等部件组成。可重组工装在飞机装配生产线某工位工作时, 为了保证工作质量, 通常需与地面进行有效的连接约束。从一个工位移动到另一个工位工作时, 上一个工位的连接约束需要

拆除, 下一个工位的连接约束需要再建立。因此, 可重组工装的连接约束性能直接决定了可重组工装的重组性能, 也直接决定了飞机装配生产线的重组性能。随着飞机改型节奏的不断加快, 原来一个型号对应一条装配生产线的制造模式显然不能满足要求, 对飞机装配生产线可重组工装的重组快捷性要求越来越迫切。

可重组工装与地面连接约束的冗余程度, 决定了重组的快捷性能。冗余约束在增加约束刚度的同时, 带入了约束反力不确定的问题<sup>[3-4]</sup>, 给可重组工装的快捷重组带入了负面影响。齐朝辉等<sup>[5]</sup>研究了多个结构体的冗余约束问题, 给出了判别约束反力的实用准则, 但是实施的快捷性不强。王巍<sup>[6]</sup>、丛玮辰<sup>[7]</sup>等设计了一

套用于柔性工装快速重组的地面杯锥系统,并基于数字化测量对重组后的工装进行检测,通过加减垫片的方式保证工装重组后的重复性。该方法较传统常用的膨胀螺栓固定连接而言,具有一定的重组性能,但是由于需要后续的数字检测补偿,其重组的快捷性受到一定的影响。巴晓甫等<sup>[8]</sup>根据可重组工装的刚度分布、质量分布和载荷分布,提出寻找一个为所有可重组工装均可接受的支撑点的最佳公约数,可重组工装的底盘按公约数的倍数设置连接点(公接头),地面按公约数设置连接点(母接头),可重组工装与地面通过孔轴配合快速完成重组安装。但是在实际操作过程中,由于可重组工装与地面的热胀冷缩系数并不完全一致,导致重组时由于变形不一致而存在干涉,需要强迫施力才能完成重组,这既影响了重组效率,也带入了重组应力。巴晓甫等<sup>[9]</sup>为快速实现多个飞机部件在短周期内的调姿定位,提出了调姿定位器与地面无机械连接的约束方式,通过地面的支反力和静摩擦力实现对调姿定位器的约束固定。该方法是一种无冗余约束的重组方法,重组效率高,但是仅适用于短周期的调姿装配工况,对于长周期的装配工况而言,调姿定位器与地面可能会发生整体滑移,重组后调姿定位器的长久稳定性欠佳。Li等<sup>[10]</sup>通过在机构平台上安装不同的支座,重组出了具有不同性能的新机构。Azulay等<sup>[11]</sup>设计了一种含有多种运动模式的冗余并联机构,通过锁定和释放不同的关节自由度,实现了机构在不同运动模式间的切换。Fisher等<sup>[12]</sup>通过锁定和释放冗余关节,研究了一种可重构平面并联机构,使关节可以在多自由度间切换。马小丽<sup>[13]</sup>提出了基于多层次3种群遗传算法的飞机总装配生产线优化设计方法,提高了生产线的使用效率和柔性。另外,有关学者对盒式连接(Box-joint)的低成本

可重构工装(Affordable reconfigurable tooling, ART)进行了大量的研究,ART技术大幅减少了框架结构的焊接工作,提高了工装框架的设计效率和重组效率。但是ART方法是对工装内部重组技术的研究,难以用于飞机装配生产线各工装之间的重组,并且盒式连接也存在长久稳定性和准确性的问题需要攻克<sup>[14-16]</sup>。上述工作为工装重组技术的研究提供了理论分析和参考。

为了提高飞机装配生产线工装重组时的快捷性和长久稳定性,减少强迫调装和降低重组应力,本文提出少冗余约束重组方法,在分析工装与地面各连接点约束自由度对连接刚度和重组效率的影响的基础上,通过释放一些对连接刚度影响较小但是对重组效率影响较大的连接点自由度,实现工装的少冗余约束重组。

### 飞机装配生产线

飞机装配生产线按“组件装配→部件装配→总装配”的工艺流程完成飞机的装配制造,其中,组件由于数量众多,装配工位数量也较多,包括翼肋组、翼梁组、口盖组、平面框组、球面框组、壁板组、门框组等。组装机的工作量较少,工作类型单一,独立性较强,工位之间很少有连续移动性的要求。因此,组装机一般都采用停车场式的布局。部件装配包括活动翼面部装、外翼部装、中央翼部装、尾翼部装、机身部装、机身对接等。部装工位的工作量相对较多,工作类型也相对复杂,常常需要将某

个部件的装配拆分为2~3个工位才能完成。以外翼部装为例,一般需要拆分为3个工位,即翼盒装配工位、外翼对接工位和系统件安装工位。因此,有的部装工位需要一定的连续移动性。总装配包括大部件对接、系统件安装、测试检验和试验交付等工位。总装配的工作量最多,工作类型最为复杂,一般采用具有连续移动性能的脉动生产线,图1为某型机的总装配脉动生产线示意<sup>[8]</sup>。

工装是飞机装配生产线的功能载体,是飞机产品在装配、检验以及系统测试和地面配合等生产过程中所用的专用装备。每一个装配工位的工作都需要相应的工装来支撑。飞机装配生产线中的工装包括装配装备、加工装备、工作平台装备、运输车装备等,如图2所示。

### 工装少冗余约束重组模型

工装放置在地面上,通过底部结构与地面接触、定位和连接,因此,工装的重组主要是底部结构与地面结构的重组。

#### 1 少冗余约束重组数学模型

将工装底部连接点抽象化,设工装底部设置有 $m$ 行 $n$ 列( $m \geq 2, n \geq 2$ )个与地面接触的连接点 $C_{ij}(1 \leq i \leq m, 1 \leq j \leq n)$ ,连接点的分布用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} C_{11} & \cdots & C_{1n} \\ \vdots & & \vdots \\ C_{m1} & \cdots & C_{mn} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中,实际连接点的分布比较复杂,

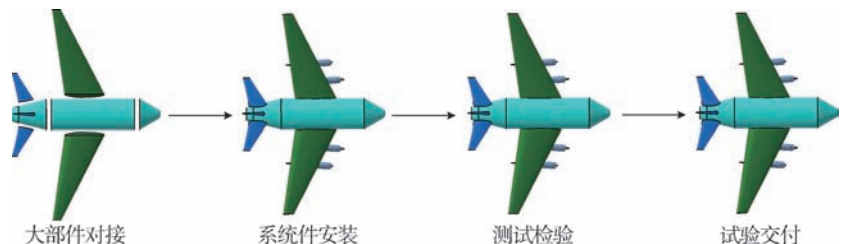


图1 总装配脉动生产线  
Fig.1 Pulse final assembly line

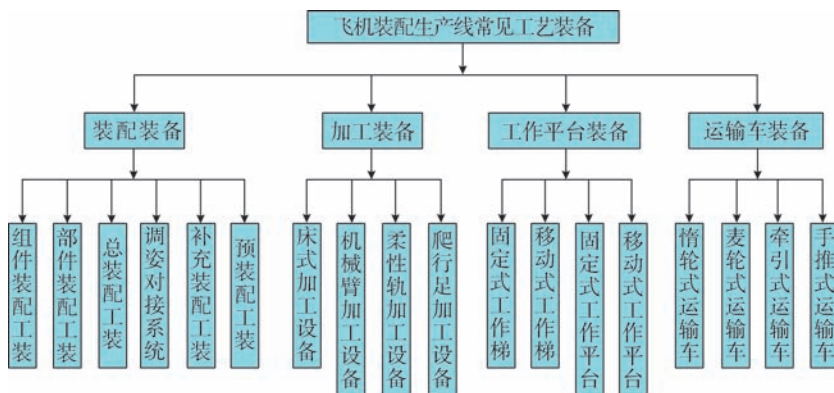


图2 飞机装配生产线工艺装备组成  
Fig.2 Toolings in an aircraft assembly line

对于矩阵中元素没有设置连接点的情况,该元素以 0 表示。

传统固定式工装在每个连接点都施加了一个 6 自由度约束,用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} \text{DOF}6_{c_{i1}} & \cdots & \text{DOF}6_{c_{in}} \\ \vdots & & \vdots \\ \text{DOF}6_{c_{m1}} & \cdots & \text{DOF}6_{c_{mn}} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中,  $\text{DOF}6_{c_{ij}}$  表示工装底部第  $i$  行  $j$  列的连接点施加了 6 自由度 ( $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 、 $RX$ 、 $RY$ 、 $RZ$ ) 约束。

固定式工装的约束自由度数量有  $6mn$  个,远大于固定式工装的 6 个空间自由度,属于全冗余约束。这种约束方式虽然提高了工装的约束刚度,但是也带入了难以拆除、移动和重组的弊端。

从工程经验出发,要约束一台工装,首先将工装放置在地平面上,由于工装和地面没有建立除压力和摩擦力之外的约束,工装在外力作用下可能会发生水平面的移动或者转动,因此,需要约束一个连接点,这时工装在外力作用下还会发生转动,如果再约束另一个连接点,工装就会完全固定。当然,这是一个基于“3-2-1”约束原理的理想刚体式工装的约束简化过程,用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} \text{DOF}(X\ Y\ Z)_{c_{i1}} & 0 & \cdots & 0 & \text{DOF}(X\ Z)_{c_{in}} \\ 0 & \cdots & \cdots & \cdots & 0 \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \text{DOF}(Z)_{c_{m1}} & 0 & \cdots & \cdots & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中,  $X$ 、 $Y$  表示水平面的两个方向,  $Z$  表示竖直方向。

结合传统固定式工装的全冗余约束和理想刚体式工装的无冗余约束,提出一种少冗余的工装约束模式:在某个连接点设置转动副,仅释放转动自由度,并将此点称为定位原点;以定位原点为起点,以另两个连接点为终点,作两条线,并使这两条线构成的平行四边形的面积最大,这两个终点分别仅约束  $X$  向和  $Z$  向、 $Y$  向和  $Z$  向的移动自由度,这两条线称为定位线;其他连接点仅约束  $Z$  向移动自由度,这些连接点组成的平面称为定位面。该约束模式用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} \text{DOF}(X\ Y\ Z\ RX\ RY)_{c_{i1}} & \text{DOF}(Z)_{c_{i2}} \\ \text{DOF}(Z)_{c_{21}} & \cdots \\ \vdots & \cdots \\ \text{DOF}(Z)_{c_{(m-1)1}} & \cdots \\ \text{DOF}(Y\ Z)_{c_{m1}} & \text{DOF}(Z)_{c_{m2}} \\ \cdots & \text{DOF}(Z)_{c_{1(m-1)}} & \text{DOF}(X\ Z)_{c_{1n}} \\ \cdots & \cdots & \text{DOF}(Z)_{c_{2n}} \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ \cdots & \cdots & \text{DOF}(Z)_{c_{mn}} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中,  $RX$ 、 $RY$ 、 $RZ$  分别表示绕  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  的转动自由度,  $\text{DOF}(X\ Y\ Z\ RX\ RY)_{c_{ij}}$  表示约束了  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 、 $RX$ 、 $RY$  共 5 个自由度。

如果实际工装的底部不是矩形,而是三角形、梯形,或者其他某种形

状,仍然用矩阵来表达约束模式:设一个  $m$  行  $n$  列的矩阵,使矩阵中的相应元素与实际形状底部的连接点相对应;实际形状底部没有连接点的,矩阵中相应的元素以 0 表示;元素中的定位原点(起点)、两条定位线(两个终点)按照两条定位线构成的平行四边形的面积最大的方法来选择。

工装基于少冗余约束模式的约束自由度为:

$$\begin{aligned} \text{DOF}_{\text{少冗余约束}} &= 5+2+2+(mn-3)=mn+6 \\ 6_{\text{理想刚体约束}} &\ll \text{DOF}_{\text{少冗余约束}} \ll \\ &6mn_{\text{全冗余约束}}, (m \geq 2, n \geq 2) \end{aligned} \quad (5)$$

可以看出,工装基于少冗余约束模式的约束自由度,远小于固定式工装的  $6mn$  个约束自由度,远大于理想刚体式工装的 6 个约束自由度,兼顾了工装重组的连接刚度和连接效率。

## 2 少冗余约束重组结构模型

工装底部的连接件与地面的连接件对应地构成连接对。工装底部连接件为连接对的从动端,地面连接件为连接对的主动端。在地面上设置一个定位原点,两条定位线,若干个定位面。其中,定位原点处设置有精确圆槽,定位原点为两条定位线的起点,两条定位线的末端设置有起限位导向作用的精确长圆槽,在两条定位线构成的平行四边形范围内,设置有起辅助定位面作用的一般圆槽,地面连接点的分布与结构形式如图 3 所示。

工装底部连接件的分布和结构形式与地面的相对应,即与地面精确圆槽相对应的,设置精确圆台作为工装的定位原点,同时也是两条定位线的起点;与地面精确长圆槽相对应的,设置精确圆台作为工装定位线的终点;与地面一般圆槽相对应的,设置有可伸缩的一般圆台作为工装的辅助定位面。工装底部连接点的分布与结构形式如图 4 所示。

地面和工装通过 3 类运动副进行约束连接,即地面的精确圆槽与工

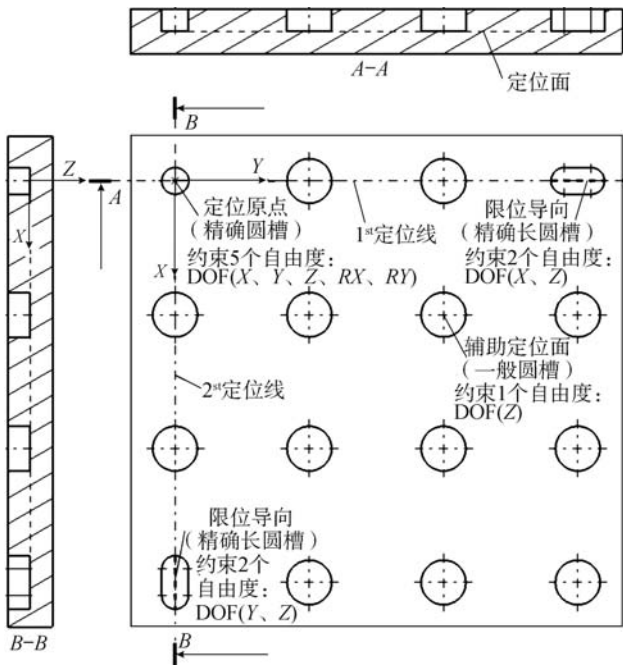


图3 地面连接点分布与结构形式

Fig.3 Distribution and structure of ground joint points

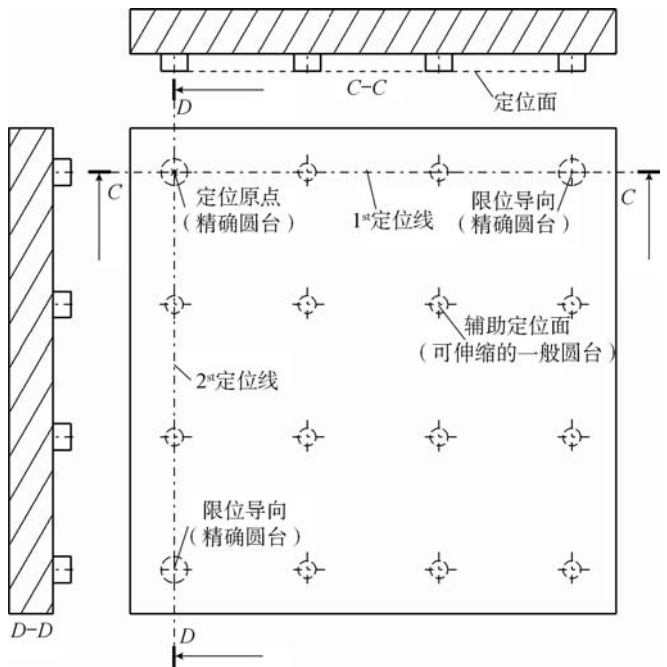


图4 工装底部连接点分布与结构形式

Fig.4 Distribution and structure of bottom joints of tooling

装的精确圆台构成转动副；地面的精确长圆槽与工装的精确圆台构成线移动副，地面的一般圆槽与工装的可伸缩一般圆台构成面移动副。工装的约束刚度与重组效率由地面设置的“定位-限位导向-辅助定位”机构所确定。在工程实践中，定位原点处的配合形式可多种多样，例如圆孔-圆轴配合、锥孔-锥轴配合等，定位线的配合形式有长圆槽-圆台配合、导轨-滑块配合、燕尾槽-燕尾块配合等，只要能够形成凹凸配合关系的都可以。辅助定位面移动副的数量取决于工装的结构刚度及其负载。结构刚度大且负载较小时，可以少设置一些一般圆槽和可伸缩的一般圆台；结构刚度小且负载较大时，需要多设置一些一般圆槽和可伸缩的一般圆台。

对于由各向同性材料制造的工装，如金属工装，两条线移动副的夹角可以是直角也可以是斜角，图5(a)所示为直角。对于由各向异性材料制造的工装，如碳纤维增强体树脂基复合材料工装，线移动副的方向应是主纤维的方向，两条线移动副的夹角

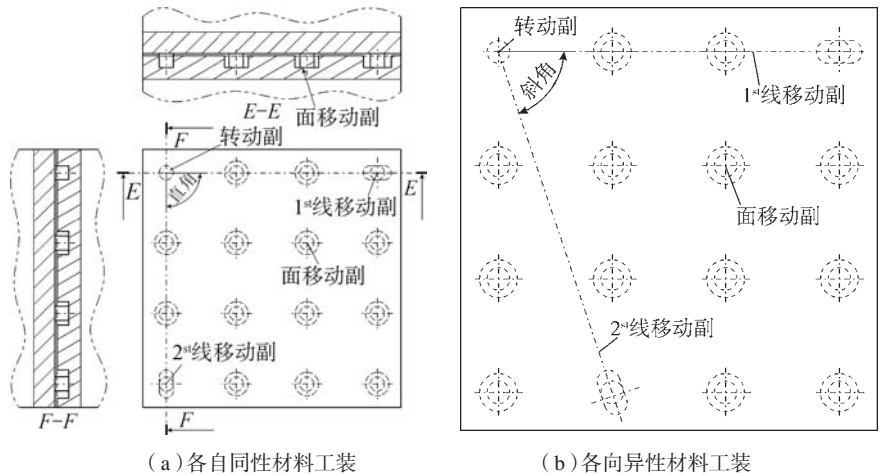


图5 各向同性和各自异性材料工装的定位线

Fig.5 Positioning line of isotropic and anisotropic material tooling

可能是斜角(图5(b))，以便有效释放工装因热胀冷缩所造成的变形。

### 工装少冗余约束重组设计

飞机装配生产线中一般都设置有大量的调姿对接类工装，即调姿定位器。本文以调姿定位器为例设计少冗余约束重组结构。

调姿定位器长1160mm、宽1080mm、高1900mm、重2450kg、承载能力50000N。

其中，底部长1160mm、宽1080mm、高300mm。调姿定位器底盘上规划了“田”字格结构形式，除了“田”字格中心点外，其他点上分别设置3个精确圆锥台、3个可伸缩的一般圆台和磁铁吸附机构(或螺栓拉紧机构)。其中，一个精确圆锥台作为定位原点，即两条定位线的起点；另2个精确圆锥台作为定位线的终点，控制定位线的方向，两条定位线的夹角为直

角; 3个可伸缩的一般圆台起辅助定位面的作用; 另2个磁铁吸附机构(或螺栓拉紧机构)在调姿定位器和地面之间起预紧作用。调姿定位器底盘连接点的分布如图6所示, 底盘上红色部位为定位原点, 黄色部位控制定位线的方向, 绿色部位为可伸缩的一般圆台, 黑色部位为磁铁吸附机构(或螺栓拉紧机构)。

在地面上设置钢板, 钢板的长宽尺寸比调姿定位器底盘的长宽尺寸稍大, 厚度为40mm。在钢板上设置一个精确圆锥槽作为定位原点, 设置两个精确长圆锥槽, 分别控制两条定位线的方向; 设置3个一般圆槽, 作为辅助定位面; 设置2个螺纹孔, 用于调姿定位器的重组预紧(如果采用磁铁吸附机构, 该螺纹孔为预留孔)。其中, 精确圆锥槽的中心位置与作为定位原点的精确圆锥台中心位置对应, 精确长圆锥槽的中心位置与另两个精确圆锥台的中心位置对应, 一般圆锥槽的中心位置与一般圆台的中心位置对应, 螺栓拉紧机构的中心位置与螺纹孔的中心位置对应。钢板上连接点的分布如图7所示, 黑色部位为钢板本体, 红色部位是精确圆锥槽, 黄色部位是精确长圆锥槽, 绿色部位为一般圆槽, 白色部位为螺纹孔。

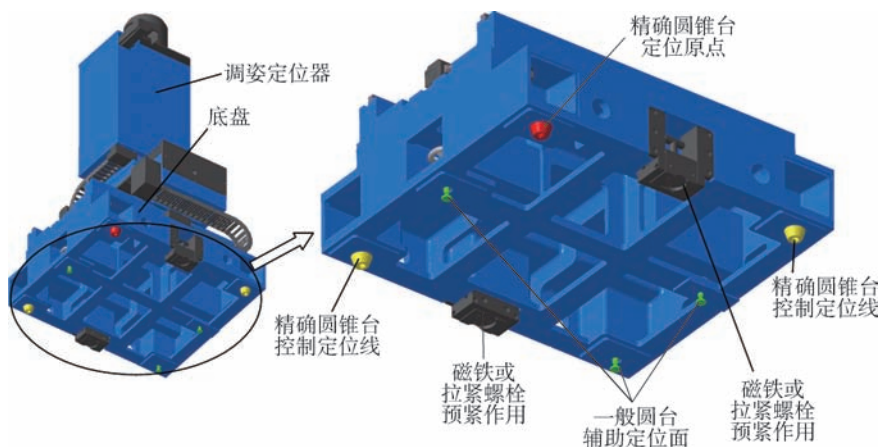


图6 调姿定位器底盘连接点分布

Fig.6 Connection point distribution of the bottom plate of attitude adjusting and positioning device

调姿定位系统一般由4台调姿定位器并联组成, 因此, 在地面上预制了4块如图7所示的钢板。钢板内嵌在钢筋混凝土内, 钢板的上表面与地面平齐, 4块钢板的定位线的方向尽量保持一致, 以便在工作过程中, 调姿定位器的变形方向保持一致, 钢板分布如图8所示。

通过移动车、吊运等方式, 将调姿定位器移动至相对应的钢板处, 如图9所示。调姿定位器与地面钢板构成少冗余约束连接对的装配流程为:

(1) 将调姿定位器定位原点处的精确圆锥台插入地面钢板中作为定位原点的精确圆锥槽中, 精确圆锥台与精确圆锥槽构成转动副, 完成定位原点处的重组连接。

(2) 将调姿定位器两条定位线末端的精确圆锥台插入地面钢板的另两个精确长圆锥槽中, 精确圆锥台与精确长圆锥槽构成线移动副, 完成定位线的重组连接。

(3) 将调姿定位器中可伸缩的一般圆台插入地面钢板的一般圆锥槽中, 可伸缩的一般圆台与一般圆锥槽构成面移动副, 完成辅助定位面的重组连接。

(4) 旋转磁铁吸附机构的开关(或旋紧螺栓拉紧机构), 使调姿定位器与地面钢板产生预紧力。

图9为4台调姿定位器在地面重组到位后的示意图。

## 性能分析

以设计的可重组调姿定位器为例, 分析少冗余约束的重组效率和重组应力两方面的性能。

### 1 少冗余约束重组效率

在重组效率方面, 采用少冗余约束连接方式, 单台调姿定位器上8个连接点的约束情况为: 1个约束5自由度的定位原点, 2个约束2自由度的

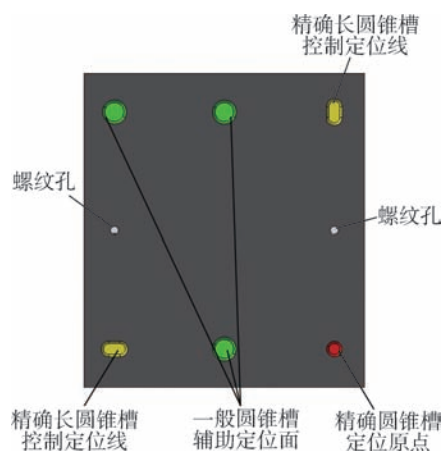


图7 钢板连接点分布示意

Fig.7 Connection points distribution of steel plate

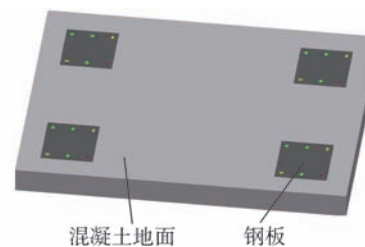


图8 地面上钢板分布

Fig.8 Distribution of steel plates on ground

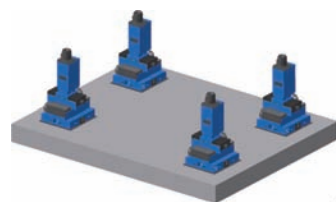


图9 重组到位的调姿定位器

Fig.9 Distribution of attitude adjusting and positioning devices

的定位线的终点,3个约束1自由度的起辅助定位的连接点,2个约束1自由度的磁铁吸附机构(或螺栓拉紧机构),共约束14个自由度。

$$DOF_{\text{少冗余约束}} = 5 + 2 \times 2 + 1 \times 3 + 1 \times 2 = 14 \quad (6)$$

如果采用全冗余约束连接方式,单台调姿定位器上8个连接点的约束情况为:每个点均约束6个自由度,共约束48个自由度。

$$DOF_{\text{全冗余约束}} = 6 \times 8 = 48 \quad (7)$$

单台调姿定位器的全冗余约束自由度的数量是少冗余约束自由度数量的3.4倍,重组1台全冗余约束的调姿定位器的用时可以重组3台少冗余约束的调姿定位器。因此,相比全冗余约束重组,少冗余约束重组的效率将提高3倍。

## 2 少冗余约束重组应力

在重组应力方面,采用少冗余约束连接方式,如果两条定位线的夹角在重组前后未发生变化,工装底盘上所有的圆锥台(或圆台)都可以无干涉地插入到地面的圆锥槽(或圆槽)中,重组时就不存在任何应力,如图10(a)所示。如果两条定位线的夹角在重组前后发生了变化,也只会两条定位线的两个终点的圆锥台和圆锥槽(或者圆台和圆槽)存在干涉,即工装底盘上两条定位线的两个终点的圆锥台(或圆台)无法插入到地面的长圆锥槽(或长圆槽)中,存在重组应力的连接对的数量为2,如图10(b)所示。

如果采用全冗余约束连接方式,无论两条定位线的夹角在重组前后是否发生变化,至少两条定位线上的圆锥台和圆锥槽(或者圆台和圆槽)存在干涉,即工装底盘上两条定位线上的圆锥台(或圆台)无法插入到地面的长圆锥槽(或长圆槽)中,会给两条定位线上的4个连接对带入重组应力,存在重组应力的连接对的数量为4。因此,相比全冗余约束重组,少冗余约束重组带入重组应力的连接对的数量将减少50%,如图11(a)所示。实际上,温度影响会导致调姿定位器底盘上的所有连接对在各个

方向都发生变形,由于全冗余约束连接方式没有变形释放机构,因此几乎所有的连接对都会存在重组应力,如图11(b)所示。因此,实际情况中,相比全冗余约束重组,少冗余约束重组带入重组应力的连接对的数量将远不止减少50%。综上所述,调姿定位器在全冗余约束方式下的约束自由度数量和重组应力部位数量分别为48和 $\geq 4$ ;在少冗余约束方式下的约束自由度数量和重组应力部位数量分别为14和 $\leq 2$ 。

## 结论

本研究通过建立工装少冗余约束重组数学模型和结构模型,进而开展工装少冗余约束重组设计及其性能分析,研究表明少冗余约束重组方法对于飞机装配生产线工装的重组有如下优点:

能分析,研究表明少冗余约束重组方法对于飞机装配生产线工装的重组有如下优点:

(1) 高效率重组。由于主要的重组要素是一个点定位重组和两个线定位重组,大量的面定位重组都是辅助性质的,重组的要素和约束的冗余度都大幅减少。

(2) 低应力重组。由于少冗余约束连接对的约束自由度总数量远低于固定约束自由度的总数量,工装的重组应力较低,安装更为方便。

(3) 低成本重组。连接对中除了一个转动副和两个线移动副需要精加工和精安装外,大量的面移动副的加工量和安装量都较小,与每个固定约束的连接对重组相比,大幅降低

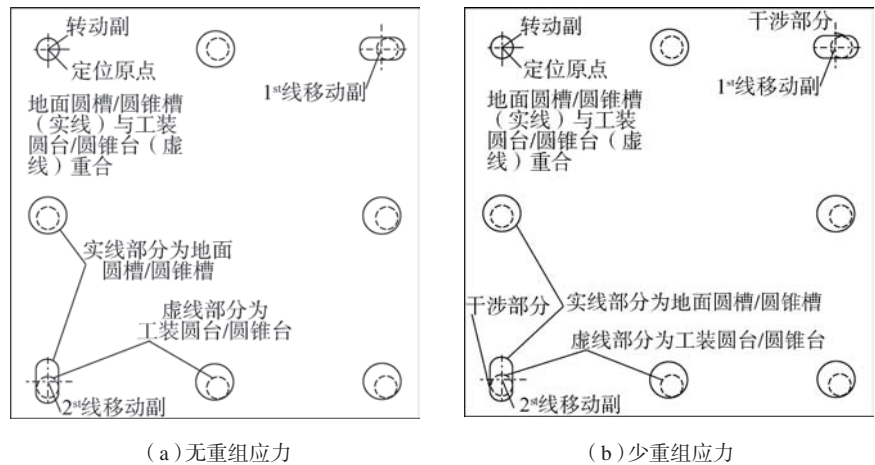


图10 少冗余约束重组

Fig.10 Less redundant constrained restructuring

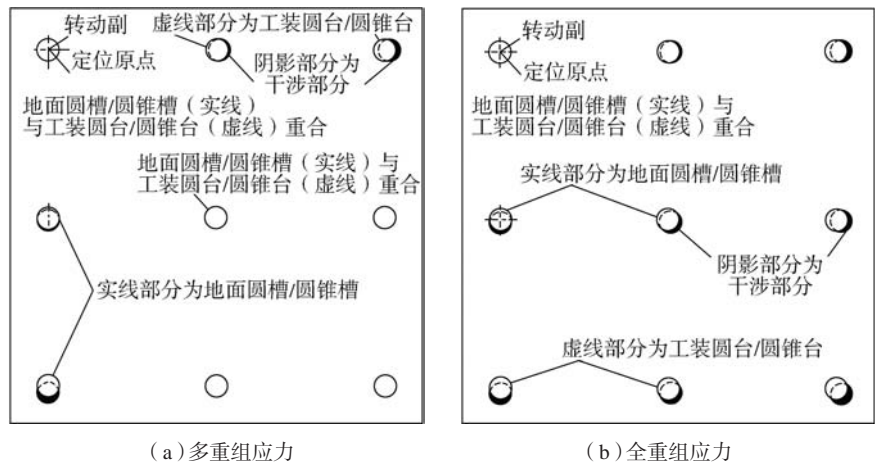


图11 全冗余约束重组

Fig.11 Fully redundant constrained restructuring

了重组成本。

(4) 广适用重组。基于点、线、面差异化约束自由度的少冗余约束重组方法,可推广应用到生产线中各种需要快捷重组的场合,具有广泛的适用性。

### 参考文献

[1] 张俊,文宝,王海龙,等.基于脉动生产线的精益配送管理信息系统[J].航空制造技术,2013,56(20):124-127.

ZHANG Jun, WEN Bao, WANG Hailong, et al. Management information system of lean logistics based on pulse production line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(20): 124-127.

[2] 李金龙,杜宝瑞,王碧玲,等.脉动装配生产线的应用与发展[J].航空制造技术,2013,56(17):58-60.

LI Jinlong, DU Baorui, WANG Biling, et al. Application and development of pulse assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(17): 58-60.

[3] HUSTON R L. Constraint forces and undetermined multipliers in constrained multibody systems[J]. Multibody System Dynamics, 1999, 3(4): 381-389.

[4] WOJTYRA M. Joint reaction forces in multibody systems with redundant constraints[J]. Multibody System Dynamics, 2005, 14(1): 23-46.

[5] 齐朝辉,许永生,方慧青.多体系统中的冗余约束[J].力学学报,2011,43(2):390-399.

QI Zhaohui, XU Yongsheng, FANG

Huiqing. Study on redundant constraints in multibody systems[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(2): 390-399.

[6] 王巍,丛玮辰,王诚鑫.基于数字化测量的柔性工装调装技术研究[J].装备制造技术,2018(11):115-118.

WANG Wei, CONG Weichen, WANG Chengxin. Research on adjustment and installation technology of flexible tooling based on digital measurement[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2018(11): 115-118.

[7] 丛玮辰.某型飞机部件的可移动工装设计[D].沈阳:沈阳航空航天大学,2019.

CONG Weichen. Mobile tooling design of a certain type of aircraft component[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2019.

[8] 巴晓甫,赵安安,郝巨,等.模块化柔性飞机装配生产线设计[J].航空制造技术,2018,61(9):72-77.

BA Xiaofu, ZHAO Anan, HAO Ju, et al. Design of modular flexible aircraft assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(9): 72-77.

[9] 巴晓甫,杜坤鹏,张程,等.大型复合材料飞机集约化可重构装配方案设计[J].航空制造技术,2019,62(8):49-53.

BA Xiaofu, DU Kunpeng, ZHANG Cheng, et al. Design of intensive and reconfigurable assembly for large composite material aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(8): 49-53.

[10] LI M, HUANG T, ZHANG D W, et al. Conceptual design and dimensional synthesis of a reconfigurable hybrid robot[J].

Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2005, 127(3): 647-653.

[11] AZULAY H, MILLS J K, BENHABIB B. A multi-tier design methodology for reconfigurable milling machines[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2014, 136(4): 152-161.

[12] FISHER R, PODHORODESKI R P, NOKLEBY S B. Design of a reconfigurable planar parallel manipulator[J]. Journal of Robotic Systems, 2004, 21(12): 665-675.

[13] 马小丽.飞机总装生产线优化设计研究[D].杭州:浙江大学,2017.

MA Xiaoli. Research on optimization design of aircraft assembly line[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017.

[14] KIHLMAN H, ENGSTROM M. Flexible fixtures with low cost and short lead-time[J]. Engineering & Technology[2007-09-17]. DOI: 10.4271/2007-01-3797.

[15] 郑联语,王建华.盒式连接可重构柔性工装技术及应用展望[J].航空制造技术,2013,56(18):26-31.

ZHENG Lianyu, WANG Jianhua. Development and application prospect of boxjoint-based reconfigurable and flexible tooling technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(18): 26-31.

[16] 刘清军.基于稳定性的盒式连接装配型架优化设计与测量技术研究[D].北京:北京航空航天大学,2014.

LIU Qingjun. Research on box-joint assembly jig optimization design and measurement technologies for stability[D]. Beijing: Beihang University, 2014.

## Restructuring Method of Tooling With Less Redundant Constraints in Aircraft Assembly Line

BA Xiaofu<sup>1,2</sup>, XUE Hongqian<sup>1</sup>, LI Xining<sup>1</sup>

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

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

**[ABSTRACT]** In order to improve the restructuring performance of tooling in aircraft assembly line to meet the assembly requirements of various aircraft types, a method of tooling restructuring with less redundant constraints is proposed. Based on all redundant constraint model and non redundant constraint model analysis of tooling and connection pairs, and balance analysis of efficiency of tooling restructuring and stiffness of tooling restructuring, by releasing some constraint degrees of freedom which have little influence on the restructuring stiffness but great influence on the restructuring efficiency, the mathematical model of the restructuring with less redundant constraints is established, and then the structural model of the restructuring with less redundant constraints is established. On this basis, the restructuring design of tooling is carried out. The analysis shows that the restructuring performance of the aircraft assembly line tooling can be greatly improved based on the restructuring method with less redundant constraints, in which the restructuring efficiency can be increased by 3 times and the number of connection pairs brought into the restress can be reduced by 50%.

**Keywords:** Aircraft assembly line; Tooling; Restructuring; Connection pairs; Less redundant constraints; Attitude adjusting and positioning device

(责编 古豪)

引文格式:何磊,李涛,张世炯,等.基于扩展 Petri 网的复杂装配线建模[J].航空制造技术,2021,64(16):58-64.

HE Lei, LI Tao, ZHANG Shijiong, et al. Modelling for complicated assembly line based on extended Petri net[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 58-64.

# 基于扩展Petri网的复杂 装配线建模\*

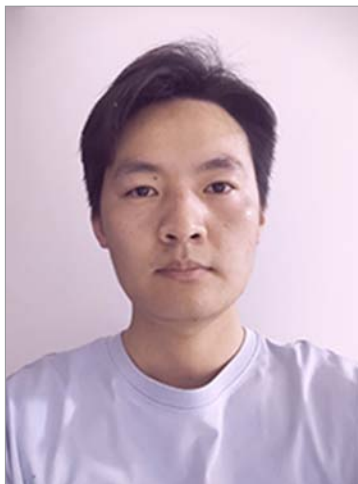
何磊,李涛,张世炯,唐健钧

(航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司,成都 610091)

[摘要] 针对航空航天产品装配流程复杂、装配生产线产能评估困难的问题,提出将物理仿真层与逻辑仿真层分离的装配生产线分层建模策略并分别给出扩展 Petri 网模型。在此基础上进一步提出将装配生产线扩展 Petri 网模型映射为离散事件仿真模型,并利用离散事件仿真模型对多种条件限制下的装配生产线进行产能评估。以某型飞机装配线作为案例研究,应用所提建模策略和方法建立分层装配生产线模型,并利用仿真环境进行产能评估。案例分析结果表明所提建模策略和方法的可行性,能够较好地反映装配生产线运行逻辑,能够对不同资源条件配置下的生产线性能评估提供决策支持。

关键词: Petri 网; 复杂装配系统; 建模; 离散事件仿真; 多约束; 性能分析

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.058



何磊

工程师,研究方向为生产线建模仿真。

先进航空航天制造业的技术水平不仅体现在具体产品的设计和制造能力上,同时还体现在对产品生产线的设计、评估和改进上。由于现代大型飞机等复杂产品一般由大量不同特性的零件、设备组成,涉及多种装配和试验工艺,生产线效能受到产品生产流程、生产线布局、人力资源配置、设备效能、设备故障率、物流及供应链系统效能等多方面因素影响,单一算法已经很难对飞机这样的复杂产品生产线做出有效评估。在这样的背景下,出现了许多生产线建模理论和相应仿真技术,其中以 Petri 网建模理论和离散事件建模理论应用最为广泛。

Petri 网因其数学定义严谨简洁,同时能进行图形化建模,建模结果直观明了,能够表达生产过程中

的顺序、冲突、并行和同步等过程。借助数学工具,能够快速对 Petri 网进行静态的结构分析和动态的行为分析。

使用离散事件建模软件进行仿真具有结果直观、易于分析的特点,但是建模结果与实际场景密切相关,建模规律难以总结,模型质量与使用者专业水平密切相关,同时仿真元素增加后各种规则设置较为复杂,修改维护不便。

Petri 建模和离散事件建模均有其优缺点,将二者结合使用能够充分发挥二者的长处,取得更好的仿真效果。

本文综合利用扩展 Petri 网建模和离散事件建模理论,为复杂装配系统建模仿真提供了进一步的思路。

\* 基金项目:国防科工局基础科研项目(JCKY2018205B021, JCKY2019205A004)。

## Petri 网及复杂装配系统建模研究现状

### 1 基础Petri网模型

Petri 网是一个三元组,记为  $N=(P, T; F)$ ,  $P$  代表库所 (Place),  $T$  代表变迁 (Transition),  $F$  代表网系统的流关系 (Flow relation)。

其中  $F \subseteq (P \times T) \cup (T \times P)$ ,  $F$  是从变迁到库所和从库所到变迁所构成二元组的集合。

绘制 Petri 网时,一般用圆形表示库所,用矩形表示变迁,用有向弧表示库所到变迁、变迁到库所之间的连接关系。Token 用实心圆点表示, Petri 网初始时 Token 放置在库所中,当变迁不断激发后,Token 便在库所和变迁间流动。

### 2 Petri网及复杂装配系统建模研究

利用赋时着色 Petri 网能够对柔性制造单元和柔性制造系统 (FMS) 进行建模<sup>[1]</sup>和多目标仿真优化<sup>[2]</sup>。在飞机装配领域,已进行了大量利用扩展 Petri 网进行生产线建模的研究工作<sup>[3-6]</sup>,通过扩展 Petri 网可以表达飞机装配工艺流程及不同工序间的依赖关系,通过启发式算法可以对所构建模型进行优化求解。

但上述研究工作主要侧重于装配工艺流程的建模与仿真,对于装配生产线中的资源限制和配置情况考虑较少,优化结果与实际生产有一定差距。徐开元等<sup>[7]</sup>利用多域集成 Petri 网构建了飞机装配系统模型,系统地构建了装配资源系统各领域的形式化表达模型,但仅停留在定性研究。

利用 Petri 网建模的缺点在于数据量上升后容易引发状态空间爆炸问题。引入时延、着色、面向对象、随机等特征后, Petri 网的表达能力得到了增强,但同时也丧失了一定数学表达和分析能力。在这种情况下,离散事件建模理论及相应仿真软件体现出优势。离散事件建模软件如

Witness 等提供了丰富的模型单元,能够进行交互式建模,同时提供了运行仿真、数据交互、统计展示、模型优化等功能。

浙江理工大学洪渊泉<sup>[8]</sup>利用 Witness 软件建立了某叉车厂的内燃车总装线仿真模型,并利用改进粒子群算法对模型进行最优求解,得到叉车混流装配线的最优投产顺序。上海交通大学杨彬<sup>[9]</sup>对无锡博世公司喷油嘴配件生产线进行分析,针对零件的生产模型进行建模,重点针对制造过程随机情况下的分组装配方法中零件尺寸的设计问题,提出将其作为系统的优化参数之一,通过仿真求解其最优设置。上述研究工作主要面向小型产品装配及零件生产,并不能很好地支持复杂产品装配生产线模型的构建。合肥工业大学王婷<sup>[10]</sup>以航天产品装配过程平衡为研究对象,通过合理地划分装配单元,对复杂的物流过程进行建模与仿真优化,建立了以平滑指数最小为目标,以给定装配工艺内容、车间布局、物流路径为约束条件的优化模型,并通过改进的遗传算法进行关键设备数量的求解,取得了较好效果。航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司的李涛等<sup>[11]</sup>针对飞机总装生产线的仿真建模方法进行了初步研究。温乐等<sup>[12]</sup>利用 Petri 网及 Witness 仿真软件对转向架生产装配系统进行了建模及仿真优化,但模型规模较小,仅针对简单产品的装配场景。

综上所述,目前在复杂装配系统建模领域,现有研究内容主要侧重于针对具体场景,对于如何将复杂装配系统生产运行逻辑转换为可进行分析仿真的模型,仍然缺乏一套行之有效的指导理论和方法。针对上述问题,本文进一步地将扩展 Petri 网引入复杂装配系统建模中,总结复杂装配系统特点,利用扩展 Petri 网在数学上对装配单元模型以及复杂装配

系统分层模型进行构建和表达,并给出从扩展 Petri 网模型到离散事件仿真模型的映射转换关系,从而提出一套有数学支撑、可复用和扩展、通用的复杂装配系统建模理论和方法。

## 复杂装配系统建模方法

### 1 定义

装配系统的核心要素是产品、工艺流程和资源,核心要素外又有物流系统和信息系统。产品决定了装配系统的复杂程度和生产环境、生产工艺、质量控制要求等基础属性。工艺流程决定了装配系统的具体形态,目前装配系统的形态主要有 3 种,分别为固定式、脉动式和流水线式。

装配系统中涉及到的资源主要可分为两类,即消耗性资源和循环使用资源。消耗性资源指随着产品生产不断被消耗的资源,如水、电、气、液及各种物料等。循环使用资源指在产品生产过程中能够被循环申请使用和释放的资源,包括设备、工装、人员等。

### 2 特点

对于一类复杂产品装配生产线,如航空器、航天器装配生产线等,每一个装配单元进行小部分工作,同一时间可能有多个装配单元工作,这意味着产品无法在装配单元中流动,因为在同一时间模型中存在多个装配单元请求同一产品,这在装配生产线仿真模型构建时是无法实现的。由于装配生产线仿真模型中的装配单元网络通常很大,装配单元的数量可能达到几百上千个,而不同装配单元可能涉及同样的物理空间位置,无法按照装配单元的实际物理位置进行建模,因此无法使用传统装配生产线仿真建模手段实现这类复杂产品的装配生产线仿真模型构建。

### 3 循环使用资源模型

在流水线式生产中,设备、工装及人员等会按照产品生产工序要求

固定到相应工位,因此不存在资源的循环申请和释放过程,从而降低了产品生产周期。

对于固定式、脉动式生产,受生产成本、场地限制,无法将所有设备、工装及人员全部配置到固定工位,必须按照产品生产工序进行资源的循环申请和释放,额外增加了调度和等待时间,因此循环使用资源的方式会影响产品的生产周期。

构建循环使用资源模型时,通常会设备、工装及人员等实体资源考虑在内。但对于复杂产品装配生产线,如航空器、航天器装配生产线等,操作空间也是重要限制因素。从工艺流程、设备、工装及人员需求考虑,某些工序可能同时具备执行条件,但由于产品中能够容纳开展工作的空间有限,这些工序无法同时开展。如果不将操作空间作为一种资源加以建模和考虑,仿真结果将会引入额外误差。有必要根据产品结构构建操作空间资源模型,将操作空间视为一种可以循环申请和释放的资源加以考虑。

如图1所示,航空器中通常根据功能需求将产品划分为若干个舱位,每个舱位中安装若干部件,根据舱位大小,舱位能够容纳若干人员同时开展工作,每一个舱位可以视为一个操作空间,操作空间的大小定义为其能

够容纳同时开展工作的人员数量。

#### 4 分层模型

如图2所示,装配生产线仿真模型由物理仿真层和逻辑仿真层组成。在产品装配过程中,循环使用资源可以被周期性申请和释放。消耗性资源可以在产品装配过程中被申请和消耗。

物理仿真层用于表达产品在真实空间中的物理位置、装配过程中发生的移动以及产品本身的变化。物理仿真层由若干个装配站位、循环使用资源、消耗性资源构成。站位表示产品装配过程中的某个阶段,在该阶段,产品的物理位置相对固定,在该位置完成一些装配、测试、调试或检验工作。产品的装配过程可以划分为若干个站位,上一个站位的工作结束后,产品移动到下一个站位。站位内的工作可以划分为若干道工序,所有工序完成后表明该站位工作结束,产品可移动到下一站位。产品在站位间依次移动,没有跨越站位的情况。

逻辑仿真层用于表达每个站位中各工序间依赖关系、工序执行顺序、工序对循环使用资源的申请和释放、工序对消耗性资源的申请,工序开始执行、等待、执行完毕的状态判定。在逻辑仿真层中将物理仿真层里的站位映射为一系列具有一定相



图1 典型的飞机舱位操作空间限制  
Fig.1 Typical example of operations constraints in a limited aircraft bay

互依赖关系的工序的集合。

### 基于扩展 Petri 网的模型

#### 1 扩展Petri网模型

利用简单 Petri 网能够表达静态结构和网络运行时的动态特性。但是简单 Petri 网中没有时间概念,只要前集库所中的 Token 数量满足条件就会即时激发。对于实际物理系统而言,时间是非常重要的,在 Petri 网中加入时间延迟可以为实际物理系统的分析带来方便,将时间延迟与变迁关联,可得到赋时变迁 Petri 网 (Timed transition Petri net, TTPN)。

赋时变迁 Petri 网的运行规则如下:当变迁激发时,该变迁的所有前集中的库所移去输入有向弧上权值所对应的 Token 数量,然后变迁等待一定时间再激发,激发后按照输出有向弧上权值所对应的 Token 数量输

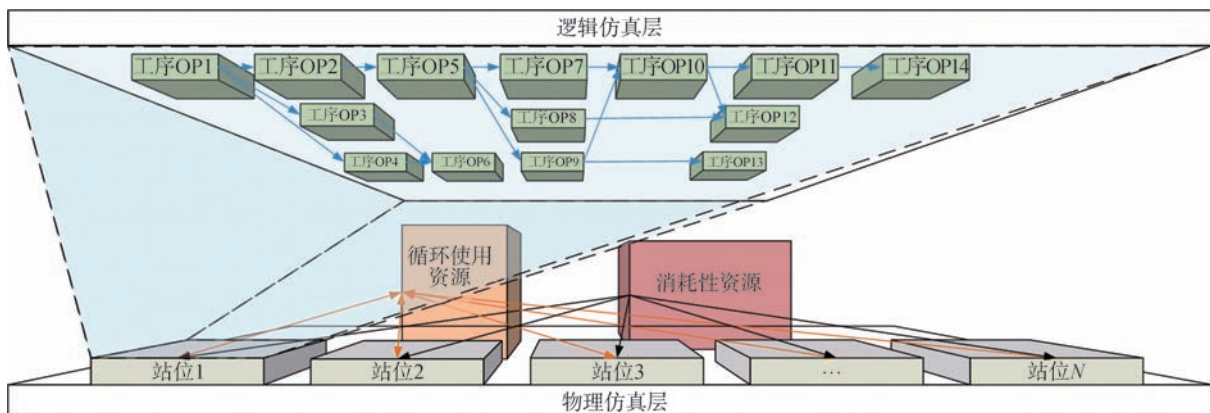


图2 复杂产品装配线的物理层和逻辑层模型

Fig.2 Physical-layer and logical-layer models of a complex product assembly line

出至后集中的库所。

Petri 网的一个重要特性是冲突 (Conflict),即在某个标识状态  $M$  下, Petri 网中存在两个或多个变迁同时处于可激发状态,但是由于它们的一些输入库共享,此时一个变迁的激发将导致其他的变迁无法激发。Petri 网的冲突特性是实际物理系统中对于资源竞争的体现。

简单 Petri 网中并没有给出发生冲突时的解决方式,一种解决方法是随机选定变迁进行激发。但是这种方法引入了不确定性,难以分析冲突对 Petri 网运行性能所造成的影响。特别是对于航空器、航天器装配生产线,操作空间是一种竞争激烈的资源,因此 Petri 网中将会产生大量的冲突。如果采用随机选定的方法,由于执行结果的不确定性,将会对性能分析和优化造成很大的困难。

为了解决上述问题,可定义如下具有优先级的赋时变迁 Petri 网 (Priority timed transition Petri net, PTPPN),为一个 8 元组:

$$PTPPN = \{P, T, F, K, W, M, R, D\}$$

其中,  $\Sigma = (P, T, F, K, W, M)$  为一个库所变迁系统,定义与之前相同。

$R = \{r_1, r_2, \dots, r_m\}$  为所有变迁的执行优先级集合,其中  $r_i$  是  $t_i$  的执行优先级。当多个变迁同时具备激发条件时,执行优先级高的先激发。

$D = \{d_1, d_2, \dots, d_m\}$  为所有变迁的时延集合,其中  $d_i$  是  $t_i$  的时延。

## 2 基于 PTPPN 的装配生产线单元模型

如图 3 所示,利用具有优先级的赋时变迁 Petri 网可以构建装配生产线单元模型,每一个单元模型代表装配生产线中的一道工序。单元模型 Petri 网中的库所、变迁及含义如表 1 所示。表中,当变迁  $T_0$  满足激发条件时,会首先从前置工序所对应库所  $P_0, P_1, P_2$  中取出 Token,并从循环使用资源  $P_5$ 、消耗性资源  $P_6$  取出相应数量 Token,延迟一定时间后,

将 Token 输出至后置工序所对应库所  $P_3, P_4$ ,向循环使用资源库所  $P_5$  释放 Token。上述单元模型 Petri 网能够基本满足装配生产线建模需要,但是对于某些工序仍不能满足要求。如对于某些装配工序,并非在工序开始时就申请所有的资源,而是分阶段进行申请,如按照工作的推进,陆续在不同的操作空间开展工作,或人员、设备需求等发生变化。如果在工序开始就申请所有的资源,将会造成资源的大量闲置、等待和浪费,同时可能会造成模型的死锁,并引入额外的建模误差。在此情况下,可以按照图 4 所示多循环单元模型 Petri 网进行建模。

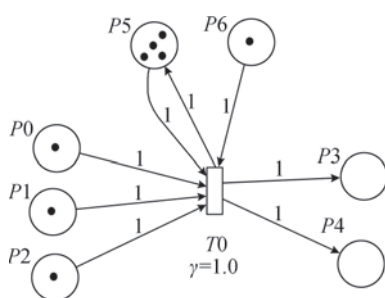


图3 单元模型Petri网

Fig.3 A unit model in Petri net

表1 单元模型Petri网中库所、变迁及含义

Table 1 Place, transition and definition of a unit model in Petri net

元素	含义
$T_0$	工序执行
$P_0$	当前工序的前置工序所对应库所
$P_1$	当前工序的前置工序所对应库所
$P_2$	当前工序的前置工序所对应库所
$P_3$	当前工序的后置工序所对应库所
$P_4$	当前工序的后置工序所对应库所
$P_5$	循环使用资源库所
$P_6$	消耗性资源库所

多循环单元模型 Petri 网中的库所、变迁及含义如表 2 所示。

变迁  $T_0, T_1$  和  $T_2$  为同一个工序的不同工作阶段,当变迁  $T_0$  满足激发条件时,会首先从前置工序所对应库所  $P_0, P_1, P_2$  中取出 Token,并从循环使用资源库所  $P_8$ 、消耗性资源库所  $P_7$  取出相应数量 Token,延

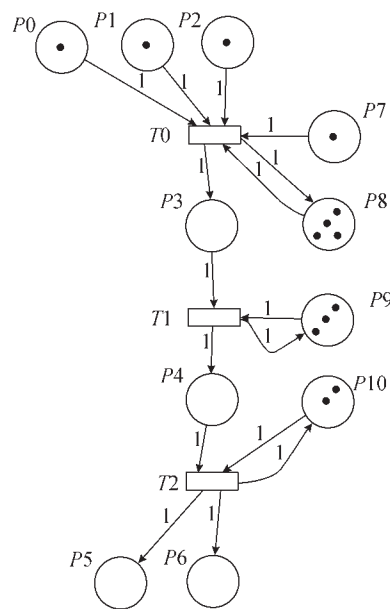


图4 多循环单元模型Petri网

Fig.4 Multi-cycle units model in Petri net

表2 多循环单元模型Petri网中库所、变迁及含义

Table 2 Place, transition and definition of multi-cycle units in Petri net

元素	含义
$T_0$	工序执行起始
$T_1$	工序执行
$T_2$	工序执行结束
$P_0$	当前工序的前置工序所对应库所
$P_1$	当前工序的前置工序所对应库所
$P_2$	当前工序的前置工序所对应库所
$P_3$	当前工序执行中继库所
$P_4$	当前工序执行中继库所
$P_5$	当前工序的后置工序所对应库所
$P_6$	当前工序的后置工序所对应库所
$P_7$	消耗性资源库所
$P_8$	循环使用资源库所
$P_9$	循环使用资源库所
$P_{10}$	循环使用资源库所

迟一定工作时间内,释放循环使用资源,并将 Token 输出至中继库所 P3,变迁 T0、T1 和 T2 的和为该工序的总工作时间,根据实际情况,变迁的数量可能会变化。

### 复杂装配系统建模实例

#### 1 装配生产线建模仿真输入条件及约束

装配生产线建模仿真所需输入条件可从人、机、料、法、环 5 个方面

进行,其中人员、工装设备和空间舱位可按照循环使用资源进行建模,物料成品可按照消耗性资源进行建模,如表 3 所示。

在进行复杂装配生产线建模仿真时还有几个约束条件需要注意,上述输入条件中所列的均为刚性约束,在实际生产过程中还存在许多扰动因素,如产品故障、物料缺件等。在复杂装配生产线中,这类扰动通常难以进行准确的统计和建模,一种可行

的建模方法是把这些扰动折算到生产线单元模型的工作时间中,具体建模和折算方法不在本文讨论范围中,以下建模过程约定不考虑产品故障、物料缺件带来的影响。

#### 2 装配生产线仿真模型构建

根据 PTPPN 可在离散事件仿真软件中构建装配生产线单元模型,以下以 Witness 为例说明构建过程。

离散事件仿真软件中通常提供了多种建模基础元素,可以建立这些元素与 PTPPN 中定义的映射关系,如表 4 所示。

在 Witness 中构建装配生产线单元模型的逻辑如图 5 所示。

装配单元模型主要由 4 部分组成,包括装配单元自身、输入规则、输

表3 建模输入条件

Table 3 Modelling input information

输入条件类别	输入条件需求	信息格式
人(人员)	人员技能类别	Excel 表格
	各站位相应技能人员数量	Excel 表格
机(工装设备)	重要工装设备清单	Excel 表格
料(物料成品)	重要物料成品清单	Excel 表格
法(AO 甘特图)	AO 级甘特图	Project 文件
	AO 对相应空间舱位占用情况	Excel 表格
	AO 对人员技能及人数需求	Excel 表格
	AO 对重要物料成品需求清单	Excel 表格
	AO 对重要工装设备需求	Excel 表格
环(空间舱位)	空间舱位清单	Excel 表格

表4 建模基础元素

Table 4 Basic modelling elements

建模基础元素	PTPPN 中定义
Part	Token
Labor	Token
Rule	有向弧
Buffer	库所
Machine	变迁

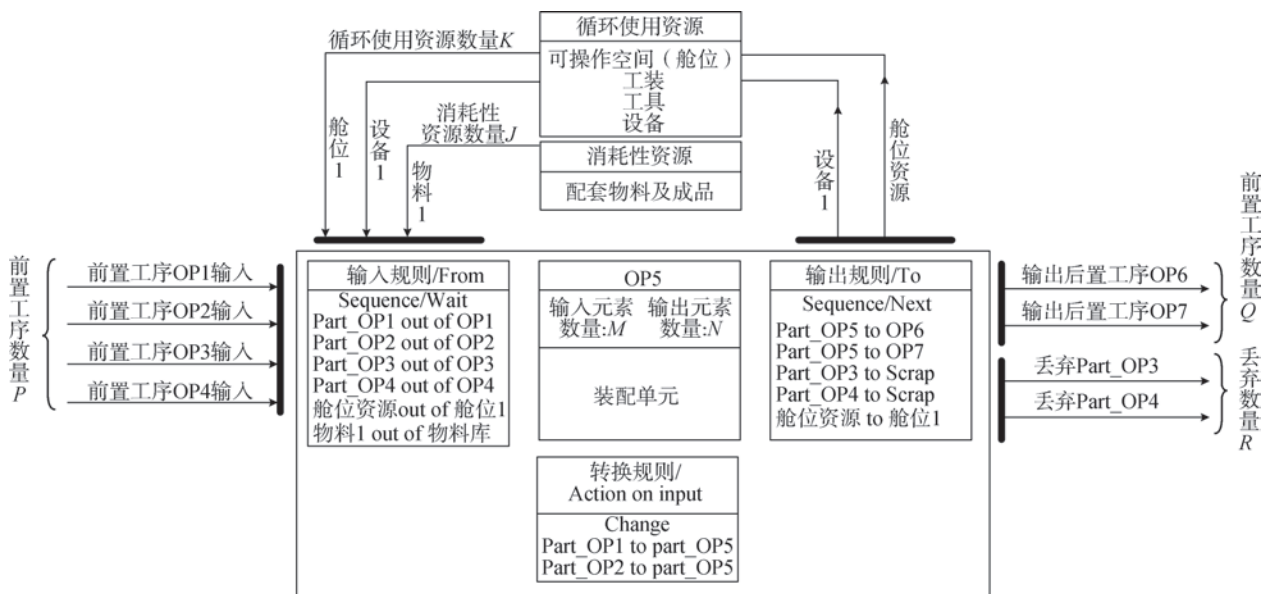


图5 装配生产线单元模型

Fig.5 Assembly line unit model

出规则及转换规则,通过图 6 中的 3 种规则,装配单元能够与生产线仿真模型中的其他装配单元形成依赖网络,并对生产资源进行请求和释放,装配单元模型能够很好地体现实际生产中生产线装配运行逻辑。

在 Witness 中构建的单元模型如图 6 所示,为防止 Part 元素进入错误的缓冲区,在 Machine 与 Buffer 间添加 Convey 元素,当 Machine 输出一个 Part 后,即将 Convey 设置为 Broken,直到新的 Part 进入 Machine 后再将 Convey 设置为 Repair。对于多循环单元模型 Petri 网,可将 Machine 设置为多循环类型,每一个循环代表一次变迁。

根据工艺流程,连接多个单元模型,可以得到装配生产线站位模型,如图 7 所示。可以看出,站位模型由多个单元模型组合得到,一个单元模型可以多个输入和输出,同时单元模型还可以对空间舱位资源进行申请和释放,利用上述方式可以组合得到复杂装配系统模型。

### 3 仿真模型性能分析

通过构建得到的装配生产线站位模型,可以对生产线进行性能分析,并可通过试验分析不同资源配置对于生产节拍的影响,寻找最优资源配置。如图 8 所示,站位人员配置变化对站位节拍有明显影响,但随着人数增长,边际效应开始出现,站位节拍趋于稳定,从图 8 中可以看出,推荐的人员配置为 20 人,此时站位节拍为 1723min,即 3.6 个工作日。

如图 9 所示,通过生产线仿真模型还可对站位人员利用率进行分析,可以看出,人员利用率最高的时段为前两个工作日,之后的人员利

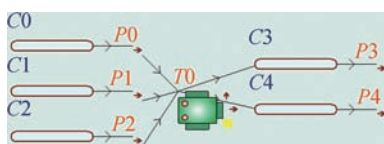
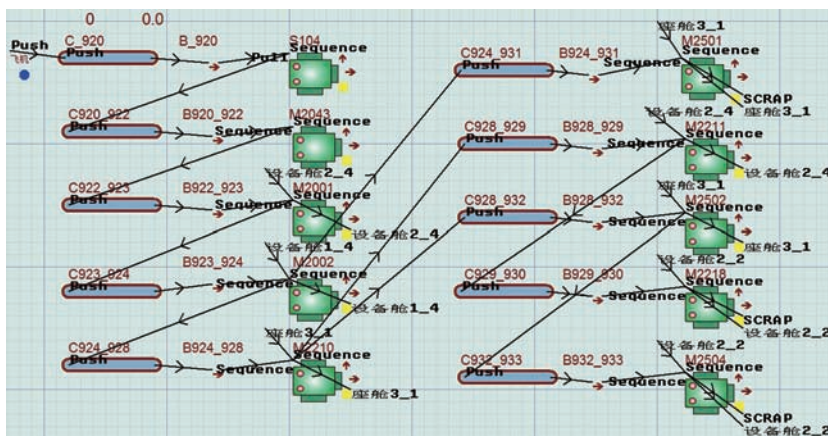


图6 Witness工具中的单元模型建模  
Fig.6 Modelling of unit by Witness



- [3] 孟飙, 孙列, 周飞, 等. 基于时延Petri网的飞机部件装配线仿真与优化[J]. 机械工程师, 2016(5): 83-87.
- MENG Biao, SUN Lie, ZHOU Fei, et al. Simulation and optimization method of aircraft parts assembly line based on time delay Petri net[J]. Mechanical Engineer, 2016(5): 83-87.
- [4] 王青, 温李庆, 李江雄, 等. 基于Petri网的飞机总装配生产线建模及优化方法[J]. 浙江大学学报(工学版), 2015, 49(7): 1224-1231.
- WANG Qing, WEN Liqing, LI Jiangxiong, et al. Modeling and optimization of aircraft assembly line based on Petri net[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2015, 49(7): 1224-1231.
- [5] 徐剑, 叶文华, 杨斌, 等. 基于扩展Petri网的飞机装配线建模及平衡方法[J]. 计算机集成制造系统, 2015, 21(10): 2596-2603.
- XU Jian, YE Wenhua, YANG Bin, et al. Assembly line modeling and balancing of aircraft based on extended Petri net[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2015, 21(10): 2596-2603.
- [6] 张杰, 李原, 张开富, 等. 基于对象Petri网的飞机装配系统模型快速构建方法[J]. 计算机集成制造系统, 2010, 16(6): 1195-1201.
- ZHANG Jie, LI Yuan, ZHANG Kaifu, et al. Rapid modeling method for aircraft assembly system based on relation-based object Petri nets[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2010, 16(6): 1195-1201.
- [7] 徐开元, 曲蓉霞, 王健熙. 基于多域集成Petri网的飞机装配系统模型[J]. 计算机集成制造系统, 2015, 21(8): 2022-2032.
- XU Kaiyuan, QU Rongxia, WANG Jianxi. Aircraft assembly system model based on MIMPNet[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2015, 21(8): 2022-2032.
- [8] 洪渊泉. 基于IE技术和Witness仿真的M厂混流装配线平衡优化研究[D]. 杭州: 浙江理工大学, 2017.
- HONG Yuanquan. Research on balance optimization of mixed-model assembly line in M plant based on IE technology and Witness simulation[D]. Hangzhou: Zhejiang Sci-Tech University, 2017.
- [9] 杨彬. 基于WITNESS仿真的分组装配拉动生产系统研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2007.
- YANG Cheng. Research on pull production system of assembly based on WITNESS simulation[J]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2007.
- [10] 王婷. 航天产品总装车间装配单元参数化设计与仿真优化[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2014.
- WANG Ting. Parametric design and simulation optimization of assembly unit in aerospace product assembly shop[D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2014.
- [11] 李涛. 基于离散事件仿真的飞机总装配线数字化设计方法初步研究[J]. 航空制造技术, 2015, 56(21): 158-162.
- LI Tao. Aircraft assembly line design based on discrete event simulation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 56(21): 158-162.
- [12] 温乐, 雷斌, 张军平, 等. 基于Petri网和Witness的转向架生产装配系统的建模及仿真优化[J]. 现代制造工程, 2019(2): 31-35.
- WEN Le, LEI Bin, ZHANG Junping, et al. Modeling and simulation optimization of Bogie assembly system based on Petri net and Witness[J]. Journal of Modern Manufacturing Engineering, 2019(2): 31-35.

## Modelling for Complicated Assembly Line Based on Extended Petri Net

HE Lei, LI Tao, ZHANG Shijiong, TANG Jianjun

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

**[ABSTRACT]** Aiming at assembly process complexity and assembly line throughput prediction in aerospace industry, this paper proposed a novel assembly line modelling method that builds the physical-layer and logical-layer model separately, with extended Petri net models respectively. Based on this concept, this research further applies a modelling strategy which links the extended Petri net model of assembly line with discrete event simulation. This allows a discrete event simulation model to be used supporting assembly line throughput prediction under constraints of multi-conditions. This paper uses an aircraft assembly line as case study to implement the proposed modelling strategy and method in a discrete event simulation tool for throughput prediction. The results show that the proposed method is feasible and better at modelling the logic of assembly line operations, as well as the influence on assembly line throughput prediction under different resource configurations.

**Keywords:** Petri net; Complicated assembly line; Modelling; Discrete event simulation; Multi-constraints; Performance analysis

(责编 古京)

引文格式: 连宇臣, 陈津, 程免舫, 等. 航空发动机脉动式装配线离散事件仿真设计[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 65-71.

LIAN Yuchen, CHEN Jin, CHENG Huanchong, et al. Discrete event simulation design of aero-engine pulsating assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 65-71.

# 航空发动机脉动式装配线 离散事件仿真设计

连宇臣<sup>1</sup>, 陈津<sup>1</sup>, 程免舫<sup>2</sup>, 周烁<sup>1</sup>

(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. 上海江衡科技有限责任公司, 上海 201306)

**[摘要]** 针对大涵道比涡扇商用航空发动机的脉动式装配线建设需求, 利用价值流分析工具和离散事件仿真技术对脉动式装配线进行建模, 并对关键生产指标及其主要影响要素进行仿真及优化, 量化分析了主要影响要素的关联特性以及对总体产能的贡献规律。构建了典型航空发动机脉动式装配价值流模型和仿真技术方法, 支持先进脉动式装配线建设和产能规划论证, 并为现有批产装配线的改造升级提供技术参考和借鉴。

**关键词:** 航空发动机; 脉动装配线; 离散事件; 仿真; 装配

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.065



连宇臣

工程师, 硕士, 研究方向为民用航空发动机制造及发动机试车排故等。

脉动式装配线是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。航空发动机整机装配制造发展的重要方向, 就是建立脉动式装配线, 实现最大的效率指标, 并满足更高的质量控制要求。通过现场调研和信息收集, 初步了解国内外的若干条脉动线基本信息, 国内外已经有几家航空发动机 OEM 启动了脉动式装配线的设计和建设<sup>[1-4]</sup>。

## 离散事件仿真

脉动式装配线作为一种复杂的生产物流系统, 在其设计过程中, 存在着大量多目标优化问题, 若采用较传统解析方法难以获得局部最优解。

生产物流指的是从企业生产原材料进入生产车间, 经历半成品、半成品周转、生产加工直至加工成产品的过程中的物流活动。如何提高复杂性高、综合性强的生产物流系统的生产效率和效益, 离散事件仿真技术作为系统研究分析的工具十分有效, 目前被广泛应用于物流设施规划设计、运输物流控制和生产物料平衡中。

国内外学者在对生产物流进行研究时, 多采用常见的基于 Petri 网的离散系统建模方法, 基本过程可描述为用  $P$  (库所) 代表系统中客观实体和活动状态, 用  $T$  (变迁) 作为系统事件代表。嵇振平等<sup>[5]</sup> 采用 HCPN (分层设色 Petri 网) 结合 EOL 降低建模过程的复杂性, 为炼钢生产物流仿真系统建立合适的模型。

中国科学院沈阳自动化研究所



式中,  $y$  表示第  $x$  年单位产品总工作工时; 变量  $x$  表示产品的累积产量; 变量  $n$  为固定年产量; 变量  $t_0$  表示第 1 件产品的工时; 常量  $c$  表示学习率。取  $c=90\%$ ,  $t_0=400$ ,  $n=250$ , 可得学习曲线如图 2 所示。可得在稳定生产阶段(2000 台以后), 单位产品总工作工时  $y$  为 292h。

### 3 人力资源设计

大涵道比商用航空发动机的风扇机匣直径可达 2m, 总长超过 3m, 因此在总装阶段, 尤其是外部管路装配及线缆安装阶段, 单工位中可容纳 3~4 名操作工, 如图 3 所示, 过少的工人数量将导致工位利用率不够, 过多的工人数量会导致边际效应, 增加用工成本, 故假设工位工人数量  $n_{\text{hum}}$  为 4 人。

假设工人每天工作时间为 8h, 根据行业经验, 工人的工作效率约为 85%, 故计算工人有效工作时间  $t_e$  为 6.8h。按每天两个班组进行早晚班

倒班, 假设班组数量  $n_{\text{shift}}$  为 2, 班次日历安排如图 4 所示。

### 4 VSM价值流模型构建及评估

根据上文提供的假设条件可以根据式(2)计算脉动线的工位数量。

$$n_{\text{station}} = \frac{t_w}{n_{\text{hum}} \times t_e \times n_{\text{shift}} \times T_p} = \frac{292}{4 \times 6.8 \times 2 \times 1} = 5.37$$

(2)

式中,  $n_{\text{station}}$  为工位数量;  $t_w$  为式(1)中的  $y$ , 表示单位产品总工作工时;  $n_{\text{hum}}$  为每个工位的额定工人数量;  $t_e$  为工人的有效工作时间;  $n_{\text{shift}}$  为每天的班组数量;  $T_p$  是每台发动机的脉动周期,  $d$ 。

计算可知脉动线工位数量至少需要 5.37 个, 向上取整为 6 个。

脉动线工位按照 6 个工位布局, 总装工艺按照提高生产平衡率的原则尽可能地均衡各个工位的工作时

间, 将每个工位的作业时间、准备时间、资源需求整理成 VSM (Value stream mapping) 价值流模型, 如图 5 所示。

图 6 为工位工序示意图。其中工位 1 为风扇主单元体与核心机主单元体的安装, 工位 2 为低压涡轮单元体的安装, 工位 3~5 为外部支架、管路、附件及线缆的装配, 工位 6 为终检放行操作。

生产线平衡是指对生产的全部工序进行平均化, 调整作业负荷, 以使各作业时间尽可能相近的技术方法, 其目的是消除作业间不平衡的效率损失以及生产过剩。生产线平衡的计算方法如式(3)所示。

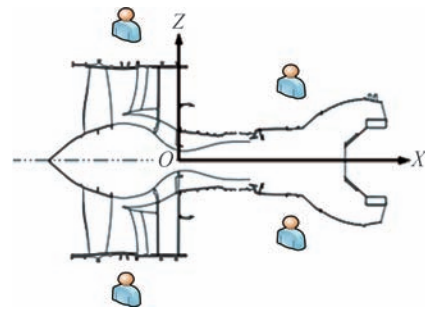


图3 总装阶段站位示意图  
Fig.3 Schematic diagram of station location during final assembly

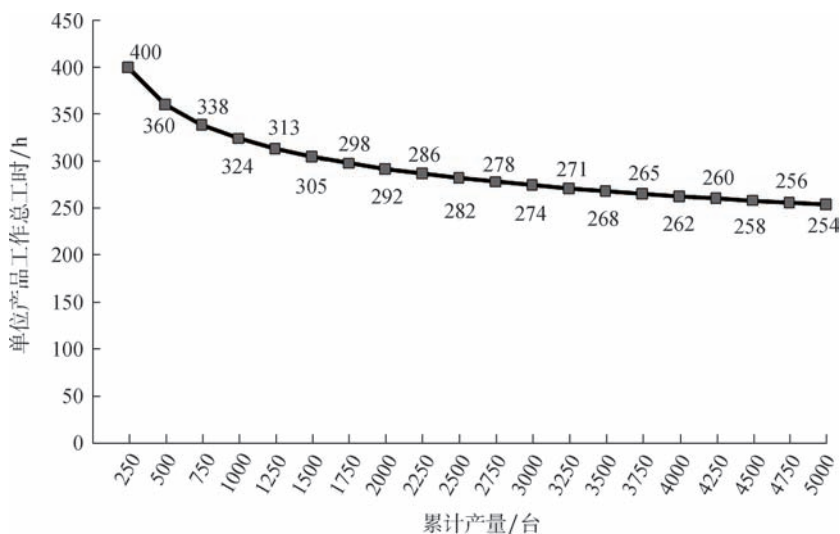


图2 学习曲线图  
Fig.2 Learning curve

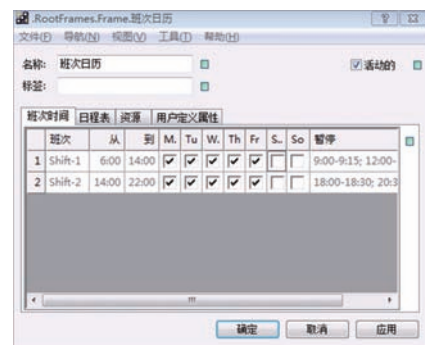


图4 班次日历  
Fig.4 Shift calendar

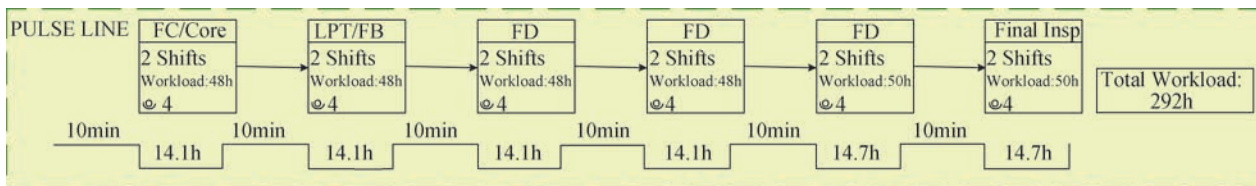


图5 价值流模型  
Fig.5 VSM

$$P = S \times 100 / (D \times CT) \quad (3)$$

式中,  $P$  代表生产线平衡率;  $S$  代表各工序时间总和;  $D$  代表工位数;  $CT$  代表生产节拍。通过计算可得该模型的生产线平衡率  $P$  为 89.3%。

## 基于 Plant Simulation 的仿真

### 1 仿真模型搭建

#### 1.1 厂房工艺布局建模

航空发动机总装厂房规划的功功能区域构成如表 1 所示。

根据布局细化方案,从生产专业化的角度在 Plant Simulation 中建立总装线工艺仿真模型,如图 7 所示。

#### 1.2 单元体装配区建模

用 Source 发生源模块表示仿真模拟区域中的低压涡轮主单元体装配区、核心机主单元体装配区及风扇主单元体装配区, Source 的作用是产生后续总生产线装配需要的部件 MU (零组件单元)。Source 发生源的数量及工艺布局位置需根据厂房的实际工艺布局设置。

在 Source 选项卡中可设置部件的生产速率和生产速率服从的分布,也可调节部件供给的数量。以风扇主单元体装配区为例,设置风扇主单元体的产生形式为间隔可调,间隔时间

为 16h (图 8)。

#### 1.3 脉动装配线建模

脉动线仿真是整个仿真的核心部分,包括了发动机总装线上各站点的装配时间设置以及故障概率设置(图 9)。

首先,由物流系统 Source 产生装配运输车,设置总装线上用到的装配运输车总数为 6 台。装配运输车等候区 Buffer 的容量规模设置为 6,由装配运输车上架 TransferStation 将装配运输车加载到总装线上,站的类型选择为移动,传感器位置,即总装设备加载到总装线轨道上的位置,选为总装线轨道的起点。随后总装设备可装载发动机主单元体在总装线上移动至各个站点进行装配加工。

如工序中有 MU 组合,则采用 Assembly 组装器表示,由堆放区 Buffer 供给部件安装到主部件上。如工序中无 MU 组合,则采用 Single Proc 单处理器表示。单处理器就是处理单一工序的站点,在 SingleProc 可以设置单元体的装配时间、站点预处理时间、故障概率、平均故障时间、故障修复时间等参数,还可以设置班次表使得工作站的工作时间更符合实际工况。

根据总装脉动线价值流图规划的总装线各站点时间对仿真模型进行设置。以站点 1 为例,设置站点的装配时间为 16h,站点预设置时间为 10min (图 10)。

总装系统搭载发动机单元体行驶的轨道用 Line 表示,每个站点之间的间隔初步设定为 5m,总装设备的移动速度为 1m/s,总装设备运行的速度和故障概率后续均可调节(图 11)。

发动机整机在总装脉动线上组

表1 功能区域面积  
Table 1 Area of functional area

功能区域	占地面积 /m <sup>2</sup>
排故区	280
低压涡轮主单元体装配区	783
核心机主单元体装配区	610
风扇主单元体装配区	525
脉动式装配线	960
发展预留线	960
现场办公室	112
零件仓库	1047
看板区	273
转子装配区	756
静子装配区	800

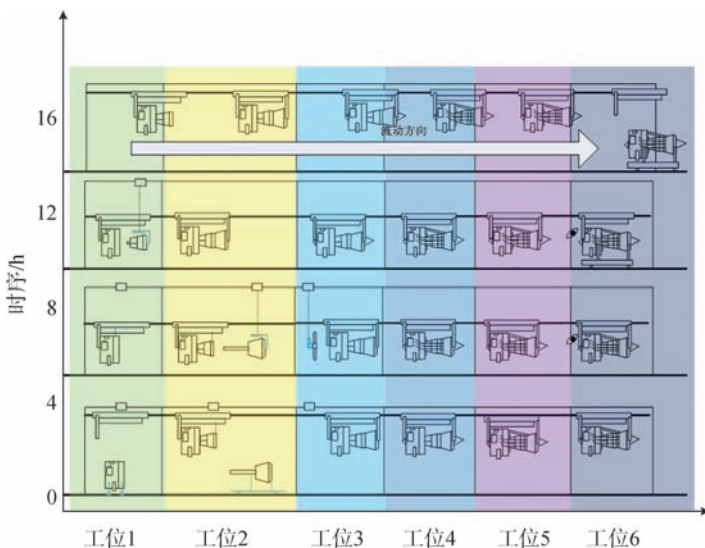


图6 工位工序示意图

Fig.6 Working procedure diagram

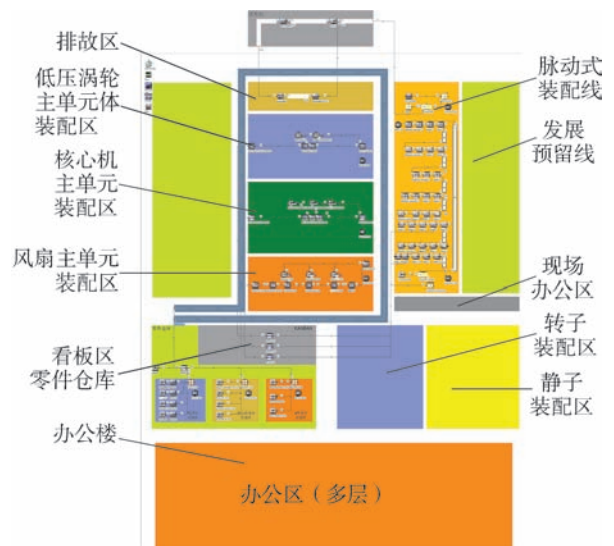


图7 厂房工艺布局

Fig.7 Plant process layout

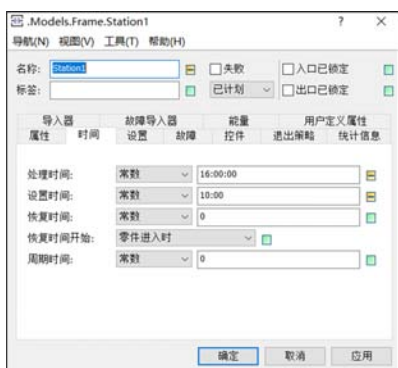


图8 风扇主单元体上线时间设置  
Fig.8 On line time setting of fan casing

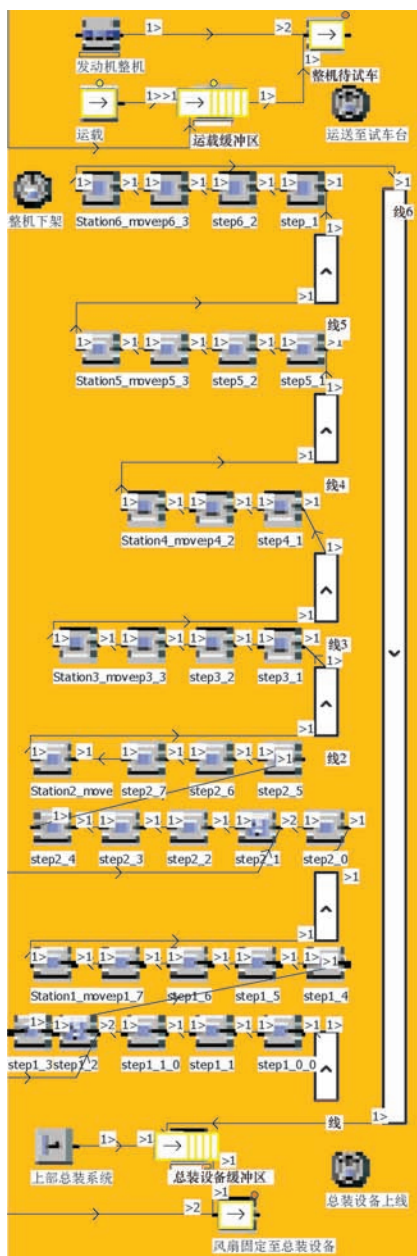


图9 总装脉动线建模示意图  
Fig.9 Assembly pulse line modeling diagram

装完毕后,由整机下架 TransferStation 完成整机从总装设备上的下架动作,随后发动机整机被放置在运载设备上等待进入试车台,这一动作由整机待试车 Assembly 模块完成,设置发动机的放置时间为 30min,发动机由运载设备运送至试车台的时间为 1h。

#### 1.4 仿真初始条件设置

假设部装供给量充足,即设置风扇主单元体装配区、核心机主单元体装配区、低压涡轮主单元体装配区的供给模式为间隔可调,设置部件供应周期为 16h;假设看板区可堆放 1 台低压涡轮主单元体、1 台核心机主单元体、1 台风扇主单元体;设置风扇主单元体加载到总装脉动线上所需要的时间为 1min;设置脉动线上运行的总装设备为 6 台;设置总装脉动线上 6 个站点之间的距离为 5m,

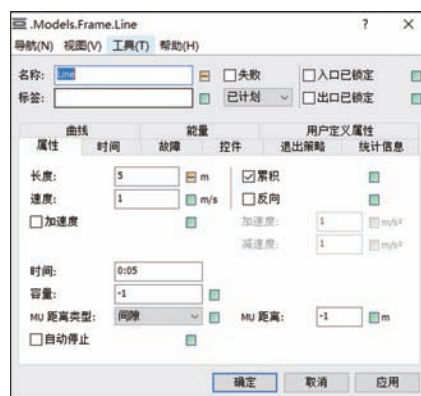


图10 站位装配时间设置  
Fig.10 Station assembly time setting

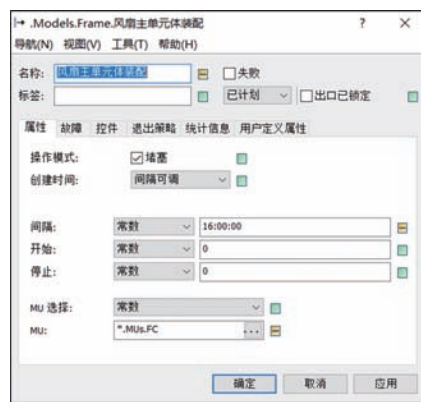


图11 轨道长度设置  
Fig.11 Track length setting

同时根据生产工艺流程图设置每个站点的预设时间为 10min,站点内发动机装配时间为 16h;设置发动机整机装配完成后的下架时间为 30min;设置总装线与试车台之间的运载设备为 6 台;发动机总装完毕后加载到运载设备上并运送至试车台的时间为 1h;设置试车台缓冲区容纳的发动机数量为 1 台,试车台可同时处理 5 台发动机的试车,发动机试车所需的时间为 1d;假设 1 次试车不合格率为 5%;假设发动机检出不合格后运载至 Hospital Bay (排故区)维修耗费的时间为 15d, Hospital Bay 的缓冲区可存放 1 台待检修的发动机。Hospital Bay 可同时维修的发动机数量为 5 台;若试车台试车成功,可将该发动机视为合格品,设置将发动机从试车台运送到 CDC (交付中心)的时间为 1h。将发动机运载到 CDC 为 1 台发动机总装交付的判断条件。

## 2 仿真分析

### 2.1 一次试车合格率对产能的影响

一次试车合格率是指初次进入试车台的发动机试车合格的数量占全部发动机总量的百分比,是衡量发动机总装线生产质量的重要指标。一次试车合格率过低,会影响到整个生产车间的装配进度。

对 50%、60%、70%、85%、90%、95% 一次试车合格率条件进行了仿真分析,结果见图 12。

### 2.2 排故工位数量对产能的影响

Hospital Bay 是国外 OEM 对脉动装配线以外的排故区域的一种叫法,该区域的主要功能是对批产阶段一次试车不合格的发动机进行排故检修。一般该区域内的分解复装方式采用固定站式布局,其工位数量也是影响总装产能的影响因素之一。图 13 是对 2~5 个排故工位在不同的一次试车合格率条件下对产能的影响分析。

### 2.3 装配工位故障概率对产能的影响

平均恢复时间 (Mean time to restoration, MTTR) 是随机变量恢复时

间的期望值,它包括确认失效发生所必需的时间,以及维护所需要的时间。

MTTR 也必须包含获得配件的时间、维修团队的响应时间、记录所有任务的时间,还有将设备重新投入使用的时间。通过设置脉动线装配站位的故障概率和平均恢复时间可以模拟装配站点发生故障对产能的影响。对故障概率为 1%、5%、10%、

15%、20% 及 MTTR 为 12h、24h、48h、72h 情况下的产能影响见图 14。

#### 2.4 部件供应对产能的影响

部件的按时交付对脉动线产能的平稳输出起着至关重要的作用,其中风扇主单元体的交付作为脉动线装配的“火车头”拉动着每一个脉动周期。以风扇主单元体交付的延迟概率、延迟时间及看板容量为变量,分

析部件供应对产能的影响(图 15)。

### 结论

通过基于 Plant Simulation 的仿真分析,可以通过图表直观地得出以下结论。

(1) 航空发动机的总装装配质量对年产能影响较大,过高的一次试车不合格率会导致发动机大量积压在排故工位,对工厂有限的空间资源、物料资源、人力资源带来挑战。

(2) 排故区(Hospital Bay)的有效布局将缓解由于产能波动、生产试车不合格带来的风险,根据仿真结果,在一次试车合格率为 80%~90% 区间,配备 3 个排故工位较为合理;在一次试车合格率为 50%~80% 区间,配备 4 个排故工位较为合理。

(3) 脉动生产线是一种高效的

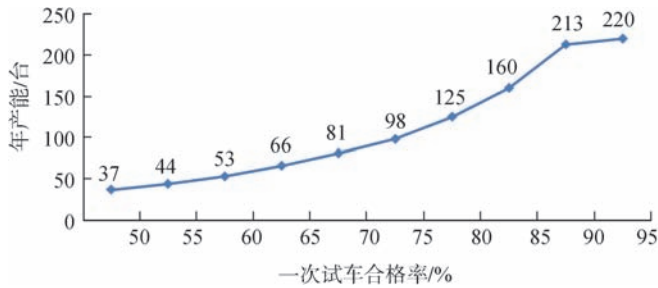


图12 一次试车合格率对产能的影响

Fig.12 Influence of qualified rate of first test run on production capacity

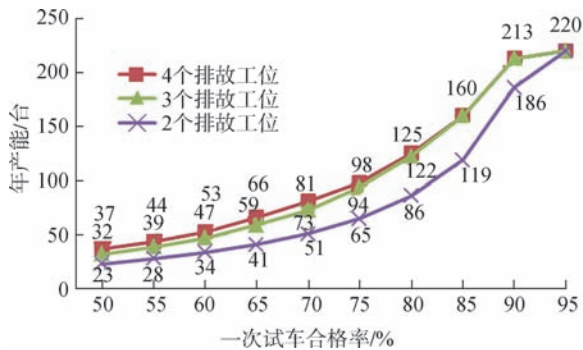


图13 排故工位数量对产能的影响

Fig.13 Influence of number of troubleshooting stations on production capacity

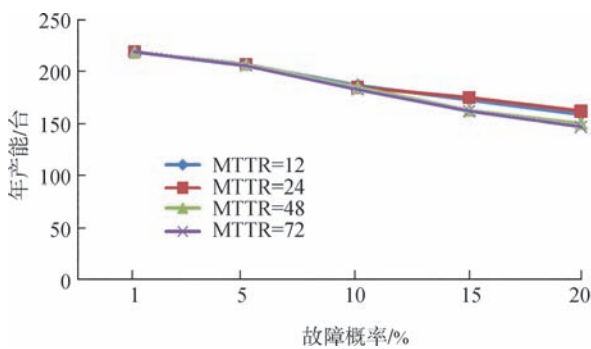
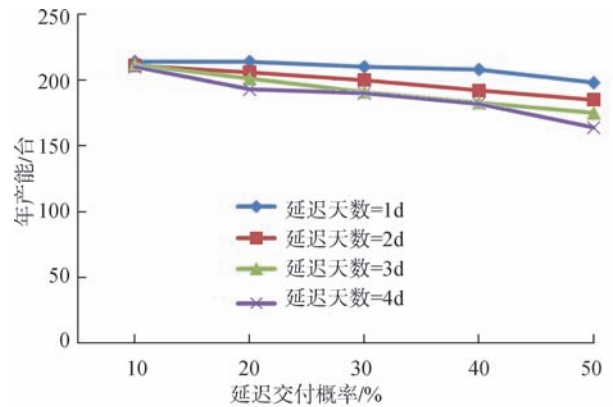
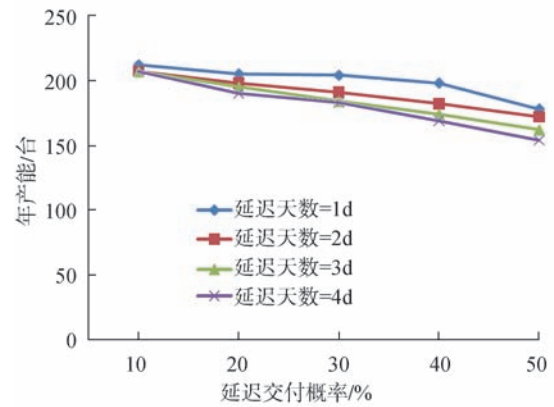


图14 装配工位故障概率对产能的影响

Fig.14 Influence of failure rate of assembly station on production capacity



(a) 设置看板区



(b) 未设置看板区

图15 部件供应对产能的影响

Fig.15 Impact of parts supply on capacity

生产模式,生产线上任意一个工位的故障将导致生产线停摆直至故障得到修复,因此在脉动线设计的时候需要对工位上的关键运输设备提出可靠性的要求。

(4)通过对供应链的仿真结合实际生产经验可知,发动机各部件的供应能力往往是制约产能的关键因素。通过仿真可以看到,设置一定容量的看板区(KANBAN)通过物料的拉式管理可以有效缓解供应能力波动的风险。

通过对离散事件系统进行仿真可以得到直观的仿真结果,可以实现对现行生产线上工位故障概率、工位数量、供应链能力的分析。进而结合项目相关技术要求,对厂房布局、工序工位、配送路径、人员工作安排等输入信息进行改进,以提高企业生产效率。

#### 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] 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 Bing, SU Dan, et al. Introduction of pulse line for commercial aeroengine assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(20): 118-120.

[3] 周烁,汪俊熙,刘宜胜,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.

ZHOU Shuo, WANG Junxi, LIU Yisheng, et al. Brief review on assembly process of large commercial aero-engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(5): 92-96.

[4] 单继东,王昭阳,陈贺利,等.航空发动机智能制造生产线构建技术研究[J].航空制造技术,2016,59(16):52-56.

SHAN Jindong, WANG Zhaoyang, CHEN Heli, et al. Building technology of intelligent manufacturing production line for aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(16): 52-56.

[5] 嵇振平,陈文明,于戈.分层有色Petri net(HCPN)及其在宝钢炼钢连铸生产物流系统仿真建模中的应用[J].冶金自动化,2002(2):6-9.

JI Zhenping, CHEN Wenming, YU Ge. Hierarchy coloured Petri net(HCPN) and application in material flow system simulation modeling for steel making and continuous casting production of Baosteel[J]. Metallurgical Industry Automation, 2002(2): 6-9.

[6] 李岩,徐志刚,王丙戌.基于Plant

Simulation的导弹装配生产线仿真技术研究[J].工具技术,2016,50(8):51-54.

LI Yan, XU Zhigang, WANG Bingxu. Research on simulation technology of missile assembly line based on plant simulation[J]. Tool Engineering, 2016, 50(8): 51-54.

[7] 苏春,孙瑜.基于仿真的汽车发动机再制造生产线配置优化[J].工业工程,2009,12(1):66-69.

SU Chun, SUN Yu. Configuration optimization of automobile engine remanufacturing production line based on Simulation[J]. Industrial Engineering Journal, 2009, 12(1): 66-69.

[8] 范玉青.波音787飞机总装配线及其特点[J].航空制造技术,2011,54(23/24):38-42.

FAN Yuqing. Boeing 787 final assembly line and its characteristics[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54 (23/24)124: 38-42.

[9] 郭佳,吴永林.通用飞机总装脉动式生产线构建[J].航空制造技术,2015,58(5)124:58-61.

GUO Jia, WU Yonglin. Construction of pulsating production line of general aircraft for final assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(5): 58-61.

[10] 陆汉东,李长庆.通用飞机总装脉动式生产线构建[J].内燃机与配件,2018(15):181-183.

LU Handong, LI Changqing. Construction of general aircraft assembly pulse production line[J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2018(15): 181-183.

## Discrete Event Simulation Design of Aero-Engine Pulsating Assembly Line

LIAN Yuchen<sup>1</sup>, CHEN Jin<sup>1</sup>, CHENG Huanchong<sup>2</sup>, ZHOU Shuo<sup>1</sup>

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

2. Shanghai JH Simulation System Co., Ltd., Shanghai 201306, China)

**[ABSTRACT]** In response to the pulsating assembly line construction requirements of high bypass ratio turbofan commercial aero-engines, the pulsating assembly line is modeled using value stream analysis tools and discrete event simulation technology, and key production indicators and their main influencing factors are simulated and optimized. Quantitative analysis of the correlation characteristics of the main influencing factors and the law of contribution to the overall production capacity is conducted. A typical aero-engine pulsating assembly value stream model is constructed and a simulation technology method is proposed to support the construction of advanced pulsating assembly line and capacity planning demonstration, and provide technical reference and reference for the transformation and upgrading of the existing batch production assembly line.

**Keywords:** Aero-engine; Pulsating assembly line; Discrete event; Simulation; Assembly

(责编 古豪)

# 引领高端复杂航空装备总装技术发展

## ——走进航空工业成飞整机装配集成技术研究实验室

Leading the Development of High-End Complex Aviation Product  
Final Assembly Technology

[编者按] 高端复杂航空装备涵盖了先进战斗机、新型无人机系统、空中信息支援作战系统等,是我国国防建设、战略威慑和军事斗争的利器。航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司是我国高端复杂航空装备制造的摇篮,形成了以“数字化装配为核心,结构件精确制造为支撑”的数字化制造体系,完整掌握了从第二代到第五代战斗机的复杂系统总装集成与综合测试专业技术。

为了满足越发复杂的新一代飞机系统装配集成需求,进一步提升和储备新产品总装研制能力,航空工业成飞于2018年开始筹建工艺研究实验室,经过近3年建设,于2020年5月15日正式挂牌成立整机装配集成技术研究实验室,进行以问题为牵引和新机快速研制能力建设为目标的整机装配集成技术研究。

### 总体定位及发展目标

航空工业成飞作为我国研制、生产歼击机的重要基地,初步实现了高端航空装备“生产一代、试制一代、预研一代、探索一代”的格局,产品谱系包含从第二代到第五代战斗机,对于未来高端航空产品发展脉络和方向有着清晰认识。整机装配集成阶段作为形成高端航空装备主体性能的核心环节,在高端航空装备制造价值链中至关重要。实验室重点对整机装配集成阶段的新技术、新工艺、新方法以及生产过程中的关键瓶

颈问题进行研究,搭建行业内整机装配集成领域的技术研究、交流和应用平台,汇聚整合国内行业、高校、院所单点技术研究优势,加速新技术、新工艺和新方法在整机装配集成领域的落地应用,推动整机装配集成领域关键瓶颈问题的解决,形成航空工业整机装配集成领域的“领先创新力”。着力打造高端航空装备整机装配集成“领先创新力”生态圈,助力形成敏捷高效的整机装配集成研制体系,引领行业智能制造水平提升。

### 主要研究方向

整机装配集成技术研究实验室致力于成为推动飞机装配集成阶段技术水平提升的核心驱动力,将主要开展整机装配集成工艺设计技术、飞机系统高效装配技术、飞机地面功能性能有效验证技术、模型和数据驱动的生产系统管控技术4方面研究。

整机装配集成工艺设计技术是实现工艺设计一体化的重要技术手

段。重点开展系统装配、系统测试工艺的数字化设计技术研究,融入产品原理、工程技术、装配仿真、可视化验证等,提升装配集成工艺设计能力。

飞机系统高效装配技术是实现高端航空装备整机装配集成阶段敏捷高效研制体系的基石。重点构建人与自动化装备间协同高效作业体系,研究应用增强现实(AR)和虚拟现实(VR)等先进信息辅助技术,提升装配集成执行能力。

飞机地面功能性能有效验证技术是实现高端航空装备整机装配集成阶段敏捷高效研制体系的灵魂。重点开展新一代测试场景构建技术、面向开放式架构的通用测试技术和集成化测试技术等研究,实现装备效能的有效验证与评估,提升功能性能自主验证能力。

模型和数据驱动的生产系统管控技术是实现高端航空装备整机装配集成阶段敏捷高效研制体系的关

键。重点开展生产系统运行模型研究和构建,统一生产系统实物流和信息流,研究先进优化和调度算法,实现生产系统的精细化高效管控,提升信息感知能力。

### 主要研究成果

近五年,整机装配集成技术研究实验室及其前身试验技术开发团队先后承担了 18 项课题,其中包括国防基础科研项目、科技部专项、工信部重点专项、航空工业集团创新基金项目、四川省智能制造专项、四川省重点研发项目、横向合作项目(基础类)、自立项目(基础类)等,总研发经费投入超 1.9 亿元。获得国家级、部委(省)级、集团公司级等各类奖项 13 项,其中国家级 1 项,部委(省)级 4 项,集团公司级 8 项。

在整机装配集成工艺设计技术方面,针对复杂产品,引入系统工程(SE)相关工具,开展了工艺流程正向设计研究,初步掌握了该理论方法,并就某型机局部系统进行理论验证,证明了该方法的可行性。

在飞机系统高效装配技术方面,开展了基于柔顺控制的人机协同装配技术、线束自动铺放技术、导管精准对接工艺参数和增强现实/虚拟现实辅助装配技术等研究,形成了线束自动化铺放系统、导管安装工艺参数试验平台等,在装配引导和培训过程中实现了增强现实/虚拟现实技术、大部件柔顺辅助装配系统的验证和初步应用。

在飞机地面功能性能有效验证技术方面,开展了故障高效定位技术、网络化集成测试技术和大场景高精度数字化测量技术研究。成功研制了具有自主知识产权的手持式线束故障定位仪,定位误差  $\leq \pm 50\text{mm}$ ,缩短机上线束故障定位时间 80% 以上。

设计了飞机总装分布式网络化综合测试环境,结合自动化测试和数

据判读技术,构建了模块化测试体系,提高数据分析效率,缩短机上主线测试时间 18% 以上。

大场景高精度数字化测量技术研究,克服单一设备在测量范围、测量精度、采样密度方面的局限,突破了大尺寸空间测量精度损失问题,测量场全局精度  $\leq \pm 0.15\text{mm}$ ,局部范围扫描精度  $\leq \pm 0.064\text{mm}$ ,实现了覆盖产品全流程要素测量需求,待测产品入场即测,数据一键处理,测量实时、高效。

在模型和数据驱动的生产系统管控技术方面,开展了生产线建模仿真研究,自主构建了生产线复杂装配系统分层模型,能够评估复杂装配系统在给定资源配置和工艺流程条件下的节拍、产能及运行效率,通过仿真试验能够对复杂装配系统提出优化建议。

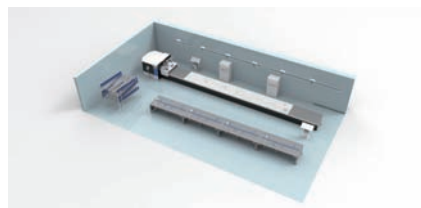
开展了制造数据复现研究,研制形成了产品故障热力分布图复现系统,该系统可视化反映单机故障分布,为故障处理改进方向和措施提供数据支撑,通过对比与提示预警故障,指导现场生产,提供决策依据。

### 人才培养及合作交流

实验室现有博士学位者 7 人,占固定人员总数的 15.2%,硕士学位者 22 人,占固定人员总数的 47.8%,其他学历者 17 人,建立起一支有理论、实际经验丰富、动手能力强的技术研发队伍。

为鼓励和支持实验室研究人员“走出去、学回来”,在国家和航空工业集团公司国际化人才培养“千人计划”引导下,从 2011 年以来先后派出 6 名青年核心人员出国深造,取得英国克兰菲尔德大学、法国国立高等航空航天学院等航空知名高校的博士、硕士学位;同时与国内各大高校合作,先后培养了 8 名专业技术人才,并获得相应博士、硕士学位。

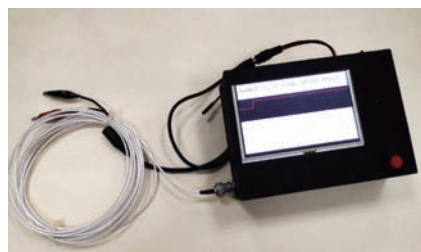
实验室依托成飞公司,搭建同



线束自动化铺放系统



增强现实辅助管路装配引导场景



手持式线束故障定位仪



大场景高精度数字化测量场景示意图



生产线产能及运行效率评估

行企业、科研院所及相关行业企业的科研平台,建立联合实验室,形成了良好的交流平台和机制。积极向各高校提供实习、毕业设计和创新课题,先后向清华大学和南京航空航天大学提供 2 项博士实习课题、12 项本科毕业设计课题和 4 项微创新项目。实验室成员每年参加不少于 2 次的国际/国内相关学术、技术会议,在分享实验室学术/研究成果的同时,进一步开拓视野,提升研究能力。

(采访 逸飞)

引文格式:孙杰,国凯,杨斌.钛合金航空结构件加工刀具与工艺技术研究现状[J].航空制造技术,2021,64(16):74-86.

SUN Jie, GUO Kai, YANG Bin. Review on cutting tool and processing technology for titanium alloy aviation components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 74-86.

# 钛合金航空结构件加工刀具与 工艺技术研究现状\*

孙杰<sup>1,2</sup>,国凯<sup>1,2</sup>,杨斌<sup>1,2</sup>

(1. 山东大学机械工程学院, 济南 250061;

2. 山东大学航空构件制造技术及装备研究中心, 济南 250061)

[摘要] 在航空工业,钛合金用量常被作为衡量飞机选材先进程度和航空工业发展水平的重要指标之一。钛合金的优异性能也给钛合金的加工带来了巨大困难,钛合金航空结构件更是面临着材料自身难加工与工件结构复杂难加工的双重挑战。对钛合金加工刀具与工艺技术国内外研究现状进行综述,阐述目前制约钛合金高效加工瓶颈难题,介绍了钛合金加工新技术及其发展趋势。

关键词:钛合金;刀具;加工工艺;绿色切削;切削颤振

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.074



孙杰

教授,博士,主要研究方向为航空结构件变形预测、控制与校正,切削加工与刀具技术,增材制造,智能制造。

钛合金因其优异的综合力学性能、低密度、耐腐蚀、抗疲劳以及显著的高温抗拉强度、高温稳定性等,已成为现代宇航、国防工业关键的支撑材料之一。钛合金的密度只有钢材的 $1/2$ ,但其强度却高于钢材(表1)。正因为钛合金具有如此优异的性能,世界钛材需求量的50%来自航空工业,钛合金也因此被誉为“空间金属”,其应用领域分布如图1所示<sup>[1]</sup>。在飞机制造业,钛合金的应用越来越广泛,尤其在高性能战斗机的结构件中所占的比重增长幅度非常明显,如在F-16战机上钛合金所占重量比仅为3%,而在作为第4代战机典型代表的F-22战机中所占重量比高达41%<sup>[2]</sup>。

然而钛合金又是典型的难加工材料,导热系数仅为钢材的 $1/7$ ,为铝合金的 $1/30$ ,切削过程刀-屑接触区极小,单位面积上切削力大且热量难以排出,切削温度高,加之钛合金冷硬现象严重,化学活性高,切削状态能够和几乎所有的刀具材料发生化学反应,最终导致刀具极易产生磨损破损,钛合金的高效加工一直是航空工业面临的重要制造难题<sup>[3]</sup>。钛合金航空整体结构件大都为壁薄深腔结构(图2),材料去除量大,大都在85%以上,加工周期长,加工过程中回弹现象严重,切削颤振现象频发,更加重了刀具的冲击载荷,与此同时,加工过程中让刀误差与加工变形问题突出,严重影响加工质量与加工

\*基金项目:国家自然科学基金项目(51975335,52175419)。

表1 常用金属材料物理性能比较

Table 1 Comparison of physical properties of common metal materials

材料	密度/( $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$ )	导热系数/( $\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ )	抗拉强度/MPa
钛合金	4.40~4.51	6.60~7.50	895~1666
铝合金	2.50~2.88	209~236	167~420
钢	7.80~8.30	44.19~52.34	600~1176

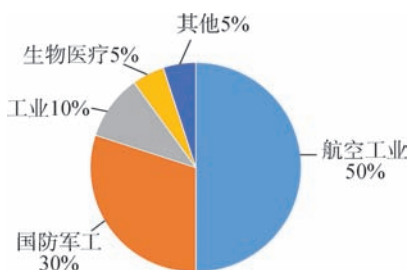
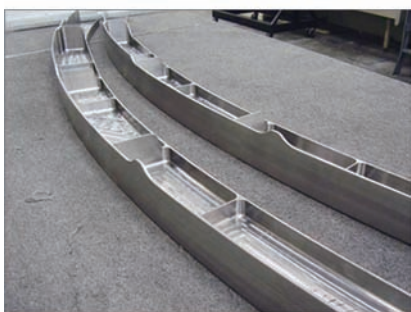


图1 全球钛合金不同领域用量对比  
Fig.1 Consumption of titanium alloys in different fields of world



(a) 大型框类结构件



(b) 大型梁类结构件

图2 典型航空整体结构件

Fig.2 Typical aeronautical monolithic components

效率的提高。

国内外学者对钛合金加工刀具与工艺技术进行了大量理论与试验研究,有力推动了钛合金加工质量与

加工效率的提高。本文对钛合金切削刀具技术的发展现状进行综述,对加工工艺技术进行分析总结,归纳了制约钛合金加工性能提升的瓶颈问题,阐明钛合金切削加工刀具与工艺技术的未来发展趋势。

## 钛合金加工刀具技术

刀具是实现钛合金高效高性能加工的关键因素,国内外学者围绕钛合金加工的刀具基体材料、涂层材料以及刀具结构开展了大量的研究工作,取得了诸多创新性的研究成果,促进了钛合金加工技术的进步。

### 1 刀具材料与涂层材料

#### 1.1 硬质合金刀具材料

硬质合金刀具材料加工性能优异、性价比高,是目前钛合金加工的主要刀具材料。硬质合金刀具性能与晶粒尺寸密切相关,普通硬质合金平均粒度在 $1.0\sim 1.3\mu\text{m}$ ,而超细晶粒硬质合金粒度达 $0.5\mu\text{m}$ <sup>[4]</sup>。当硬质合金的晶粒细化后,硬质相尺寸减小,增加了硬质相晶粒表面积和晶粒间的结合力,黏结相更均匀地分布在其周围,可以提高硬质合金的硬度与耐磨性<sup>[5]</sup>。数据表明,细晶粒硬质合金相比较普通硬质合金,硬度提高 $1.5\sim 2.0\text{HRA}$ ,抗弯强度约提高 $600\sim 800\text{MPa}$ <sup>[6]</sup>,而当硬质合金中WC硬质相的晶粒尺寸小于 $0.5\mu\text{m}$ ,达到超细晶粒水平时,合金的抗弯强度增加1倍多(由平均 $1600\text{MPa}$ 增加到 $4000\text{MPa}$ 以上),硬度也明显增加(由 $89\text{HRA}$ 增加到大于 $93\text{HRA}$ ),耐磨

性和刀具寿命大幅提高<sup>[7]</sup>。因此具备高硬度与高强度“双高”特性的超细硬质合金刀具成为钛合金这一典型难加工材料加工的首选刀具<sup>[8]</sup>。

硬质合金刀具的化学成分和黏结相对钛合金切削性能同样具有显著影响,以WC-TiC或TiC为硬质相的硬质合金刀具由于与钛合金亲和性较强,切削过程中极易发生溶解-扩散磨损<sup>[9]</sup>,因此并不适合于钛合金切削;而WC-Co类硬质合金刀具较为适合钛合金加工<sup>[10]</sup>。另外,TaC、NbC、 $\text{Cr}_3\text{C}_2$ 和VC等稀有金属碳化物的添加可进一步提升超细晶粒硬质合金材料致密度,抑制晶粒异常长大,有效提高刀具高温硬度与高温强度,从而降低钛合金切削过程刀具磨损<sup>[11]</sup>。Zhou等<sup>[12]</sup>通过调整Co和Ti含量制备了不同梯度层厚度和晶粒尺寸的超细梯度硬质合金刀具,并通过钛合金高速切削试验指出Co<sub>10</sub>Ti<sub>3</sub>基体材料具备更好的切削性能。

总体而言,硬质合金刀具由于成本低廉,同时兼具较高硬度与韧性,更多地用于钛合金中速和低车速削过程以及铣削等断续切削过程<sup>[13]</sup>。在兼顾效率、刀具寿命等情况下,硬质合金刀具用于钛合金加工时切削速度一般不宜超过 $80\text{m}/\text{min}$ ,当切削速度过高时,高温导致Ti、Co等元素不断溶解-扩散,并伴随严重的黏结磨损与氧化磨损,最终引起刀具材料强度显著降低,加速刀具失效<sup>[14]</sup>。

#### 1.2 刀具涂层材料

涂层硬质合金刀具相比无涂层硬质合金刀具可显著降低钛合金切削过程刀具磨损,提高刀具寿命<sup>[15]</sup>。根据涂层材料性质,刀具涂层可分为“硬”涂层与“软”涂层。“硬”涂层是指具有高的硬度与耐磨性的涂层材料,适用于钛合金加工刀具的“硬”涂层材料主要有TiAlN<sup>[16-17]</sup>、TiCN<sup>[18]</sup>、AlCrN、Ti<sub>6</sub>Al<sup>[19]</sup>等,涂层工艺主要有物理气相沉积法(PVD)、

化学气相沉积法(CVD)等<sup>[20]</sup>。“软”涂层主要指具有低摩擦系数的涂层材料,涂层本身起到自润滑作用,如MoS<sub>2</sub>、WS<sub>2</sub>等,“软”涂层的制备可采用溶胶-凝胶法<sup>[21]</sup>。钛合金加工硬质合金刀具涂层结构也经历了从单层到多层<sup>[22]</sup>、从普通涂层到元素改性涂层以及纳米涂层的发展<sup>[23]</sup>。

用于钛合金加工的新型刀具“硬”涂层材料不断涌现,Chang等<sup>[24]</sup>制备了CrAlSiN纳米涂层硬质合金刀具,涂层硬度可达传统TiAlN涂层的1.3~1.4倍,在350m/min的高切削速度下,CrAlSiN涂层的刀具寿命达到TiAlN涂层刀具寿命的4.2倍;肖白军<sup>[25]</sup>采用AlCrN/AlTiSiN多层纳米涂层刀具进行钛合金切削,刀具寿命是无涂层硬质合金刀具的3.7倍,单涂层刀具的1.6~2.0倍。“软”涂层材料方面,Lian等<sup>[26]</sup>将CrCN-WS<sub>2</sub>硬/软复合涂层沉积在硬质合金刀具表面,提高了刀具在干切削钛合金时的切削性能。涂层结构方面,Oganyan等<sup>[27]</sup>比较了无涂层刀具与纳米层结构的Ti-TiN-(Ti,Cr,Al)N涂层、Zr-ZrN-(Zr,Cr,Al)N涂层刀具的钛合金铣削性能,得出带有纳米涂层的刀具寿命比无涂层刀具寿命高2.5~3倍;Lü等<sup>[28]</sup>在硬质合金基体上制备了Si元素梯度分布的TiAlSiN涂层,相比较传统TiAlN涂层硬度高147%、附着力提高了300%,并且证明在切削钛合金时,梯度TiAlSiN涂层的刀具寿命比非梯度TiAlSiN涂层高75.4%。

### 1.3 超硬刀具材料

国内外学者一直在探寻超硬刀具材料用于钛合金加工,立方氮化硼(CBN)、聚晶立方氮化硼(PCBN)以及聚晶金刚石(PCD)等超硬刀具均可用于钛合金切削<sup>[29]</sup>。从物理力学性能来看,PCD刀具硬度最高,达8000HV,是硬质合金的5倍以上;PCBN硬度为3000~5000HV,达到硬质合金的2倍以上。PCD刀具导热性优良,导热系数达500W/(m·K)以上,是硬质合金的1.5~9倍,其数值也远高于PCBN刀具。PCD刀具热膨胀系数较低,在切削加工中产生的切削热容易散发,切削温度较低,刀具不易产生大的热变形,这一优越的特性对于尺寸精度要求极高的精密加工极为重要;PCD材料还具有较好的化学惰性,在加工过程中钛合金不容易黏结在刀尖上而形成积屑瘤。CBN硬度仅次于PCD,热稳定性极好,在大气中加热至1000℃也不发生氧化。PCBN是由CBN颗粒和按照一定比例组成的金属黏结剂或陶瓷黏结剂在高温高压条件下烧结而成的,它克服了单晶CBN各向异性的缺点<sup>[30]</sup>。超硬刀具材料与典型硬质合金刀具材料物理力学特性对比如表2所示<sup>[30-31]</sup>。

Amin等<sup>[32]</sup>的研究表明,当采用1mm轴向切深、32mm径向切深的大去除量切削钛合金时,PCD刀具稳定切削速度可以达到120~160m/min。Lindvall<sup>[33]</sup>、Ren<sup>[34]</sup>等研究了PCD和PCBN刀具高速连续车削Ti-6Al-4V合金时的性能和磨损机

制,发现PCD刀具切削加工钛合金在刀具寿命方面优于PCBN。

总体而言,涂层硬质合金刀具是目前企业进行航空钛合金结构件加工的首选刀具,然而钛合金加工过程刀具损耗严重、加工效率偏低、加工成本高的问题依然突出,仍需要硬质合金刀具材料技术与制备技术的不断进步,从而降低刀具成本,提高加工效率。超硬材料刀具更适合于钛合金高质量加工与高速精密加工,但是超硬刀具材料价格高,工程化应用受到高昂刀具成本的制约。

## 2 刀具结构

刀具结构对刀具钛合金的切削性能和刀具寿命均产生重要影响,随着刀具设计理论和制造技术的发展,越来越多的新型刀具结构用于钛合金加工。

### 2.1 非对称分布刀具结构

钛合金弹性模量低,加工极易产生切削颤振,采用非对称分布的刀具结构是解决切削颤振问题的有效途径之一。通过改变刀齿分布形式可以得到非对称分布结构铣刀,包括变螺旋角铣刀和变齿距铣刀。皇攀凌等<sup>[35]</sup>设计了变齿距、变螺旋角与变槽深结构刀具,并研究了不同刀具结构加工钛合金时切削力和振动的变化规律,其研究结果表明螺旋角39°、齿间角83°~97°的变齿间角铣刀切削合力与铣削振动较小,最终得到了适用于Ti-6Al-4V钛合金加工的变齿距立铣刀刀具结构与优化的切削参数。Shaharun等<sup>[36]</sup>指出同时具有变螺旋角(48°~53°)与变齿间

表2 超硬刀具材料与硬质合金刀具材料物理力学特性

Table 2 Physical and mechanical properties of ultra-hard cutting tool material and cemented carbide

刀具材料	硬度(HV)	杨氏模量/MPa	断裂韧性/MPa	导热系数/(W·m <sup>-1</sup> ·k <sup>-1</sup> )	热膨胀系数/(10 <sup>-6</sup> ·°C <sup>-1</sup> )	热稳定性/°C
硬质合金(K10)	1500~1700	590~630	10.8	17~125	4~9	800~1000
PCBN	3000~5000	580~680	3.7~6.3	40~100	2.1~4.8	1400~1500
PCD	8000	680~810	6.8~8.8	500~2000	0.9~1.18	700~800

角( $60^{\circ}\sim 107^{\circ}$ )的铣削刀具在切削钛合金过程中具有更好的减振效果。

非对称分布刀具结构优化的方法主要是通过动力学建模与稳定极限图求解进行切削稳定性与刀具结构匹配,最终实现抑振或消除切削颤振,提高加工效率<sup>[37]</sup>。

## 2.2 刀具角度与刃口结构

刀具角度、刀齿分布形式及刃口结构是刀具结构设计中需要考虑的重要因素。多数研究工作集中于建立刀具角度与切削力及切削振动映射关系,从而实现刀具几何参数的优化<sup>[38-39]</sup>。

刃口结构包括刃口形式与切削刃钝圆半径,刃口结构的选择与加工工况密切相关。刘月萍<sup>[40]</sup>基于钛合金切削仿真研究了倒棱刃、消振棱、白刃分别与钝圆组合的硬质合金刀具刃口结构对切削力和温度的影响,结果表明钝圆半径 $0.02\sim 0.025\text{mm}$ 、倒棱刃宽度 $0.06\text{mm}$ 的刃口复合结构可以得到最低切削温度。Araujo等<sup>[41]</sup>通过钛合金铣削试验研究了刀具刃口半径与前角对切削力和表面质量的影响,给出了优化的刀具几何参数,并指出具有倒棱刃的PCD刀片相比较于圆弧刃有更长的刀具寿命。姜振喜<sup>[42]</sup>基于TC4-DT钛合金力学性能,设计了具有仿生学原理的特殊槽型和微刃立铣刀,通过抑制切屑锯齿化,有效地减小了切削力及其波动范围,降低了硬质合金刀具切削振动和切削温度,得到较小的表面粗糙度,如图3所示<sup>[42]</sup>。田汝坤<sup>[43]</sup>根据钛合金结构件难加工的特点,以前角、后角和螺旋角为因素,利用有限元软件进行仿真,研究了刀具结构对结构件加工变形的影响并优选出适合加工钛合金结构件的硬质合金刀具结构。Zhu等<sup>[44]</sup>提出了适用于钛合金-铝合金叠层材料钻削的新型多尖刃钻头、阶梯刃钻头以及双锥角钻头,其中双锥角钻削刀具与其他刀具相比轴向力更小,平均切削温度更

低,且刀具磨损较小,如图4所示<sup>[44]</sup>。

## 2.3 特定加工需求的刀具

针对轮廓或简单型腔结构钛合金加工,山高公司开发了专用的玉米式铣刀,刀具直径 $D$ 为 $32\sim 80\text{mm}$ ,切

深可达 $0.8D\sim 2D$ <sup>[45]</sup>,实现大切深、大切宽强力铣削,极大地提高了切削效率,降低了切削成本;针对钛合金结构件狭窄槽腔的几何特征,山高公司开发了JCO710波纹铣刀,可获得较

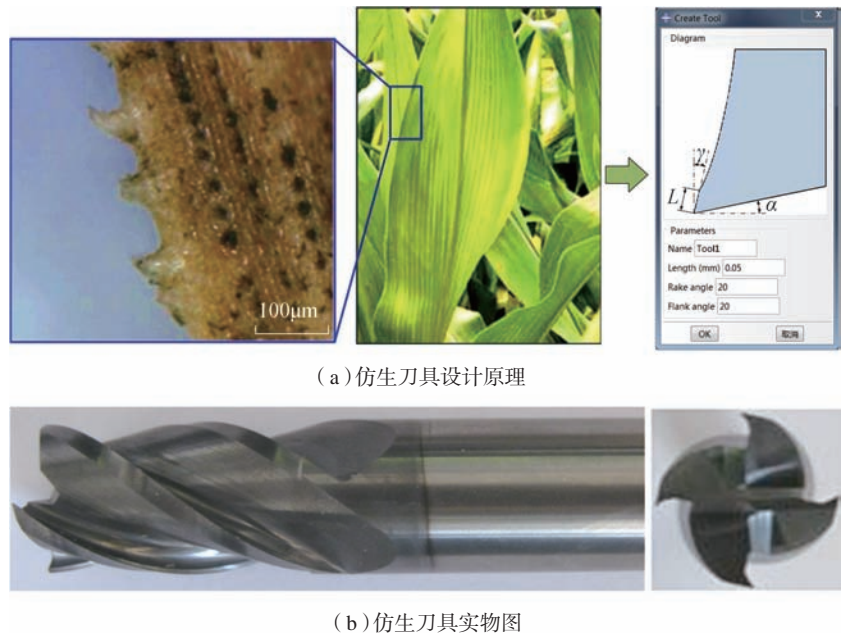


图3 钛合金加工仿生刀具

Fig.3 Bionic tool for machining titanium alloys

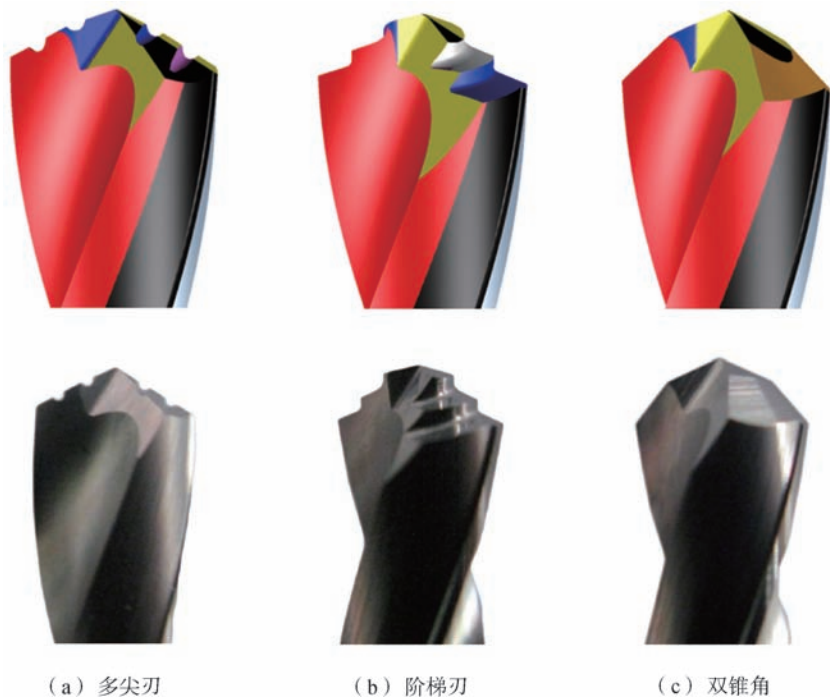


图4 钛合金-铝合金叠层材料钻削刀具

Fig.4 Drills for drilling aluminum/titanium stack

长的刀具寿命,适合大轴向切深钛合金的高效粗加工;三菱材料公司专为钛合金叶轮叶片的高效精加工而设计了一种新型六刃锥形圆桶球头铣刀,可以在保持加工表面质量的同时实现高效加工;三菱CoolStar系列整体立铣刀,将众多冷却液孔分布在刀具结构上,最大程度发挥切削液的冷却作用,提高加工稳定性<sup>[46]</sup>;此外,三菱VFX系列玉米铣刀,其外圆周刃可加工侧面和台阶面的立面,底刃可加工平面,大幅提高了切削用量和加工效率,切削速度可达55m/min,进给量0.12mm/tooth,径向切深10~45mm,轴向切深25~60mm,以直径为63mm为例,最大金属去除量可达400cm<sup>3</sup>/min<sup>[47]</sup>;Helical公司研发了适用于钛合金加工的HXF系列多齿硬质合金刀具,齿数达7~14齿,通过增加刀齿数,减小每个刀齿切削载荷的同时有效提高切削效率。上述钛合金加工专用刀具如图5所示。

### 1.3 刀具深冷处理技术

研究表明,切削刀具在-80~-196℃的低温下进行深冷处理24~40h,可以改善刀具切削性能,提高刀具寿命<sup>[48]</sup>。Strano等<sup>[49]</sup>通过试验研究了-196℃液氮低温处理的涂层硬质合金刀具切削性能,发现经过低温处理的刀具基体与涂层材料硬度分别增加7%与11%,当切削钛合金速

度在62~79m/min时,刀具寿命可以提高9%~30%。Sivalingam等<sup>[50]</sup>研究了TiAlN/NbN涂层硬质合金刀片在24h与48h液氮深冷处理后的钛合金铣削过程中刀具磨损过程,与未经深冷处理的刀片相比,在经过48h和24h低温处理的刀片磨损分别降低了12%~23%和4%~11%,并同时观察到了切削力和切削振动的降低。综合结果表明,在相同的工作条件下,深冷处理刀具具有更好的加工性能和更长的刀具寿命。

## 钛合金加工工艺技术

### 1 钛合金加工工艺优化

目前钛合金的切削加工工艺主要以车削、铣削和钻削为主,航空钛合金结构件加工以铣削为主。车削加工时切削温度较高,刀具寿命低,大部分的研究致力于选用合适的切削液和工艺参数降低切削温度。钛合金铣削加工时,由于加工过程中循环热力载荷的作用,使得切屑与刀刃容易黏结,刀具磨损严重,大部分的研究通过工艺参数优化减小刀具磨损,提高加工表面质量。钻削加工时容易导致钻头烧结、卡钻甚至折断等问题,钻孔质量差,多采用超声辅助、改善加工环境等方法提高钛合金钻削的切削加工性。因此,合理的加工参数选择对保证钛合金加工质量、降

低加工成本、提高生产效率具有重要意义。

常见的切削加工参数优化方法大多基于田口法<sup>[51-52]</sup>、响应曲面法<sup>[53]</sup>等设计试验,以减小实际试验组数,通过不同的分析方法,如方差分析、回归分析法、神经网络法、遗传算法、蚁群优化、粒子群优化算法等,建立单、多因变量的预测模型,实现单一或多目标的加工参数优化,获取最佳工艺参数组合。Jiang等<sup>[54]</sup>通过正交试验研究了干切削、润滑油切削与微量润滑(Minimum quantity lubrication, MQL)切削等不同冷却润滑条件下切削参数对钛合金铣削表面粗糙度的影响,并通过多项式回归拟合指出表面粗糙度值 $R_a$ 对每齿进给量和轴向切深更敏感,相比较来说, $R_a$ 对切削速度和径向切削深度不敏感。Gupta等<sup>[55]</sup>应用响应曲面法和粒子群优化技术,在MQL环境下,对钛合金切削工艺参数进行多响应优化。另外,可以借助切削仿真进行工艺优化,建立切削过程有限元模型并对加工参数的选取提供指导<sup>[56]</sup>,既节省了试验成本又能实现相应目标的优化分析。

通过目前的研究可以看出,在切削加工参数优化中,优化分析大都以单一目标提出最优加工参数方案,但从机械产品质量、刀具寿命、生产成本等多目标出发的优化参数方案获取方面的研究还存在一定的局限性。

### 2 钛合金绿色加工技术

由于钛合金的难加工性,传统的钛合金切削加工需应用大量的切削液,环境污染严重,能源消耗较大。绿色高效切削加工钛合金工艺受到越来越多的关注。目前国内外常用的钛合金绿色加工工艺可分为绿色冷却技术和绿色润滑技术。其中绿色冷却技术有低温辅助冷却切削(液氮、CO<sub>2</sub>)<sup>[57]</sup>、低温空冷切削<sup>[58]</sup>、高压冷却切削<sup>[59-60]</sup>等。研究表明,与干切削和切削液切削相比,利用

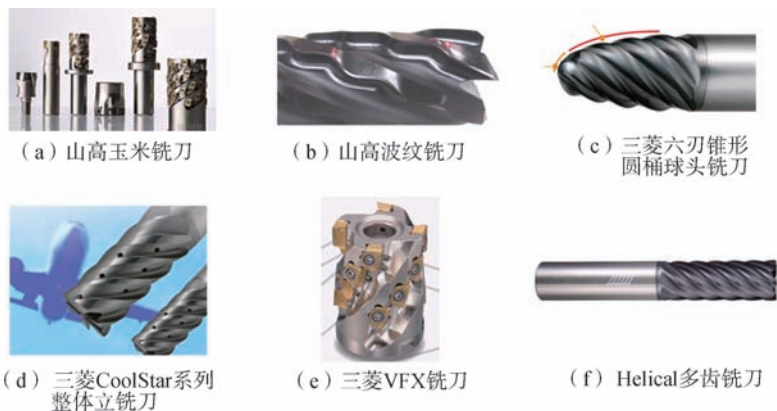


图5 钛合金加工专用刀具

Fig.5 Special cutting tools for machining titanium alloys

液氮和  $\text{CO}_2$  进行低温冷却辅助切削可将切削温度分别降低 50% 和 15%~47%<sup>[61]</sup>, 同时在试验条件下刀具寿命可提高 16%~100%<sup>[62-63]</sup>, 表面粗糙度可降低 31%~39%<sup>[64]</sup>。高压冷却切削主要是在切削液喷射过程中加入压力, 提高对流换热系数从而降低切削温度, 与干切削相比, 可提高刀具寿命 55%~60%<sup>[60]</sup>。Jamil 等<sup>[65]</sup> 通过  $\text{CO}_2$ -snow 与液氮冷却的钛合金车削试验发现, 相比较于液氮冷却,  $\text{CO}_2$ -snow 具有更好的冷却效果, 刀具磨损、切削力、表面粗糙度总体更小。

绿色润滑技术有喷雾射流润滑 (Atomization-based cutting fluid, ACF)<sup>[66]</sup>、MQL<sup>[67-69]</sup>、水蒸气冷却润滑<sup>[70]</sup> 等。喷雾射流技术是利用高速气体将润滑液分散成均匀大小的液滴, 形成聚焦的射流进入刀屑接触区, 实现冷却润滑的效果。研究表明, 喷雾射流技术应用于钛合金切削中可有效提高刀具寿命<sup>[71]</sup>。MQL 技术能在最小切削液用量的条件下实现最大润滑效果, 该技术利用高压将少量切削液喷射至切削区域, 在降低切削温度的同时实现较好的润滑效果, 从而达到可持续、低成本切削的目的<sup>[72]</sup>。水蒸气冷却润滑是通过水蒸气与金属表面发生化学反应, 形成的多维金属氧化边界润滑层, 增加了润滑效果, 从而降低切削力、提高刀具寿命<sup>[73]</sup>。Jamil 等<sup>[74]</sup> 提出采用乙醇-脂类油-干冰混合进行冷却润滑可以降低切削过程摩擦力。

近年来, 研究人员将纳米颗粒混合在冷却介质中, 借助纳米颗粒的高导热性和润滑性提高切削加工中的冷却和润滑效果, 从而降低切削温度和切削力, 减少刀具磨损, 以此提出一系列新的冷却润滑技术。纳米颗粒包括  $\text{SiO}_2$ 、 $\text{SiC}$ 、碳纳米管 (CNTs)、 $\text{Al}_2\text{O}_3$ <sup>[75]</sup>、石墨烯<sup>[76]</sup>、氧化石墨烯<sup>[77-78]</sup>、石墨等<sup>[79]</sup>。Li 等<sup>[76]</sup> 将石墨烯混合

在植物油中进行钛合金铣削, 通过对切削力、切削温度和表面完整性等切削特性的对比, 得出石墨烯添加剂可以提高铣削区油膜的冷却和润滑性能, 能有效改善材料的铣削性能。Yi 等<sup>[78]</sup> 在钛合金钻削加工中将氧化石墨烯混合于切削液中, 有效地改善了切削液的润滑作用, 获得了更好的钻孔表面, 切削力减小了 17.21%。将纳米颗粒流体与 MQL 技术相结合, 并通过参数优化, 能够充分发挥纳米颗粒的导热与润滑作用<sup>[80-81]</sup>, 如图 6 所示<sup>[80]</sup>。Bai 等<sup>[75]</sup> 以花生油为基体进行了钛合金铣削试验, 探索 6 种不同的纳米流体 ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ 、 $\text{SiO}_2$ 、 $\text{MoS}_2$ 、CNTs、 $\text{SiC}$ 、石墨) 对钛合金加工的影响, 得出  $\text{Al}_2\text{O}_3$  和  $\text{SiO}_2$  纳米流体对切削液的润滑作用提高最多。此外, Singh 等<sup>[82]</sup> 将 Ranque-Hilsch 涡流管引入 MQL 冷却系统, 通过纯钛切削加工证明了相比于传统 MQL 具有降低刀具磨损的效果。

由于钛合金绿色加工技术涉及传热学、摩擦学、流体力学等多学科的交叉融合, 目前钛合金绿色加工技术的研究多停留在试验阶段, 其具体的绿色加工机理的研究较少。因此需要深入分析切削液与刀具、工件、切屑间的冷却、润滑作用机理, 提出针对不同需求的绿色加工工艺, 实现钛合金绿色高效加工。

## 钛合金结构件切削加工颤振

### 1 钛合金结构件切削加工颤振分析与稳定性预测

钛合金结构件弱刚性特征导致加工颤振问题尤为突出, 加工过程颤振分析与稳定性预测引起学术界与工程界的广泛关注。Mañé 等<sup>[83]</sup> 通过主轴组件速度相关的动态行为建模研究, 建立了考虑主轴-刀具-薄壁工件动态特性的动力学模型, 并验证了其在铣削稳定性预测中的正确性。梁睿君等<sup>[84]</sup> 针对弱刚性薄壁零件频响特点与高阶动态特性, 研究了多自由度铣削动力学建模方法并提出无颤振稳定切削参数阈值。Wang 等<sup>[85]</sup> 针对薄壁件铣削过程时变动态特征与多模态耦合特征提出一种多模态动力学建模方法, 从而进行铣削稳定性预测。

目前钛合金结构件切削加工颤振分析与稳定性预测研究工作主要分为两方面, 一方面集中在发展传统稳定性极限图模型, 从二维向多维演变; 另一方面, 充分考虑薄壁结构切削过程时变动力学特性与非线性特性并集成在动力学建模中, 以提升颤振稳定性预测精度<sup>[86]</sup>。

### 2 钛合金结构件切削加工颤振抑制

钛合金结构件切削颤振抑制主要包括增强系统刚度特性、阻尼特性

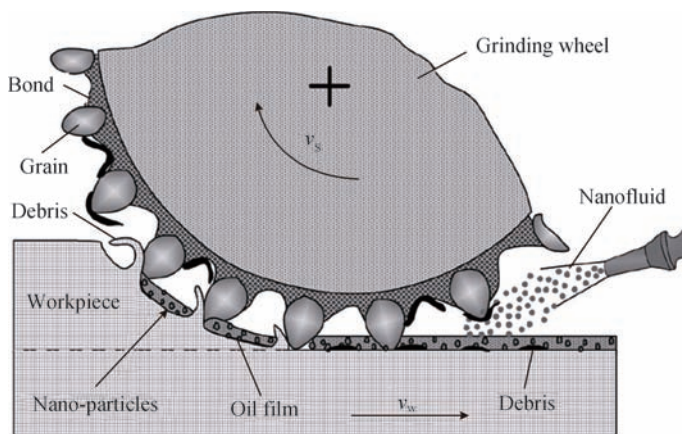


图6 纳米流体润滑磨削钛合金

Fig.6 Nanofluid in grinding titanium alloys

和工艺优化等。

(1) 增加切削系统的刚度或者阻尼。Kolluru 等<sup>[87]</sup> 提出将分散的质量体作为粘弹性层附置于大型薄壁零件上, 这种表面阻尼方法可以有效地抑制这一工况的加工振动(图7)。Wan 等<sup>[88]</sup> 提出在薄壁件上附加质量块, 并通过数值计算附加质量块的工件模型模态参数, 结合计算结果进行质量分布优化, 最终提高薄壁件切削稳定性(图8)。Yang 等<sup>[89]</sup> 通过将单自由度被动阻尼器集成在铣刀内部, 设计了一种适用于加工深腔和深孔特征的阻尼铣刀, 并通过试验证明了阻尼铣刀在长径比为8的情况下可以减小75%的切削振幅。

调谐质量吸振器是一种常被用来附加于工件之上以增加工件被动阻尼进而实现加工振动抑制的装置。调谐质量吸振器的工作原理为能量消耗, 由质量块、弹簧和阻尼原件组成<sup>[90]</sup>。此外, 通过切削过程中采集的振动和切削力等信号进行颤振实时判断, 并利用磁流变液<sup>[91]</sup>、压电陶瓷<sup>[92]</sup>等智能材料开发驱动器, 对振动系统施加外部载荷制动从而主动抑制颤振的方法同样能够有效提高切削稳定性, Butt 等<sup>[93]</sup> 通过在机床

主轴上安装非接触涡流阻尼, 实现了薄壁叶片类零件铣削抑振, 并验证了其阻尼可控性与复杂切削路径的适应性。主动方法虽然可获得较好的颤振抑制效果, 但主动控制系统较为复杂, 稳定性不足。

合理的辅助支撑可以加固工件薄弱环节, 提高薄壁件切削系统刚度, 有利于抑制切削振动和减小加工变形, 从而提高加工质量和加工效率。目前, 辅助支撑加工方法主要包括填充物辅助支撑以及工装辅助支撑等。填充物辅助支撑通过在容器或薄壁框内添加填充材料, 如相变材料、低熔点合金、石蜡等, 以达到增强薄弱环节加工刚度的目的。葛茂杰<sup>[94]</sup> 利用石蜡填充进行钛合金薄壁件腹板和侧壁的铣削, 提高了加工稳定性, 减小了加工变形。Liu 等<sup>[95]</sup> 通过比较有气射流辅助支撑的 Ti-6Al-4V 薄壁零件铣削动力学特性, 证明了气射流辅助支撑可以提高切削稳定性并降低切削力, 从而改善表面质量并减小零件变形。

(2) 优化刀具参数和切削参数。贾兴民<sup>[96]</sup> 针对钛合金腹板切削易振动问题, 基于铣削系统动力学模型分析了抑制腹板振动的策略, 在

保证加工效率的前提下, 从刀具结构角度进行了抑制钛合金腹板振动的刀具底刃开发设计。通过优化切削参数同样可以起到提高钛合金结构件切削过程稳定性的作用。李红卫等<sup>[97]</sup> 通过对薄壁钛合金零件加工动力学分析, 建立了以颤振幅值为约束条件, 材料去除效率为目标的切削参数优化函数。Tunc 等<sup>[98]</sup> 研究了刀具后角、后刀面几何结构等刀具参数以及径向切削深度等切削参数对切削过程阻尼影响规律, 指出具有圆弧过渡的后刀面相比较平面型后刀面可以增加切削过程阻尼特性, 提高切削稳定性。此外, 加速切削法与调速切削法也被认为可以有效抑制切削颤振<sup>[99-100]</sup>。

### 复合能场钛合金加工新技术

除了传统的钛合金切削加工研究, 国内外学者围绕超声、激光等多能场钛合金复合加工进行了相关研究。

#### 1 超声振动辅助加工

超声振动辅助加工(Ultrasonic Vibration assisted machining, UVAM) 技术指的是在切削过程中, 给刀具或者工件施加特定方向上的超声频段

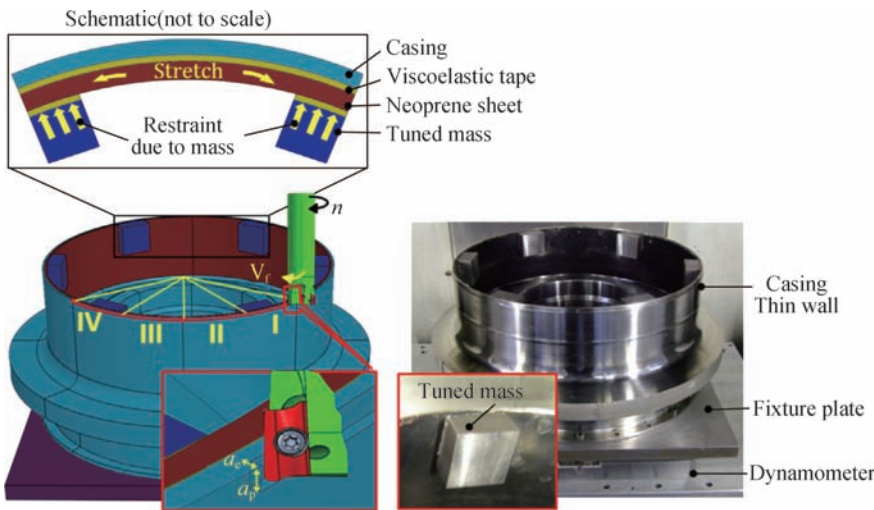


图7 附加粘弹性层减振  
Fig.7 Applying dampers to suppress chatter



图8 附加质量块减振  
Fig.8 Attaching additional masses to suppress chatter

的微米级振动,从而达到降低切削力、提高加工表面质量、延长刀具寿命的目的<sup>[101]</sup>。

将超声振动应用于钛合金的铣削加工过程研究较少,近几年才引起学者的关注。Ni等<sup>[102]</sup>提出了一种用于分析超声振动辅助铣削过程中刀具与工件接触率的解析模型,通过试验研究加工参数对Ti-6Al-4V超声振动辅助加工性能的影响,结果表明,UVAM方法在降低切削力、提高工件表面质量、抑制毛刺形成等方面具有明显的优势。

与常规铣削相比,Tong等<sup>[103]</sup>的研究表明薄壁钛合金铣削过程中的超声振动辅助加工可以降低切削力,提高表面质量以及减少振纹的产生。Liu<sup>[104]</sup>、Han<sup>[105]</sup>等通过对超声椭圆振动辅助Ti-6Al-4V高速铣削研究,证明椭圆振动UVAM具有延长刀具寿命、产生更短更薄的切屑、并在合适的参数水平下降低切削力的作用。此外,这种方法还产生了更高的残余压应力,但是对于表面粗糙度来说,仅有合适的超声参数与切削参数匹配才能获得更低的表面粗糙度数值,大部分情况下,超声椭圆振动辅助加工钛合金会对表面质量产生

不利影响,如图9所示<sup>[105]</sup>。

## 2 激光辅助加工

激光辅助加工(Laser-assisted machining, LAM)通过引入高能量密度的激光源,对切削区域待加工部位的材料进行局部加热,改变材料切削性能,从而达到降低切削力、提高切削效率的目的<sup>[106]</sup>。激光辅助加工技术在20世纪70年代提出,大多用于高硬度、高脆性材料,如工程陶瓷、工具钢等。钛合金激光辅助切削加工技术目前研究较少,主要集中在切削力方面。Dandekar等<sup>[107]</sup>研究了TiAlN涂层硬质合金刀具LAM钛合金Ti-6Al-4V的加工性能,切削速度可达200m/min,相比于传统加工手段,刀具寿命提升2~3倍。Birmingham等<sup>[108]</sup>认为,硬质合金刀具进行钛合金高速车削时,刀具的黏结磨损与扩散磨损机制占主导地位,辅助加热切削虽然可以降低切削力,但温度升高的同时对刀具寿命会产生不利影响;但在铣削等断续加工过程中,刀具破损占主导地位,加热辅助切削会对刀具寿命带来有益的影响。高延峰等<sup>[109]</sup>通过试验证明了激光辅助铣削钛合金有助于减小材料剪切抗力,同时指出切屑向连续型演变,绝热剪切带变

得不再明显。

目前,对于钛合金LAM中切削机理的研究较少,LAM是一项复杂的多能场复合加工技术,高温下的材料摩擦行为与分离规律需要进一步的研究,高温下刀具磨损机理也需要深入揭示。

## 结论

钛合金结构件加工过程面临材料与结构难加工性的双重挑战,目前PCD、PCBN刀具虽然可以用于钛合金高速切削,但存在成本高、耐冲击性不足的优点,硬质合金刀具仍然是钛合金结构件加工的主力刀具。但是硬质合金刀具加工钛合金刀具损耗严重,效率不足,需要大量使用切削液,与绿色加工趋势相违背,工业界对钛合金加工新型刀具材料、涂层材料以及刀具结构的需求永无止境,我国在该领域与国外技术水平还存在一定的差距,特别是高端刀具领域,需进一步加强研发力度。工艺优化方面,综合考虑加工质量、刀具寿命、生产成本等多目标优化方案尚需系统研究,不同冷却润滑介质在刀具、工件、切屑中的耦合作用机理仍然需要深入揭

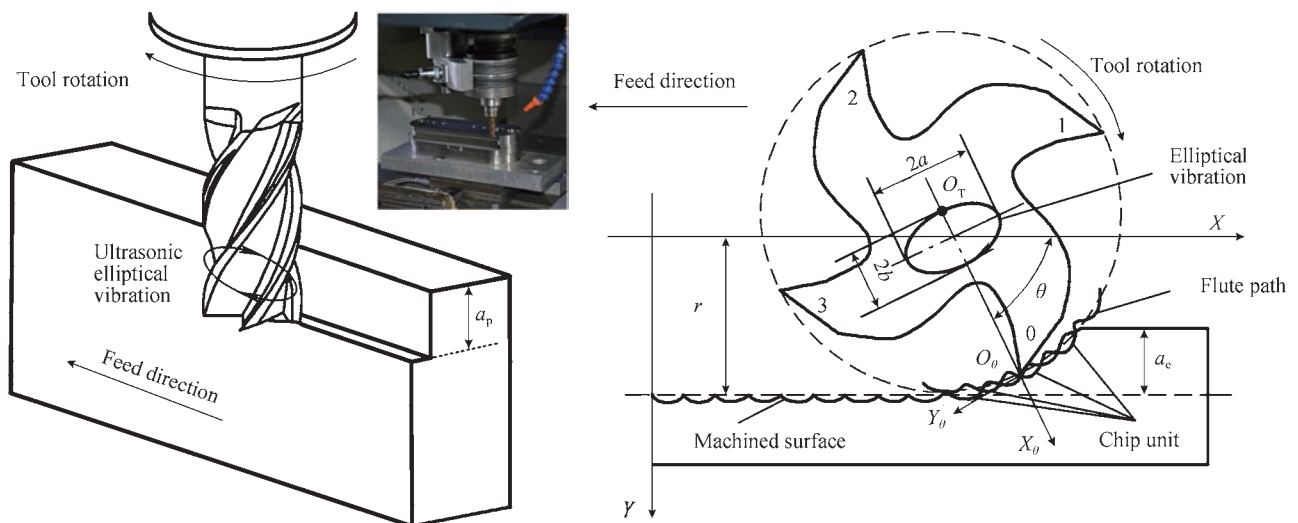


图9 超声椭圆振动辅助铣削  
Fig.9 Ultrasonic elliptical vibration-assisted milling

示,从而避免工艺方案制定与切削液选用的盲目性,为实际生产提供切实指导。总体来说,钛合金加工是一项系统工程,还涉及机床、夹具等,目前钛合金难加工属性并未改变,亟待通过变革性的工艺进步,突破钛合金结构件加工质量与加工效率提升的瓶颈难题,推动航空制造技术进步。

参 考 文 献

[1] 吴小燕. 一文了解2020年中国钛合金材料发展现状及竞争格局[EB/OL]. [2020-09-28]. <https://www.qianzhan.com/analyst/detail/220/200927-00b70a52.html>.

WU Xiaoyan. A text to understand the development status and competition pattern of titanium alloy materials in China in 2020[EB/OL]. [2020-09-28]. <https://www.qianzhan.com/analyst/detail/220/200927-00b70a52.html>.

[2] 刘志成, 张利军, 薛祥义. 关于先进战斗机结构制造用钛概述[J]. 航空制造技术, 2017, 60(6): 76-83.

LIU Zhicheng, ZHANG Lijun, XUE Xiangyi. Overview about advanced fighter aircraft structure made with titanium[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(6): 76-83.

[3] 孙玉晶. 钛合金铣削加工过程参量建模及刀具磨损状态预测[D]. 济南: 山东大学, 2014.

SUN Yujing. Arametric modeling of milling titanium alloy and prediction of tool wear state[D]. Jinan: Shandong University, 2014.

[4] 湘子. 硬质合金晶粒度分级标准[J]. 硬质合金, 2006(2): 68-68.

XIANG Zi. Cemented carbide grain size classification standards[J]. Cemented Carbide, 2006(2): 68-68.

[5] 张辉, 邓建新, 李桂玉. 晶粒尺寸对WC硬质合金刀具材料摩擦磨损性能的影响[J]. 工具技术, 2010(6): 9-12.

ZHANG Hui, DENG Jianxin, LI Guiyu. Effects of WC grain size on friction and wear behavior of WC cemented carbide tool material[J]. Tool Engineering, 2010(6): 9-12.

[6] 陆剑中, 孙家宁. 金属切削原理与刀具[M]. 北京: 机械工业出版社, 2011.

LU Jianzhong, SUN Jianing. Metal cutting principle and cutting tool[M]. Beijing: China Machine Press, 2011.

[7] 程剑兵. 钨钴类超细硬质合金刀具及其切削性能研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.

CHENG Jianbing. Research on cutting performance of WC-Co ultrafine cemented carbide cutting tools[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015.

[8] 曾瑞霖, 龙宁华, 肖跃勇, 等. 硬质合金刀具材料主要物理力学性能对钛合金铣削加工的影响[J]. 硬质合金, 2019, 36(1): 82-86.

ZENG Ruilin, LONG Ninghua, XIAO Yueyong, et al. Effect of physical and mechanical properties of cutting tool materials on titanium milling[J]. Cemented Carbide, 2019, 36(1): 82-86.

[9] 李友生. 硬质合金刀具与Ti-6Al-4V钛合金的化学性能匹配研究[D]. 济南: 山东大学, 2010.

LI Yousheng. Chemical performance match between cemented carbide tools and Ti-6Al-4V alloy[D]. Jinan: Shandong University, 2010.

[10] 石磊. 钛合金切削加工中刀具与工件性能匹配的研究[D]. 济南: 山东大学, 2007.

SHI Lei. Research on matching of cutting tools and workpieces of titanium alloy machining[D]. Jinan: Shandong University, 2007.

[11] 王文广, 张贺佳, 王全兆, 等. 碳化物抑制剂对WC-2.5TiC-10Co超细晶硬质合金微观组织及力学性能的影响[J]. 材料研究学报, 2015, 29(12): 881-888.

WANG Wenguang, ZHANG Hejia, WANG Quanzhao, et al. Effects of carbide inhibitor on microstructures and mechanical properties of ultrafine grained carbide cement WC-2.5TiC-10Co[J]. Chinese Journal of Materials Research, 2015, 29(12): 881-888.

[12] ZHOU X, WANG K, LI C, et al. Effect of ultrafine gradient cemented carbides substrate on the performance of coating tools for titanium alloy high speed cutting[J]. International Journal of Refractory Metals and Hard Materials, 2019, 84: 105024.

[13] SAINI A, PABLA B S, DHAMI S S. Developments in cutting tool technology in improving machinability of Ti-6Al-4V alloy: A review[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2016, 230(11): 1977-1989.

[14] 杜敏, 姜增辉, 冯吉路. 钛合金切削加工特点及刀具材料选用[J]. 航空制造技术, 2011, 54(14): 55-57.

DU Min, JIANG Zenghui, FENG Jilu. Characteristics of machining titanium alloys and the choice of tool material[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(14): 55-57.

[15] POLINI W, TURCHETTA S. Cutting force, tool life and surface integrity in milling of titanium alloy Ti-6Al-4V with coated carbide tools[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2016, 230(4): 694-700.

[16] 隋旭东, 李国建, 王强, 等. 钛合金切削用Ti<sub>1-x</sub>Al<sub>x</sub>N涂层的制备及其切削性能研究[J]. 金属学报, 2016, 52(6): 741-746.

SUI Xudong, LI Guojian, WANG Qiang, et al. Preparation of Ti<sub>1-x</sub>Al<sub>x</sub>N coating in cutting titanium alloy and its cutting performance[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2016, 52(6): 741-746.

[17] JOY N, PRAKASH S, KRISHNA-MOORTHY A, et al. Experimental investigation and analysis of drilling in grade 5 titanium alloy (Ti-6Al-4V)[J]. Materials Today: Proceedings, 2020, 21: 335-339.

[18] PÉREZ J, LLORENTE J I, SANCHEZ J A. Advanced cutting conditions for the milling of aeronautical alloys[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2000, 100(1-3): 1-11.

[19] JAFFERY S H I, MATIVENGA P T. Wear mechanisms analysis for turning Ti-6Al-4V towards the development of suitable tool coatings[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2012, 58(5-8): 479-493.

[20] 张勤俭, 赵路明, 刘敏之, 等. 刀具涂层技术的研究现状和发展趋势[J]. 有色金属科学与工程, 2014, 5(2): 20-25.

ZHANG Qinjian, ZHAO Luming, LIU Minzhi, et al. Research status and development trends of cutting tool coating technology[J]. Nonferrous Metals Science and Engineering, 2014, 5(2): 20-25.

- [21] 王云, 谢小豪, 汪艳亮, 等. 硬质合金刀具涂层的研究进展[J]. 有色金属科学与工程, 2019, 10(1): 60-66.
- WANG Yun, XIE Xiaohao, WANG Yanliang, et al. Latest progress in the preparation of cemented carbide tool coatings[J]. Nonferrous Metals Science and Engineering, 2019, 10(1): 60-66.
- [22] NIU Q L, CHEN M, MING W W, et al. Evaluation of the performance of coated carbide tools in face milling TC6 alloy under dry condition[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 64(5-8): 623-631.
- [23] 潘晨曦, 陈康华, 徐银超, 等. 添加Cu对PVD AlTiN涂层组织结构和性能的影响[J]. 粉末冶金材料科学与工程, 2016, 21(5): 717-721.
- PAN Chenxi, CHEN Kanghua, XU Yinchao, et al. Effect of adding Cu on structure and cutting performance of PVD AlTiN coating[J]. Materials Science and Engineering of Powder Metallurgy, 2016, 21(5): 717-721.
- [24] CHANG Y Y, LAI H M. Wear behavior and cutting performance of CrAlSiN and TiAlSiN hard coatings on cemented carbide cutting tools for Ti alloys[J]. Surface and Coatings Technology, 2014, 259: 152-158.
- [25] 肖白军. AlCrN/AlTiSiN纳米多层刀具涂层的制备及其性能研究[D]. 广州: 广东工业大学, 2019.
- XIAO Baijun. Fabrication and properties of AlCrN/AlTiSiN nano-layered coatings on cutting tools[D]. Guangzhou: Guangdong University of Technology, 2019.
- [26] LIAN Y, LONG Y, ZHAO G, et al. Performance of CrCN-WS<sub>2</sub> hard/soft composite coated tools in dry cutting of titanium alloys[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2020, 54: 201-209.
- [27] OGANYAN M, VERESCHAKA A, VOLOSOVA M, et al. Influence of the application of wear-resistant coatings on force parameters of the cutting process and the tool life during end milling of titanium alloys[J]. Materials Today: Proceedings, 2021, 38: 1428-1432.
- [28] LÜ W, LI G, ZHOU Y, et al. Effect of high hardness and adhesion of gradient TiAlSiN coating on cutting performance of titanium alloy[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2020, 820: 153137.
- [29] GUPTA K, LAUBSCHER R F. Sustainable machining of titanium alloys: A critical review[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2017, 231(14): 2543-2560.
- [30] 陈乾. PCD刀具前刀面光整加工试验研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2020.
- CHEN Qian. Experimental research on finishing rake face of PCD tools[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020.
- [31] FUNIK R D C. Characteristics and cutting application of polycrystalline cubic boron nitride cutting tools [EB/OL].[2020-06-20].<https://en.funik.com/faq/Characteristics-and-cutting-application-of-polycrystalline-cubic-boron-nitride-cutting-tools.html>.
- [32] AMIN A K M N, ISMAIL A F, KHAIRUSSHIMA M K N. Effectiveness of uncoated WC-Co and PCD inserts in end milling of titanium alloy—Ti-6Al-4V[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2007, 192: 147-158.
- [33] LINDVALL R, LENRICK F, PERSSON H, et al. Performance and wear mechanisms of PCD and PCBN cutting tools during machining titanium alloy Ti6Al4V[J]. Wear, 2020, 454: 203329.
- [34] REN Z J, QU S G, ZHANG Y L, et al. Machining performance of PCD and PCBN tools in dry turning titanium alloy Ti-6Al-0.6Cr-0.4Fe-0.4Si-0.01B[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 102(5-8): 2649-2661.
- [35] 皇攀凌. 面向钛合金铣削的变齿距立铣刀研究[D]. 济南: 山东大学, 2011.
- HUANG Panling. Research on variable pitch end mill in milling titanium alloy[D]. Jinan: Shandong University, 2011.
- [36] SHAHARUN M A, YUSOFF A R. Effects of irregular tool geometry and machining process parameters on the wavelength performance of process damping in machining titanium alloy at low cutting speed[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 85(5-8): 1019-1033.
- [37] IGLESIAS A, DOMBOVARI Z, GONZALEZ G, et al. Optimum selection of variable pitch for chatter suppression in face milling operations[J]. Materials, 2019, 12(1): 112.
- [38] DANIYAN I, TLHABADIRA I, MPOFU K, et al. Investigating the geometrical effects of cutting tool on the surface roughness of titanium alloy (Ti-6Al-4V) during milling operation[J]. Procedia CIRP, 2021, 99: 157-164.
- [39] MONIES F, FREDJ M, SENATORE J, et al. Influence of a cutter's main geometrical parameters on cutting forces in plunge milling of Ti-6Al-4V[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 108(11-12): 3835-3858.
- [40] 刘月萍. 铣削Ti-6Al-4V刀具刃口钝化研究[D]. 济南: 山东大学, 2010.
- LIU Yueping. Study on the tool edge preparation for milling Ti-6Al-4V[D]. Jinan: Shandong University, 2010.
- [41] ARAUJO A C, FROMENTIN G, BLANDENET P. Investigation on PCD cutting edge geometry for Ti-6Al-4V high-feed milling[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 111(5-6): 1785-1796.
- [42] 姜振喜. TC4-DT钛合金切削性能研究与仿生刀具结构设计[D]. 济南: 山东大学, 2016.
- JIANG Zhenxi. Research on machinability of TC4-DT titanium alloy and structural design of bionic tool[D]. Jinan: Shandong University, 2016.
- [43] 田汝坤. 铣削钛合金薄壁件刀具结构设计研究[D]. 济南: 山东大学, 2012.
- TIAN Rukun. Tool structures design for milling titanium thin-walled parts[D]. Jinan: Shandong University, 2012.
- [44] ZHU Z, GUO K, SUN J, et al. Evaluation of novel tool geometries in dry drilling aluminium 2024-T351/titanium Ti-6Al-4V stack[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2018, 259: 270-281.
- [45] 田付新. 山高推出新型Turbo玉米铣刀[J]. 金属加工(冷加工), 2013(18): 6.
- TIAN Fuxin. Seco introduces new Turbo corn milling cutter[J]. Metal processing(Cold working): 2013(18): 6.

- [46] 章宗城. 航空工业难加工材料切削刀具的新发展[J]. 现代制造, 2013(5): 62-64.
- ZHANG Zongcheng. New developments in cutting tools for difficult-to-machine materials in the aviation industry[J]. Modern Manufacturing, 2013(5): 62-64.
- [47] 李亮. 钛合金的高速粗加工——大进给铣削技术[J]. 航空制造技术, 2014, 57(12): 32-35.
- LI Liang. High speed rough machining-high feed milling of titanium alloys[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(12): 32-35.
- [48] AKINCIOĞLU S, GÖKKAYA H, UYGUR İ. A review of cryogenic treatment on cutting tools[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 78(9-12): 1609-1627.
- [49] STRANO M, ALBERTELLI P, CHIAPPINI E, et al. Wear behaviour of PVD coated and cryogenically treated tools for Ti-6Al-4V turning[J]. International Journal of Material Forming, 2015, 8(4): 601-611.
- [50] SIVALINGAM V, SUN J, SELVAM B, et al. Experimental investigation of tool wear in cryogenically treated insert during end milling of hard Ti alloy[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2019, 41(2): 1-14.
- [51] REVURU R S, ZHANG J Z, POSINASETTI N R, et al. Optimization of titanium alloys turning operation in varied cutting fluid conditions with multiple machining performance characteristics[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 95(1-4): 1451-1463.
- [52] AKKUŞ H, YAKA H. Experimental and statistical investigation of the effect of cutting parameters on surface roughness, vibration and energy consumption in machining of titanium 6Al-4V ELI (grade 5) alloy[J]. Measurement, 2021, 167: 108465.
- [53] HASHMI K H, ZAKRIA G, RAZA M B, et al. Optimization of process parameters for high speed machining of Ti-6Al-4V using response surface methodology[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 85(5-8): 1847-1856.
- [54] JIANG F, LI J F, YAN L, et al. Optimizing end-milling parameters for surface roughness under different cooling/lubrication conditions[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2010, 51(9-12): 841-851.
- [55] GUPTA M K, SOOD P K, SHARMA V S. Machining parameters optimization of titanium alloy using response surface methodology and particle swarm optimization under minimum-quantity lubrication environment[J]. Materials and Manufacturing Processes, 2016, 31(13): 1671-1682.
- [56] 孙玉晶, 孙杰, 李剑峰. 钛合金铣削加工刀具磨损有限元预测分析[J]. 机械工程学报, 2016, 52(5): 193-201.
- SUN Yujing, SUN Jie, LI Jianfeng. Finite element analysis on prediction of tool wear in milling titanium[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(5): 193-201.
- [57] ISAKSON S, SADIK M I, MALAKIZADI A, et al. Effect of cryogenic cooling and tool wear on surface integrity of turned Ti-6Al-4V[J]. Procedia CIRP, 2018, 71: 254-259.
- [58] SUN S, BRANDT M, DARGUSCH M S. Machining Ti-6Al-4V alloy with cryogenic compressed air cooling[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2010, 50(11): 933-942.
- [59] GARCÍA-MARTÍNEZ E, MIGUEL V, MARTÍNEZ-MARTÍNEZ A, et al. Sustainable lubrication methods for the machining of titanium alloys: An overview[J]. Materials, 2019, 12(23): 1-22.
- [60] MIA M, DHAR N R. Effects of duplex jets high-pressure coolant on machining temperature and machinability of Ti-6Al-4V superalloy[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2018, 252: 688-696.
- [61] JEROLD B D, KUMAR M P. The influence of cryogenic coolants in machining of Ti-6Al-4V[J]. Journal of Manufacturing Science & Engineering, 2013, 135(3): 922-926.
- [62] AGRAWAL C, WADHWA J, PITRODA A, et al. Comprehensive analysis of tool wear, tool life, surface roughness, costing and carbon emissions in turning Ti-6Al-4V titanium alloy: Cryogenic versus wet machining[J]. Tribology International, 2021, 153: 106597.
- [63] SADIK M I, ISAKSON S, MALAKIZADI A, et al. Influence of coolant flow rate on tool life and wear development in cryogenic and wet milling of Ti-6Al-4V[J]. Procedia CIRP, 2016, 46: 91-94.
- [64] SHOKRANI A, DHOKIA V, NEWMAN S T. Investigation of the effects of cryogenic machining on surface integrity in CNC end milling of Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2016, 21: 172-179.
- [65] JAMIL M, HE N, ZHAO W, et al. Heat transfer efficiency of cryogenic-LN<sub>2</sub> and CO<sub>2</sub>-snow and their application in the turning of Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 166: 120716.
- [66] TANVEER A, MARLA D, KAPOOR S G. A thermal model to predict tool temperature in machining of Ti-6Al-4V alloy with an atomization-based cutting fluid spray system[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2017, 139(7): 071016.
- [67] SINGH R, DUREJA J S, DOGRA M, et al. Wear behavior of textured tools under graphene-assisted minimum quantity lubrication system in machining Ti-6Al-4V alloy[J]. Tribology International, 2020, 145: 106183.
- [68] SHOKRANI A, AL-SAMARRAI I, NEWMAN S T. Hybrid cryogenic MQL for improving tool life in machining of Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2019, 43: 229-243.
- [69] PERVAIZ S, ANWAR S, QURESHI I, et al. Recent advances in the machining of titanium alloys using minimum quantity lubrication (MQL) based techniques[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing-Green Technology, 2019, 6(1): 133-145.
- [70] PAWADE R S, REDDY D S N, KADAM G S. Chip segmentation behaviour and surface topography in high-speed turning of titanium alloy (Ti-6Al-4V) with eco-friendly water vapour[J]. International Journal of Machining and Machinability of Materials, 2013, 13(2-3): 113-137.
- [71] GANGULI S, KAPOOR S G. Improving the performance of milling of titanium alloys using the atomization-based cutting fluid application system[J]. Journal of

Manufacturing Processes, 2016, 23: 29–36.

[72] OSMAN K A, ÜNVER H Ö, ŞEKER U. Application of minimum quantity lubrication techniques in machining process of titanium alloy for sustainability: A review[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 100(9–12): 2311–2332.

[73] LIU J, HAN R, LI Z, et al. Study on lubricating characteristic and tool wear with water vapor as coolant and lubricant in green cutting[J]. Wear, 2007, 262(3–4): 442–452.

[74] JAMIL M, HE N, ZHAO W, et al. Tribological behavior of WC-6Co against Ti-6Al-4V alloy under novel cryogenic ethanolester oil dry-ice hybrid lubri-cooling[J]. Tribology International, 2021, 156: 106812.

[75] BAI X F, LI C H, DONG L, et al. Experimental evaluation of the lubrication performances of different nanofluids for minimum quantity lubrication (MQL) in milling Ti-6Al-4V[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 101(9–12): 2621–2632.

[76] LI M, YU T B, ZHANG R C, et al. MQL milling of TC4 alloy by dispersing graphene into vegetable oil-based cutting fluid[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 99(5–8): 1735–1753.

[77] LI G, YI S, LI N, et al. Quantitative analysis of cooling and lubricating effects of graphene oxide nanofluids in machining titanium alloy Ti-6Al-4V[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2019, 271: 584–598.

[78] YI S, LI G, DING S, et al. Performance and mechanisms of graphene oxide suspended cutting fluid in the drilling of titanium alloy Ti-6Al-4V[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2017, 29: 182–193.

[79] REVURU R S, ZHANG J Z, POSINASETTI N R, et al. Optimization of titanium alloys turning operation in varied cutting fluid conditions with multiple machining performance characteristics[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 95(1–4): 1451–1463.

[80] LIU G T, LI C H, ZHANG Y B, et al. Process parameter optimization and

experimental evaluation for nanofluid MQL in grinding Ti-6Al-4V based on grey relational analysis[J]. Materials and Manufacturing Processes, 2018, 33(9): 950–963.

[81] SETTI D, SINHA M K, GHOSH S, et al. An investigation into the application of Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> nanofluid-based minimum quantity lubrication technique for grinding of Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Precision Technology, 2014, 4(3–4): 268–279.

[82] SINGH G, SHARMA V S. Analyzing machining parameters for commercially pure titanium (Grade 2), cooled using minimum quantity lubrication assisted by a Ranque-Hilsch vortex tube[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2017, 88(9–12): 2921–2928.

[83] MAÑÉ I, GAGNOL V, BOUZGARROU B C, et al. Stability-based spindle speed control during flexible workpiece high-speed milling[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2008, 48(2): 184–194.

[84] 梁睿君, 叶文华. 薄壁零件高速铣削稳定性预测与验证[J]. 机械工程学报, 2009, 45(11): 146–151.

LIANG Ruijun, YE Wenhua. Stability prediction for high-speed milling of thin walled structures and experimental validation[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(11): 146–151.

[85] WANG X, SONG Q, LIU Z. Dynamic model and stability prediction of thin-walled component milling with multi-modes coupling effect[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2021, 288: 116869.

[86] YANG Y, WU D, LIU Q. Chatter stability prediction of milling considering nonlinearities[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2021, 235(5): 862–876.

[87] KOLLURU K, AXINTE D, BECKER A. A solution for minimising vibrations in milling of thin walled casings by applying dampers to workpiece surface[J]. CIRP Annals, 2013, 62(1): 415–418.

[88] WAN M, DANG X B, ZHANG W H, et al. Optimization and improvement of stable processing condition by attaching additional masses for milling of thin-walled workpiece[J].

Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 103: 196–215.

[89] YANG Y, WANG Y, LIU Q. Design of a milling cutter with large length-diameter ratio based on embedded passive damper[J]. Journal of Vibration and Control, 2019, 25(3): 506–516.

[90] RASHID A, NICOLESCU C M. Design and implementation of tuned viscoelastic dampers for vibration control in milling[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2008, 48(9): 1036–1053.

[91] 毋健雄. 磁流变励磁磁固化特性对薄壁件切削抑振的影响分析[D]. 大连: 大连理工大学, 2019.

WU Jianxiong. Analysis of the influence of magnetorheological excitation solidification characteristics on cutting vibration suppression of thin-walled parts[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2019.

[92] ZHANG X, WANG C, LIU J, et al. Robust active control based milling chatter suppression with perturbation model via piezoelectric stack actuators[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 120: 808–835.

[93] BUTT M A, YANG Y, PEI X, et al. Five-axis milling vibration attenuation of freeform thin-walled part by eddy current damping[J]. Precision Engineering, 2018, 51: 682–690.

[94] 葛茂杰, 孙杰, 高彪, 等. 石蜡辅助加固钛合金薄壁件加工质量分析[J]. 航空制造技术, 2013, 56(10): 79–83.

GE Maojie, SUN Jie, GAO Biao, et al. Processing quality analysis of thin-walled titanium alloy component with paraffin reinforcement[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(10): 79–83.

[95] LIU C, SUN J, LI Y L, et al. Investigation on the milling performance of titanium alloy thin-walled part with air jet assistance[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 95(5–8): 2865–2874.

[96] 贾兴民. 基于振动特性钛合金腹板加工刀具设计与性能评价[D]. 济南: 山东大学, 2015.

JIA Xingmin. The design and evaluation

of the cutting tool for titanium alloy web based on the characteristics of vibration[D]. Jinan: Shandong University, 2015.

[97] 李红卫, 师智斌, 唐慧霖, 等. 薄壁钛合金零件切削颤振控制技术[J]. 航天制造技术, 2015(2): 9-12.

LI Hongwei, SHI Zhibin, TANG Huilin, et al. Research of cutting vibration control technology for thin-walled titanium alloy parts[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2015(2): 9-12.

[98] TUNÇ L T, BUDAK E. Effect of cutting conditions and tool geometry on process damping in machining[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2012, 57: 10-19.

[99] HAYASAKA T, NAM S, JUNG H, et al. Proposal of 'accelerative cutting' for suppression of regenerative chatter[J]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2018, 67(1): 401-404.

[100] BEDIAGA I, MUNOA J, HERNANDEZ J, et al. An automatic spindle speed selection strategy to obtain stability in high-speed milling[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2009, 49(5): 384-394.

[101] 倪陈兵, 朱立达, 宁晋生, 等. 超声振动辅助铣削钛合金铣削力信号及切屑特征

研究[J]. 机械工程学报, 2019, 55(7): 207-216.

NI Chenbing, ZHU Lida, NING Jinsheng, et al. Research on the characteristics of cutting force signal and chip in ultrasonic vibration-assisted milling of titanium alloys[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(7): 207-216.

[102] NI C, ZHU L, LIU C, et al. Analytical modeling of tool-workpiece contact rate and experimental study in ultrasonic vibration-assisted milling of Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2018, 142-143: 97-111.

[103] TONG J L, WEI G, ZHAO L, et al. Surface microstructure of titanium alloy thin-walled parts at ultrasonic vibration-assisted milling[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 101(1-4): 1007-1021.

[104] LIU J J, JIANG X G, HAN X, et al. Influence of parameter matching on performance of high-speed rotary ultrasonic elliptical vibration-assisted machining for side milling of titanium alloys[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 101(5-8): 1333-1348.

[105] HAN X, ZHANG D Y. Effects of separating characteristics in ultrasonic elliptical vibration-assisted milling on cutting force, chip,

and surface morphologies[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 108(9-10): 3075-3084.

[106] 吴雪峰, 王扬. 激光加热辅助切削技术及研究进展[J]. 哈尔滨理工大学学报, 2012, 17(4): 34-45.

WU Xuefeng, WANG Yang. The technology and development of laser assisted machining[J]. Journal of Harbin University of Science and Technology, 2012, 17(4): 34-45.

[107] DANDEKAR C R, SHIN Y C, BARNES J. Machinability improvement of titanium alloy (Ti-6Al-4V) via LAM and hybrid machining[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2010, 50(2): 174-182.

[108] BERMINGHAM M J, PALANISAMY S, DARGUSCH M S. Understanding the tool wear mechanism during thermally assisted machining Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2012, 62: 76-87.

[109] 高延峰, 肖建华. Ti-6Al-4V合金激光辅助铣削的刀具磨损特性[J]. 中国机械工程, 2016, 27(21): 2877-2883.

GAO Yanfeng, XIAO Jianhua. Characteristics of cutting tool wear during lam processes for Ti-6Al-4V alloy[J]. China Mechanical Engineering, 2016, 27(21): 2877-2883.

## Review on Cutting Tool and Processing Technology for Titanium Alloy Aviation Components

SUN Jie<sup>1,2</sup>, GUO Kai<sup>1,2</sup>, YANG Bin<sup>1,2</sup>

(1. College of Mechanical Engineering, Shandong University, Jinan 250061, China;

2. Research Centre for Aeronautical Component Manufacturing Technology and Equipment, Shandong University, Jinan 250061, China)

**[ABSTRACT]** In aviation industry, the usage amount of titanium alloys is often regarded as one of the most important indicators to measure the advantages of aircraft materials selection and the development of the aviation industry. However, the excellent properties of titanium alloys also bring great difficulties to processing them. Difficult-to-machine materials and difficult-to-machine structures are the two challenges in the process of machining titanium alloy aeronautical structural parts. This paper summarizes the current research status of the cutting tool and processing technology of titanium alloys components at home and abroad. Then the current bottleneck problems restricting the efficiency of processing of titanium alloys are presented. Finally, the new technology of titanium alloy processing and the development trends are summarized.

**Keywords:** Titanium alloy; Cutting tool; Machining process; Green machining; Chatter

(责编 古彦)

引文格式: 乔石, 刘阔, 都书博, 等. 基于功率信息的航空发动机叶片铣削刀具监测试验研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 87-92, 110.  
QIAO Shi, LIU Kuo, DU Shubo, et al. Research on monitoring test of milling tool for aero-engine blade based on power information[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16):87-92,110.

# 基于功率信息的航空发动机叶片铣削刀具监测试验研究\*

乔石<sup>1</sup>, 刘阔<sup>1</sup>, 都书博<sup>2</sup>, 王鹏飞<sup>1</sup>, 王永青<sup>1</sup>

(1. 大连理工大学, 大连 116024;

2. 中国航发贵州黎阳航空动力有限公司, 贵阳 550000)

[摘要] 针对航空发动机叶片铣削加工过程中刀具加工状态不易实时监控、更换刀具依赖加工经验等问题, 利用基于功率信息的刀具状态监测方法, 开发了刀具状态监测系统。通过三相功率传感器实时采集加工过程中机床主轴的功率信号, 并对信号数据进行数据筛选、数据分析、离线学习, 计算出功率阈值区间, 以功率阈值区间为监测标准, 实现了对刀具加工过程的监测以及对刀具寿命的预测。以航空发动机压气机叶片的铣削加工过程为研究对象, 进行了刀具状态监测试验。结果表明, 基于功率信息的刀具状态监测方法可以实现对航空发动机叶片铣刀加工状态的实时监控及对刀具剩余寿命的预测。

关键词: 航空发动机叶片; 主轴功率; 离线学习; 刀具状态监测; 刀具寿命预测

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.087



乔石

硕士研究生, 研究方向为数控机床刀具加工状态监测及刀具寿命预测。

叶片是构成航空发动机压气机的基本单元, 其加工精度和表面质量直接影响航空发动机的性能。压气机叶片的加工过程具有加工难度高、数量多的特点<sup>[1]</sup>, 导致在加工过程中, 操作者不易实时用肉眼对刀具的加工状态进行监测和判断, 且换刀时机依赖经验, 刀具寿命不能被充分利用, 严重影响了加工效率, 增加了加工成本。因此, 如何实时监控和判断刀具加工状态并准时更换磨钝的刀具, 是叶片加工过程中需要解决的问题。

近年来, 随着传感器技术的不断革新, 刀具状态监测技术的研究得到

了迅速发展。Chen 等<sup>[2]</sup>通过对切削力、振动和声发射信号的研究, 预测了铣刀的磨损量; Huang 等<sup>[3]</sup>采集切削力和振动信号, 建立了数据训练模型, 预测了球头铣刀的磨损量; Shen 等<sup>[4]</sup>基于希尔伯特-黄变换 (HHT) 算法, 研究了主轴功率信号在不同切削条件下刀具状态监测中的应用; 付洋<sup>[5]</sup>通过对切削振动信号的研究, 实现了对刀具振动和磨损的实时在线监测; 王海丽等<sup>[6]</sup>使用功率信号和声发射信号建立了功率曲线的自回归时序模型, 实现了刀具状态的自动识别; 李聪波等<sup>[7]</sup>使用功率信号, 提出一种实时更新切削功率

\* 基金项目: 辽宁省“兴辽英才计划”项目(XLYC1807081); 辽宁省科技重大专项(2020JH1/10100016)。

阈值的方法,实现了数控车削批量加工的在线监测。对以上文献研究发现,通过监测切削过程中产生的切削力、声音、振动、功率等信号,可以实现对刀具加工状态及磨损状态的监测,属于间接监测方法。与传统的直接测量刀具磨损量的方法相比,间接测量方法具有不影响加工过程、可以实时监测加工过程的优点,更适宜于加工中的状态监测<sup>[8]</sup>。

在众多间接监测方法中,切削力、振动和声发射信号这3种监测方法的灵敏度相对高,但需要对机床进行改造,其准确性受环境因素干扰<sup>[9]</sup>。而功率信号采集方便,抗干扰能力强,且功率传感器具有实用性强、对加工过程无影响等优点<sup>[10]</sup>,相比之下更能应用于实际生产加工。

本文针对上述叶片加工过程中存在的问题,将基于功率信息的刀具监测方法应用到叶片的铣削加工过程中,开发基于功率信息的刀具状态监测系统,对采集到的主轴功率数据进行数据预处理、数据分析、离线学习,利用比例系数法进行数据拟合,得到功率阈值区间,以功率阈值区间为标准对刀具加工过程进行实时监测,对刀具的已使用寿命进行预测。

## 基于功率信息的刀具监测方法

### 1 基于功率信息的刀具监测原理

在加工过程中,随着刀具磨损程度的增加,切削力和主轴扭矩不断增大,从而引起主轴功率增加。Cuppini等<sup>[11]</sup>基于功率信号提出了利用阈值的方式作为监控策略,认为在批量生产的过程中,同一工序的加工产生的功率信号呈周期性变化,可以保存一个周期内的功率信号,并以此作为基准将以后的每一次加工功率来进行对比,根据实际加工情况设定磨损阈值来进行监测。邵华等<sup>[12]</sup>将这种方法归纳为常阈值监控法。

在实际加工过程中,机床主轴功率除了受刀具磨损而变化外,也会因切削参数的不同而动态变化。主轴转速、进给速度、切削深度等加工参数都会实时影响切削功率<sup>[13-14]</sup>。所以,对于切削参数不固定的小批量加工,常阈值监控法容易造成阈值失效的问题。但是对于切削参数都固定的大批量流水线式加工,常阈值监控法有一定的实用性。

因此,对于切削参数固定的加工过程,将多个加工过程的主轴功率进行采集并分组学习,可以得到刀具加工状态功率阈值区间。以此功率阈值区间为监测标准,可以实现对刀具加工状态的监测,对于断刀、崩刃等加工过程中突发的加工异常情况,可以做到及时报警停机,减少经济损失,监测原理如图1所示。

此外,按照工步的不同,对刀具加工状态功率阈值区间的上阈值进行分段分析,可以了解各个工步中刀具磨钝时主轴功率的消耗情况,选取一个工步中的稳定波形区域,将其所有上阈值功率取均值<sup>[15]</sup>,可以以此均值作为该工步的刀具磨钝功率值,对刀具的磨损情况进行监测,判断一把刀具在该工步是否已经达到了严重磨损的标准。

### 2 功率阈值区间建立方法

对于采集到的各组主轴功率数据,通过算法对各组数据进行拟合,可以得到功率的上阈值和下阈值。在切削参数固定的条件下,每个加工过程采集到的功率其时间周期都是固定的,因此,可以利用比例系数法<sup>[12]</sup>对多组功率数据进行拟合。

刀具加工状态功率阈值区间 $P_u(t)$ 和 $P_d(t)$ 可表示为:

$$\begin{cases} P_u(t) = \bar{P}_u(t) + \sigma \cdot S_u(t) \\ P_d(t) = \bar{P}_d(t) - \sigma \cdot S_d(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中, $P_u(t)$ 和 $P_d(t)$ 分别为 $t$ 时刻的功率上阈值和下阈值,由加工周期

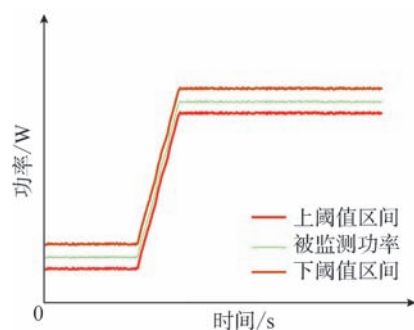


图1 基于功率信息的刀具监测原理  
Fig.1 Principle of tool monitoring based on power information

中各个时刻的 $P_u(t)$ 和 $P_d(t)$ 构成了功率阈值区间; $\bar{P}(t)$ 为 $t$ 时刻的功率均值; $\sigma$ 为比例系数,以获取最合适的功率阈值区间为目的,可以根据实际采集的功率情况进行人为设定; $S_u(t)$ 为 $t$ 时刻的上功率偏差,由 $t$ 时刻时所有大于 $\bar{P}(t)$ 的功率数据取偏差得到; $S_d(t)$ 为 $t$ 时刻的下功率偏差,由 $t$ 时刻时所有小于 $\bar{P}(t)$ 的功率数据取偏差得到。

刀具寿命功率阈值 $P_h$ 和 $P_l$ 可以表示为:

$$\begin{cases} P_h = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P_u(t) & (2) \\ P_l = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P_d(t) & (3) \end{cases}$$

式中, $P_h$ 和 $P_l$ 分别为某个工步中刀具的磨损功率阈值和初始功率阈值; $n$ 为该工步中上下功率阈值个数; $P_u(t)$ 和 $P_d(t)$ 分别为 $t$ 时刻的功率上阈值和下阈值。

## 基于功率信息的刀具监测系统开发

### 1 刀具监测系统框架

依据机床主轴功率消耗值随着刀具的磨损而变大的原理,融合离线学习模块,得到了刀具监测功率阈值区间。该功率阈值区间分别包括刀具加工状态功率阈值区间、刀具寿命功率阈值区间。通过将加工过程中采集到的功率信号值与功率阈值区

间的上下极限阈值实时进行比较,实现了对刀具加工状态的实时监测以及对刀具剩余寿命的预估。基于功率信息的刀具监测系统框架如图2所示。

## 2 刀具监测软硬件系统

基于以上系统框架,开发了基于功率信息的刀具监测软硬件系统。

硬件系统中,通过传感器和功率采集模块对机床的主轴功率实时采

集,并实时发送到工控机或计算机上,图3为硬件系统实物图。

软件系统基于NI LabVIEW 2017开发,其中包含5个模块,分别为数据采集、数据分析、离线学习、在线监测、监测数据统计。图4为软件系统界面,数据采集模块可以配置串口及控制采集开始和停止,也可以实时显示采集到的功率波形图;数据分析模块可以对采集到的多组数据

进行导入对比查看,并对数据进行裁剪保存;离线学习模块可以对多组数据进行导入并学习,生成刀具加工状态功率阈值区间和刀具寿命功率阈值区间;在线监测模块可以实现对刀具加工状态的实时在线监测和对刀具寿命的预测;监测数据统计模块可以对监测过的刀具加工状态及寿命信息进行统计,方便使用者对某个时期的加工情况进行了解和

分析。此外,刀具状态监测软件中,设计了免疫时间机制,该免疫时间可以人为设置,只有当连续监测到免疫时长的状态异常,软件才会报警,避免了由于换刀造成的功率波动带来的误报警。

该基于功率信息的刀具监测软硬件系统可以应用于铣削、钻削、车削等主轴功率容易采集到的加工过程。

## 叶片铣刀监测试验及分析

### 1 功率数据采集

试验以航空发动机压气机小型叶片(叶片材料为镍基高温合金GH4169)的铣削加工过程为研究对象,采用瑞士威力铭518TBD五轴加工中心机床进行铣削加工,利用功率采集模块实时采集叶片加工过程中的主轴功率数据。试验中采用的功率采集模块为三相电参数传感器,型号为HGE99H81,采样频率20Hz,配套有6个电流互感器及1个三角形转星形变换器。

将功率采集模块接入主轴电路中,可以实现对主轴功率的实时采集。图5所示为叶片加工过程的主轴功率波形。所用4把刀具的加工过程与图中的功率波段相对应。

根据叶片加工车间工人长期积累的经验,一把精铣刀和铣根刀在加工约6个叶片后就会达到磨钝标准,此两把刀更换频繁且对叶片加工精度影响较大。因此,此次试验以此两

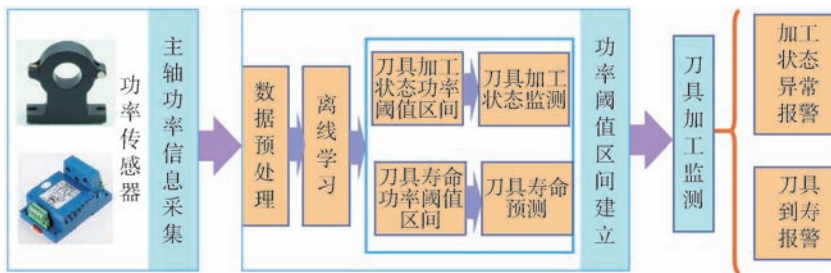


图2 基于功率信息的刀具监测系统框架

Fig.2 Framework of tool monitoring system based on power information



图3 基于功率信息的刀具监测硬件系统

Fig.3 Tool monitoring hardware system based on power information



图4 基于功率信息的刀具监测软件系统

Fig.4 Tool monitoring software system based on power information

把刀具的加工过程为主要研究对象,进行对刀具加工状态的监测和对刀具寿命的预测。

## 2 计算功率阈值区间

### 2.1 刀具加工状态功率阈值区间

该加工过程中,各个加工参数由提前编好的数控程序设定,且长期保持固定不变,各个毛坯件的余量差异小。因此,主轴转速、进给速度、切削深度等加工参数的变化相比于刀具磨损而言,对主轴功率的影响很小,满足常阈值监控法的监控条件。

试验中,在一把精铣刀和铣根刀达到磨钝标准前,共加工了7个叶片,采集到7条功率波形,将其进行离线学习后得到功率阈值区间。图6为精铣刀的刀具加工状态的功率阈值区间,图7为铣根刀的刀具加工状态的功率阈值区间。

### 2.2 刀具寿命功率阈值区间

试验中,通过对精铣刀及铣根刀加工的第1个零件和磨钝前最后一个零件的功率波形进行导入和截取,得到刀具的开始加工时刻和结束加工时刻,并计算出该时间区间内的初始平均功率和极限平均功率,得到刀具寿命功率阈值区间。表1为精铣刀和铣根刀的刀具寿命功率阈值区间。

## 3 刀具监测试验结果与分析

### 3.1 刀具加工状态监测结果

以刀具加工状态功率阈值区间为标准,对120个叶片的加工过程进行了监测,图8为精铣刀的刀具加工状态监测结果,图9为铣根刀的刀具加工状态监测结果。由结果可知,当刀具磨钝时,被测功率值明显变大,很多功率点都超过了上阈值区间,软件此时触发了加工异常报警。

### 3.2 刀具寿命预测结果

以刀具寿命功率阈值区间为预测标准,对20把精铣刀和铣根刀的刀具寿命进行预测,每加工完一个叶片预测一次,共得到137组数据。其中,为了测试该系统的预测准确性,

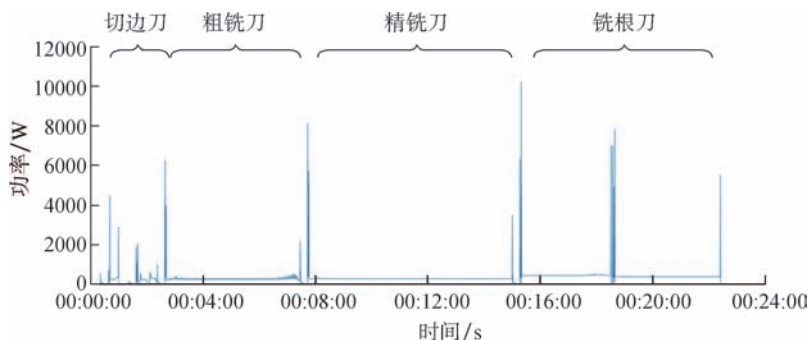


图5 叶片加工功率数据波形

Fig.5 Power data waveform of blade machining

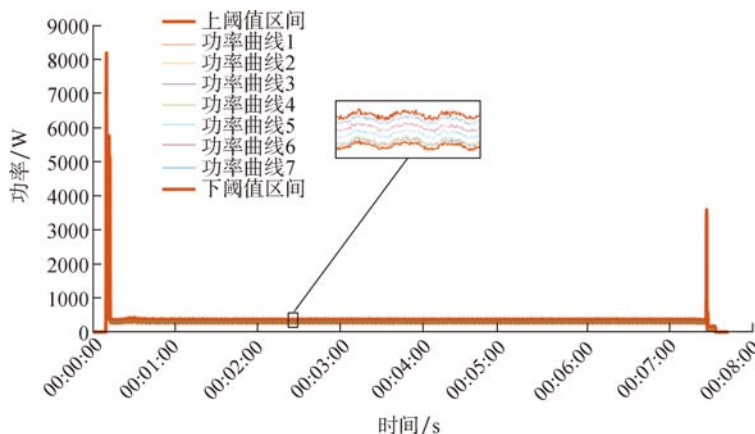


图6 精铣刀的刀具加工状态的功率阈值区间

Fig.6 Power threshold range for machining condition of finish milling cutter

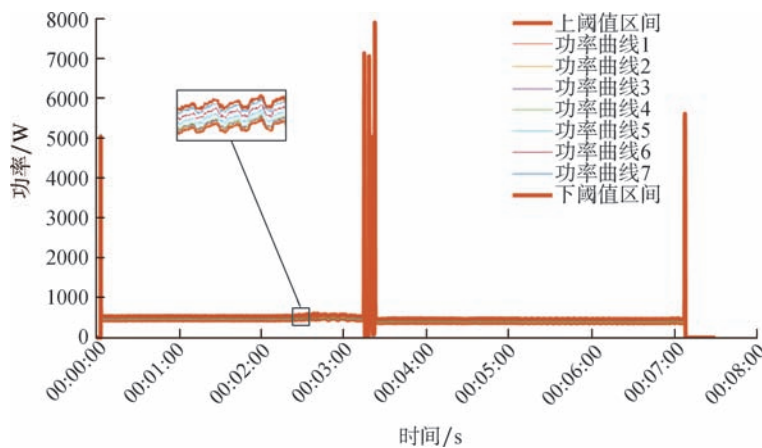


图7 铣根刀的刀具加工状态的功率阈值区间

Fig.7 Power threshold range for machining condition of root milling cutter

表1 刀具寿命功率阈值区间

Table 1 Tool life threshold range based on power

刀具名称	开始监测时刻/s	结束监测时刻/s	初始功率阈值/W	磨钝功率阈值/W
精铣刀	416.1	840.8	264.60	304.36
铣根刀	886.6	1304.8	424.93	473.16

故意让刀具在已经磨损的情况下继续加工一个叶片,共制造了6次刀具到寿情况。刀具寿命预测结果如表2所示。

### 3.3 试验结果分析

刀具加工状态监测的准确性统

计结果如表3所示。可以看出,该系统的监测准确度在90%以上,具有较好的监测准确性。对刀具磨钝导致的异常,其监测准确率较高,在叶片的实际加工过程中具有一定的参考价值,能为机床操作者节省部分精

力,可以及时发现加工异常,降低废品率。

对于刀具寿命预测情况,通过分析表2中的刀具即将磨钝内容可知,在部分情况下,精铣刀和铣根刀在加工7个零件后到寿,而在实际加工过程中,机床操作者凭借自己的加工经验,在加工6个零件后就会换刀,相比而言,刀具状态监测系统对刀具寿命预测更精确,可以提高刀具的利用率,降低对刀具寿命的浪费,节省叶片加工成本。此外,刀具寿命预测结果的准确性情况如表4所示。可以看出,刀具寿命预测准确率可以达到90%以上,具有较好的预测准确性,在实际加工过程中,该预测结果具有较高的参考价值。

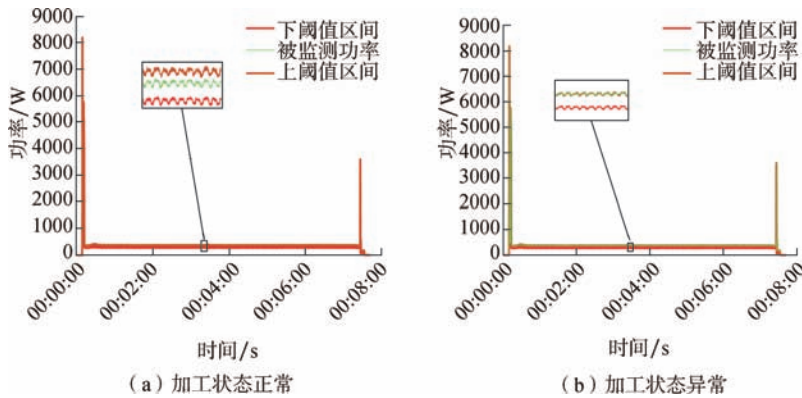


图8 精铣刀加工状态监测结果

Fig.8 Monitoring results of machining condition of finish milling cutter

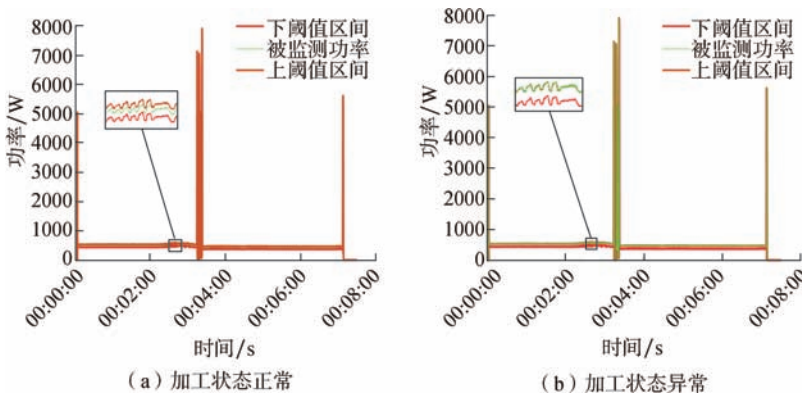


图9 铣根刀加工状态监测结果

Fig.9 Monitoring results of machining condition of root milling cutter

## 结论

本文以航空发动机压气机叶片的铣削加工过程为研究对象,针对加工过程中刀具加工状态不易实时监测、更换刀具时依赖经验等问题,利用基于功率信息的常阈值监控法,开发了刀具监测系统。

(1)该监测系统通过对主轴电机的功率信号进行采集、分析和离线学习,得到了功率阈值区间,将加工过程中实时产生的主轴功率数据与区间数据进行对比,实现了对刀具加工状态的实时监测和对刀具寿命的预测。

表2 刀具寿命预测结果

Table 2 Tool life prediction results

刀具加工状态	刀具名称	开始监测时刻/s	结束监测时刻/s	初始功率阈值/W	磨钝功率阈值/W	当前功率值/W	已加工零件个数	刀具已使用情况/%
刀具寿命正常	精铣刀	416.1	840.8	264.60	304.36	271.61	2	17.63
	铣根刀	886.6	1304.8	424.93	473.16	436.42	2	23.82
刀具即将磨钝	精铣刀	416.1	840.8	264.60	304.36	296.73	7	80.81
	铣根刀	886.6	1304.8	424.93	473.16	471.04	7	95.60
刀具已磨钝	精铣刀	416.1	840.8	264.60	304.36	309.72	8	113.48
	铣根刀	886.6	1304.8	424.93	473.16	486.61	8	127.89

表3 刀具加工状态准确性统计

Table 3 Accuracy statistics of tool machining condition

刀具类型	刀具监测状态	正确次数	误判次数	准确率/%
精铣刀	正常	101	11	90.18
	异常	8	0	100.00
铣根刀	正常	98	10	90.74
	异常	11	1	90.91

表4 刀具寿命预测准确性统计

Table 4 Accuracy statistics of tool life prediction

刀具类型	刀具寿命状态	正确次数	误判次数	准确率/%
精铣刀	刀具正常	105	6	94.59
	即将磨钝	18	2	90.00
	已磨钝	6	0	100.00
铣根刀	刀具正常	107	4	96.40
	即将磨钝	19	1	95.00
	已磨钝	6	0	100.00

(2) 试验表明,对于加工参数固定的叶片铣削加工过程,该刀具监测系统可以对刀具加工状态是否异常做出准确判断,对刀具寿命的预测准确度较高,在航空发动机压气机叶片加工领域有着良好的应用前景。

参考文献

[1] 丛靖梅,莫蓉,吴宝海,等.面向性能的压气机叶片铣削加工误差分析及统计[J].航空制造技术,2017,60(15):36-44.  
 CONG Jingmei, MO Rong, WU Baohai, et al. Performance oriented machining error analysis and statistic of compressor blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(15): 36-44.  
 [2] CHEN Y X, JIN Y, JIRI G. Predicting tool wear with multi-sensor data using deep belief networks[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 99(5-8): 1917-1926.  
 [3] HUANG Z W, ZHU J M, LEI J T, et al. Tool wear predicting based on multi-domain feature fusion by deep convolutional neural network in milling operations[J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2020, 31(4): 953-966.  
 [4] SHEN B, GUI Y F, CHEN B, et al. Application of spindle power signals in

tool condition monitoring based on HHT algorithm[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2020, 106(3-4): 1385-1395.  
 [5] 付洋.切削加工过程中振动状态及刀具磨损的智能监测技术研究[D].武汉:华中科技大学,2017.  
 FU Yang. Research on intelligent monitoring method for vibration states and tool wear in machining[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2017.  
 [6] 王海丽,翁德玮,胡兆燕,等.基于模糊神经网络的刀具磨损识别[J].上海交通大学学报,2002,36(8):1086-1090.  
 WANG Haili, WENG Dewei, HU Zhaoyan, et al. Tool wear monitoring using fuzzy neural network[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2002, 36(8): 1086-1090.  
 [7] 李聪波,万腾,陈行政,等.基于切削功率的数控车削批量加工刀具磨损在线监测[J].计算机集成制造系统,2018,24(8):1910-1919.  
 LI Congbo, WAN Teng, CHEN Xingzheng, et al. On-line monitoring method of tool wear for NC turning in batch machining based on cutting power[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(8): 1910-1919.  
 [8] 柳洋,陈永洁,杨文恺,等.刀具磨损在线监测研究现状与发展[J].机床与液压,

2014, 42(19): 174-180.

LIU Yang, CHEN Yongjie, YANG Wenkai, et al. Recent development and study of online monitoring of tool wear[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2014, 42(19): 174-180.  
 [9] 万文波,李江雄,毕运波.基于功率信号的钻铰刀具监测及其系统开发[J].计算机集成制造系统,2019,25(9):2140-2148.  
 WAN Wenbo, LI Jiangxiong, BI Yunbo, Drilling and dimpling tool monitoring based on power signal and its system development[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(9): 2140-2148.  
 [10] 谢楠,段明雷,高英强,等.基于功率传感器的刀具磨损量预测方法[J].同济大学学报(自然科学版),2017,45(3):420-426.  
 XIE Nan, DUAN Minglei, GAO Yingqiang, et al. Tool wear prediction approach based on power sensor[J]. Journal of Tongji University(Natural Science), 2017,45(3): 420-426.  
 [11] CUPPINI D, ERRICO G, RUTELLI G. Tool wear monitoring based on cutting power measurement[J]. Elsevier, 1990, 139(2): 303-311.  
 [12] 邵华,瞿澄然,翁世修,等.基于磨钝标准和切削参数的刀具状态切削功率阈值更新监控[J].组合机床与自动化加工技术,1998(1):22-24,41.  
 SHAO Hua, QU Chengran, WENG Shixiu, et al. Tool condition threshold updating monitoring strategy with cutting power based on tool wear criterion and cutting parameters[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 1998(1): 22-24, 41.  
 [13] WANG X T, WILLIAMS R E, SEALY M P, et al. Stochastic modeling and analysis of spindle power during hard milling with a focus on tool wear[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2018, 140(11): 111011.  
 [14] TENG W, CHEN X Z, LI C, et al. An on-line tool wear monitoring method based on cutting power[C]. International Conference on Automation Science and Engineering, Munich, 2018.  
 [15] ZHOU B, ZHANG J F, FU Y K, et al. Research on power and vibration signal acquisition method and system of machine tool for tool wear monitoring[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1939(1): 012114.  
 通讯作者:刘阔,副教授,博士,研究方向为智能数控加工技术与装备。  
 (下转第110页)

引文格式: 罗云烽, 姚佳楠. 高性能热塑性复合材料在民用航空领域中的应用[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 93-102.

LUO Yunfeng, YAO Jianan. Applications of high performance thermoplastic composites in civil aviation[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 93-102.

# 高性能热塑性复合材料在民用航空领域中的应用

罗云烽<sup>1</sup>, 姚佳楠<sup>2</sup>

(1. 中航复合材料有限责任公司, 北京 101300;

2. 东华大学材料科学与工程学院纤维材料改性国家重点实验室, 上海 201620)

[摘要] 高性能复合材料,尤其是碳纤维增强树脂基复合材料的用量已成为衡量民机先进性的一项重要指标,其中,热塑性复合材料相对于热固性复合材料具有突出的韧性、可回收性以及快速低成本制造等优势,在民用航空领域受到广泛的关注,并在近年来取得了显著的应用效果。综述了以聚苯硫醚、聚芳醚酮、聚醚酰亚胺等高性能热塑性树脂为基体的热塑性复合材料在国外民用航空结构中的应用,为国内热塑性复合材料的应用方向提供参考。

关键词: 热塑性复合材料; 民用航空; 聚苯硫醚; 聚芳醚酮; 聚醚酰亚胺

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.093



罗云烽

高级工程师,博士,主要研究方向为树脂基复合材料。

树脂基复合材料具有轻质高强、抗疲劳、耐腐蚀、可整体成型等特点,因此被广泛应用于航空航天领域。以树脂基复合材料代替金属材料可使飞机减重 10%~40%,而其结构设计成本也可以降低 15%~30%。自 20 世纪 80 年代起,复合材料在民用航空领域的应用逐渐增多,1980 年,复合材料在空客(Airbus)公司的 A300/310 飞机上的应用仅占约 8%,随后在 A380 飞机上,复合材料的用量提升至约占结构重量的 25%,而目前的 A350XWB 飞机上的复合材料用量甚至已提高到约 52%<sup>[1]</sup>。

作为商用大飞机的标志性机型, Airbus A380 飞机上大量结构采用了碳纤维复合材料(Carbon fiber reinforced plastics, CFRP),同时结合先进的整体化设计思路,以及自动铺

带(Automated tape laying, ATL)、自动铺丝(Automated fiber placement, AFP)等高度自动化手段进行制造,以达到高效率、高质量稳定性的效果,如图 1 所示<sup>[2]</sup>。

相较于热固性复合材料,热塑性复合材料具有韧性好、疲劳强度高、冲击损伤容限高、成型周期短、易储存、可回收等优势。随着欧洲热塑性经济可承受性航空主结构(Thermoplastic affordable primary aircraft structure, TAPAS)、TAPAS 2、清洁天空(Clean Sky)、Clean Sky 2 等一系列计划的相继推出,民用航空结构对航空材料的经济性、环保性等提出了更高的要求,热塑性复合材料因此成为研究和应用的焦点。图 2 为高性能热塑性复合材料在民用航空应用中的发展历程<sup>[3]</sup>,可以看出,

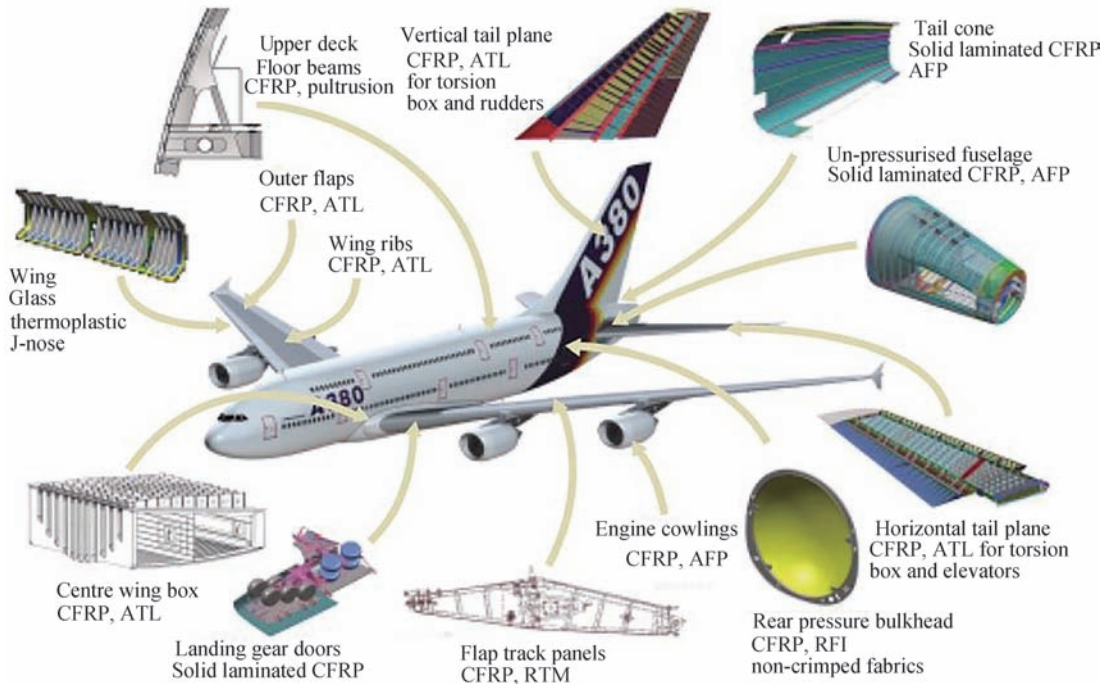


图1 Airbus A380上的复合材料大型整体部件

Fig.1 Major monolithic composite applications on Airbus A380

高性能热塑性复合材料在民用航空应用中的地位愈发重要,表现为材料的种类不断增加,应用部位及结构形式变得多样,且逐渐从次承力结构向主承力结构发展。

目前,国际上高性能热塑性复合材料生产制造商主要包括荷兰 Fokker (现已被英国 GKN 收购)、TenCate (现已被日本 Toray 收购)、DTC、荷兰国家航空航天实验室 (NLR), 欧盟 Airbus, 比利时 Solvay, 德国 Evonik, 美国 Boeing、Cytec (现已被比利时 Solvay 收购)、Hexcel、Ticona、Fiberforge, 日本 Teijin 等。经过几十年的发展,业已形成了一系列商品化的热塑性树脂、预浸料等材料牌号。其中,增强材料主要包括碳纤维 (Carbon fiber, CF)、玻璃纤维 (Glass fiber, GF) 等; 高性能热塑性树脂基体主要包括聚苯硫醚 (Polyphenylene sulfide, PPS)、聚芳醚酮 (Poly aryl ether ketone, PAEK)、聚醚醚酮 (Poly etherether ketone, PEEK)、聚醚酮酮 (Poly ether

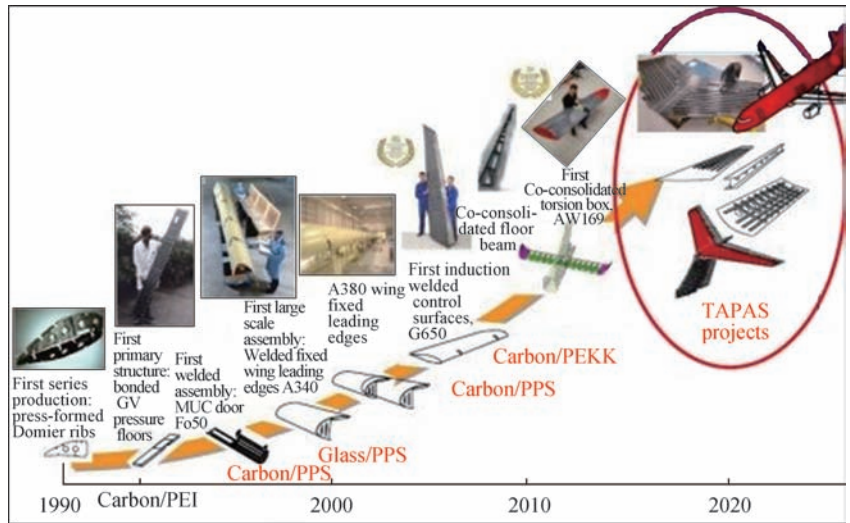


图2 高性能热塑性复合材料在民用航空应用中的发展历程

Fig.2 Development of high performance thermoplastic composites application in civil aviation

ketone ketone, PEKK)、聚醚酰亚胺 (Polyetherimide, PEI) 等; 预浸料主要有 TenCate Cetex 系列、Solvay APC 系列、Teijin Tenax 系列等。本文主要综述国外民用航空领域中先进热塑性复合材料的应用情况,为国内热塑性复合材料的应用方向提供

参考。

### 聚苯硫醚复合材料

PPS 是特种工程塑料的典型代表之一,分子结构为苯环与硫原子交替相连而成的线性结构。在凝聚态结构上, PPS 易于结晶,结晶度将近

70%，因此，具有良好的热稳定性、化学稳定性以及尺寸稳定性等。PPS主要具有以下5个方面的性能优势。

(1) 优异的耐热性能。PPS熔点超过280℃，热变形温度超过260℃，且经过高温热老化处理后的强度保持率较高。

(2) 自阻燃性。PPS自身具有阻燃性，不加阻燃剂阻燃级别就可以达到UL94 V—0级。

(3) 良好的力学性能。PPS属于脆性材料，具有良好的耐蠕变性能，表面硬度高，具有良好的耐磨性，与碳纤维等材料复合，还表现出良好的自润滑性。

(4) 优异的耐化学腐蚀、耐辐照性能。PPS在200℃以下几乎不溶于任何溶剂，能耐受几乎所有无机物，耐辐射剂量高达108Gy。

(5) 良好的加工性能。PPS熔体黏度较低，作为复合材料的树脂基体，对于增强体的流动浸润效果极佳。

由于PPS具有以上性能优势，且相较于其他高性能热塑性树脂又具有易加工、成本低的特点，因此成为制造复合材料的优良树脂基体。目前商品化的PPS预浸料主要由TenCate公司及Fiberforge公司提供，所采用的树脂原料来源于Ticona公司的PPS Fortron系列牌号，TenCate公司的Cetex TC1100 PPS热塑性复合材料力学性能如表1所示<sup>[4]</sup>。包括座椅架、支架、龙骨梁、肋、固定翼、尾翼、进气管、内饰等<sup>[5]</sup>各类以PPS作为树脂基体的热塑性复合材料结构在民用航空领域得到了广泛的应用，如表2所示<sup>[1,5]</sup>。

Fokker公司采用GF/PPS复合材料为空客A340飞机制造了机翼前缘，后又应用于A380机型上，如图3所示。作为承力结构，该结构原为铝合金材质，通过优化热塑性复合材料焊接工艺，成功替换为GF/PPS复合材料，实现了大幅减重的目标。同时，Fokker公司还计划开发下一

表1 Cetex TC1100 PPS热塑性复合材料力学性能

Table 1 Mechanical properties of Cetex TC1100 PPS thermoplastic composites

Property	Condition	Test Method	Result
Tensile strength (0°)/MPa	RTD	ASTM D 3039	2020
Tensile modulus (0°)/GPa	RTD	ASTM D 3039	134
Poisson's ratio	RTD	ASTM D 3039	0.33
Tensile strength (90°)/MPa	RTD	ASTM D 3039	39
Tensile modulus (90°)/GPa	RTD	ASTM D 3039	10
Compressive strength (0°)/MPa	RTD	ASTM D 6641	1100
Compressive modulus (0°)/GPa	RTD	ASTM D 6641	117
In plane shear strength/MPa	RTD	ASTM D 3518	82
In plane shear modulus/GPa	RTD	ASTM D 3518	3.5
Flexural strength (90°)/MPa	RTD	ASTM D 790	68
Open hole compressive strength/MPa	RTD	ASTM D 6484	267
Compression after impact/MPa	RTD	ASTM D 7137	216
Tensile strength (0°)/MPa	RTD	ASTM D 3039	2760
Tensile modulus (0°)/GPa	RTD	ASTM D 3039	152
Tensile strength (90°)/MPa	RTD	ASTM D 3039	39
Tensile modulus (90°)/GPa	RTD	ASTM D 3039	10
Compressive strength (0°)/MPa	RTD	ASTM D 6641	1280
Compressive modulus (0°)/GPa	RTD	ASTM D 6641	124
Flexural strength (90°)/MPa	RTD	ASTM D 790	65

注：采用AS4A 12K单向碳纤维，纤维面密度221g/m<sup>2</sup>，树脂质量分数34%；采用IM7 12K单向碳纤维，纤维面密度146g/m<sup>2</sup>，树脂质量分数34%。

表2 PPS复合材料主要应用机型及部位

Table 2 Applications of PPS composites on main aircraft types and positions

飞机型号	使用部位
A330	副翼肋、方向舵前缘部件
A330-200	方向舵前缘肋
A340	副翼肋、龙骨梁肋、机翼前缘
A340-500/600、A380	副翼肋、方向舵前缘部件、翼内检修盖板、龙骨梁连接角片、龙骨梁肋、发动机吊架面板、机翼固定前缘组件及前缘盖板
A400M	副翼翼肋、除冰面板、油箱口盖
G650	方向舵、升降舵
Fokker50	方向舵前缘翼肋、主起落架翼肋和桁条

代 PPS 复合材料制品,采用 CF 增强,制造如 Gulfstream G650 和 Dassault F5X 商用喷气式飞机尾部操纵面<sup>[6]</sup>。

Fokker 公司采用 CF/PPS 热塑性复合材料,制造 Gulfstream G650 飞机的方向舵和升降舵,如图 4 所示<sup>[7]</sup>。预浸料采用 TenCate 公司的 Cetex 系列,树脂为 Ticona 公司的 Fortron PPS。采用热塑性复合材料替代原环氧树脂复合材料夹层结构,其重量减轻约 10%,成本降低约 20%。Fokker 公司凭借该热塑性复合材料方向舵和升降舵的感应焊接



(a) 机翼前缘外表



(b) 机翼前缘内部结构

图3 Airbus A380飞机的GF/PPS热塑性复合材料机翼前缘

Fig.3 GF/PPS thermoplastic composite leading edge of Airbus A380



图4 Fokker公司研制的CF/PPS热塑性复合材料舵面

Fig.4 CF/PPS thermoplastic composite rudder manufactured by Fokker

技术获得了 2010 年 JEC 航空类的创新大奖。

能够采用焊接技术进行连接,是热塑性复合材料在航空结构上得到大力开发的主要原因之一。采用焊接连接的方式,避免了装配钻孔对复合材料力学性能的影响,减少了紧固件的使用,从而大幅降低了结构重量和装配成本。德国宇航中心(DLR)轻量化生产技术中心采用电阻焊接技术制造了新 A320 飞机后压力舱壁展示件。该技术的创新之处在于采用碳纤维结作为电阻元件替代原金属网,并通过弯曲的金属“焊接桥”施加压力,将 8 块 CF/PPS 复合材料部件焊接起来,如图 5 所示。

A350 的机身连接角片使用 TenCate 公司的 Cetex CF/PPS 热塑性预浸料,采用热压工艺成型,如图 6 所示,整个机身使用的角片数量可

达数千个。该预浸料使用 Teijin 公司的 Tenax 热塑性碳纤维织物作为增强体,特点是将 PEEK 用作碳纤维的上浆剂。该技术作为 Teijin 公司的核心技术,避免了热塑性复合材料成型前的去浆处理,改善了纤维与树脂的界面黏结性。Teijin 公司在欧洲建成了年产 1700t 热塑性树脂上浆碳纤维生产线,进而开发出 PEEK、PEKK、PPS 等热塑性单向预浸材料<sup>[8]</sup>。

飞机发动机短舱吊架是热塑性复合材料应用的重点部位,如图 7(a) 所示。A340 飞机发动机短舱吊挂表面由 12 类、共 22 件蒙皮结构覆盖,均采用 CF/PPS 材料制造。结构长度 700~1400mm,宽度 200~400mm,厚度 2.8mm,具有复杂双曲率外型,表面铺设防雷击铜网表面膜,如图 7(b) 所示。



(a) 后压力舱壁连接形式



(b) 后压力舱壁零件

图5 Airbus A320飞机CF/PPS热塑性复合材料后压力舱壁展示件

Fig.5 CF/PPS thermoplastic composite rear pressure bulkhead demonstrator of Airbus A320

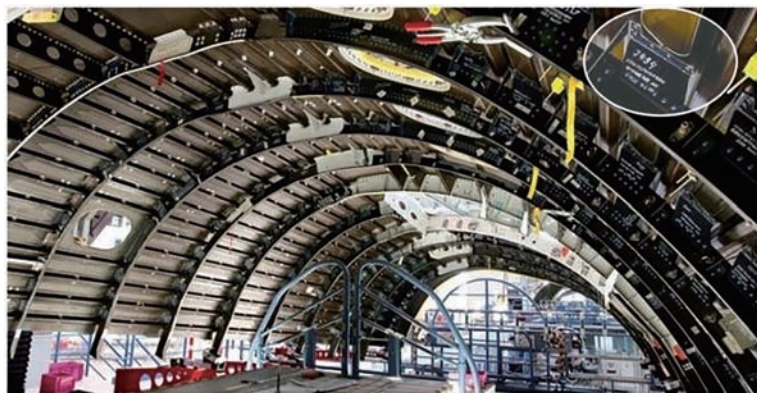


图6 Airbus A350飞机CF/PPS热塑性复合材料机身连接角片

Fig.6 CF/PPS thermoplastic composite fuselage clip of Airbus A350

由法国 Daher 公司承制的空客 A380 飞机发动机短舱吊架蒙皮,如图 8 所示<sup>[9]</sup>。该结构是 A380 飞机发动机上 50 块短舱吊架蒙皮之一,采用 TenCate Cetex TC1100 CF/PPS 材料制造。该材料除具有优异的韧性和耐腐蚀性之外,还具有自熄阻燃性,可采用冲压工艺成型,从而极大提高了成型效率。

## 聚芳醚酮复合材料

聚芳醚酮(Poly aryl ether ketone, PAEK)是亚苯基环通过醚键和羰基连接而成的一类聚合物,根据分子链中醚键、羰基与苯环连接次序和比例的不同,可形成多种不同的聚合物,其中 PEEK 和 PEKK 是高性能热塑性复合材料最具代表性的两类树脂基体。PEEK 是一种综合性能突出的特种工程塑料,其性能特点包括以下优势。

(1) 优异的耐热性。PEEK 的连续使用温度可达 240℃,可经受 1000h 热老化保持强度不下降。(2) 优异的耐水解性。耐热水和蒸汽是 PEEK 的一项主要特征,特别是 PEEK 可在

蒸汽中长期使用,在工程塑料中具有最高的耐蒸汽性能。(3) 优良的化学药品性。除浓硫酸外,PEEK 几乎耐任何化学药品腐蚀,且在较高温度下,仍能保持良好的化学稳定性。(4) 优良的电绝缘性。PEEK 在高频电场下仍具有较小的介质损耗角正切。(5) 优异的耐辐射性。PEEK 的耐  $\gamma$  射线辐照特性,是工程塑料中最突出的。

基于以上特点,纤维增强 PEEK 材料被用于飞机内饰件、电缆原件。以连续碳纤维、玻璃纤维进行增强的 PEEK 复合材料还可以用于飞机的机翼前缘、机舱、操纵杆等。此外,鉴于材料的耐高温特性,也被应用于飞机的发动机组件中。国外主要机型上 PEEK 复合材料的典型应用如表 3 所示<sup>[10]</sup>。

美国 Boeing 公司 B757 采用 GF/PEEK 以注射成型的方法制备发动机整流罩,该材料具备抗恶劣条件,如高湿度、超声振动、高流速等特点,其重量比金属制品减少约 30%,

价格降低约 90%。

法国 Stelia 公司采用 CF/PEEK 复合材料制造了一个全尺寸热塑性机身验证件,如图 9 所示<sup>[11]</sup>。该结构利用丝束自动铺放和非热压罐(Out of autoclave, OOA)固化工艺制造,用以评估下一代单通道飞机使用热塑性复合材料的可能性<sup>[12]</sup>。

正是因为 PEEK 树脂优异的力学性能,相继推出了 TC1200、TC1220 系列 PEEK 热塑性复合材料,其中 TC1220 的韧性尤为突出,其冲击后压缩强度可达 345MPa。

PEKK 与 PEEK 极为相似,具有相似的结晶行为,二者的化学结构如图 10 所示。PEKK 相对 PEEK 具有更低的加工温度以及更宽的加工温度工艺窗口<sup>[13]</sup>,且具有相当的力学性能,这使得 PEKK 复合材料的工艺性较 PEEK 复合材料更优,并且更适合自动化工艺要求。因此 TenCate 公司推出的 Cetex 系列热塑性预浸料体系,其中包括一个低熔点 PEKK 系列,性能如表 4 所示<sup>[8]</sup>。

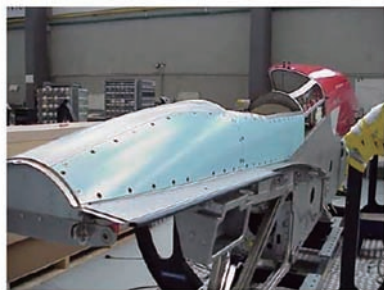
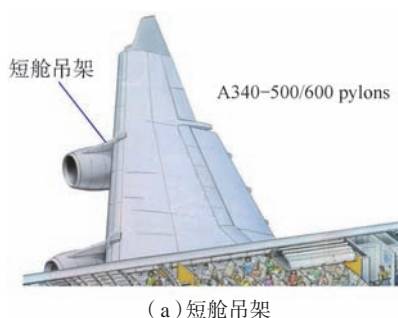


图7 Airbus A340飞机发动机短舱吊架  
Fig.7 Aircraft engine pylons on Airbus A340

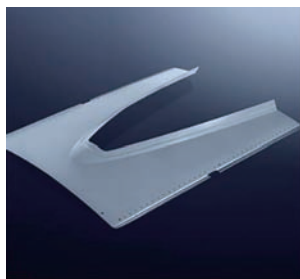


图8 Airbus A380飞机发动机短舱吊架蒙皮  
Fig.8 Aircraft engine pylon covers on Airbus A380

表3 PEEK复合材料主要应用机型及部位  
Table 3 Applications of PEEK composites on main aircraft types and positions

飞机型号	使用部位
波音 757	发动机整流罩
波音 787	吊顶部件
A340-600	肋、机翼前缘
A350	角片、支架
A400M、A380	油箱口盖



图9 Stelia公司研制的CF/PEEK热塑性复合材料机身验证件  
Fig.9 CF/PEEK thermoplastic composite fuselage demonstrator manufactured by Stelia

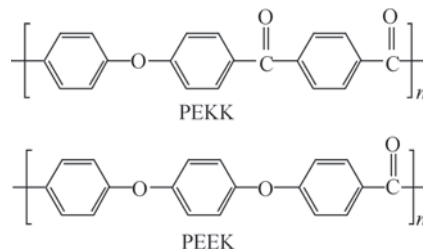


图10 PEKK和PEEK的化学结构  
Fig.10 Chemical structures of PEKK and PEEK

因此, PEKK 也被逐渐开发用作高性能树脂基复合材料的树脂基体, 继而应用于大型客机的结构件或者内饰部件中。

作为 TAPAS 2 项目研究计划的一部分, NLR 开发了大尺寸、大厚度

热塑性复合材料结构的自动铺放工艺技术。采用 TenCate Cetex TC1320 CF/PEKK 单向预浸料, 通过自动铺放工艺成型发动机短舱吊架上部梁, 如图 11 所示<sup>[14]</sup>。该结构长 6m, 厚度 28mm, 用以替代原有金属结构, 显著

降低了制造成本、结构重量, 提高了燃油效率。

此外, TenCate 公司与 NLR 和 DTC 公司合作, 采用 TC 1320 CF/LM PEKK 预浸料制备热塑性复合材料加强筋, 如图 12 所示, 并焊接为壳

表4 Cetex PAEK系列热塑性复合材料性能

Table 4 Properties of Cetex PAEK series thermoplastic composites

参数名称	TC1200 PEEK	TC1220 PEEK	TC1225 PAEK	TC1320 PEKK
Glass transition temperature/°C	143	143	147	159
Typical processing temperature/°C	370~400	370~400	320~380	370~400
0°/90° Tensile-ASTM D3039	—	—	—	—
Tensile strength (0°/90°)/MPa	2280/86	2400/85	2410/86	2300/87.5
Tensile modulus (0°/90°)/GPa	130/10	145/10	135/10	139/10.5
In plane shear-ASTM D3518	—	—	—	—
Strength/MPa	152	150	42	145
Modulus/GPa	5.2	5.2	4.3	5.2
Compression (0°/90°)-ASTM D6641	—	—	—	—
Strength/MPa	1300 (0°)	1300 (0°)	1300 (0°)	1400/208 (0°/90°)
Modulus/GPa	124 (0°)	124 (0°)	124 (0°)	124/11.2 (0°/90°)
Flexural strength (90°)-ASTM D790/MPa	152	160	152	152
Open-hole compression strength-ASTM D6484/MPa	320	320	310	332
Compression after impact strength-ASTM D7136-7137/MPa	265	345	310	305

注: 力学性能测试复合材料采用标准模量碳纤维, 树脂质量分数为 34%。



(a) 自动铺放成型工艺过程



(b) 发动机短舱吊架热塑性复合材料上部梁零件

图11 采用自动铺放工艺成型的飞机发动机短舱吊架热塑性复合材料上部梁

Fig.11 Thermoplastic upper spar manufactured by advanced fiber placement for an aircraft engine pylon

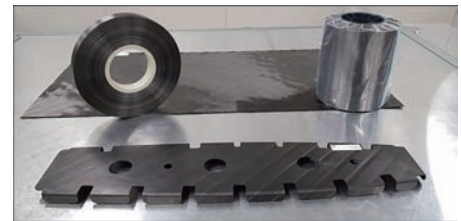


图12 TenCate公司研制的CF/LM PEKK热塑性复合材料加强筋

Fig.12 CF/LM PEKK thermoplastic composite rib manufactured by TenCate

体的增强结构。该结构的成型充分验证了丝束自动铺放结合热压罐固化的两步法成型工艺,后续的工艺优化则侧重于研究非热压罐固化工艺,而采用真空袋/烘箱固化<sup>[8]</sup>。

同样作为 TAPAS 2 项目研究内容, Fokker 公司开发了一种针对热塑性复合材料的低成本成型技术,用以制造 Gulfstream G650 后机身壁板,如图 13 所示<sup>[15]</sup>。该壁板蒙皮具有双曲率结构,内表面由纵向长桁与周向加强筋共固化成网状加强框架,原材料采用 Solvay 公司的 CF/PEKK 单向热塑性预浸料。该机身壁板从设计角度摒弃了传统的 0°/90°/45° 铺层,而是结合纤维导向 AFP 制造技术,极大地提高了纤维强度的利用率;纵横筋成型开发了一种创新性的连接技术,采用低成本短切纤维注塑角撑及连续纤维平板层合板的腹板和缘条,结合机器人自动焊接技术,进一步降低了制造成本。由于无需使用紧固件,避免了紧固件连接孔,因此节约了紧固件费用及铆接装配费用,同时减轻了结构重量,使该

机身壁板比传统复合材料的成本降低约 20%,减重约 10%。

同样作为焊接技术的验证件, Clean Sky 生态设计演示机的机身面板采用实验室规模的超声波点焊技术,将 CF/PEEK 铰链和 CF/PEKK 卡箍焊接到 CF/PEEK 的 C 型框架上,如图 14 所示。该连接方式已通过双搭接剪切和拉通试验,与传统的机械紧固连接方式进行了对比验证,证实其连接效果可靠。

Fokker 公司采用 Solvay 公司的 APC<sup>™</sup> (PEKK-FC)/AS4D,碳纤维/聚醚酮酮预浸料制造了飞机水平尾翼展示件,如图 15 所示<sup>[8]</sup>。

在 PEEK、PEKK 热塑性复合材料技术基础之上,为进一步适应自动化制造工艺的要求, Tencate 公司推出了 TC1225 低熔融温度 PAEK 热塑性预浸料,采用该预浸料通过自动铺放工艺制造复合材料结构件,其内部质量可达到热压成型工艺成型复合材料的内部质量,使得热塑性复合材料完全具备了自动化制造工艺可行性。

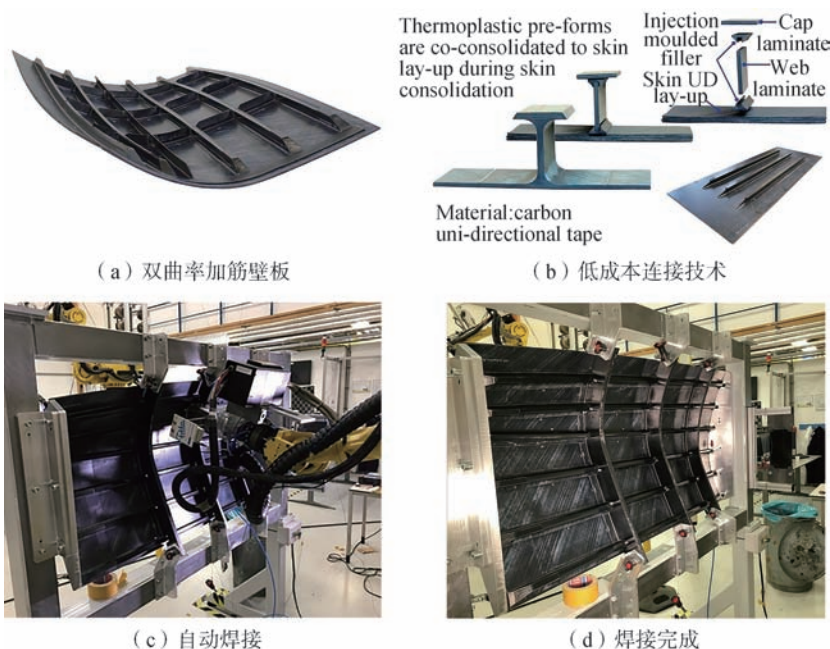


图13 Fokker公司研发的CF/PEKK热塑性复合材料机身壁板  
Fig.13 CF/PEKK thermoplastic composite fuselage panel manufactured by Fokker

## 聚酰亚胺复合材料

聚酰亚胺(Polyimide, PI)是耐高温等级最高的一类特种工程塑料,因此针对 PI 作为树脂基体的复合材料一直是研究热点。早期开发的 PI 复合材料多使用热固性 PI,其不溶、不熔的特点使其难于制造加工,限制了它的进一步应用<sup>[16]</sup>。随着民用航空结构对经济性、环保性等要求逐渐提高,聚醚酰亚胺(Polyetherimide, PEI)在民机上的应用受到广泛关注。PEI既能保持 PI 的各种优异性能,又可采用一般热塑性塑料的成型加工方法加工,其性能特点包括以下优势。

(1) 优异的耐热性能。PEI 是非晶型高聚物,熔程为 340~400℃,热变形温度超过 200℃。

(2) 优异的阻燃性。美国 GE 公

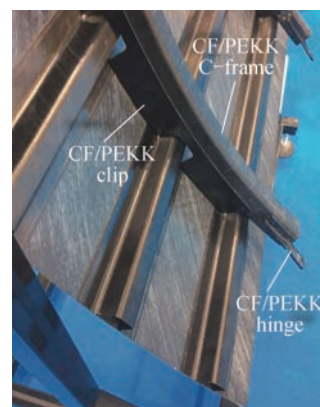


图14 超声波点焊连接热塑性复合材料机身壁板

Fig.14 Thermoplastic composite airframe panel manufactured by ultrasonic spot welding



图15 Fokker公司制造的CF/PEKK热塑性复合材料飞机水平尾翼

Fig.15 CF/PEKK thermoplastic composite aircraft horizontal tail manufactured by Fokker

司的万吨级 Ultem PEI,其各品级产品阻燃性均能达到 UL-94 V-0 级,极限氧指数极高,可达 47%,燃烧时烟雾密度低,有毒气体少。

(3) 优良的尺寸稳定性。成型收缩率低,成型后残余应力小,不易开裂,线膨胀系数小,耐蠕变性能好。

(4) 良好的耐辐照性能,耐化学药品性,耐水解性。

由于 PEI 具有以上性能优势,结合优异的可加工性,其复合材料特

别适用于制造飞机内壁板、内饰件、连接件和绝热、隔音结构等。目前,国外应用较多的 PEI 复合材料为 Tencate 公司的 Cetex TC1000,其力学性能如表 5 所示<sup>[17]</sup>,其主要应用如表 6 所示<sup>[1,5,18]</sup>。

Fokker 公司采用 TenCate 公司 Cetex CF/PEI 预浸料,制造了 Gulfstream 550 和 G650 飞机的夹层结构压力舱壁板,如图 16 所示<sup>[7]</sup>。

德国的 Xperion 公司采用连续

模压成型工艺,研制了空客 A330/A340 飞机室内侧壁板横杆扣件,如图 17 所示。该结构件采用 CF/PEI 热塑性复合材料,较传统铝合金制件减重约 50%,成本降低约 21%。

由于民机噪声指标已成为适航取证的强制性指标,为降低发动机噪声,在研究发动机降噪技术的同时,发动机短舱结构的降噪技术也在不断发展,消音衬垫技术是其中一种主要技术方案。该结构为具有消声功能性的复合材料蜂窝夹层结构, TenCate 公司开发的 CF/PEI 热塑性复合材料层板,作为发动机短舱进气道降噪声衬蜂窝结构面板,已在空客 A380 飞机发动机上实现商业化应用,如图 18 所示<sup>[19]</sup>。

表5 Cetex TC1000 PEI热塑性复合材料力学性能

Table 5 Mechanical properties of Cetex TC1000 PEI thermoplastic composites

Property	Condition	Test Method	Result
Tensile strength (0°)/MPa	RTD	ISA 527 ( type 3 ) EN 2747 ( III )	451
Tensile modulus (0°)/GPa	RTD	ISA 527 ( type 3 ) EN 2747 ( III )	26.3
Compressive strength (0°)/MPa	RTD	ASTM D 6641 EN 2850	560
Compressive modulus (0°)/GPa	RTD	ASTM D 6641 EN 2850	29
Flexural strength (0°)/MPa	RTD	ISO 178	650
Flexural modulus (0°)/GPa	RTD	ISO 178	26

注:采用 7781 玻璃纤维缎纹织物,纤维面密度为 296g/m<sup>2</sup>。

表6 PEI复合材料主要应用机型及部位

Table 6 Applications of PEI composites on main aircraft types and positions

飞机型号	使用部位
G650	方向舵及升降舵机翼后缘、肋
G450、G550、G650	方向舵肋、后缘、压力舱壁板
Dornier 328	襟翼肋、防冰面板
Gulfstream V	地板、压力面板、方向舵肋及机翼后缘
Gulfstream IV	方向舵肋及机翼后缘
Fokker 50、Fokker 100	地板
A320	货舱地板夹层结构面板
A330、A340	机翼整流罩
A380	发动机进气道内衬
波音 787	导管

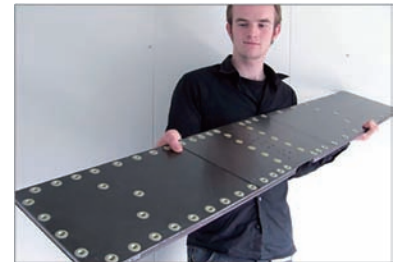


图16 Fokker公司研制的CF/PEI热塑性复合材料压力舱壁板

Fig.16 CF/PEI thermoplastic composite pressure bulkhead floor panel manufactured by Fokker



图17 Xperion公司研制的CF/PEI热塑性复合材料卡扣

Fig.17 CF/PEI thermoplastic composite clip manufactured by Xperion



(a) 发动机短舱



(b) 发动机短舱降噪声衬结构

图18 Airbus A380飞机发动机短舱降噪声衬热塑性复合材料蜂窝结构

Fig.18 Honeycomb sandwich thermoplastic composites for noise reduction liners of Airbus A380 aircraft engine nacelles

## 结论

(1) 以 PPS、PAEK/PEEK/PEKK、PEI 为代表的高性能热塑性树脂基复合材料,已在国际民用航空结构上得到广泛的验证和应用,并取得了良好的减重和降低成本的效果。其中 PPS 复合材料多用于机身外部结构,采用热压工艺结合焊接成型工艺,实现整体化结构件的低成本制造。此外,在适合热压罐成型工艺的 PEEK 复合材料基础上,又相继形成了适合于非热压罐工艺的 PEKK 复合材料,以及更适合采用自动化工艺制造大型整体化结构的低熔融温度 PAEK 复合材料体系;而 PEI 由于自身所具有的优异的阻燃特性,其玻璃纤维增强复合材料多用于具有阻燃要求的零部件,如舱内结构等。

(2) 国外在高性能热塑性复合材料及其成型工艺方面积累了巨大的先发优势。以 TenCate 公司为代表的多家材料供应商已形成系列化

的商用热塑性预浸料牌号,包括与之配套的适合于不同工艺的专用树脂体系、界面改性的专用纤维增强体等;同时各大制造商对包括自动铺放原位固结工艺、自动铺放结合热压罐/非热压罐固化工艺、自动化冲压快速成型工艺、机器人自动感应焊接等多种自动化成型工艺进行了充分的验证,可以说国外热塑性复合材料的制造技术已基本实现自动化工艺的工程应用,并取得了显著的应用效果。

(3) 根据国外的经验,我国应充分利用研制国产大飞机的契机,积极推动热塑性复合材料在机翼前缘、发动机短舱等对于抗冲击要求较高的结构的验证和应用。结合国产树脂及纤维的替代研究,开发适用于热塑性树脂的上浆剂及上浆工艺,进而形成系列化的热塑性预浸料牌号。同时,注重自动化成型设备及其工艺、焊接设备及其工艺的研制,以充分利用热塑性复合材料成型高效率、整体化的优势,形成国产高性能热塑性复合材料的技术体系。

## 参考文献

- [1] 张婷. 高性能热塑性复合材料在大型客机结构件上的应用[J]. 航空制造技术, 2013, 56(15): 32-35.
- ZHANG Ting. Applications of high performance thermoplastic composites for commercial airplane structural component[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(15): 32-35.
- [2] PORA J. Advanced materials and technologies for A380 structure[J]. Flight Airworthiness Support Technology, 2003(32): 3-8.
- [3] 陈吉平, 李岩, 刘卫平, 等. 连续纤维增强热塑性树脂基复合材料自动铺放原位成型技术的航空发展现状[J]. 复合材料学报, 2019, 36(4): 784-794.
- CHEN Jiping, LI Yan, LIU Weiping, et al. Development of AFP in-situ consolidation technology on continuous fiber reinforced thermoplastic matrix composites in aviation[J].

Acta Materiae Compositae Sinica, 2019, 36(4): 784-794.

[4] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC1100 PPS resin system product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. [https://www.toraytac.com/media/221a4fcf-6a4d-49f3-837f-9d85c3c34f74/CuK1Pw/TAC/Documents/Data\\_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1100\\_PPS\\_PDS.pdf](https://www.toraytac.com/media/221a4fcf-6a4d-49f3-837f-9d85c3c34f74/CuK1Pw/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1100_PPS_PDS.pdf).

[5] 陈亚莉. 高性能热塑性复合材料在飞机上的应用[J]. 航空维修与工程, 2003(3): 28-30.

CHEN Yali. Application of thermoplastic composites on aircraft[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2003(3): 28-30.

[6] MATHIJSEN D. Leading the way in thermoplastic composites[J]. Reinforced Plastics, 2016, 60(6): 405-407.

[7] OFFRINGA A. New thermoplastic composite design concepts and their automated manufacture[EB/OL]. [2020-01-21]. <http://www.jeccomposites.com/knowledge/international-composites-news/new-thermoplastic-composite-design-concepts-and-their>.

[8] GARDINER G. PEEK vs. PEKK vs. PAEK and continuous compression molding[EB/OL]. [2020-01-21]. <https://www.compositesworld.com/blog/post/peek-vs-pekk-vs-paek-and-continuous-compression-molding>.

[9] COMPOSITES T A. Airbus A380 engine pylon covers[EB/OL]. [2019-06-23]. <https://www.toraytac.com/company/success-stories/ugIK/Airbus-A380-Engine-Pylon-Covers>.

[10] 孙银宝, 李宏福, 张博明. 连续纤维增强热塑性复合材料研发与应用进展[J]. 航空科学技术, 2016, 27(5): 1-7.

SUN Yinbao, LI Hongfu, ZHANG Boming. Progress in research and application of continuous fiber reinforced thermoplastic composites[J]. Aeronautical Science and Technology, 2016, 27(5): 1-7.

[11] Composites & innovation: STELIA Aerospace presents the Arches Box TP project, exclusively at Paris International Airshow[EB/OL]. [2020-01-30]. <https://www.stelia->

aerospace.com/en/1653-composites-innovation-stelia-aerospace-presents-the-arches-box-tp-project-exclusively-at-paris-international-airshow/.

[12] 热塑性复合材料单通道飞机机身[J]. 高科技纤维与应用, 2017, 42(4): 74.

Thermoplastic composite single channel aircraft fuselage[J]. Hi Tech Fiber Application, 2017, 42(4): 74.

[13] GARDINER G. PEEK or PEKK in future TPC aerostructures[EB/OL]. [2020-01-21]. <https://www.compositesworld.com/articles/peek-or-pekk-in-future-tpc-aerostructures>.

[14] COMPOSITES T A. Thermoplastic upper spar for an aircraft engine pylon[EB/OL]. [2019-06-23]. <https://www.toraytac.com/media/60232494-1609-4eb0-8e65-ea5d1cc2a2a3/lgfS0A/TAC/Documents/Success%20Stories/>

Case\_study\_NLR-Pylon.pdf.

[15] MASON K. Thermoplastic primary aerostructures take another step forward[EB/OL]. [2020-01-21]. <https://www.compositesworld.com/blog/post/thermoplastic-primary-aerostructures-take-another-step-forward>.

[16] 圣冬冬, 王海涛, 应振华. 热塑性聚酰亚胺复合材料在航空航天中的应用[J]. 塑料, 2013, 42(4): 46-48.

SHENG Dongdong, WANG Haitao, YING Zhenhua. Application of thermoplastic polyimide composite in aerospace field[J]. Plastics, 2013, 42(4): 46-48.

[17] COMPOSITES T A. TenCate Cetex TC1000 Premium product datasheet[EB/OL]. [2019-06-23]. <https://www.toraytac.com/media/f1142cc2-2c05-4013-afcb-19c937e5c438/GEBhJg/TAC/Documents/>

Data\_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1000-Premium\_PEI\_PDS.pdf.

[18] 李明. 热塑性树脂基复合材料在民机上的应用研究[J]. 科技视界, 2016(26): 9-10.

LI Ming. Research on application of thermoplastic matrix composites in civil aircraft[J]. Science and Technology Vision, 2016(26): 9-10.

[19] COMPOSITES T A. Engine and propulsion solutions product highlights[EB/OL]. [2018-01-19]. [https://tcadweb-staging.azurewebsites.net/media/00b258c4-6627-41ce-9b22-ee49c453ec63/PO\\_XMQ/TenCate%20Advanced%20Composites/Documents/Product%20and%20application%20one%20papers/TenCate\\_JetEngineComposites\\_SellSheet.pdf](https://tcadweb-staging.azurewebsites.net/media/00b258c4-6627-41ce-9b22-ee49c453ec63/PO_XMQ/TenCate%20Advanced%20Composites/Documents/Product%20and%20application%20one%20papers/TenCate_JetEngineComposites_SellSheet.pdf).

## Applications of High Performance Thermoplastic Composites in Civil Aviation

LUO Yunfeng<sup>1</sup>, YAO Jianan<sup>2</sup>

(1. AVIC Composite Co., Ltd., Beijing 101300, China;

2. State Key Laboratory for Modification of Chemical Fibers and Polymer Materials, College of Materials Science and Engineering, Donghua University, Shanghai 201620, China)

**[ABSTRACT]** The amount of high-performance composite materials, especially carbon fiber-reinforced resin-based composite materials, has become an important indicator of the advancement of civil aircraft. Among them, thermoplastic composites have attracted extensive attention in the field of civil aviation due to their outstanding toughness, recyclability and rapid low-cost manufacturing advantages over thermosetting composites, and have achieved significant application effects in recent years. This article reviews the application of thermoplastic composite materials based on high-performance thermoplastic resins such as polyphenylene sulfide, poly aryl ether ketone, and polyetherimide in foreign civil aviation structures, and provides a reference for the application direction of thermoplastic composite materials in China.

**Keywords:** Thermoplastic composite; Civil aviation; Polyphenylene sulfide(PPS); Poly aryl ether ketone(PAEK); Polyetherimide(PEI)

(责编 古京)

**引文格式:** 李柏辉, 罗可人, 张鹤瀛, 等.  $ANb_2O_6$  ( $A=Ca, Mg, Co, Ni$ ) 型铌酸盐陶瓷的制备及其热/力学性质研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 103-110.

LI Baihui, LUO Keren, ZHANG Heying, et al. Synthesis and thermal/mechanical properties investigations of  $ANb_2O_6$  ( $A=Ca, Mg, Co, Ni$ ) ceramics[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 103-110.

# $ANb_2O_6$ ( $A=Ca, Mg, Co, Ni$ ) 型 铌酸盐陶瓷的制备及其 热/力学性质研究\*

李柏辉<sup>1</sup>, 罗可人<sup>1</sup>, 张鹤瀛<sup>1</sup>, 陈琳<sup>1</sup>, 张志彬<sup>2</sup>, 种晓宇<sup>1</sup>, 梁秀兵<sup>2</sup>, 冯晶<sup>1</sup>

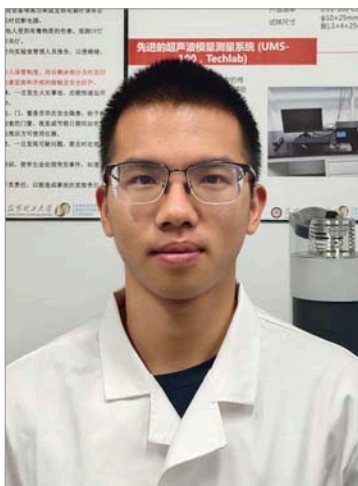
(1. 昆明理工大学, 昆明 650093;

2. 中国人民解放军军事科学院国防科技创新研究院, 北京 100071)

**[摘要]** 热障涂层在高温下具有良好的隔热防护效果, 可为航空发动机、燃气轮机和超超音速飞行器等高温合金零部件提供隔热防护的作用, 从而达到延长其服役寿命和提高工作温度的目的。热障涂层陶瓷材料的性能要求主要有低的热导率、高的热膨胀系数、较低的杨氏模量和高的显微硬度等。通过高温固相法制备致密的  $ANb_2O_6$  型铌酸盐陶瓷块体, 然后对块体的晶体结构、显微硬度、杨氏模量、热导率和热膨胀系数等性质进行研究。结果显示, 所制备的  $ANb_2O_6$  型铌酸盐均为正交相, 显微硬度最大值达到 7.8GPa, 同时具有较低的杨氏模量 100~180GPa, 其热导率最小值为  $1.59W/(m \cdot K)$  ( $1200^\circ C$ ), 并且热膨胀系数最大值为  $9.1 \times 10^{-6}/K$  ( $1200^\circ C$ ), 优异的热/力学性质显示  $ANb_2O_6$  型铌酸盐是潜在的热障涂层材料。

**关键词:** 热障涂层; 铌酸盐; 陶瓷; 力学性质; 热导率; 热膨胀系数

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.103



李柏辉

本科生, 主要从事稀土铌酸盐热障涂层材料的相关研究。

近年来, 随着航空发动机向高推重比、高流量比和高进气口温度的方向发展, 其燃烧室高温零部件和单晶叶片所需要承受的工作温度和压力也在不断提高<sup>[1-2]</sup>。同时, 为了提高能源利用效率亟需提高应用于大型发电机组的燃气轮机的发电效率, 而提高其工作温度是最直接有效的方法。热障涂层材料及其技术的应用是解决上述问题的有效方法<sup>[1,3-5]</sup>。在高温合金材料的表面制备一层隔热防护陶瓷涂层为合金基体提供隔

热防护作用, 从而有效提高合金材料的工作温度<sup>[1-2,6-9]</sup>。因此, 热障涂层材料的性能要求有低热导率、与基体匹配的热膨胀系数、低模量、高硬度和高熔点等<sup>[10-13]</sup>。广泛应用的热障涂层材料主要是氧化钇稳定氧化锆(YSZ), 但其具有工作温度低( $\leq 1200^\circ C$ )、热导率(致密块体)较高( $2.5\sim 3.2W/(m \cdot K)$ ,  $25\sim 1000^\circ C$ )和杨氏模量过高(240GPa)等缺点, 已经无法满足当前工业需求, 亟需开发新一代的高温、低热导热障涂层

\* 基金项目: 国家自然科学基金(51762028, 91960103); 云南省大学生创新训练(202010674009)。

材料<sup>[10,14]</sup>。近年来,稀土钽酸盐和铌酸盐(REM<sub>2</sub>O<sub>7</sub>, RE<sub>3</sub>MO<sub>7</sub>, REM<sub>3</sub>O<sub>9</sub> (RE=Y, Sc, La-Lu; M=Ta, Nb))陶瓷由于极低的热导率(1.0W/(m·K))、较高的热膨胀系数(11×10<sup>-6</sup>/K, 1200℃)和优异的综合力学性质等特点而被广泛作为热障涂层材料研究<sup>[9,13,15-19]</sup>。铌酸盐相比于钽酸盐具有价格低廉、杨氏模量低和热膨胀系数高等特点,因此具有广阔的应用前景。在本文中,通过固相法制备致密的ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub> (A=Ca, Mg, Co, Ni)型铌酸盐陶瓷,对其晶体结构、显微组织和热/力学性质进行研究,探讨其作为热障涂层应用的可能性,为新型热障涂层材料的研发拓宽思路。

### 材料制备及测试方法

#### 1 材料制备

ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>型铌酸盐陶瓷的制备所使用的原料为AO (A=Ca, Mg, Co, Ni)和Nb<sub>2</sub>O<sub>5</sub>粉末,首先按照1:1的摩尔比称量AO粉末和Nb<sub>2</sub>O<sub>5</sub>粉末,然后将这些粉末倒入球磨罐中,以无水乙醇和玛瑙球作为研磨介质,其中粉末与无水乙醇的质量比为1:10,混合均匀后将球磨罐固定于行星球磨机中进行球磨混合,球磨条件为正反转各30min,球磨时间480min并且转速为300r/min。球磨结束后将球磨罐放到鼓风干燥箱在80℃条件下保温10h进行烘干。称量烘干后的ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>粉体约1g放到压片模具内压实,得到直径15mm、厚度2mm的圆片。保压结束后取出放到长方体坩埚中,随后利用高温固相烧结法制备得到致密的ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>块体陶瓷。经过不同烧结条件下得出了4种块体的最高致密度对应的条件分别为:CaNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>-1450℃/8h, MgNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>-1300℃/5h, CoNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>-1300℃/5h, NiNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>-1400℃/8h,下面以CaNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>烧结条件为例来说明不同烧结工艺下对材料致密度的影响。CaNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>在1250℃/5h条件下的致密度为87%未达到块体热物理性能

测试的要求,将其升温并增加保温时间到1450℃/8h时对应的致密度为92%,为了探究其更高的致密度,我将烧结条件调为1500℃/8h,但是此时块体已经熔化,最终总结得出CaNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>的最佳烧结条件为1450℃/8h。另外3个试样的烧结条件探究过程与其类似,不再展开详细说明。

#### 2 材料性能测试

对ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>铌酸盐块体陶瓷的晶体结构和热/力学性能进行测试。首先是使用X射线衍射仪(XRD)对试样的晶体结构进行确认,所用仪器为日本理学株式会社制造的MiniFlex 600,扫描速度5°/min,步长0.01°,扫描范围10°~70°。确定其物相后,利用阿基米德原理测定ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>铌酸盐陶瓷的密度,对块体进行第1次称量得到质量m<sub>1</sub>,将块体放进水中称量得到质量m<sub>2</sub>,最后将块体从水中取出擦干表面吸附的水,再次称量得到质量m<sub>3</sub>,根据式(1)计算得到块体的实际密度p<sup>[19-21]</sup>。

$$p = \frac{m_1}{m_3 - m_2} \quad (1)$$

根据标准PDF卡片可以得知块体的理论密度p<sub>0</sub>,随后计算出块体的气孔率Φ。

$$\Phi = 1 - \frac{p}{p_0} \quad (2)$$

利用超声反射法测得块体的横向和纵向声速V<sub>T</sub>和V<sub>L</sub>,根据V<sub>T</sub>和V<sub>L</sub>可以计算出试样的杨氏模量E、体模量B、剪切模量G、泊松比ν及平均声速V<sub>M</sub>等参数<sup>[10-12,14,22-24]</sup>。

$$E = \frac{pV_L^2(3V_T^2 - 4V_L^2)}{V_L^2 - V_T^2} \quad (3)$$

$$B = \frac{E_0}{3(1-2\nu)} \quad (4)$$

$$G = \frac{E_0}{2(1+\nu)} \quad (5)$$

$$\nu = \frac{(1-2(\frac{V_T}{V_L})^2)}{(2-2(\frac{V_T}{V_L})^2)} \quad (6)$$

$$V_M = \left[ \frac{1}{3} \left( \frac{1}{V_L^3} + \frac{1}{V_T^3} \right) \right]^{-\frac{1}{3}} \quad (7)$$

式中,E<sub>0</sub>为考虑气孔率因素校正后的杨氏模量。

在测试显微硬度前需要将试样放到树脂里面进行镶样,并且将样品放到自动磨抛机上打磨抛光使得样品上下表面平行,再利用压痕法测试样品的显微硬度<sup>[25-27]</sup>,试验过程中使用的载荷值为0.98N,保荷时间为10s,每个试样进行15次的测试,显微硬度HV的计算公式为:

$$HV = \frac{1.845F}{d^2} \quad (8)$$

式中,F为载荷;d为对角线长度。在15个值中去掉最大、最小值,剩余量取平均值<sup>[9,13,15,22,24,27]</sup>。

扫描电子显微镜用于对陶瓷试样的表面显微结构进行观察,本试验所用的扫描电子显微镜为FESEM sigma300 ZEISS。由于ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub> (A=Ca, Mg, Co, Ni)陶瓷为绝缘体,所以在测试前需要给试样的表面喷金,使其导电再对试样表面的微观形貌进行观察。

通过激光导热仪(LFA457 NETZSCH)测得热扩散系数,从而计算出块体材料的热导率。测试前先将试样切割并磨抛成直径为6mm、厚度为1mm的圆片,接着喷碳以保证试样能够尽可能吸收由光源发射的激光能量。测试温度为25~900℃,每个温度点测试3次后取平均值,从而得到热扩散系数α,致密材料的热导率k为没有通过气孔率校正的热导率,k'为考虑气孔率的影响因素、校正后的热导率,计算如式(9)和(10)所示<sup>[10,14,17-18]</sup>:

$$k' = \alpha \rho C_p \quad (9)$$

$$k = \frac{k'}{(1 - \frac{3\Phi}{2})} \quad (10)$$

式中,ρ为试样试验密度,C<sub>p</sub>为热容值。试验中,利用热机械分析仪(TMA F3 NETZSCH)测试试样的热膨胀系

数。测试前所有试样切割成  $8\text{mm} \times 3\text{mm} \times 2\text{mm}$  的长条状,并保证两端平行。测试范围为  $200\sim 1200^\circ\text{C}$ ,测试是在氩气保护下进行,升温速率  $5^\circ\text{C}/\text{min}$ 。

## 结果与讨论

图 1 显示所有  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  ( $\text{A}=\text{Ca}, \text{Mg}, \text{Co}, \text{Ni}$ ) 陶瓷的衍射峰分别与其标准 PDF 卡片 #71-2406、#33-0875、#72-0482 和 #76-2354 相对应,没有发现任何析出相的衍射峰,说明了所制备的  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  型铌酸盐陶瓷均为单相。由标准 PDF 卡片的结果可知  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  陶瓷均为正交相,空间点群为  $\text{Pbcn}$ ,而且 4 种物质最强的衍射峰位于  $25^\circ\sim 35^\circ$  之间,其(311)晶面具有最强的衍射强度。根据标准 PDF 卡片可以知道  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  陶瓷的晶格常数与它们的理论密度,具体值如表 1 所示。

在制备的 4 个试样中  $\text{NiNb}_2\text{O}_6$  具有最高的理论密度  $5.630\text{g}/\text{cm}^3$ ,  $\text{CaNb}_2\text{O}_6$  具有最小的理论密度  $4.700\text{g}/\text{cm}^3$ 。在材料作为热障涂层使用时,密度越小,产生的离心力越小,有利于延长涂层使用寿命<sup>[28-30]</sup>。所制备的 4 种  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  陶瓷均为正交相,其晶胞大小主要由离子半径控制。表 1 显示  $\text{CaNb}_2\text{O}_6$  陶瓷具有最大的晶胞体积,而其余 3 种陶瓷的晶胞体积明显小于  $\text{CaNb}_2\text{O}_6$ ,这是由于  $\text{Ca}^{2+}$  具有最大的离子半径导致的。

表 2 显示  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  ( $\text{A}=\text{Ca}, \text{Mg}, \text{Co}, \text{Ni}$ ) 铌酸盐的杨氏模量为  $100\sim 190\text{GPa}$ ,体模量为  $100\sim 140\text{GPa}$ ,剪切模量为  $40\sim 80\text{GPa}$ ,其中  $\text{NiNb}_2\text{O}_6$  的杨氏模量最小为  $107.2\text{GPa}$ ,  $\text{MgNb}_2\text{O}_6$  的杨氏模量最大为  $184.2\text{GPa}$ 。从图 2<sup>[8-12]</sup> 可以发现  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  铌酸盐的杨氏模量均低于  $8\text{YSZ}$  ( $202.5\text{GPa}$ ),其中  $\text{CaNb}_2\text{O}_6$  ( $143.7 \pm 1.6\text{GPa}$ ) 和  $\text{NiNb}_2\text{O}_6$  ( $107.2 \pm 1.6\text{GPa}$ ) 的杨氏模量低于  $\text{Gd}_3\text{NbO}_7$  ( $170.5\text{GPa}$ )、 $\beta\text{-Y}_2\text{Si}_2\text{O}_7$  ( $170.0\text{GPa}$ )、 $\beta\text{-Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$  ( $162.6\text{GPa}$ )

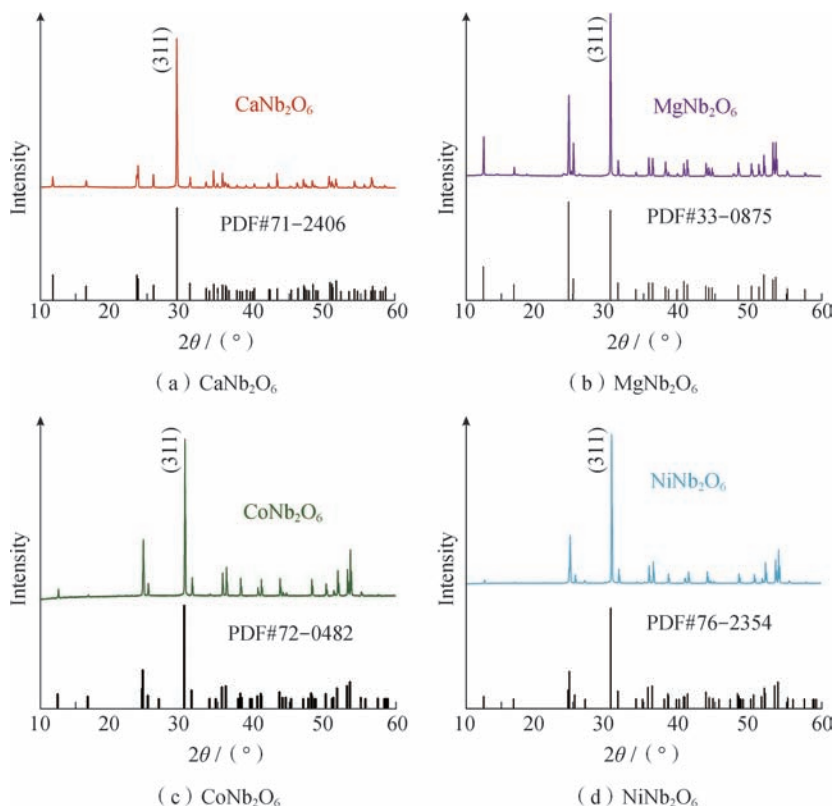


图 1  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  ( $\text{A}=\text{Ca}, \text{Mg}, \text{Co}, \text{Ni}$ ) 型铌酸盐陶瓷的 XRD 衍射结果与标准 PDF 卡片对比图谱

Fig.1 Comparisons between XRD patterns and PDF cards of  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  ( $\text{A}=\text{Ca}, \text{Mg}, \text{Co}, \text{Ni}$ ) niobates ceramics

表 1  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  ( $\text{A}=\text{Ca}, \text{Mg}, \text{Co}, \text{Ni}$ ) 型铌酸盐陶瓷的晶格常数、体积、理论密度和致密度  
Table 1 Lattice parameters, volume, theoretical density, and relatively density of  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  ( $\text{A}=\text{Ca}, \text{Mg}, \text{Co}, \text{Ni}$ ) niobates ceramics

$\text{ANb}_2\text{O}_6$	晶格常数 $a/\text{Å}$	晶格常数 $b/\text{Å}$	晶格常数 $c/\text{Å}$	体积 $V/\text{Å}^3$	理论密度 $D_T/(\text{g}\cdot\text{cm}^{-3})$	致密度 $\rho_R/\%$
$\text{CaNb}_2\text{O}_6$	14.926	5.752	5.204	446.79	4.700	92
$\text{MgNb}_2\text{O}_6$	14.188	5.700	5.033	407.03	4.994	96
$\text{CoNb}_2\text{O}_6$	14.148	5.712	5.045	407.70	5.551	97
$\text{NiNb}_2\text{O}_6$	14.032	5.687	5.033	401.63	5.630	92

表 2  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  ( $\text{A}=\text{Ca}, \text{Mg}, \text{Co}, \text{Ni}$ ) 型铌酸盐陶瓷的显微硬度、体模量、杨氏模量、剪切模量和平均声速

Table 2 Hardness, elastic modulus ( $E, G, B$ ) and mean acoustic velocity of  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  ( $\text{A}=\text{Ca}, \text{Mg}, \text{Co}, \text{Ni}$ ) niobates ceramics

$\text{ANb}_2\text{O}_6$	显微硬度 $\text{HV}/\text{GPa}$	体模量 $B/\text{GPa}$	杨氏模量 $E/\text{GPa}$	剪切模量 $G/\text{GPa}$	平均声速 $V_M/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
$\text{CaNb}_2\text{O}_6$	$6.9 \pm 0.7$	$102.8 \pm 6.9$	$143.7 \pm 1.6$	$56.7 \pm 0$	4073.1
$\text{MgNb}_2\text{O}_6$	$5.5 \pm 0.4$	$136.3 \pm 0$	$184.2 \pm 0$	$72.3 \pm 0$	4322.4
$\text{CoNb}_2\text{O}_6$	$4.1 \pm 0.4$	$124.7 \pm 0$	$158.5 \pm 0$	$61.5 \pm 0$	3785.4
$\text{NiNb}_2\text{O}_6$	$3.5 \pm 0.5$	$106.1 \pm 0.9$	$107.2 \pm 1.5$	$40.2 \pm 0.7$	3121.3

和  $YTaO_4$  (148.7GPa) 等其他热障涂层材料<sup>[6,8,10-12,14,23,25,31]</sup>。较低的杨氏模量有利于减小陶瓷作为热障涂层使用时产生的应变,从而获得优异应变容限。同时较低的杨氏模量反应了材料中化学键的结合强度较弱,能够有效降低声子传播速度从而获得低的热导率,提高材料的热防护性能<sup>[20,24,26-27,32-33]</sup>。

图3<sup>[8,10-12,14]</sup>和表2显示  $CaNb_2O_6$  显微硬度为  $6.9 \pm 0.7GPa$ , 低于 8YSZ、 $SmNbO_4$  和  $Gd_3NbO_7$ , 而高于  $YTaO_4$ <sup>[11-12,18-19,22,25-26,28,31]</sup>。此外,其余的  $ANb_2O_6$  (A=Mg, Co, Ni) 的显微硬度值(4~6GPa) 明显低于  $Gd_3NbO_7$ 、 $SmNbO_4$  和 8YSZ 等材料。晶粒细化能够有效提高材料的显微硬度, Hall-Petch 定律 ( $HV=H_0+constant/a^{-0.5}$ ,  $H_0$  和 constant 为 1 个常数, a 是晶粒尺寸) 表明显微硬度随着晶粒尺寸的减小而增大, 所以显微硬度受陶瓷晶粒尺寸、晶界密度和孔隙率等因素的影响。热障涂层在使用过程中受到大气中粒子的冲击导致涂层出现裂纹, 高的显微硬度有利于增强热障涂层材料抵抗外来粒子冲击的能力从而延缓裂纹的产生, 达到延长涂层的服役寿命的目的<sup>[19,22-23,34]</sup>。影响材料

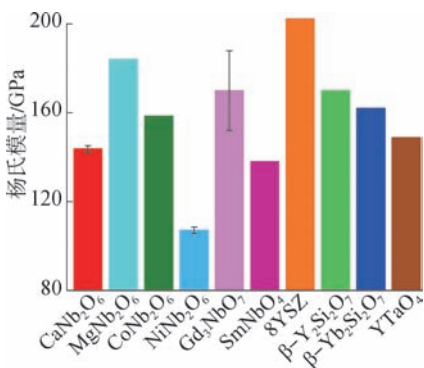


图2  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) 型铌酸盐陶瓷的杨氏模量与  $Gd_3NbO_7$ 、 $SmNbO_4$ 、8YSZ、 $\beta-Y_2Si_2O_7$ 、 $\beta-Yb_2Si_2O_7$ 、 $YTaO_4$  的比较  
Fig.2 Comparison of Young's modulus of  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) niobates ceramics with  $Gd_3NbO_7$ 、 $SmNbO_4$ 、8YSZ、 $\beta-Y_2Si_2O_7$ 、 $\beta-Yb_2Si_2O_7$  and  $YTaO_4$

显微硬度的因素包括杨氏模量、气孔率、晶粒尺寸和晶格畸变程度等, 本研究中  $MgNb_2O_6$  具有最高的杨氏模量而  $CaNb_2O_6$  具有最高的显微硬度, 由此可见, 控制  $ANb_2O_6$  型铌酸盐陶瓷力学性质的因素是多样的。

图4<sup>[8,10-11,14]</sup>和表2显示  $NiNb_2O_6$  具有最低的平均声速(3121.3m/s), 其他  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co) 的平均声速(3900~4100m/s) 较大且与  $\beta-Y_2Si_2O_7$  (4394 m/s) 的数值接近, 高于  $YTaO_4$  (3027m/s), 但他们均低于

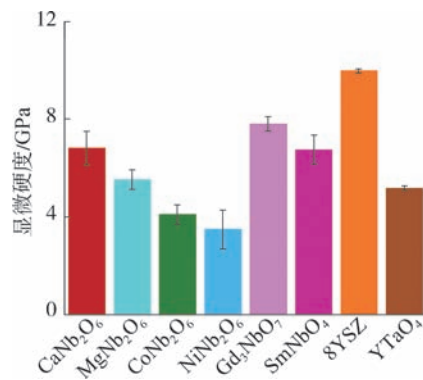


图3  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) 型铌酸盐陶瓷的显微硬度与  $Gd_3NbO_7$ 、 $SmNbO_4$ 、8YSZ、 $YTaO_4$  的比较  
Fig.3 Comparison of hardness of  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) niobates ceramics with  $Gd_3NbO_7$ 、 $SmNbO_4$ 、8YSZ and  $YTaO_4$

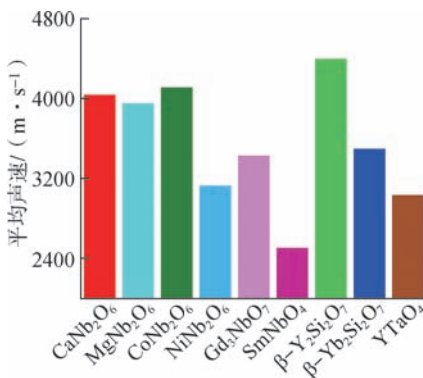
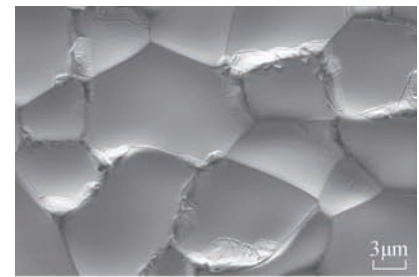


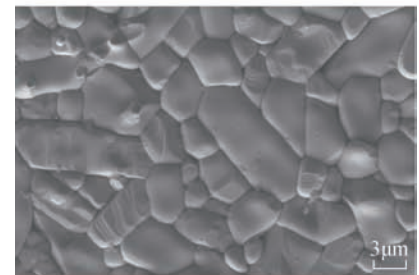
图4  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) 型铌酸盐陶瓷的平均声速与  $Gd_3NbO_7$ 、 $SmNbO_4$ 、 $\beta-Y_2Si_2O_7$ 、 $\beta-Yb_2Si_2O_7$  和  $YTaO_4$  的比较  
Fig.4 Comparison of mean acoustic velocity of  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) niobates ceramics with  $Gd_3NbO_7$ 、 $SmNbO_4$ 、 $\beta-Y_2Si_2O_7$ 、 $\beta-Yb_2Si_2O_7$  and  $YTaO_4$

YSZ (4219 m/s) 和  $Yb_2Zr_2O_7$  (4835m/s) 等热障涂层材料<sup>[10,14,24,30-31,35-36]</sup>。因此, 可以看到, 上述讨论中  $ANb_2O_6$  陶瓷的显微硬度和杨氏模量均小于 YSZ 材料, 这是由于此类材料中较弱的化学键强度导致的。

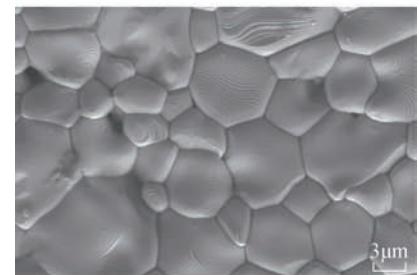
图5显示  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) 陶瓷的表面晶粒大小均匀,  $NiNb_2O_6$



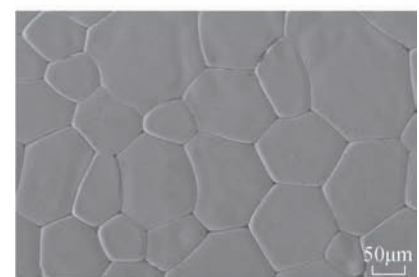
(a)  $CaNb_2O_6$



(b)  $MgNb_2O_6$



(c)  $CoNb_2O_6$



(d)  $NiNb_2O_6$

图5  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) 型铌酸盐陶瓷的表面显微结构  
Fig.5 Surface microstructures of  $ANb_2O_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) niobates ceramics

的晶粒尺寸在 100~150 $\mu\text{m}$ , 而其他 3 种物质的晶粒尺寸小于 30 $\mu\text{m}$ , 晶界清晰, 其表面无明显气孔和裂纹存在, 但是在晶界处可以看到存在一定的间隙, 在晶体的内部可能存在少量气孔和裂纹使得它与表 1 中所显示的数据表现一致。微量气孔的存在能够减小试样的显微硬度、弯曲强度和抗蠕变能力, 但试样中微量气孔的存在还可以有效降低热导率, 提升材料的热防护性能 [6, 10-11, 13, 15-16, 24-25, 36-38]。在测试材料本征热学和力学性能过程中裂纹和气孔对材料的影响较大, 应该尽量避免其产生, 扫描电镜和密度测试结果证明材料符合性能测试的要求。

热膨胀系数测试过程中  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  的形变量随温度的变化趋势而变化, 如图 6 (a) 所示, 形变量随着温度的升高而增大, 测试温度范围内没有出现负膨胀现象。热膨胀系数 (TECs) 是选取材料能否作为热障涂层使用的重要依据, 高的热膨胀系数可降低涂层与基体之间的由于热膨胀系数失配产生的热应力, 从而延缓涂层的剥落失效。如图 6 (b) 显示, 随着温度的升高, 热膨胀系数 ( $5.8 \times 10^{-6} \sim 9.1 \times 10^{-6}/\text{K}$ , 200~1200 $^\circ\text{C}$ ) 不断增大, 其中  $\text{NiNb}_2\text{O}_6$  显示出最高的热膨胀系数 ( $9.1 \times 10^{-6}/\text{K}$ , 1200 $^\circ\text{C}$ )。与其他热障涂层材料相比,  $\text{NiNb}_2\text{O}_6$  具有与  $\text{RE}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$  ( $9.0 \times 10^{-6}/\text{K}$ , 1200 $^\circ\text{C}$ ) 相近的热膨胀系数 [15-17]。材料的热膨胀是由于加热及保温过程中材料热振动偏离其晶格平衡位置导致的, 随着温度的升高, 晶格中原子的热振动不断增强, 因此材料的热膨胀系数随着温度的升高而增大。

根据纽曼-科普定律可计算出  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  陶瓷的热容值, 图 7 [15-17, 20] (a) 显示  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  (Ca, Mg, Co, Ni) 陶瓷的热容随着温度的上升而增大, 其值为  $0.51 \sim 0.67 \text{J}/(\text{K} \cdot \text{g})$  (25~900 $^\circ\text{C}$ )。较低的比热容有助于降低  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  的陶瓷的热导率, 从而提高材料的隔热防护性能。图 7 (b) 显示  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  陶瓷的

热扩散系数 ( $0.46 \sim 2.21 \text{mm}^2/\text{s}$ , 25~900 $^\circ\text{C}$ ) 随着温度的升高不断减小, 通常热扩散系数与声速和声子平均自由程有关, 因此热扩散系数的减小是由于声子平均自由程的降低。根据热扩散系数随温度的变化趋势拟合得到热扩散系数与温度的关系式 (11)~(14), 从而推算出 1000~1200 $^\circ\text{C}$  的热扩散系数, 并且计算相应的热导率。

$$\text{CaNb}_2\text{O}_6: y = 2.10354 - 0.00409x + 2.67001 \times 10^{-6} x^2 \quad (11)$$

$$\text{MgNb}_2\text{O}_6: y = 1.20259 - 0.00149x +$$

$$7.83428 \times 10^{-7} x^2 \quad (12)$$

$$\text{CoNb}_2\text{O}_6: y = 1.75879 - 0.00302x + 2.00623 \times 10^{-6} x^2 \quad (13)$$

$$\text{NiNb}_2\text{O}_6: y = 1.68365 - 0.00310x + 2.0684 \times 10^{-6} x^2 \quad (14)$$

图 8 为拟合得到的  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  陶瓷在 1000~1200 $^\circ\text{C}$  时的热学性质。图 8 (a) 显示  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  陶瓷在 1000~1200 $^\circ\text{C}$  的热扩散系数 ( $0.49 \sim 1.04 \text{mm}^2/\text{s}$ ) 随着温度的升高而增大, 可能是由于热辐射效应导致的 [11-12, 18, 26, 37, 39-40]。图 7 (c) 显示  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  陶瓷的热导率 ( $1.6 \sim 5.7 \text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ ,

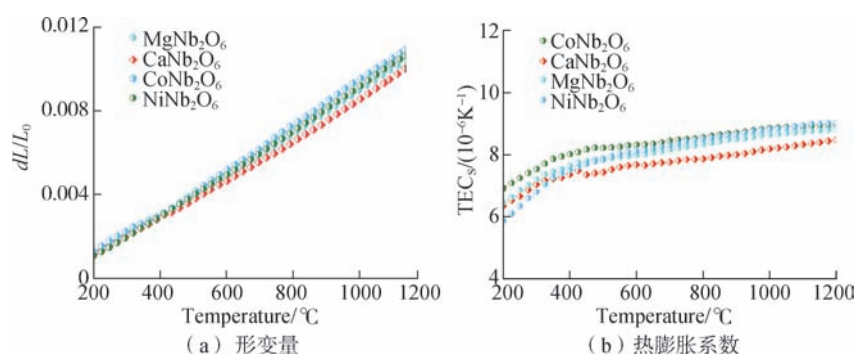


图 6  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) 型铌酸盐陶瓷的热膨胀性能

Fig. 6 Thermal expansion performance of  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  (A = Ca, Mg, Co, Ni) niobates ceramics

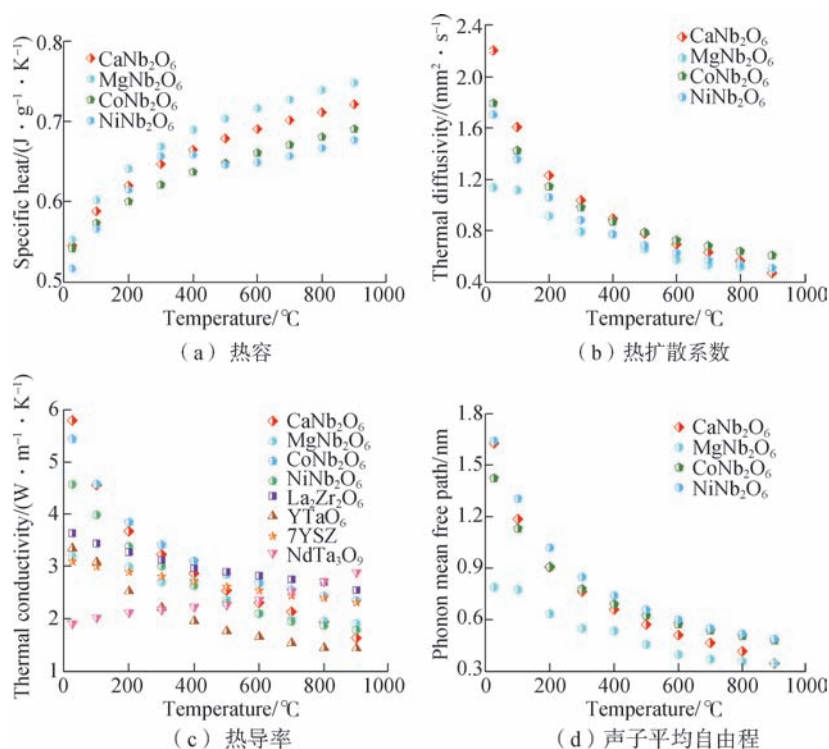


图 7  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) 型铌酸盐陶瓷的热学性质 (25~900 $^\circ\text{C}$ )

Fig. 7 Thermal properties of  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  (A = Ca, Mg, Co, Ni) niobates ceramics (25~900 $^\circ\text{C}$ )

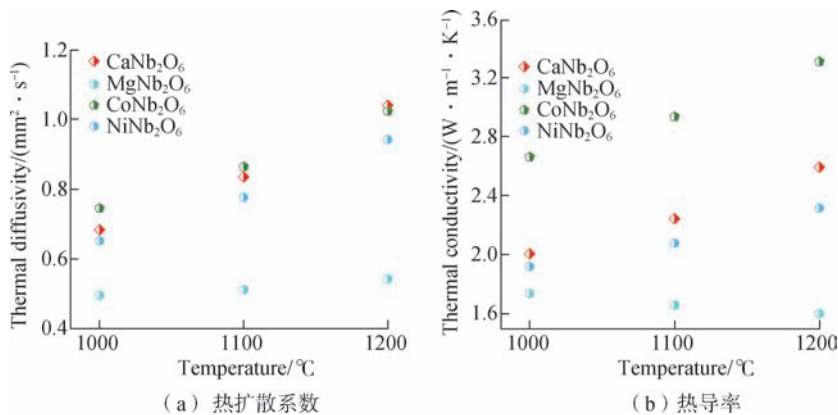


图8 拟合得到的ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub> (A=Ca, Mg, Co, Ni)型铌酸盐陶瓷的热学性质(1000~1200℃)

Fig.8 Fitting thermal properties of ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub> (A = Ca, Mg, Co, Ni) ceramics (1000~1200°C)

25~900℃)随着温度的升高而减小。根据图8(b)可知,在高温(1200℃)下所制备材料的最低热导率为1.59W/(m·K),明显低于La<sub>2</sub>Zr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>(2.524W/(m·K))和7YSZ(2.289W/(m·K))等材料,而与YTaO<sub>4</sub>(1.5W/(m·K))十分接近<sup>[18-20]</sup>。德拜声子理论证明在绝缘材料中,热是由晶格振动即声子进行传导的,声子在传播过程中受到不同类型微观缺陷的散射从而导致热导率的减小。由式(15)和(16)可知热导率主要取决于声子平均自由程 $l$ ,其可通过式(15)和(16)计算得到<sup>[10,14,17-18,38-39]</sup>, $k$ 为计算出来的热导率,在文中的位置引入是为了解释平均自由程与热导率的关系, $C$ 为计算出来材料的热容数据, $V_M$ 为平均声速, $\alpha$ 为热扩散系数。

$$k = \frac{1}{3} CV_M l \quad (15)$$

$$l = 3\alpha / V_M \quad (16)$$

图7(d)显示声子平均自由程 $l$ (0.34~1.63nm, 25~900℃)随着温度的升高而降低,其随温度的变化趋势与热扩散系数及热导率一致,并且具有最短声子平均自由程(0.34nm, 900℃)的MgNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>同时具有最低的热导率(1.6W/(m·K), 900℃),由此可见,此类材料的热导率是由声子平均自由程决定的。声子在传播过程中主要受到晶格点缺陷(晶格畸变、

空位、离子半径差和原子质量差)、气孔、晶界和声子间散射的作用,从而减小声子自由程并降低热导率。前面结果显示所制备材料为无缺陷、无析出相的致密陶瓷材料,同时气孔和裂纹对热导率的影响已经通过公式对其进行修正,由此可知声子间散射是控制此类材料热导率的关键因素。ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>(Ca, Mg, Co, Ni)型铌酸盐陶瓷的热导率随着温度的升高不断下降,这是由于声子间散射强度随着温度的升高不断增强导致的。

### 结论

通过高温固相法制备得到致密的具有正交相结构的ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>(A=Ca, Mg, Co, Ni)型铌酸盐陶瓷,它们的空间点群均为PBCN,致密度为92%~97%。通过扫描电子显微镜观察其表面微观形貌,发现大部分晶粒尺寸小于30μm(除NiNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>外),无明显气孔和裂纹。ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>陶瓷的显微硬度为3.5~6.9GPa,同时杨氏模量为100~180GPa,其中MgNb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>具有最大的杨氏模量为184.2GPa。此外,ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>型陶瓷的热导率随着温度的升高而降低,热导率的最低值达到1.59W/(m·K)(1200℃),且具有较高的热膨胀系数(9.1×10<sup>-6</sup>/K, 1200℃),从而能够有效减小热障涂层体系中陶瓷层与黏结层之间的热

膨胀系数失配。优异的综合热/力学性质表明ANb<sub>2</sub>O<sub>6</sub>型陶瓷是潜在的热障涂层材料。

### 参考文献

[1] LI Q, SONG P, LÜ K, et al. Fracture behaviour of ceramic-metallic glass gradient transition coating[J]. *Ceramics International*, 2019, 45(5): 5566-5576.

[2] MERCER C, WILLIAMS J R, CLARKE D R, et al. On a ferroelastic mechanism governing the toughness of metastable tetragonal-prime(t') yttria-stabilized zirconia[J]. *Proceedings of the Royal Society A*, 2007, 463(2081): 393-408.

[3] CLARKE D R, PHILLIPOT S R. Thermal barrier coating materials[J]. *Materials Today*, 2005, 8(6): 22-29.

[4] PADTURE N P, GELL M, JORDAN E H. Thermal barrier coatings for gas-turbine engine applications[J]. *Science*, 2002, 296(5566): 280-284.

[5] WINTER M R, CLARKE D R. Thermal conductivity of yttria-stabilized zirconia-hafnia solid solutions[J]. *Acta Materialia*, 2006, 54(19): 5051-5059.

[6] 陈琳, 冯晶. 稀土钽酸盐RE<sub>3</sub>TaO<sub>7</sub>和RETa<sub>3</sub>O<sub>9</sub>陶瓷热-力学性质研究进展[J]. *现代技术陶瓷*, 2019, 40(6): 369-399.

CHEN Lin, FENG Jing. Research progress of thermo-mechanical properties of rare earth tantalates RE<sub>3</sub>TaO<sub>7</sub> and RETa<sub>3</sub>O<sub>9</sub> ceramics[J]. *Advanced Ceramics*, 2019, 40(6): 369-399.

[7] FENG J, XIAO B, QU Z X, et al. Mechanical properties of rare earth stannate pyrochlores[J]. *Applied Physics Letters*, 2011, 99(20): 201909.

[8] MEGUID S A. Mechanics and mechanisms of toughening of advanced ceramics[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 1996, 56(1): 978-989.

[9] 宗若菲, 吴福硕, 冯晶. 稀土钽酸盐在热障涂层中的研究与应用[J]. *航空制造技术*, 2019, 62(3): 20-31.

ZONG Ruofei, WU Fushuo, FENG Jing. Research and application of rare earth tantalate ceramics for thermal barrier coatings[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2019, 62(3): 20-31.

[10] WU F S, WU P, ZHOU Y X, et al. The thermo-mechanical properties and ferroelastic

- phase transition of  $\text{RENbO}_4$  (RE= Y, La, Nb, Sm, Gd, Dy, Yb) ceramics[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2019, 103(4): 1–14.
- [11] CHEN L, FENG J. Features of crystal structures and thermo-mechanical properties of weberites  $\text{RE}_3\text{NbO}_7$  (RE=La, Nd, Sm, Eu, Gd) ceramics[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2020, 104(1): 1–9.
- [12] ZHAO M, PAN W. Thermo-mechanical properties of  $\text{ThO}_2$ -doped  $\text{Y}_2\text{O}_3$  stabilized  $\text{ZrO}_2$  for thermal barrier coatings[J]. Ceramics International, 2015, 42(1): 501–508.
- [13] 陈琳, 汪俊, 冯晶. 稀土钽酸盐陶瓷热障涂层的研究进展[J]. 中国材料进展, 2017, 36(12): 938–949.
- CHEN Lin, WANG Jun, FENG Jing. Research progress of rare earth tantalate ceramics as thermal barrier coatings[J]. Materials China, 2017, 36(12): 933–949.
- [14] TIAN Z L, ZHENG L Y, LI Z H, et al. Exploration of the low thermal conductivities of  $\gamma\text{-Y}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ ,  $\beta\text{-Y}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ ,  $\beta\text{-Yb}_2\text{Si}_2\text{O}_7$ , and  $\beta\text{-Lu}_2\text{Si}_2\text{O}_7$  as novel environmental barrier coating candidates[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2016, 36(11): 2813–2823.
- [15] BRAGINSKY L, SHKLOVER V, HOFMANN H, et al. High-temperature thermal conductivity of porous  $\text{Al}_2\text{O}_3$  nanostructures[J]. Physical Review B, 2004(70): 134201.
- [16] KENNEDY B J, HUNTER B A, HOWARD C J. Structural and bonding trends in tin pyrochlore oxides[J]. Journal of Solid State Chemistry, 1997, 130: 58–65.
- [17] CHEN L, JIANG Y H, FENG J. Synthesis and thermophysical properties of  $\text{RETa}_3\text{O}_9$  (RE = Ce, Nd, Sm, Eu, Gd, Dy, Er) as promising thermal barrier coatings[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2018, 101: 1266–1278.
- [18] KLEMENS P G. The scattering of low-frequency lattice waves by static imperfections[J]. Proceedings of the Physical Society Section A, 1955, 68: 1113–1128.
- [19] 江舟, 倪建洋, 张小锋, 等. 陶瓷基复合材料及其环境障涂层发展现状研究[J]. 航空制造技术, 2020, 63(14): 48–64.
- JIANG Zhou, NI Jianyang, ZHANG Xiaofeng, et al. Research progress of ceramic matrix composites and their environmental barrier coatings[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(14): 48–64.
- [20] CHEN L, FENG J. Influence of  $\text{HfO}_2$  alloying effect on microstructure and thermal conductivity of  $\text{HoTaO}_4$  ceramics[J]. Journal of Advanced Ceramics, 2019, 8(4): 537–544.
- [21] VON DREELE R B. Small-angle scattering data analysis in GSAS-II[J]. Journal of Applied Crystallography, 2014, 47(5): 1784–1789.
- [22] GRACA M P F, PEIXOTO M V, FERREIRA N, et al. Optical and dielectric behaviour of  $\text{EuNbO}_4$  crystals[J]. Journal of Materials Chemistry, 2013, 1(16): 2913.
- [23] KIM D W, KWON D K, YOON S H, et al. Microwave dielectric properties of rare-earth ortho-niobates with ferroelasticity[J]. Journal of the American Ceramic Society, 2006, 89(12): 3861–3864.
- [24] MCCUSKER L B, VON DREELE R B, COX D E, et al. Rietveld refinement guidelines[J]. Journal of Applied Crystallography, 1999, 32: 36–50.
- [25] YANG J, WAN C L, PAN W. et al. Effecting blocking of radiative thermal conductivity in  $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7/\text{LaPO}_4$  composites for high temperature thermal insulation applications[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2016(36): 3809–3814.
- [26] CHEN L, SONG P, FENG J. Influence of  $\text{ZrO}_2$  alloying effect on the thermophysical properties of fluorite-type  $\text{Eu}_3\text{TaO}_7$  ceramics[J]. Scripta Materialia, 2018(152): 117–121.
- [27] CALLAWAY J, BAEYER H C. Effect of point imperfection on lattice thermal conductivity[J]. Physical Review, 1960, 120(4): 1149–1154.
- [28] SIQUEIRA K P F, MOREIRA R L, DIAS A. Synthesis and crystal structure of lanthanide orthoniobates studied by vibrational spectroscopy[J]. Chemistry of Materials, 2010, 22(8): 2668–2674.
- [29] BLASSE G. Vibrational spectra of yttrium niobate and tantalite[J]. Journal of Solid State Chemistry, 1973, 7: 169–171.
- [30] 彭睿, 常振东, 孙莉莉. 航空发动机新型热障涂层研究进展[J]. 航空工程进展, 2020, 11(3): 308–315.
- PENG Rui, CHANG Zhendong, SUN Lili. Research status of thermal barrier coatings in aero-engine application[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(3): 308–315.
- [31] MENG G H, ZHANG B Y, LIU H, et al. Vacuum heat treatment mechanisms Promoting the adhesion strength of thermally sprayed metallic coatings[J]. Surface Coat Technology, 2018, 344: 102–110.
- [32] MIELEWCZYK GRYN A, NAVROTSKY A. Enthalpies of formation of rare earth niobates,  $\text{RE}_3\text{NbO}_7$ [J]. American Mineralogist, 2015, 100: 1578–1583.
- [33] POULSEN F W, GLERUP M, HOLTAPPELS P. Structure, Raman spectra and defect chemistry modelling of conductive pyrochlore oxides[J]. Solid State Ionics, 2000, 135: 595–602.
- [34] RAMARAO S D, MURTHY V R K. Structural phase transformation and microwave dielectric studies of  $\text{SmNb}_{1-x}(\text{Si}_{1/2}\text{Mo}_{1/2})_x\text{O}_4$  compounds with fergusonite structure[J]. Physical Chemistry Chemical Physics, 2015, 17(19): 12623–12633.
- [35] BAUFELD B, MESSERSCHMIDT U, FOITZIK AH, et al. Ferroelasticity of t'-Zirconia: I, high-voltage electron microscopy studies of the microstructure in polydomain tetragonal zirconia[J]. Journal of the American Ceramic Society, 1997, 80(7): 1671–1691.
- [36] HINATSU Y, DOI Y. Studies on phase transition temperature of rare-earth niobates  $\text{Ln}_3\text{NbO}_7$  (Ln= Pr, Sm, Eu) with orthorhombic fluorite-related structure[J]. Solid State Society, 2017, 68: 19–24.
- [37] ZHOU Y X, FENG J. Thermal properties of  $\text{Y}_{1-x}\text{Mg}_x\text{TaO}_{4-x/2}$  ceramics via anion sublattice adjustment[J]. Rare Metals, 2019, 29: 1–10.
- [38] WANG R G, PAN W, CHEN J, et al. Properties and microstructure of machinable of  $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{LaPO}_4$  ceramic composites[J]. Ceramic International, 2003, 29(1): 19–25.
- [39] 程玉贤, 王璐, 袁福河. 航空发动机涡轮叶片热障涂层应用的关键技术和问题[J]. 航空制造技术, 2017, 60(15): 28–34.
- CHENG Yuxian, WANG Lu, YUAN Fuhe. Key technologies and problems of thermal barrier coating application on aeroengine turbine vane and blade[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(15): 28–34.
- [40] MCCUSKER L B, VON DREELE R B, COX D E, et al. Rietveld refinement guidelines[J]. Journal of Applied Crystallography, 1999, 32: 36–50.

通讯作者: 陈琳, 博士, 主要从事新型超高温热障涂层等研究。

## Synthesis and Thermal/Mechanical Properties Investigations of $\text{ANb}_2\text{O}_6$ (A=Ca, Mg, Co, Ni) Ceramics

LI Baihui<sup>1</sup>, LUO Keren<sup>1</sup>, ZHANG Heying<sup>1</sup>, CHEN Lin<sup>1</sup>, ZHANG Zhibin<sup>2</sup>, CHONG Xiaoyu<sup>1</sup>,  
LIANG Xiubing<sup>2</sup>, FENG Jing<sup>1</sup>

(1. Kunming University of Science and Technology, Kunming 650093, China;

2. National Defense Science and Technology Innovation Research Institute, PLA Academy of Military Sciences, Beijing 100071, China)

**[ABSTRACT]** Thermal barrier coatings (TBCs) have good thermal insulation to protect the high-temperature components of aircraft engine, gas turbine and supersonic aircraft, et al. TBCs are applied to prolong the lifetime and increase the operation temperature of high-temperature components. Low thermal conductivity, high thermal expansion coefficients, comparatively low Young's modulus and high hardness are required by TBCs. In this work,  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  (A=Ca, Mg, Co, Ni) ceramics are synthesized by a solid-state reaction, and their crystal structures, hardness, Young's modulus, thermal conductivity and thermal expansion coefficients (TECs) are systematically studied. The maximum value of hardness reaches 7.8GPa, and their Young's modulus are relatively low (100–180GPa). The lowest thermal conductivity reaches 1.59W/(m·K) (1200°C), and the highest TECs is  $9.1 \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$  (1200°C). The excellent thermal/mechanical properties pronounce that  $\text{ANb}_2\text{O}_6$  ceramics are potential TBCs smaterials.

**Keywords:** Thermal barrier coatings(TBCs); Niobates; Ceramics; Mechanical properties; Thermal conductivity; Thermal expansion coefficients(TECs)

(责编 古京)

(上接第92页)

## Research on Monitoring Test of Milling Tool for Aero-Engine Blade Based on Power Information

QIAO Shi<sup>1</sup>, LIU Kuo<sup>1</sup>, DU Shubo<sup>2</sup>, WANG Pengfei<sup>1</sup>, WANG Yongqing<sup>1</sup>

(1. Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

2. AECC Guizhou Liyang Aviation Power Co., Ltd., Guiyang 550000, China)

**[ABSTRACT]** In view of the problems in the milling process of aero-engine blade, such as tool status is not easy to be observed and tool change depends on experience, a tool condition monitoring system is developed by using the tool status monitoring method based on power information. In the process of machining, the power signal of machine tool spindle is collected by three-phase power sensor in real time, and the signal data is filtered, analyzed and learned off-line, and the power threshold interval is calculated. The power threshold interval is used as the monitoring standard to realize the monitoring of tool machining process and the prediction of tool life. The milling process of aero-engine compressor blade is taken as the research object, and the tool condition monitoring test is carried out. The results show that through the tool condition monitoring method based on power information, the real-time monitoring of the machining condition for aero-engine blade milling tool and the prediction of the remaining life of the tool can be realized.

**Keywords:** Aero-engine blade; Spindle power; Off-line learning; Tool condition monitoring; Tool life prediction

(责编 古京)

## 创造价值 贡献航空

### “高温防护涂层” 专题征稿

#### 选题背景

近年来，航空航天技术的快速发展和进步使得飞行器热端部件及部分结构件的服役环境更加复杂和严峻，其工作环境温度已接近1400℃，未来可能达到2000℃。高温防护涂层技术凭借约束条件少、可设计性强、材料种类和技术类型的选择空间大等优点，已成为提高航空航天材料高温使用性能的重要方法。

#### 征稿方向

热障涂层/环境障涂层研究前沿综述；高温防护涂层新材料技术；高温防护涂层的结构设计；高温防护涂层力学性能；高温防护涂层腐蚀行为及失效机理；高温防护涂层制备方法等。

#### 截稿日期

2021年10月31日，如果有意投稿，请与学术编辑联系。

#### 联系方式

学术编辑：崔逸飞

联系电话：15901138813

电子邮箱：cuiyifei625@foxmail.com

公司名称	位置	索引号
山高刀具公司	封二	21-1007
巴索公司	封三	21-1054
Excent公司	封底	21-1082
卡尔蔡司（上海）管理有限公司	1	21-1003
中国航空制造技术研究院	3	21-1020
北京毅顺科技有限公司	5	21-1081
COMSOL 中国	7	21-1001
锦玛（苏州）精密工具股份有限公司	9	21-1018
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
第十六届中国国际机床工具展览会	112	21-1089



# 第十六届中国国际机床工具展览会

THE 16<sup>th</sup> CHINA INT'L MACHINE TOOL & TOOLS EXHIBITION

**2022.6.13-17**  
**6.13-17 Jun, 2022**

**北京 · 中国国际展览中心新馆**

BEIJING NEW CHINA INTERNATIONAL EXHIBITION CENTER

主办单位 ORGANIZERS:

中国机械工业集团有限公司

中国机械国际合作股份有限公司

中国机床总公司

承办单位 UNDERTAKER:

北京国机展览有限公司

联系方式 CONTACT:

北京国机展览有限公司

Beijing Capital-Mac Exhibition Service, Ltd

电话 TEL: 010-82603992/3622/6967

6642/3352

传真 FAX: 010-82607662/5662

邮箱 E-mail: cimes@cimes.org.cn





## 全球航空工业合作伙伴

明智投资，显著提效。

巴索为您展示：选对金属加工液不仅是降低综合成本  
的强大杠杆，更能积极影响：刀具寿命、加工效率、  
工件质量及操作者满意度。

巴索瑞士，值得一试。

[blaser.com/aerospace](http://blaser.com/aerospace)

关注我们的微信公众号，了解更多信息。



广告索引号 21-1054



巴索液体切削工具，助您成功！



## 性能卓越的eXcent产品

Engines change system 引擎更换维护系统

90% time saving in maintenance operations 节省维护操作90%的时间

Secures and reduces AOG time 保障并减少停机待飞 (AOG) 时间。



联系方式: Excent公司上海办事处

吴越 159 2109 8122

上海市静安区北京西路1701号1009室

[www.excent.fr/en](http://www.excent.fr/en)