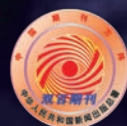


航空制造技术

2019 复合材料专刊

2019年 第4期
Vol.62 No.4



封面文章
三维整体中空复合材料的力学性能研究进展

专稿
玻璃钢用增强纤维布方向角与克重设计

论坛
复材结构与制造

走进科研
高效切削及刀具技术实验室

www.amte.net.cn

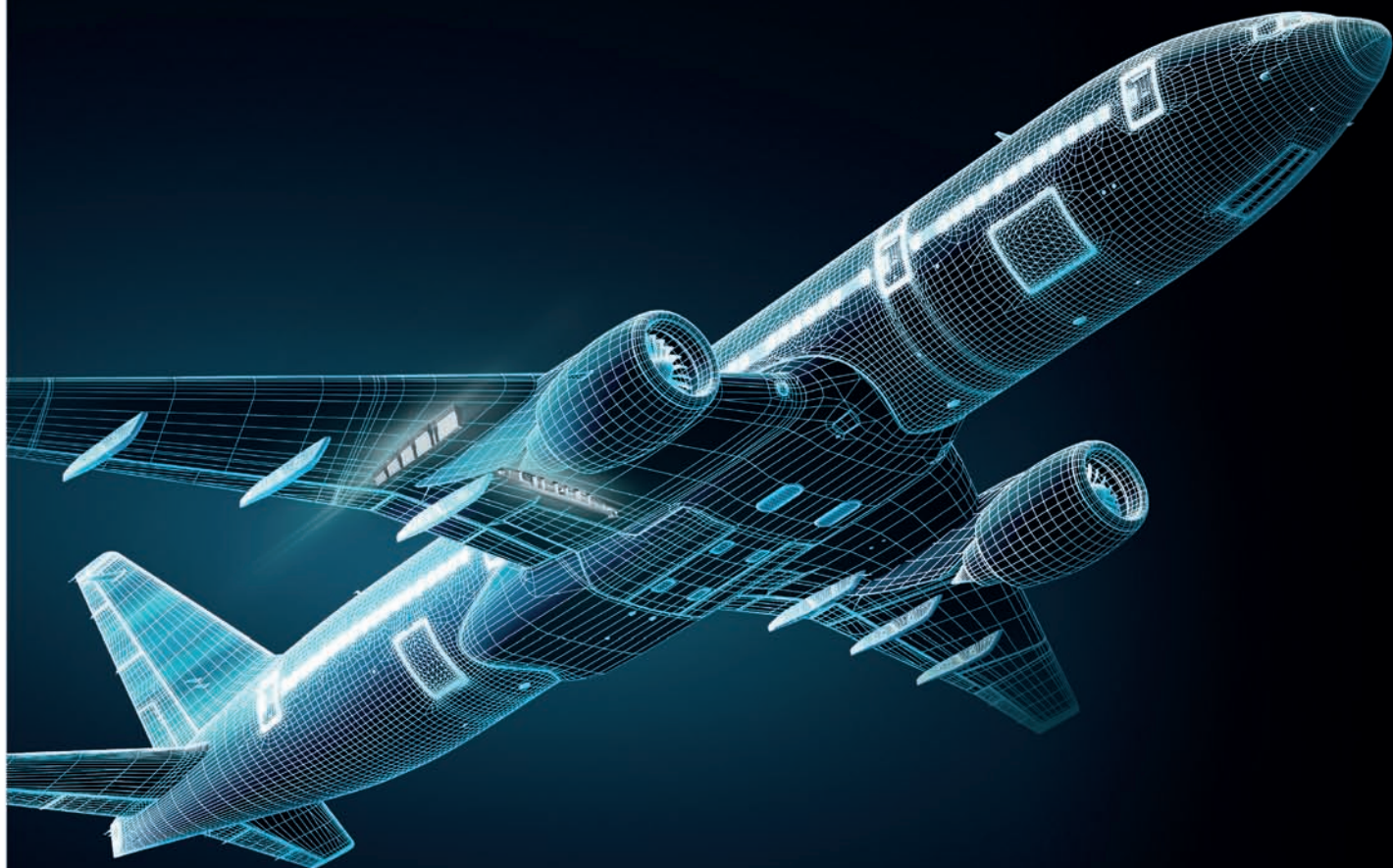
ISSN 1671-833X



ISSN 1671-833X CN 11-4387/V

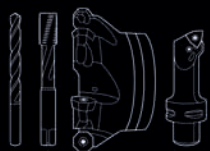


轻盈, 从容应对




到 2030 年客机数量将翻一翻, 达到 40 000 多架。其中现代化的长距离飞机起始重量将达到 500 吨。为了让这种庞然大物经济地在空中翱翔, 不仅需要材料和部件越来越轻, 未来还必须更加容易地实现机加工的极高工艺可靠性和质量。这对航天航空业供应商提出了一个巨大的挑战, 其中也包括刀具合作伙伴, 他们需要 will 将成本控制在最低水平。

远大目标轻松实现: 凭借瓦爾特的 Engineering Kompetenz (优势技术能力)。

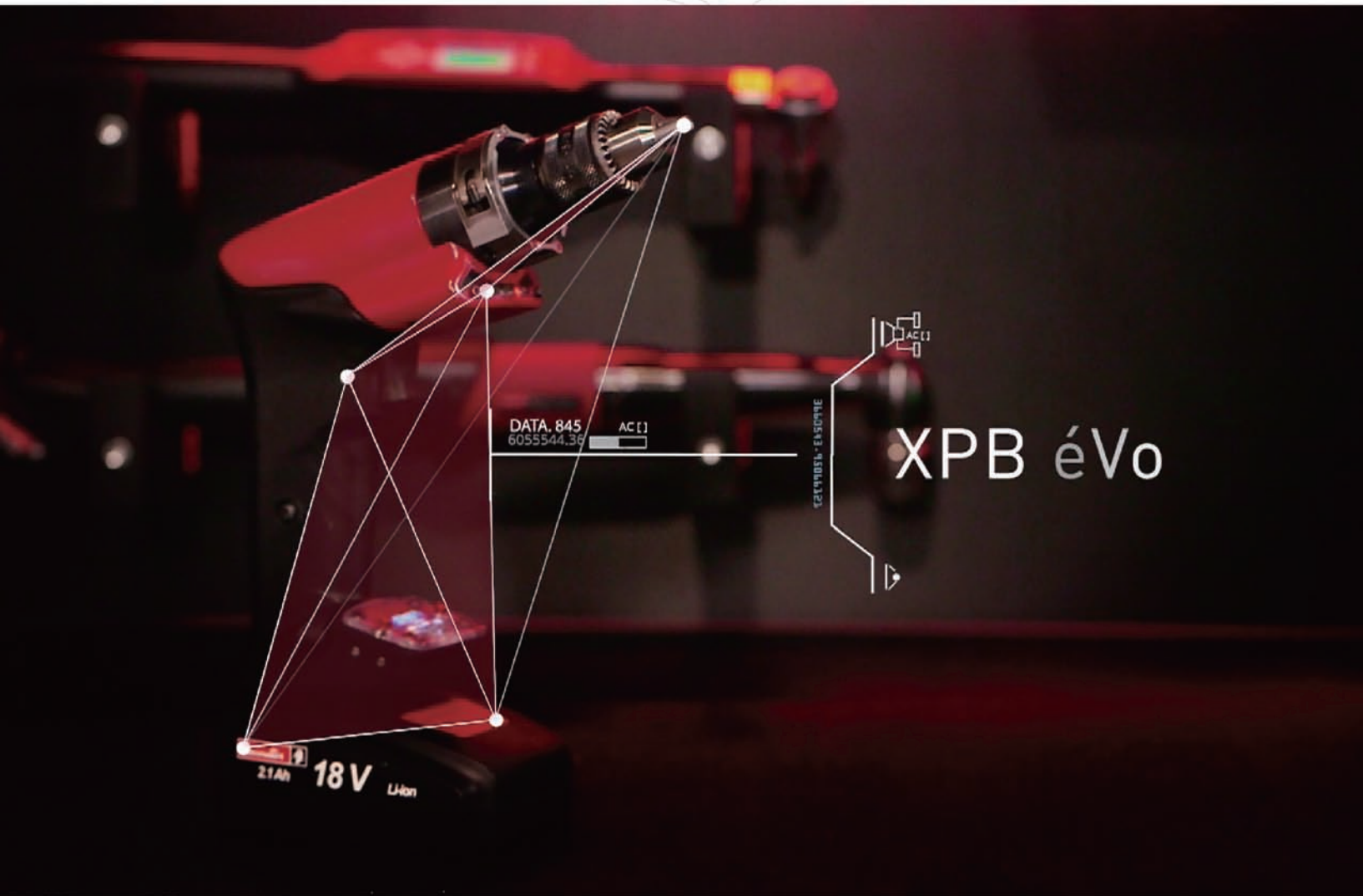


walter-tools.com

 **WALTER**
Engineering Kompetenz

广告索引号 19-1005

More Than A Drill



DESOUTTER **4.0**
Accelerate your transformation

马头动力工具中国客户中心

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

邮箱: info.desoutter-china@desouttertools.com 网址: www.desouttertools.com.cn 广告索引号 19-1016



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 李丹丹/格 屿/崔 静
Academic Editor Linda Li/Amy Ge/Jaime Cui
文字编辑 王燕萍/程学平/张晓眉
Text Editor Emma Wang/Linda Cheng/May Zhang
市场总监 何 欣
Marketing Director Xin He
设计 张 默
Art Supervisor Molly Zhang
排版 王 艳/崔 莹
Art Editors Wang Yan/Cui Ying
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 ad@aerotime.cn (广告信箱)
cd@aerotime.cn (订阅信箱)

中航时代传媒
CHINA AEROTIME MEDIA

国内定价: 20.00元 国外定价: 16.00美元



冠冕之行 刃重道远
郑钻荣膺制造业
单项冠军示范企业

ZHENGZUAN |



身边的刀具专家

一元复始

不 负 初 心



郑钻复合材料加工刀具，以振兴民族刀具品牌为己任，
以客户为中心，以降本增效为核心，以技术服务为基石，
循道而行，瞻前而动，与客户携手迎新！

TOOL EXPERT BY YOUR SIDE



郑州市钻石精密制造有限公司

ZHENGZHOU DIAMOND PRECISION MANUFACTURING CO.,LTD.

广告索引号 19-1014

地址:郑州经济技术开发区第七大街198号

Add:No.198,the 7th Ave of Zhengzhou Economic and Technological
Development Zone,Henan,P.R.C

电话/Tel: 0371-603009 60 (13) 传真/Fax: 0371-60300963

Http://www.zhengzuanchina.com

E-mail:sales@zhengzuanchina.com

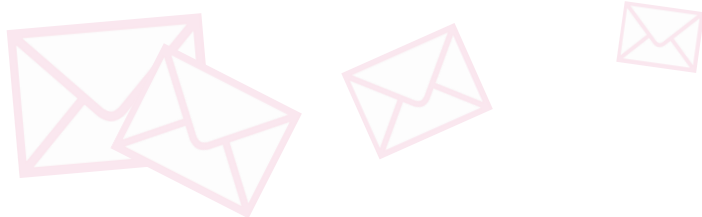
邮编/P.C.: 450016





编-读-往-来

READERS & EDITORS



复合材料具有高比强度、高比刚度、抗疲劳等特性,其应用和发展是大幅提高飞机结构效率、舒适性和环保性的重要保证,现代大型飞机复合材料用量已成为其先进性的重要标志。

2019年“复材专刊”邀请来自同济大学、北航、南航、沈航、西安交大、太原理工、商飞、西飞、中航飞机、航天材料及工艺所等专家团队展示了最新的研究成果,以期促进我国航空领域复合材料用量与应用水平快速提高。在此,对各专家团队的大力支持表示衷心的感谢。

学术编辑 李丹丹

期刊聚焦航空制造技术的各个方面,内容新颖,为广大航空制造科技人员提供学习交流的平台。在稿件审理过程中能够发现其团队的专业性。期待期刊内容能够增加国外同行业的最新研究成果,进一步助力我国航空技术的发展。

祝期刊发展蒸蒸日上,再创辉煌。

中国科学院上海硅酸盐研究所 程泽飞



《航空制造技术》涉及了制造、工艺装备、检测、表面等领域的研发动态,包括新技术、新工艺、新材料的聚焦报道,为航空制造科技人员的交流和学习提供了优质平台。

期刊紧贴先进制造技术,整个刊物视觉广阔。编辑认真敬业,真诚负责,在交流过程中受益颇多。建议再接再厉,多跟踪一些国外的先进制造技术。

西北有色金属研究院 赵恒章





BROETJE
AUTOMATION

We are the world's leading supplier for the automated aircraft assembly.
Our machines assemble all aircraft with more than 100 seats worldwide.



全球领先的飞机自动化装配供应商
装配了世界上大于100座级的飞机



**COMPOSED
TO COMPETE**

上海宝尔捷自动化设备贸易有限公司
上海市长宁区仙霞路317号
远东国际广场B座2116室
邮编: 200051

电话: +86 (0)21 6219 3350
电邮: andreas.szesny@broetje-automation.com
广告索引号 19-1070 www.broetje-automation.com

专稿 Feature



封面文章 Cover Story

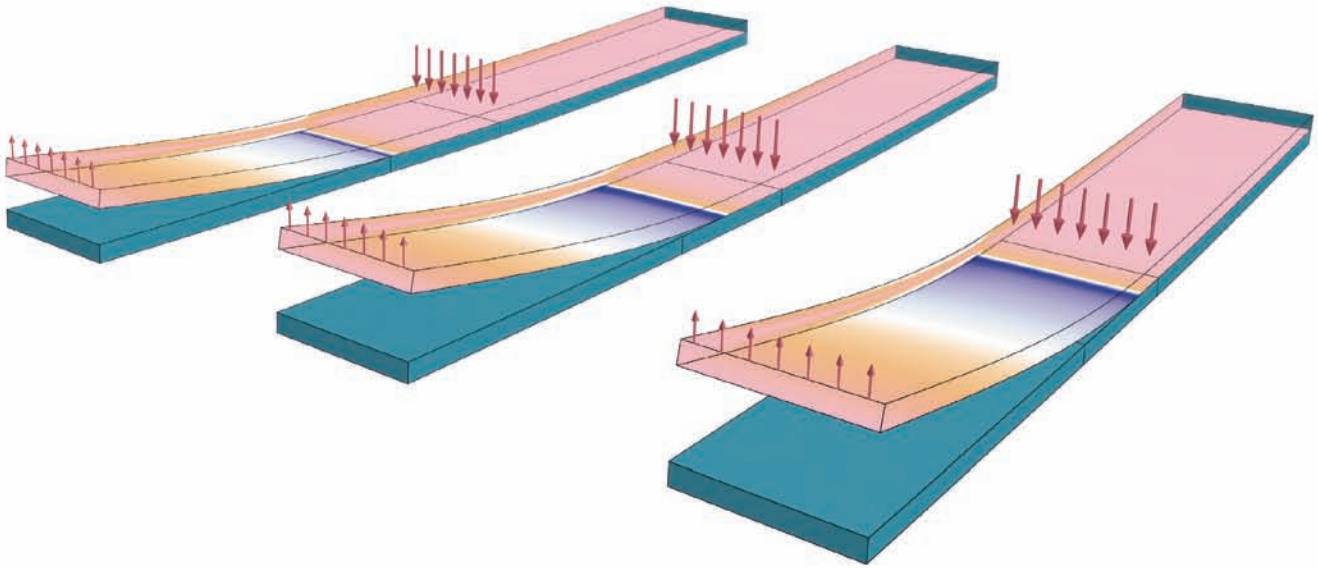
论坛 Forum

复材结构与制造

Composites Structure and Manufacturing

- 22 三维整体中空复合材料的力学性能研究进展
——郭章新 李忠贵 崔俊杰 朱明 贺奇 李永存 梁云博
Research Progress on Mechanical Properties of Three-Dimension Integrated Hollow Sandwich Composites
GUO Zhangxin LI Zhonggui CUI Junjie ZHU Ming HE Qi LI Yongcun LUAN Yunbo
- 34 高性能纤维增强树脂基复合材料3D打印
——明越科 段玉岗 王奔 肖鸿 张小辉
3D Printing for High Performance Fiber Reinforced Polymer Composites
MING Yueke DUAN Yugang WANG Ben XIAO Hong ZHANG Xiaohui
- 39 大尺寸复合材料翼梁数字化设计/制造技术
——李林
Digital Design/Manufacture Technique of Large Size Composite Wing Spar
LILin
- 47 铺层结构对复合材料层合板拉伸性能的影响
——刘岩松 张子健 李志歆 王童 滕飞
Effect of Layered Structure on Tensile Strength of Composite Laminates
LIU Yansong ZHANG Zijian LI Zhixin WANG Tong TENG Fei
- 51 超长可折叠复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能测定方法
——林秋红 白江波 从强
Novel Experimental Method for Determining Axial Compression Buckling Behaviour of Ultra-Length Foldable Thin-Walled Lenticular Composite Tube
LIN QiuHong BAI Jiangbo CONG Qiang
- 56 基于Plant Simulation的航空复合材料生产线工艺布局仿真建模及评估
——崔晶 李慧
Simulation Modeling and Evaluation of Aeronautical Composite Material Production Line Layout Based on Plant Simulation
CUI Jing LI Hui

获取精准仿真结果 开发新型制造工艺



仿真结果显示了混合模式层压复合材料上施加的载荷以及材料内部的 von Mises 应力分布。

层压复合材料是由不同材料构成的新型材料，相比于单一材料具有更好的综合性能，在航空领域有着广泛的应用。借助 COMSOL 多物理场仿真软件，工程师可以对层压复合材料内的粘附与剥离现象进行分析，并通过准确的仿真结果开发更加高效和可靠的制造工艺。

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

comsol.com/stories



扫描二维码，关注
COMSOL 微信公众号

走进科研

Approaching Science



专题 Special Topic

自动铺丝

Automated Fiber Placement

固化变形

Curing Deformation

- 66 自动铺丝过程中的典型缺陷及原因分析
原崇新 李妍 潘杰 赵新福
Typical Defects and Causes Analysis of Automated Fiber Placement
YUAN Chongxin LI Yan PAN Jie ZHAO Xinfu
- 75 网格铺丝用预浸丝分切性能研究
黄晓川 张建宝 赵文字 刘永俊 王俊峰 孙宏杰
Research on Slitting Property of Prepreg Tow Applied in Automated Fiber Placement for Grid
HUANG Xiaochuan ZHANG Jianbao ZHAO Wenyu LIU Yongjiao
WANG Junfeng SUN Hongjie
- 79 基于树脂基复合材料自动铺丝工艺的轨迹设计技术探讨
王显峰 刘卫平 梁文萍 居相文 肖军
Discussion on Trajectory Design Technology Based on Automated Composites Fiber Placement Process
WANG Xianfeng LIU Weiping LIANG Wenping JU Xiangwen XIAO Jun
- 87 复合材料C/L型结构固化变形的影响因素分析
杨青 卫原平 刘卫平
Effect Factors on Curing-Induced Distortion of C/L Composite Structures in Manufacturing Processing
YANG Qing WEI Yuanping LIU Weiping
- 95 复合材料制件Invar钢光顺模具型板冲压成形回弹性能研究
李玉杨 赵安安 张礼康 杨超 黄朝炎 胡勇
Research on Springback of Invar Alloy Smooth Composite Mould Plate Stamping Process
LI Yuyang ZHAO Anan ZHANG Likang YANG Chao HUANG Chaoyan HU Yong



At the forefront of technology
站在技术的前沿



龙门铺丝机



立柱铺丝机



悬臂铺丝机



机器人铺丝机

M. Torres 的主要业务就是为航空制造领域提供各类解决方案，具体分为如下三大类：

• 复合材料制造和检测设备：

- 铺丝机；
- 铺带机；
- 超声波裁断机；
- 配备柔性夹具的五坐标蒙皮钻铣床

• 飞机部装和总装系统：

- 五坐标制孔设备；
- 制孔机器人；
- 爬行制孔机器人；
- 数控定位器；
- 桶段、翼面类部件部装和总装；

• 钣金类加工设备：

- 镜像铣；
- 配备柔性夹具的激光刻型机；
- 配备柔性夹具的五坐标钣金轮廓铣；



独家代理：北京恒融达经贸有限公司
地 址：北京市顺义区空港科技大厦 A 座 505 室
联系电话：010-65630702 / 13701136881

广告索引号 19-1077

2018年度国家科学技术奖励名单公布

2019年1月8日,2018年度国家科学技术奖励大会在人民大会堂隆重召开,共评出285个项目(人选)。其中,国家自然科学奖38项(一等奖1项、二等奖37项),国家技术发明奖67项(一等奖4项、二等奖63项),国家科学技术进步奖173项(特等奖2项、一等奖23项、二等奖148项)。

哈尔滨工业大学刘永坦院士、中国人民解放军陆军工程大学钱七虎院士共同荣获本年度国家最高科学技术奖。简·迪安·米勒(美国)、詹姆斯·弗雷泽·斯托达特(英国、美

国)、朱溢眉(美国)、彼得·乔治·布鲁尔(美国)、孙立成(瑞典)5人荣获中华人民共和国国际科学技术合作奖。

本次,获奖人员仍以中青年为主,第一完成人平均年龄54.9岁,最年轻的38岁。

国家科学技术奖励工作办公室有关负责人介绍,通过评审的三大奖项项目,受863计划、973计划、国家攻关项目、国家自然科学基金支持的占总数的88.2%,其中自然科学奖支持率为97.4%。进步奖企业参与的项目108个,占比76.3%。

据报道,2018年度国家科学技术奖奖金标准有所调整。其中,国家最高科学技术奖奖金额度调整为800万/人,奖金分配结构调整,全部由获

奖者个人支配,国家科学技术奖三大奖金额度也同步提高50%。同时,按照党和国家功勋荣誉表彰制度体系的奖章规制,首次设计制作了国家

最高科学技术奖奖章,并优化了国际合作奖奖章和国家科学技术奖奖励证书。下图为国家科学奖励大会现场。

(本刊记者 李丹)



国产超声切削装备成功应用于我国航空航天领域

航空航天领域先进复合材料的应用及其加工水平是国家综合实力和科技水平的体现。弱刚度复合材料蜂窝芯作为一种先进的轻量化结构材料,大量应用于航空航天大型构件中。复合材料蜂窝芯具有不连续、弱刚度、各项异性的材料和结构特征,采用传统的高速铣削方法加工时,加工效率低、质量差,无法满足航空航天领域大型蜂窝芯构件的高质高效的加工需求。高精度高效率加工技术和设备的缺乏已成为制约我国先进复合材料蜂窝芯构件应用的技术瓶颈之一。

在国家863计划先进制造领域支持下,我国弱刚度复合材料高质高效加工技术取得突破,国产超声切削装备成功应用于我国航空航天领域。

超声切削技术采用高频振动刀具加工材料,具有切削力小、加工质量和加工效率高的优点,尤

其适合弱刚度材料的加工。在国家863计划的重点支持下,由江西昌河航空工业有限公司牵头,联合大连理工大学、陕西秦川机床等优势单位,合作开展技术攻关,成功研制了国内首台蜂窝芯超声切削专用装备,开发了蜂窝芯超声切削专用系列化刀具和超声切削工艺数据库,形成了具有自主知识产权的超声切削技术体系。开展了直升机和大型客机复合材料蜂窝芯典型构件的超声切削加工应用验证,大幅提高了加工质量和加工效率,实现了我国超声切削技术和装备在航空制造企业的应用。该研究成果的成功应用标志着我国已掌握了蜂窝芯超声切削技术,对促进我国先进制造技术的发展、推动蜂窝芯构件在航空航天领域的应用具有重要意义。

(本刊记者 李丹)

西工大两项成果获国家技术发明二等奖

在2019年1月8日召开的2018年度国家科学技术奖励大会上,西北工业大学共有两项成果获得奖励。其中,周万城教授团队的“航空发动机用特种功能材料”项目获得国家技术发明二等奖,航空宇航装配研究所团队的“大型功能壁板自动精准装配关键技术与装备”项目获得国家科技进步二等奖。周万城教授、张开富教授作为获奖代表,受到党和国家领导人的亲切接见。

周万城教授团队研发的高性能高温功能材料是现代装备跨代发展的标志性新材料,其应用水平直接影响着我国飞机、舰船等装备的性能。在国外严密技术封锁的情况下,周万城教授带领团队走出了一条完全自主创新的道路,历经22年

艰苦攻关,成功研究一个完整系列的高温功能材料,填补了国内空白,达到国际先进水平。该团队曾获得国家科技进步一等奖1项、国防技术发明一等奖1项、军队科技进步一等奖1项、“十一五”全军后勤重大科技成果奖1项以及省部级二、三等奖十余项。

航空宇航装配研究所团队研发的大型功能壁板是大型飞机、运载火箭等重大型号的外表安全屏障,是决定其服役性能的关键。传统小型结构壁板采用基于尺寸精度协调的刚性装配方法,然而此方法会导致连接质量缺陷

等致命问题。航空宇航装配研究所团队历时11年,打破国外封锁,建立了动态载荷跟踪测控的功能壁板精准装配理论;提出了“瞬态诱导控载”的壁板连接缺陷精准控制方法和“点面均衡施载”的壁板表面误差精准控制方法;自主研发并投产了11台套功能壁板自动精准装配装备。研究成果应用在C919、ARJ21等多项航空航天重大型号中。整体技术达国际先进,部分关键技术指标优于国外同类技术水平,推动了我国航空航天型号的跨越发展。下图为项目负责人合影。

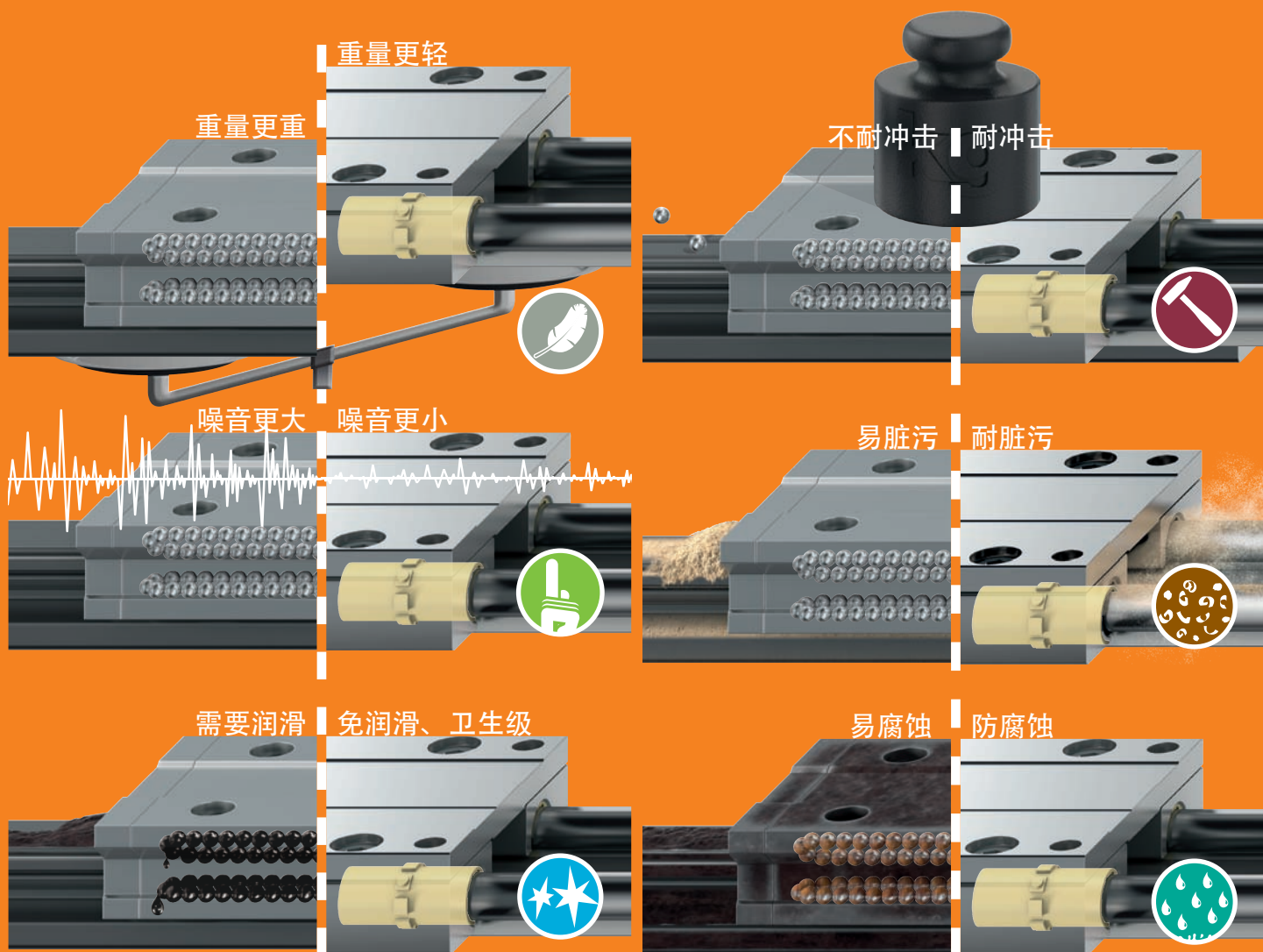
(本刊记者 李丹)



易格斯免润滑工程塑料轴承...适用于航空制造

运动应用? 用塑料!

...drylin® 直线轴承为您节约40%成本...



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

申请获得一个**免费**样品!

扫描二维码或登录以下网址申请:

www.igus.com.cn/PQLCN312



igus®.com.cn
plastics for longer life®

易格斯拖链轴承仓储贸易(上海)有限公司

中国(上海)自由贸易试验区德堡路11号46号厂房A部位

电话: 021-5130 3100 传真: 021-5130 3200 邮编: 200131

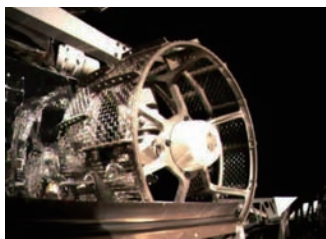
<https://www.igus.com.cn> Email: cnmaster@igus.net

广告索引号 19-1018

SiC颗粒增强铝基复合材料助力航天探测工程

“玉兔二号”月球车在月面上巡视,面临恶劣空间环境和复杂地形地貌。比如,昼夜超过 300℃ 的温差可致构件产生热应力、热变形;又如,月球车在行走时要承受各种碰撞、挤压、摩擦、磨损等。直接面对人类从未探知的月球背面,“玉兔二号”主要与月表接触的行走机构——棘爪,成为开展月球移动探测的关键,也是难题之一。

上海交通大学材料科学与工程学院复合材料研



究所、金属基复合材料国家重点实验室张获教授、欧阳求保教授团队研制的高性能 SiC 增强铝基复合材料为“嫦娥四号”探测器在月球背面软着陆、“玉兔二号”月球车在月球背面巡视探测等提供材料和部件支撑,为中国迈向空间时代贡献力量。

团队研制的高性能 SiC 增强铝基复合材料应用于“嫦娥四号”探测器中 4 个关键载荷,包括激光测距仪、三维成像仪、红外光谱仪等星载光学仪器中的镜筒、光学底板、框架等 12 种关键构件。星载光学仪器的任务要求其必须具有很高的分辨率和稳定

的光学性能,这就要求对结构与器件进行优化设计时,所用材料必须具有足够的尺寸稳定性和良好的刚性等优异的综合性能。均要求具有很高的分辨率和稳定的光学性能,传统材料难以满足它们的性能要求。

团队研制的 SiC 颗粒增强铝基复合材料具备轻质、高刚性、高尺寸稳定的特点,可满足载荷结构轻量化、不变形、尺寸稳定的需求,解决了星载仪器高分辨率和高稳定性的难题,为“嫦娥四号”的运行和完成各项科学探测任务提供重要支撑。左图为“玉兔二号”月球车轮子外侧由 SiC 颗粒增强铝基复合材料制成的棘爪。

(本刊记者 李丹)

DARPA 寻求高超声速飞行器超热前缘材料系统冷却设计方案

高超声速飞行器以马赫 5 或以上的极高速度在大气中飞行,其机身与周围的空气产生强烈的摩擦。开发出能够在如此高的速度下承受高温的结构是一项技术挑战,尤其是对于承受热量冲击的前缘部位。

为了应对这一热学挑战,最近, DARPA 宣布了其高超声速飞行器材料系统和表征 (MACH) 项目。MACH 项目旨在为高超声速飞行器开发和展示新的设计和材料解决方案,用于飞行器尖锐的前缘,实现前缘的形状稳定、可冷却。该计划的提案将于 2019 年 1 月 22 日在弗吉尼亚州阿灵顿举行。

DARPA 国防科学办公室的项目经理比尔卡特说:“几十年来,人们一直开展高超声速飞行器冷却方案的研究,但未能给出在实际飞行中可用的实用概

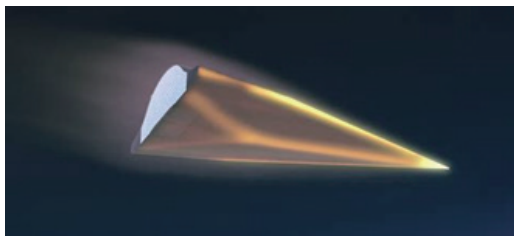
念。冷却技术的关键是要开发可扩展的材料系统,能更实现热量的大规模运输、传播和排出。近年来,我们已经看到热工程和制造方面的进步,这些技术可以实现过去无法实现的非常复杂的结构设计和制造。如果成功,我们可以看到在减少飞行器前缘气热效应方面的突破,这将提高高超声速性能。”

MACH 计划将包括两个技术领域:第一个技术领域旨在开发并加快完全集成的被动热管理系统的成熟,通过可扩展的近净制造和先进的热设计来冷

却前缘;第 2 个技术领域将专注于下一代高超声速材料研究,应用现代高保真计算能力,为未来高超声速飞行器的前缘冷却应用开发新的被动和主动热管理概念、涂层和材料。

MACH 将进行热工程和设计、先进计算材料开发、材料体系设计、制备和测试(包括高温金属、陶瓷及其复合材料的近净制造)、高超声速前缘设计和性能以及先进的热防护系统方面的研究。下图为高超声速前缘先进的热防护系统设计。

(本刊记者 李丹)



波音公司发布支撑翼概念

近日,波音公司发布了最新的 Transonic Truss-Braced Wing (TTBW)。研究人员表示,它将比以前的 TTBW 概念飞得更快。新设计旨在提供前所未有的空气动力学效率,同时以 0.80 马赫的速度飞行。

从端到端,折叠翼的尺寸为 170 英尺。通过桁架的支撑实现了高翼展,该桁架支撑超薄机翼的延伸长度。

最初,TTBW 的设计飞行速度为 0.70-0.75 马赫。为了提高飞机的巡航

速度,新概念优化桁架和改进机翼扫掠。通过调整机翼扫掠角度,桁架可以更加有效地承载升力。最终结果是更加集成的设计,显著改善了飞机性能。

新的变化是在 NASA 研究中心进行的大规模风洞测试之后进行的。近 10 年来,波音和 NASA 一直在研究这一概念,作为亚音速超绿色飞机研究 (SUGAR) 计划的一部分。该研究侧重于减少噪音和排放,同时创新概念,提高性能。

(本刊记者 李丹)

金属基复合材料研究为电机转子减重

近日,创新英国的研究显示,铝基复合材料 (AMCs) 可以显著提高电机效率和性能。该项目由 AMC 专家艾凡特公司牵头,与 GE 航空集团、YASA 电机和英国国家复合材料中心合作,在轴向磁通电机上实现了 40% 的转子重量减轻,同时提高了转子的功率惯性比。此外,减少了装配线部件的数量,节省了装配时间。随着电动化的增加,车辆制造商正在寻求优化电机效率的路线图,例如通过提高作为扭矩和速度的函数的效率,最终确定车辆的能量消耗。

艾凡特专有的 AMC 使得电动机转子组件能够在需要时精确地针对比强度和比刚度进行优化,即使在单个连续产品中也是如此。其专利先进液压成

型 (ALPF) 方法可以选择性地使用一种材料以近净形状制造方法来制造增强组件,或使材料分散地应用于各组件中,从而实现成本效益。

艾凡特商业总监理查德汤普森表示,使用 AMC 能够减少重量,同时保持电动转子的刚度,最大限度地减少附件质量,提高功率惯性比,从而提高效率和响应能力。

AMC 还具有更高的耐热性,最高可达 300℃,比树脂基复合材料更适用于电机、电池、能量回收系统,以及风扇和飞轮等应用。

除了制造和服役阶段受益外,Alvant 的 AMC 更具可持续性,该材料在服役寿命终止时可以实现纤维与铝基底的分离。

(本刊记者 李丹)

专业品质 助力国防



蜂窝环数控电火花磨专用设备

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



数控微孔电火花加工专机



八轴数控电火花高速小孔加工专机



数控高效放电铣机床



数控电火花大型环件切割专用设备



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

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

玻璃钢用增强纤维布方向角与克重设计*

黄争鸣

(同济大学航空航天与力学学院,上海 200082)

[摘要] 纤维布是玻璃钢(玻璃纤维增强塑料)增强体的主要结构形式。在纤维和基体性能及纤维体积含量固定之后,玻璃钢产品的机械性能完全取决于纤维布的结构特性,即纤维方向角和相应克重。通过试验确定这些参数难度高,不仅花费巨大,而且难以达到最优。介绍了如何根据纤维和基体性能参数,对任意多轴纤维布的方向角与克重进行设计。经典层合板理论确定每一层玻璃钢分担的载荷后,桥联模型计算出纤维和基体的均值应力,再将这些均值量转换成真实值,进而与纤维和基体的强度对比,判定单层是否破坏。若破坏源自纤维或源自基体但整体应变中的最大值超过临界值,对应的外载定义为纤维布浸胶后所能承受的极限载荷。设计公式皆为显式,设计结果与试验吻合良好,为工程应用提供了一条有效途径。

关键词: 玻璃钢;细观力学;应力集中系数;纤维布结构;刚度;强度;克重

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.014



黄争鸣

博士,曾任教育部“长江学者”,创建了复合材料本构和强度理论“桥联模型”,成为“破坏分析奥运会”参评精度最高的细观力学理论,首次指出了复合材料破坏和强度分析必须基于组分材料的真实应力,并系统建立了由均值应力到真实应力的解析理论,给出了一般非线性算子解存在性的充分必要条件。出版专著 4 本,SCI 论文 140 多篇,并授权专利 22 项。

玻璃纤维增强树脂(玻璃钢)因其卓越的比刚度和比强度特性、优异的抗疲劳和耐腐蚀性能、低廉的成本以及易于整体一次成型的特点,现已成为大型风机叶片、机舱罩、游艇、管道等新兴产业最佳候选材料而得到大规模应用,并且在轻量化汽车、轨道交通等领域显示出诱人的应用前景。产业的大量需求催生了我国玻璃纤维制造业的迅猛发展。2017 年,我国玻璃纤维年产量已占世界总产量的 60% 以上,其中,仅浙江巨石集团的玻璃纤维年产量就达 150 万 t,超过世界总产量的 22%。

玻璃纤维是玻璃钢的承载主体,作为增强材料与树脂基体复合主要采用两种结构形式。第一种是单纤维(纤维束)经长丝缠绕制成玻璃钢产品,包括近年发展的自动铺丝、自

动铺带,后者实现了一定宽度的纤维并排缠绕。传统的长丝缠绕生产效率相对较低,产品一般需要有一个旋转轴,而且往往在缠绕前需将纤维束浸胶,缠绕过程中会释放有害气体(自动铺丝、自动铺带多采用半干预浸料,减少了有害气体释放),目前在不少地方因环保不达标而受到限制。另一种占主导地位的结构形式是将纤维丝束按设计要求排布,预制成纤维布,包括经纬编织布,用户只需将纤维布裁剪后,铺设在不同模具内,借助 RTM(树脂传递模塑成型)、RIM(树脂吸塑成型)或手糊工艺,与树脂浸胶、固化,制成形状、性能各异的玻璃钢产品。若纤维丝束中已含树脂,如热塑性基体纤维与增强玻璃纤维共混后预制的纤维布,用户将借助热压工艺成型,会大幅缩短成型

*基金项目:国家自然科学基金项目(11832014;11472192)。

周期。

显而易见,在纤维和基体性能不变、纤维含量固定情况下,玻璃钢制品的机械性能就取决于纤维丝束的方向角及不同方向角的纤维用量。业内,纤维用量以克重(Areal Weight, g/m²)度量,如恒石基业(巨石下属纤维布加工企业)的TLX1215 三轴布 [0° / ± 45°] 的总克重为 1219g/m²,其中 0° 方向纤维克重 708g/m², +45° 和 -45° 方向的纤维克重均是 250g/m²,另加克重为 11g/m² 的 PES 纱线,用于将不同方向分散排列的纤维缝合成一整块纤维布。

如何根据不同应用要求设计合适的纤维束方向角及克重,成为纤维布生产企业不得不面临的一个技术问题,也是衡量企业核心竞争力的一个重要砝码。虽然现有文献包括教科书中介绍层压板强度的预报方法众多^[1-4],但迄今,纤维布生产商(如恒石基业)主要还是依靠经验和打样试验确定纤维布的结构参数,试验工作量巨大,不仅耗资耗时,而且难以达到最优。

本文基于作者创建的桥联模型和基体真实内应力理论,只需输入纤维和基体的原始性能参数和纤维体积含量,就可将玻璃钢任意方向的刚度和强度作为纤维布方向角及克重的显式函数。通过调整纤维方向角和/或克重,使玻璃钢的性能满足应用要求,实现对纤维布的最优设计。

内应力计算

欲根据组分材料性能和纤维几何参数预报复合材料的性能,首先需确定纤维和基体中的应力。

如图 1 所示,纤维布中每一层的纤维丝束皆平行排列,最后通过少量聚酯线缝合成一个整体,与经纬纱交替编织布相比,避免了交织处纤维弯曲对纤维力学性能的削弱,而且生产

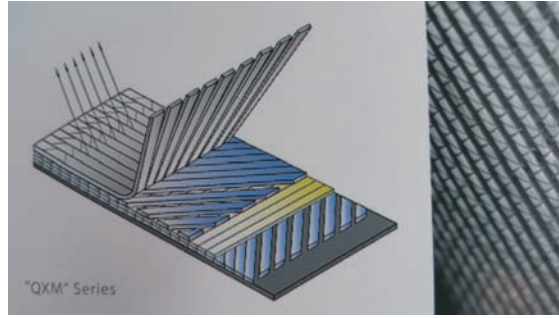


图1 多轴纤维布
Fig.1 Multi-axial fiber fabric

效率更高。显然,纤维布与树脂浸胶复合后就是一个层合板,其中每一层受力分析可通过经典层合板理论实现。

假定按对称铺层(两层纤维布),并且在性能设计中暂不考虑弯曲载荷的影响。不失一般性,采用增量格式求解,层合板的中面应变增量由下述方程确定^[5]:

$$h \begin{Bmatrix} d\sigma_{xx}^0 \\ d\sigma_{yy}^0 \\ d\sigma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11}^I & Q_{12}^I & Q_{13}^I \\ Q_{12}^I & Q_{22}^I & Q_{23}^I \\ Q_{13}^I & Q_{23}^I & Q_{33}^I \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} d\epsilon_{xx}^0 \\ d\epsilon_{yy}^0 \\ 2d\epsilon_{xy}^0 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

式中, {dσ₁₁⁰, dσ₂₂⁰, dσ₁₂⁰} 是施加到层合板的外载增量, h = ∑_{k=1}ⁿ t_k 是层合板的厚度, n 是层数, t_k 是层合板中第 k 层的厚度, Q_{ij}^I 是层合板的拉伸刚度, 定义为:

$$Q_{ij}^I = \sum_{k=1}^n (C_{ij}^G)_k t_k \quad (2)$$

(C_{ij}^G)_k 则是层合板中第 k 层总体

坐标下的刚度矩阵,由其局部坐标下的刚度矩阵 [S_{ij}]_k⁻¹ 经坐标变换得到:

$$[(C_{ij}^G)_k] = ([T_{ij}]_k) ([S_{ij}]_k)^{-1} ([T_{ij}]_k)^T \quad (3)$$

[T_{ij}]_c 是坐标变换矩阵,详见文献 [5]。

层合板的工程弹性常数 E_{xx}、E_{yy}、ν_{xy}、G_{xy}……与拉伸刚度之间的关系如下:

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{E_{xx}} & -\frac{\nu_{xy}}{E_{xx}} & \frac{\eta_{xy,x}}{E_{xx}} \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_{xx}} & \frac{1}{E_{yy}} & \frac{\eta_{xy,y}}{E_{yy}} \\ \frac{\eta_{xy,x}}{E_{xx}} & \frac{\eta_{xy,y}}{E_{yy}} & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} =$$

$$h \begin{bmatrix} Q_{11}^I & Q_{12}^I & Q_{13}^I \\ Q_{12}^I & Q_{22}^I & Q_{23}^I \\ Q_{13}^I & Q_{23}^I & Q_{33}^I \end{bmatrix}^{-1} \quad (4)$$

从式(1)解得中面应变增量后,层合板第 k 层局部坐标系下分担的应力增量为:

$$\{d\sigma_i\}_k = \{d\sigma_{11}, d\sigma_{22}, d\sigma_{12}\}_k^T = ([T_{ij}]_k) [(C_{ij}^G)_k] \{d\epsilon_j^0\}^{(G)} \quad (5)$$

式中, {dε_j⁰}^(G) = {dε₁₁⁰, dε₂₂⁰, 2dε₁₂⁰}^T, [T_{ij}]_s 是另一个坐标变换矩阵。

进一步,将式(5)代入桥联模型公式,求得第 k 层纤维和基体中的内应力为^[5]:

$$\{d\sigma_i^f\}_k = (V_f [I] + V_m [A_{ij}]_k)^{-1} \{d\sigma_j\}_k = [B_{ij}]_k \{d\sigma_j\}_k \quad (6)$$

$$\{d\sigma_i^m\}_k = [A_{ij}]_k [B_{ij}]_k \{d\sigma_j\}_k \quad (7)$$

式中,桥联矩阵 [A_{ij}] 及矩阵 [B_{ij}] 各元素的显式表达式见附录 A。

第 k 层的柔度矩阵由下式计算:

$$[S_{ij}]_k = (V_f [S_{ij}^f]_k + V_m [S_{ij}^m]_k) [A_{ij}]_k [B_{ij}]_k \quad (8)$$

V_f 和 V_m 分别是纤维和基体的体积含量, [S_{ij}^f]_k 和 [S_{ij}^m]_k 分别是纤维和基体的柔度矩阵。

真实内应力

根据式(6)和(7)计算出的纤维和基体应力增量皆为均值量,原因是它们基于复合材料的均质化方程所得:

$$d\sigma_i = \left(\int_V d\sigma_i dV \right) / V = V_f d\sigma_i^f + V_m d\sigma_i^m \quad (9)$$

事实上,将桥联方程 $\{d\sigma_i^m\} = [A_{ij}]\{d\sigma_j^f\}$ 代入式(9),立即导出式(6)和(7)。本质上,式(9)来自于材料力学中关于一点应力状态的定义:取包含该点单元体的平均应力,当单元体的体积趋于无穷小时,单元体的应力状态就代表了一点的应力状态。复合材料的单元体(即代表性单元 RVE)必须同时含有纤维和基体,并且其纤维体积含量必须与复合材料的相同,这就使得实际中的 RVE 体积 V' 只能取有限值,相应的应力自然就是均值应力。

必须指出,令均值内应力与组分材料强度相等所得到的复合材料极限载荷与实际值相比的平均误差可高达 5 倍以上^[5],这说明复合材料的任何性能计算都必须基于真实应力。事实上,弹性性能计算同样须基于真实应力,只是因为材料的弹性常数与应力值大小无关(只要处于弹性极限范围内),由真实应力和均值应力计算的弹性常数相等,掩盖了弹性性能也是从真实应力所得的事实。纤维中的应力场均匀^[6-7],其真实应力与均值应力相同;基体的真实应力等于其均值应力乘以某个系数得到,本文依然称该系数为基体的应力集中系数。这是因为开孔板受外力作用,在孔边产生应力集中,孔被异质纤维填充后,同样会在基体中产生应力集中。

然而,基体中的应力集中系数与传统意义上的应力集中系数存在本质不同。首先,传统上的应力集中是因材料或结构中有缺陷而产生,基体中的应力集中则总是存在的,哪怕复合材料中没有任何缺陷。为区别起见,可将复合材料中因缺陷如开孔产生的应力集中,称为等效或宏观应力集中,这后一种应力集中将由缺陷周围的纤维和基体共同承担。基体中的应力集中仅仅由基体承担,可称为细观(微观)应力集中,纤维不分担细观应力集中。其次,基体中的应力集中系数定义(计

算式)完全不同于传统即经典的方法。经典应力集中系数的定义是材料中的最大点应力除以外加应力,倘若按经典定义,一旦纤维和基体界面开裂,势必导致基体中的应力集中系数无穷大,因为界面开裂端点处的基体应力奇异。既然再不能根据点应力定义,就只能采用平均应力。经典应力集中系数的定义是点(0维)应力除以面(相对施加的平面)平均应力(二维),根据相似性法则,基体中的应力集中系数就只能是线平均(一维)应力除以体平均(三维)应力,因为 3 是分母中最高可能的几何维数。

在单一横向拉伸载荷下,基体的应力集中系数^[8]:

$$K_{22}(\phi) = \frac{1}{|\vec{R}_\phi^b - \vec{R}_\phi^a|} \int_{|\vec{R}_\phi^a|}^{|\vec{R}_\phi^b|} \frac{\bar{\sigma}_{22}^m}{(\bar{\sigma}_{22}^m)_{BM}} d|\vec{R}_\phi| \quad (10)$$

式中, $\bar{\sigma}_{22}^m$ 是同心圆柱(无限长圆柱纤维夹在无限大基体中)模型得到的基体沿载荷方向的应力(点应力), $(\bar{\sigma}_{22}^m)_{BM}$ 由桥联模型给出(体平均应力), ϕ 是给定载荷下破坏面外法向与外载夹角, \vec{R}_ϕ^a 和 \vec{R}_ϕ^b 是代表性单元中纤维和基体柱面上的矢量,其中 $b = a/\sqrt{V_f}$ 。

不同载荷下的基体应力场(同心圆柱模型计算)不同、破坏面各异,相应的基体应力集中系数也不一样。理想界面下受横向拉伸、横向压缩、横向剪切以及轴向剪切的基体应力集中系数推导过程分别见文献[8-11]。为方便起见,基体的横向拉伸、横向压缩及轴向剪切应力集中系数的显式表达式给在附录 B 中,界面开裂后的基体横向拉伸应力集中系数及任意载荷下的界面开裂条件则给在附录 C 中。

需要指出的是,轴向拉压载荷下基体应力场均匀,因而,轴向拉压下基体内原本不存在应力集中。但是,由于树脂或金属基体材料一般存在

塑性变形,轴向加载下纤维实际分担的应力高于按线弹性基体分析所分担的应力。为补偿线弹性基体引起的轴向应力计算偏差,避免破坏模式的改变,文献[5]中建议对纤维体积含量达到或超过 55% 后,引入轴向应力修正因子:

$$K_{11}^t = \min \left\{ 1, \frac{E_{11}^f \sigma_{ut}^m}{E^m \sigma_{ut}^f} \right\} \quad (11)$$

$$K_{11}^c = \min \left\{ 1, \frac{E_{11}^f \sigma_{uc}^m}{E^m \sigma_{uc}^f} \right\} \quad (12)$$

得到了基体的应力集中系数后,基体的当前真实应力为:

$$\{\bar{\sigma}_i^m\}^{l+1} = \{\bar{\sigma}_i^m\}^l + \{K_{11}^m d\sigma_{11}^m, K_{22}^m d\sigma_{22}^m, K_{12}^m d\sigma_{12}^m\}^T, \quad l=0, 1, \dots \quad (13)$$

$$K_{11} = \begin{cases} K_{11}^t (\sigma_{11}^m > 0) \\ K_{11}^c (\sigma_{11}^m < 0) \end{cases} \quad (14)$$

$$K_{22} = \begin{cases} K_{22}^t (d\sigma_{22}^m > 0 \text{ 且界面未裂开}) \\ \hat{K}_{22}^t (d\sigma_{22}^m > 0 \text{ 且界面已裂开}) \\ K_{22}^c (d\sigma_{22}^m < 0) \end{cases} \quad (15)$$

纤维的真实应力与其均值应力相同,其当前应力是:

$$\{\sigma_i^f\}^{l+1} = \{\sigma_i^f\}^l + \{d\sigma_i^f\}, \quad l=0, 1, \dots \quad (16)$$

同理,复合材料所受当前载荷为:

$$\{\sigma_i\}^{l+1} = \{\sigma_i\}^l + \{d\sigma_{11}, d\sigma_{22}, d\sigma_{12}\}^T, \quad l=0, 1, \dots \quad (17)$$

l 表示迭代步, $\{d\sigma_i^m\} = \{d\sigma_{11}^m, d\sigma_{22}^m, d\sigma_{12}^m\}^T$ 、 $\{d\sigma_i^f\}$ 是由式(6)~(7)计算的基体、纤维均值应力增量,不计热残余应力时,初值 $\{\bar{\sigma}_i^m\}^0$ 和 $\{\sigma_i^f\}^0$ 皆取 0, $\{\sigma_i\}^0 = \{0\}$ 。

破坏判据

1 界面开裂判据

假定单向复合材料仅受横向拉伸到临界载荷 $\sigma_{22}^0 = \hat{\sigma}_{22}^0$ 时,纤维和基体界面出现了开裂。忽略界面开裂中的裂纹非稳态扩展,认为 $\sigma_{22}^0 < \hat{\sigma}_{22}^0$ 时界面黏接理想, $\sigma_{22}^0 \geq \hat{\sigma}_{22}^0$ 直到破坏,界面开裂角保持不变(众多试验已证实,界面裂纹一旦开裂将很快达到稳态值,参见文献[11]中的讨论及所附文献,并且由于基体的 Poisson 效应,

即在与拉应力垂直方向的压缩作用, 开裂角将不会进一步增大)。由于横向拉伸破坏源自基体, 据此得到横向拉伸破坏条件:

$$\hat{K}_{22}^t(\sigma_{22}^{m,y} - \hat{\sigma}_{22}^m) + K_{22}^t \hat{\sigma}_{22}^m = \sigma_{ut}^m \quad (18)$$

其中, 横向拉伸下基体界面开裂和达到拉伸强度时的均值应力由式(7)计算, 即:

$$\hat{\sigma}_{22}^m = \frac{0.3E_{22}^f + 0.7E^m}{(V_f + 0.3V_m)E_{22}^f + 0.7V_mE^m} \hat{\sigma}_{22}^0 \quad (19)$$

$$\sigma_{22}^{m,y} = \frac{0.3E_{22}^f + 0.7E^m}{(V_f + 0.3V_m)E_{22}^f + 0.7V_mE^m} Y \quad (20)$$

将式(19)和(20)代入式(18), 解得横向临界拉应力:

$$\hat{\sigma}_{22}^0 = \frac{\hat{K}_{22}^t Y}{\hat{K}_{22}^t - K_{22}^t} - \frac{(V_f + 0.3V_m)E_{22}^f + 0.7V_mE^m}{(0.3E_{22}^f + 0.7E^m)(\hat{K}_{22}^t - K_{22}^t)} \sigma_{ut}^m \quad (21)$$

任意载荷下的界面开裂条件一是基体的当前 Mises 真实应力超过临界值, 二是基体不得 3 向受压, 即^[11]:

$$(\bar{\sigma}_e^m)^t \geq \hat{\sigma}_e^m \text{ 且 } (\bar{\sigma}_m^t)^t > 0 \quad (22)$$

式中, 当前 Mises 真实应力 $(\bar{\sigma}_e^m)^t = \sqrt{(\bar{\sigma}_{11}^m)^t(\bar{\sigma}_{11}^m)^t + (\bar{\sigma}_{22}^m)^t(\bar{\sigma}_{22}^m)^t - (\bar{\sigma}_{11}^m)^t(\bar{\sigma}_{22}^m)^t + 3(\bar{\sigma}_{12}^m)^t(\bar{\sigma}_{12}^m)^t}$ (23)

第一主应力:

$$(\bar{\sigma}_m^t)^t = \frac{(\bar{\sigma}_{11}^m)^t + (\bar{\sigma}_{22}^m)^t}{2} +$$

$$\frac{1}{2} \sqrt{[(\bar{\sigma}_{11}^m)^t - (\bar{\sigma}_{22}^m)^t]^2 + 4(\bar{\sigma}_{12}^m)^t(\bar{\sigma}_{12}^m)^t} \quad (24)$$

临界 Mises 等效应力为

$$\hat{\sigma}_e^m = \sqrt{(\hat{\sigma}_{11}^m)^2 + (K_{22}^t \hat{\sigma}_{22}^m)^2 - K_{22}^t \hat{\sigma}_{11}^m \hat{\sigma}_{22}^m} \quad (25)$$

临界横向拉伸引起的基体轴向

均值应力为

$$\hat{\sigma}_{11}^m = \frac{V_f A_{12}}{(V_f + V_m A_{11})(V_f + V_m A_{22})} \hat{\sigma}_{22}^0 \quad (26)$$

2 基体破坏判据

由于各向同性基体是各向异性复合材料的子集, 因此, Tsai-Wu 判据可用于判定基体的破坏

$$F_1[(\bar{\sigma}_{11}^m)^t(\bar{\sigma}_{11}^m)^t + (\bar{\sigma}_{22}^m)^t(\bar{\sigma}_{22}^m)^t - (\bar{\sigma}_{11}^m)^t(\bar{\sigma}_{22}^m)^t] + F_2(\bar{\sigma}_{12}^m)^t(\bar{\sigma}_{12}^m)^t + F_3[(\bar{\sigma}_{11}^m)^t + (\bar{\sigma}_{22}^m)^t] \geq 1 \quad (27)$$

$$\begin{cases} F_1 = 1/(\sigma_{ut}^m \sigma_{uc}^m) \\ F_2 = 1/(\sigma_{us}^m)^2 \\ F_3 = 1/\sigma_{ut}^m - 1/\sigma_{uc}^m \end{cases} \quad (28)$$

式中, σ_{ut}^m 、 σ_{uc}^m 、 σ_{us}^m 是纯基体的拉伸、压缩、剪切强度。

3 纤维破坏判据

纤维细长, 类似梁, 其破坏由最大正应力破坏判据判定, 即只要下述条件之一满足, 就认为纤维达到了破坏:

$$(\sigma_i^t)^t \geq \sigma_{ut}^f \quad (29)$$

$$(\sigma_i^c)^t \leq \sigma_{uc}^f \quad (30)$$

式中, σ_{ut}^m 和 σ_{uc}^m 分别是纤维的轴向拉伸和压缩强度, $(\sigma_i^t)^t$ 和 $(\sigma_i^c)^t$ 是纤维的第一、第三主应力。

4 致命与非致命破坏判据

纤维破坏是致命破坏, 基体破坏是非致命破坏。层合板任何一层中, 一旦出现致命破坏, 即认为层合板达到了极限破坏, 计算终止。

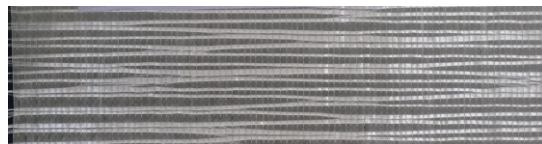


图2 E-7 UD1200单轴布

Fig.2 E-7 UD1200 uniaxial fiber fabric

表1 E-7 UD1200单轴布结构参数

Table 1 Structural parameters of E-7 UD1200 uniaxial fiber fabric

参数	0° 纤维	90° 纤维	缝合纤维
型号	E-7	E-6	PET
直径 / μm	17	17	—
克重 / (g·m ⁻²)	1152	50	11

非致命破坏后, 需要对破坏层进行刚度衰减。刚度衰减方案是将基体的模量折减至原有模量的 1%, 即:

$$E_m = 0.01E_0^m \quad (31)$$

式中, E_0^m 是基体的初始模量。其他材料性能参数包括基体的泊松比皆保持不变, 再根据衰减后的纤维和基体性能计算基体柔度矩阵和桥联矩阵。

5 极限破坏判据

两种情况出现时认为达到极限破坏: 一是有一个致命破坏; 二是存在一个非致命破坏, 但同时层合板的变形(应变)最大值达到临界值, 该临界值一般可取 5%, 或根据试验/经验选定。后一个条件是因为实际层合板的极限变形(应变)为有限值。极限破坏所对应的外载定义为层合板的极限强度。

设计结果

1 输入数据确定

浙江恒石纤维基业有限公司的 E-7 UD1200 单轴布, 主要由 0° 纤维叠加少量 90° 纤维后, 通过聚酯线缝合而成(图 2), 其结构参数列于表 1 中, 与汉森(Hexion)公司环氧 RIMR035C 树脂, 经 RTM 复合制成层压板。层压板各性能数据见表 2, 汉森测试的 RIMR035C 树脂性能列于表 3 内。

表2 E-7 UD1200/RIMR035C层压板性能($V_f=53.9\%$)

Table 2 Properties of E-7 UD1200/RIMR035C laminate

0° 拉伸		0° 压缩		90° 拉伸		90° 压缩		面内剪切性能	
E/GPa	X/MPa	E/GPa	X'/MPa	E/GPa	Y/MPa	E/GPa	Y'/MPa	G_{12} /GPa	S/MPa
46.3	1184.8	46.8	934.7	13.1	52	14.3	183.7	3.99	84.6

注：面内剪切采用Iosipescu或45° Rail Shear方法测试。

纤维和基体的弹性性能及强度参数基于表2和表3确定。鉴于90°纤维克重不及0°纤维克重的5%，本文中予以忽略，聚酯缝合线的影响也忽略不计，表2中的数据视为单向复合材料的性能。

首先考虑弹性性能。从表2可见，无论轴向拉压还是横向拉压的模量近似相等，差异不大可视为测试偏差。由此，纤维和基体的拉压模量分别认为相同，基体弹性性能由表3给出。玻璃纤维各向同性，只需由表2数据反演出弹性模量及泊松比即可。由于轴向的性能测试通常比横向的性能测试准确，基于轴向模量反演出纤维模量85GPa。纤维泊松比参照剪切模量和横向模量确定为0.29。

试验测试的基体拉伸强度72.9MPa可信，因据此预报的E-7 UD1200层压板横向拉伸强度50.7MPa接近实测值52MPa，但测试的基体压缩强度93.8MPa不可信。首先，基于93.8MPa预报的层压板横向压缩强度远低于测试值183.7MPa；其次，根据汉森公司报告，RIMR035C的极限拉伸应变4.05%，是一种韧性树脂，压缩过程中第一峰值并非对应极限载荷，而是塑性极限，随后曲线下降，此时试验机往往因安全设置而自行终止加载，但若改变安全设置，压缩曲线会随之继续上升。某韧性树脂试样持续加载甚至不会出现极限破坏，犹如低碳钢的压缩试验。因此，韧性基体的压缩强度一般应根据单向板横向压缩强度反演，基于本文公式和表2数据反

表3 RIMR035C树脂性能

Table 3 Properties of RIMR035C resin

E/GPa	ν	$\sigma_{u,t}$ /MPa	$\sigma_{u,c}$ /MPa
3.22	0.35	72.9	93.8

表4 E-7玻璃纤维与RIMR035C环氧基体力学性能

Table 4 Mechanical properties of E-7 glass fiber and RIMR035C epoxy matrix

材料	E_{11} /GPa	ν_{12}	$\sigma_{u,t}$ /MPa	$\sigma_{u,c}$ /MPa	$\sigma_{u,s}$ /MPa
纤维	85	0.29	2150	1700	—
基体	3.22	0.35	72.9	146	51.6

表5 E-7 UD1560层压板的弹性常数

Table 5 Elastic properties of E-7 UD1560 laminate

参数	E_{11} /GPa	E_{22} /GPa	ν_{12}	G_{12} /GPa	G_{23} /GPa
预报值	50.9	16.1	0.315	5.5	5.5
实测值	52	14.3	—	4.1	—
相对误差	-2.1%	12.6%	—	34.1%	—

注： $G_{12}=4.1$ MPa，采用 $[\pm 45^\circ]$ 层压板拉伸得到。

演的基体压缩强度为146MPa。值得注意的是，基体压缩强度和基体横向压应力集中系数须一同试凑确定。基体的剪切强度由下述Mohr公式确定^[5]：

$$\sigma_{u,s}^m = 0.5\sqrt{\sigma_{u,c}^m \sigma_{u,t}^m} = 51.6\text{MPa} \quad (32)$$

假定轴向拉、压破坏源自纤维破坏，纤维的轴向拉、压强度分别根据层压板的轴向拉、压强度反演确定。

综上，纤维和基体的性能列于表4中。

根据表4的数据和横向拉伸强度 $Y=52$ MPa，求得界面开裂后的横向拉伸应力集中系数 $K_{22}^t=6.18$ 及开裂时的临界横向拉应力 $\sigma_{22}^0=54.7$ MPa $>Y$ ，表明该材料体系的纤维和基体界面直到破坏都保持理想黏接，不会出现

界面开裂。因此，只需考虑不同纤维体积含量下理想界面的基体应力集中系数。

2 单轴纤维布设计

E-7 UD1560单轴布的纤维构成是：0°纤维克重1512g/m²，90°纤维克重40g/m²，PET纱线克重11g/m²，与RIMR035C环氧树脂复合后的层压板纤维体积含量 $V_f=58.3\%$ 。下面对层压板的模量及强度进行设计计算。

同样由于90°纤维克重只占0°纤维克重的2.6%，将该层压板视为单向复合材料。依据表4的数据，按前述桥联模型公式计算得层压板的各弹性常数列于表5中。恒石基业测试的数据也列于表5中。横向模

量的差异明显与离散性有关,测试的横向压缩模量为 17GPa,若将横向拉伸和横向压缩模量的平均值视为横向模量,预报误差仅 2.5%。剪切模量差异较大可能与测试方法有关,一般认为 Iosipescu 或 45° Rail Shear 测试法得到的剪切性能尤其剪切强度更可信。

为预报层压板强度,首先需计算基体的应力集中系数。基于表 4 的组分性能和纤维体积含量,计算的有关基体应力集中系数列于表 6 中。将表 4 和表 6 的数据代入强度预报公式,求得的该层压板(单向复合材料)单轴强度列于表 7 中。恒石公司提供了该单轴布层压板的测试数据,但缺少面内剪切强度的 45° Rail Shear 试验值,其结果也一

同列在表内,理论预测与试验对比的平均误差为 7.8%。众所周知,复合材料试验数据尤其强度测试数据一般离散性较大。本文根据组分材料纤维和基体的性能预测复合材料的强度,存在众多可能的误差源(组分材料性能偏差的累积误差、层压板测试数据离散性等)。鉴于此,本文预测精度足够。

为说明基体真实应力对复合材料破坏和强度预报的决定性作用,基于均值应力(取 $K'_{11}=K'_{22}=K''_{11}=K''_{22}=K_{12} \equiv 1$)预报的各单轴强度也列在表 7 中,平均误差 101.2%,高出真实应力预报误差 7.8% 近 13 倍。

3 多轴纤维布设计

E-7 TLX1215 三轴布 $[0^\circ / \pm 45^\circ]_s$ 的纤维构成是: 0°

纤维克重 708g/m², $\pm 45^\circ$ 纤维克重 250g/m², PET 纱线克重 11g/m²,与 RIMR035C 环氧树脂复合后的层压板纤维体积含量 $V_f=53.7\%$ 。层压板的模量及强度计算如下。

首先计算基体的应力集中系数,根据组分性能(表 4)和纤维体积含量,计算的应力集中系数列于表 6。

不同铺设角的纤维克重,则通过单层板厚度来体现。将 $+45^\circ$ 和 -45° 纤维层的厚度取为 1,那么, 0° 纤维层的厚度为 2.832 ($=708/250$)。

将已知参数(表 4 组分性能、表 6 应力集中系数、铺设角及层厚)代入前面的有关公式,计算的三轴布层压板的模量及强度参数列于表 8。

恒石公司提供的该三轴布层压板的测试数据见表 8。据此,计算了理论值与试验值对比的相对误差,见表 8。结果显示,弹性模量预报的平均误差为 7.3%,极限强度预报的平均误差为 10.4%。考虑到计算是完全基于纤维和基体性能得到的,该结果令人满意。

同样作为对比,将所有应力集中系数取为 1,即基于均值应力预测的层压板强度(弹性常数预测与真实应力的预测完全相同,因为弹性常数与应力值大小无关),与试验对比的平均误差 40.3%,高出真实应力预报误差 10.4% 近 4 倍。需要指出的是,本问题中,大部分纤维沿 0° 方向布置,因而,沿 0° 加载按均值应力预测的强度具有足够精度,因为沿纤维轴向

表6 E-7玻璃纤维/RIMR035C复合材料中基体的应力集中系数
Table 6 Stress concentration factors of matrix in E-7 glass fiber/RIMR035C composite

V_f	K'_{11}	K''_{11}	K_{12}	K'_{22}	K''_{22}
58.3%	0.895	1	1.47	3.26	2.05
53.7%	0.895	1	1.42	3.11	1.93

表7 E-7 UD1560层压板的单轴强度
Table 7 Uniaxial strengths of E-7 UD1560 laminate

参数	X/MPa	X'/MPa	Y/MPa	Y'/MPa	S_{12} /MPa
预报值	1287.8	1018	49.2	181.4	77.4
实测值	1370	914	46.4	169	—
相对误差	-6%	11.4%	6%	7.3%	—
预报值(均值应力)	1287.8	1018	155.4	426.5*	114

注:平均误差=7.8%,平均误差(均值应力)=101.2%;“*”因极限应变条件终止。

表8 E-7 TLX1215层压板 $[0^\circ / \pm 45^\circ]_s$ 的模量和强度
Table 8 Moduli and strengths of E-7 TLX1215 $[0^\circ / \pm 45^\circ]_s$ laminate

参数	0° 拉伸		0° 压缩		90° 拉伸		90° 压缩		面内剪切	
	模量/GPa	强度/MPa	模量/GPa	强度/MPa	模量/GPa	强度/MPa	模量/GPa	强度/MPa	模量/GPa	强度/MPa
预报	34.3	712.7	34.2	574.2	16.4	114.8	16.4	225.5	8.45	194.8
试验	33.6	800	35.5	660	14.3	126	14.7	207	7.94	216
误差	1.8%	-11.4%	-3.7%	-13.2%	14%	-8.9%	10.9%	8.9%	6%	-9.8%
预报 2	—	783.7	—	682	—	184.6	—	432.8	—	304.1

注:平均误差中刚度(弹性模量)7.3%,强度 10.4%,预报 2(均值应力)强度误差 40.3%。

的基体应力集中系数不存在。

整体上,基体应力集中系数对复合材料破坏和强度预报起决定性作用。

显而易见,只要给出了设计要求,通过调整纤维铺设角及克重,依据本文的理论公式,可很方便地得到纤维布的最优铺设角及克重。

结论

本文基于桥联模型和经典层合板理论,介绍了一种设计玻璃纤维布结构参数的解析方法,仅需要提供纤维和基体的弹性和强度参数。如果不清楚纤维和基体的界面是否直到破坏都处于理想黏接,就还须提供一种单向复合材料的横向拉伸强度;如果无法准确确定纤维和基体的性能参数,可通过单向复合材料的试验数据反演得到。因此,最多只需提供一组单向复合材料的测试数据,就可以设计任意多轴向的纤维铺设角及克重,据此制备的玻璃钢层压板测试性能与预测值吻合良好,可大大节省目前通过试验打样确定纤维布结构

参数的开销。虽然本文是以玻璃纤维布为设计蓝本,理论方法和计算公式同样适用于碳纤维层合板的结构参数设计。

参考文献

[1] 沈观林,胡更开. 复合材料力学[M]. 北京:清华大学出版社,2006.
 SHEN Guanlin, HU Gengkai. Mechanics of composites[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.
 [2] ORIFICI A C, HERSZBERG I, THOMSON R S. Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure[J]. Composite Structures, 2008, 86(1-3): 194-210.
 [3] LIU P F, ZHENG J Y. Recent developments on damage modeling and finite element analysis for composite laminates: A review[J]. Materials & Design, 2010, 31(8): 3825-3834.
 [4] TALREJA R. Assessment of the fundamentals of failure theories for composite materials[J]. Composites Science and Technology, 2014, 105: 190-201.
 [5] 黄争鸣. 复合材料破坏与强度[M]. 北京:科学出版社,2018.
 HUANG Zhengming. Failure and strength of composite materials[M]. Beijing: Science

Press, 2018.

[6] ESHELBY J D. The determination of the elastic field of an ellipsoidal inclusion and related problems[J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 1957, 241(1226): 367-396.
 [7] CHEN T, DVORAK G J, BENVENISTE Y. Stress fields in composites reinforced by coated cylindrically orthotropic fibers[J]. Mechanics of Materials, 1990, 9(1): 17-32.
 [8] HUANG Z M, XIN L M. In situ strengths of matrix in a composite[J]. Acta Mechanica Sinica, 2017, 33(1): 120-131.
 [9] HUANG Z M, LIU L. Predicting strength of fibrous laminates under triaxial loads only upon independently measured constituent properties[J]. International Journal of Mechanical Science, 2014, 79: 105-129.
 [10] HUANG Z M, XIN L M. Stress concentration factors of matrix in a composite subjected to transverse loads[C]//Proceedings of ICCM 2014. Cambridge, 2014.
 [11] ZHOU Y, HUANG Z M, LIU L. Prediction of interfacial debonding in fiber-reinforced composite laminates[J]. Polymer Composites. [2018-11-26]. <https://doi.org/10.1002/pc.24943>.
 通讯作者:黄争鸣, E-mail: huangzm@tongji.edu.cn.

Design on Fiber Arrangement Angles and Areal Weights of Glass Fiber Reinforced Plastics

HUANG Zhengming

(School of Aerospace Engineering & Applied Mechanics, Tongji University, Shanghai 200082, China)

[ABSTRACT] Fiberglass preforms or fabrics are the main structural form for making glass fiber reinforced plastics (abbreviated to FRPs). Once the fiber and matrix properties as well as fiber volume content are fixed, the mechanical properties of the FRP products are predominantly dependent on the structural parameters of the fabrics, i.e., fiber arrangement angles and areal weights. It is a difficult task to experimentally determine those parameters. Not only does high expenditure both in time and in money have to be spent, but also it is hardly possible to obtain an optimized design only through the trial-and-error tests. This paper describes how to design the two structural parameters of any multiaxial fabric only based on the mechanical properties of the fiber and matrix materials. The load shared by any layer of the FRP is determined through the classical laminate theory, whereas the homogenized stresses in the fiber and matrix of this layer are calculated using micromechanics Bridging Model. The homogenized quantities are then converted into true stresses before compared with the fiber and matrix strength data to assess whether or not the layer is failed. If there is a fiber failure, or there is a matrix failure together with a maximum strain of the laminate which is greater than a critical value, the corresponding load applied on the FRP is defined as its ultimate strength. All of the design formulae involved are explicit and analytical, and the designed

performances of the resulting FRPs agree well with the experimental counterparts. The present work provides an efficient methodology for engineering applications.

Keywords: GFRP; Micromechanics; Stress concentration factor; Fabric structure; Stiffness; Strength; Areal weight

(责编 李舟)

附录 A 矩阵 $[A_{ij}]$ 和 $[B_{ij}]$ 表达式

非 0 的矩阵元素 A_{ij} 和 B_{ij} 如下^[5]:

$$A_{11} = E^m/E_1^f \quad (1)$$

$$A_{12} = \frac{E_{11}^f v^m - E^m v_{12}^f}{E_{11}^f - E^m} (A_{22} - A_{11}) \quad (2)$$

$$A_{22} = 0.3 + 0.7E^m/E_{22}^f \quad (3)$$

$$A_{33} = 0.3 + 0.7G^m/G_{12}^f \quad (4)$$

$$B_{11} = 1/(V_f + V_m A_{11}) \quad (5)$$

$$B_{12} = -(V_m A_{12}) / [(V_f + V_m A_{11})(V_f + V_m A_{22})] \quad (6)$$

$$B_{22} = 1/(V_f + V_m A_{22}) \quad (7)$$

$$B_{33} = 1/(V_f + V_m A_{33}) \quad (8)$$

式中, E_{11}^f 、 E_{22}^f 、 G_{12}^f 分别是纤维的轴向模量、横向模量及面内剪切模量, v_{12}^f 是其轴向泊松比, E^m 、 G^m 、 v^m 分别是基体的弹性模量、剪切模量、泊松比。

附录 B 纤维和基体理想界面下的 基体应力集中系数

基体受横向拉伸、横向压缩及轴向剪切应力集中系数 K_{22}^t 、 K_{22}^c 、 K_{12} 公式如下:

$$K_{22}^t = \left[1 + \frac{\sqrt{V_f}}{2} A + \frac{\sqrt{V_f}}{2} (3 - V_f - \sqrt{V_f}) B \right] \frac{(V_f + 0.3V_m)E_{22}^f + 0.7V_m E^m}{0.3E_{22}^f + 0.7E^m} \quad (9)$$

$$K_{22}^c = \left\{ 1 - \frac{\sqrt{V_f}}{2} A \frac{\sigma_{uc}^m - \sigma_{ut}^m}{2\sigma_{uc}^m} + \frac{B}{2(1 - \sqrt{V_f})} \right.$$

$$\left. \left[-V_f^2 \left(1 - 2 \left(\frac{\sigma_{uc}^m - \sigma_{ut}^m}{2\sigma_{uc}^m} \right)^2 \right) + \frac{(\sigma_{uc}^m + \sigma_{ut}^m) V_f}{\sigma_{uc}^m} \right] \right.$$

$$\left. \left(1 + \frac{\sigma_{uc}^m - \sigma_{ut}^m}{\sigma_{uc}^m} \right) - \sqrt{V_f} \left(\frac{\sigma_{uc}^m - \sigma_{ut}^m}{\sigma_{uc}^m} + 1 - \right. \right.$$

$$\left. \left. 2 \left(\frac{\sigma_{uc}^m - \sigma_{ut}^m}{2\sigma_{uc}^m} \right)^2 \right) \right] \right\} \times \frac{(V_f + 0.3V_m)E_{22}^f + 0.7V_m E^m}{0.3E_{22}^f + 0.7E^m} \quad (10)$$

$$K_{12} = \left[1 - V_f \frac{G_{12}^f - G^m}{G_{12}^f + G^m} \{ W(V_f) - \frac{1}{3} \} \right] \frac{(V_f + A_{33} V_m)}{A_{33}} \quad (11)$$

$$W(V_f) = \pi \sqrt{V_f} \left(\frac{1}{4V_f} - \frac{4}{128} - \frac{2}{512} V_f - \frac{5}{4096} V_f^2 \right) \quad (12)$$

式中, σ_{ut}^m 和 σ_{uc}^m 分别是纯基体材料的拉伸和压缩强度。

附录 C 纤维和基体界面开裂后的 基体横向拉伸应力集中系数

$$\hat{K}_{22}^t = \hat{K}_{22}^t(\psi) = \text{Re} \left\{ e^{-2i\psi} M(b e^{i\psi})(a^2/b - b) - e^{-i\psi} \left(N_2 - N_1 \left(\frac{a^2}{b} e^{-i\psi} \right) + e^{-i\psi} (2 + e^{-2i\psi}) \right. \right.$$

$$\left. \left. [N(b e^{i\psi}) - N_3] \right\} \frac{(V_f + 0.3V_m)E_{22}^f + 0.7V_m E^m}{2(b-a)(0.3E_{22}^f + 0.7E^m)} \quad (13)$$

$$N(z) = Fz + \frac{a^2 k}{z} - (z - a e^{i\psi})^{0.5+i\lambda}$$

$$(z - a e^{-i\psi})^{0.5-i\lambda} \left[(F - 0.5) - \frac{D}{a^2 z} \right] \quad (14)$$

$$N_1(z) = Fz + \frac{a^2 k}{z} + \frac{1}{\xi} (z - a e^{i\psi})^{0.5+i\lambda}$$

$$(z - a e^{-i\psi})^{0.5-i\lambda} \left[(F - 0.5) - \frac{D}{a^2 z} \right] \quad (15)$$

$$N_2 = aF e^{-i\psi} + a k e^{i\psi},$$

$$N_3 = F a e^{i\psi} + e^{-i\psi} a k \quad (16)$$

$$M(z) = F - \frac{a^2 k}{z^2} - [(F - 0.5)z + H + \frac{C}{z} + \frac{D}{z^2}] \chi(z) \quad (17)$$

$$F = (1 - (\cos\psi + 2\lambda \sin\psi) \exp[2\lambda(\pi - \psi)] + (1 - k)(1 + 4\lambda^2) \sin^2\psi) / \left(\frac{4}{k} - 2 - 2(\cos\psi + 2\lambda \sin\psi) \exp[2\lambda(\pi - \psi)] \right) \quad (18)$$

$$H = a(\cos\psi + 2\lambda \sin\psi)(0.5 - F) \quad (19)$$

$$C = (k - 1)(\cos\psi - 2\lambda \sin\psi) a^2 \exp[2\lambda(\psi - \pi)] \quad (20)$$

$$D = (1 - k) a^3 \exp[2\lambda(\psi - \pi)] \quad (21)$$

$$\chi(z) = (z - a e^{i\psi})^{-0.5+i\lambda} (z - a e^{-i\psi})^{-0.5-i\lambda} \quad (22)$$

$$\left\{ \begin{aligned} k &= \frac{G^m(1 + \kappa_2)}{(1 + \xi)(G^m + \kappa_1 G_{23}^f)} \\ \lambda &= -(\ln\xi) / (2\pi) \\ \xi &= (G_{23}^f + k_2 G^m) / (G^m + k_1 G_{23}^f) \end{aligned} \right. \quad (23)$$

$$\left\{ \begin{aligned} k_1 &= 3 - 4v^m \\ k_2 &= \frac{3 - v_{23}^f - 4v_{12}^f v_{21}^f}{1 + v_{23}^f} \\ b &= a/\sqrt{V_f} \end{aligned} \right. \quad (24)$$

以上各表达式中, ψ 表示界面开裂圆心角的一半, 其求解方程如下:

$$\text{Re} \left\{ \left(G_0 - \frac{1}{k} - \frac{2(1-k)}{k \exp(i\varphi)} \exp[2\lambda(\psi - \pi)] \right) R(e^{i\varphi}) \right\}_{\varphi=\psi-\gamma} = 0 \quad (25)$$

$$R(\exp(i\varphi)) = [\exp(i\varphi) - e^{i\psi}]^{0.5+i\lambda} [\exp(i\varphi) - e^{-i\psi}]^{0.5-i\lambda} \exp(-i\varphi) \quad (26)$$

$$G_0 = (1 - (\cos\psi + 2\lambda \sin\psi) \exp[2\lambda(\pi - \psi)] + (1 - k)(1 + 4\lambda^2) \sin^2\psi) / (2 - k - k(\cos\psi + 2\lambda \sin\psi) \exp[2\lambda(\pi - \psi)]) \quad (27)$$

$$\gamma = \begin{cases} \frac{2\lambda(J_1^2 + J_2^2)}{J_1^2 + J_2^2 - 2J_2 J_3}, & \text{if } \xi < 1 \\ -\frac{2\lambda(J_1^2 + J_2^2)}{J_1^2 + J_2^2 - 2J_2 J_3}, & \text{if } \xi > 1 \end{cases} \quad (28)$$

$$J_1 = kG_0 - 1 - 2(1 - k)\xi \exp(2\lambda\psi) \cos(\psi) \quad (29)$$

$$J_2 = 2(1 - k)\xi \exp(2\lambda\psi) \sin(\psi) \quad (30)$$

$$J_3 = 2(1 - k)\xi \exp(2\lambda\psi) [J_1 \cos(\psi) - J_2 \sin(\psi)] / J_2 \quad (31)$$

当 $\xi=1$ 时, 式(25)无解, 对应的界面开裂称为奇异开裂。但是, 可以微调纤维或基体的性能, 使得 $\xi \neq 1$, 因为测试它们时总存在离散性。

三维整体中空复合材料的力学性能研究进展*

郭章新^{1,2,3}, 李忠贵^{1,2}, 崔俊杰^{1,4}, 朱明^{1,3}, 贺奇^{1,3}, 李永存^{1,4}, 栾云博^{1,3}

(1. 太原理工大学机械与运载工程学院应用力学研究所, 太原 030024;

2. 西安交通大学航天航空学院机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安 710049;

3. 太原理工大学材料强度与结构冲击山西省重点实验室, 太原 030024;

4. 太原理工大学力学国家级实验教学示范中心, 太原 030024)

[摘要] 三维整体中空复合材料是一种新型的夹芯结构材料,是将芯材和上下面板交织连接在一起,芯材和面板构成一个整体。三维整体中空复合材料的面板与芯材为一体结构且一次固化成型,因此具有优异的抗分层、抗冲击、高损伤容限等性能。研究三维整体中空复合材料的力学性能对其结构设计与应用具有重要的指导意义。详细介绍了三维整体中空复合材料的平压性能、侧压性能、剪切性能、弯曲性能等力学性能的研究进展,提出目前研究存在的问题,以期为以后的发展提供研究方向。

关键词: 三维整体中空复合材料; 平压性能; 侧压性能; 剪切性能; 弯曲性能; 冲击性能

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.022



郭章新

博士,副教授,主要从事复合材料及其结构的力学性能研究。发表论文20余篇,授权发明专利1项。

三维整体中空复合材料是由地经纱、纬纱以及连接并贯穿上下面板的绒经纱组成的一种新型夹芯复合材料,国外称为三明治结构(Sandwich structure)^[1-2],见图1^[3],其面板间的微孔可以作为聚物流体的通道,聚物流体“浸润”纤维束时可以瞬间吸收树脂。绒经纱和树脂可以自动成型,并可以设计其高度,固化成型为整体中空复合材料。三维整体中空复合材料为一体结构,并且芯材与上下面板之间一次固化成型,与传统的夹层复合材料相比,具有制造成本低、不易分层、耐冲击等优点^[4]。三维整体中空复合材料因具有高的比强度、比刚度,特别是整体性、抗分层、抗冲击以及可设计性等优点,在航空航天、军工、船舶、

体育用品、交通和建筑等领域得到了广泛的应用^[5-8]。研究三维整体中空复合材料的力学性能对其结构设计与应用具有重要指导意义。

祝成炎等^[9]设计了多种经向截面为六边形的三维整体中空机织复合材料,并在改造的普通织机上织造成功。对比分析了试样的结构特点,研究了三维正交夹芯机织物孔形尺寸的影响因素,为三维整体中空机织复合材料的结构设计提供了参考。Mountasir等^[10]阐述了大型三维(3D)热塑性复合材料作为编织间隔织物的开发和成功实施,以及三维多层织物连续制造的横向和纵向集成加强筋的中空复合材料的结构设计,如图2和图3所示^[10]。研究表明,与具有纱线卷曲的机织织物相比,由

* 基金项目: 国家自然科学基金(11602160, 11402160, 21501129); 山西省高等学校创新项目(2017117); 西安交通大学机械结构强度与振动国家重点实验室开放课题(SV2017-KF-01); 山西省“1331工程”重点创新团队项目。

三维多层机织织物制成的中空复合材料的力学性能明显提高。

本文主要从试验和有限元模拟两方面介绍了三维整体中空复合材料的平压性能、侧压性能、剪切性能、弯曲性能以及冲击性能等力学性能研究进展。

中空复合材料的平压性能

Drechsler 等^[11]首次研制出了三维整体中空复合材料,对比了泡沫夹芯结构、蜂窝夹芯结构和三维整体中空复合材料的压缩性能。与泡沫夹芯结构和蜂窝夹芯结构相比,三维整体中空复合材料抗压性能有明显的提高。在此基础上, Vuure 等^[12]进一步研究了这3种结构的压缩性能和剪切性能。结果表明,三维中空复合材料的压缩性能和剪切性能明显优于两种传统夹芯结构。

周正亮等^[13]研究了不同厚度及不同铺层顺序的三维整体中空夹层复合材料的压缩强度,并且分析了树脂含量和织物厚度匹配对中空复合材料压缩强度的影响。结果表明,三维整体中空复合材料的压缩强度随着树脂含量的增加而显著提高,三维整体中空复合材料总厚度保持不变时,将厚度较大的中空织物置于下层的复合材料的压缩强度明显高于将其置于上层的复合材料的压缩强度。Zhao 等^[14]对不同芯材高度的三维整体中空复合材料进行了压缩试验(图4)。结果表明,三维整体中空复合材料的芯材高度是影响失效机理的一个重要因素,不同芯材高度的三

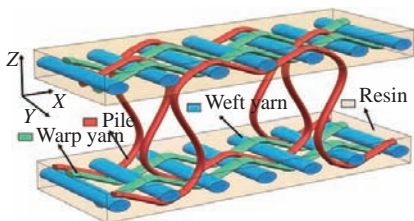


图1 三维整体中空复合材料结构示意图

Fig.1 Three-dimensional integrated hollow composites structure diagram

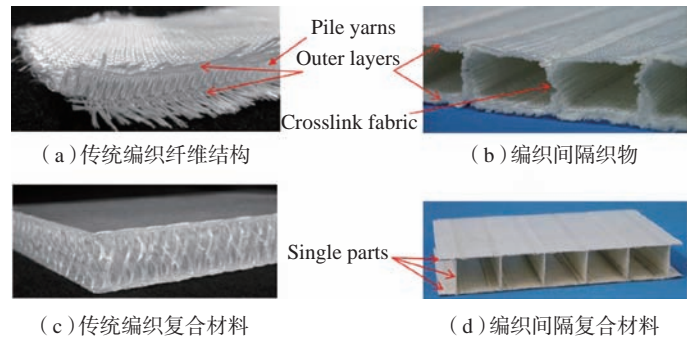


图2 编织间隔织物

Fig.2 Woven spacer fabrics

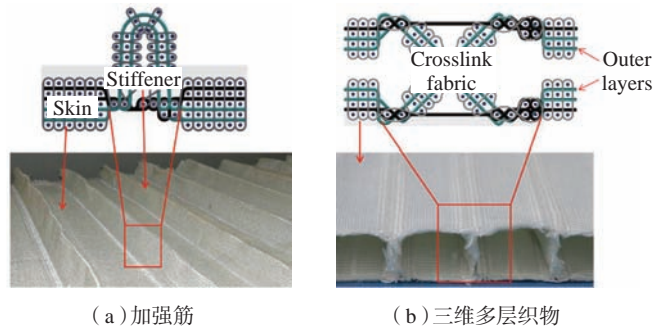


图3 间隔织物结构设计

Fig.3 Structural design of developed spacer fabrics

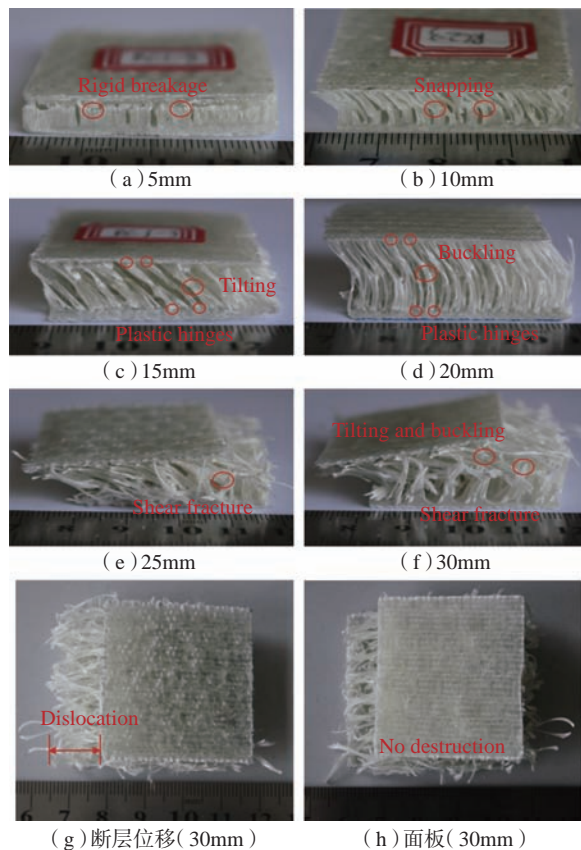


图4 平压复合材料的断裂照片

Fig.4 Fracture photographs of composites under flat compression

维整体中空复合材料的压缩破坏模式不同,其破坏照片如图4所示^[14]。

曹海建^[15]研究了三维整体中空复合材料在平压作用下的力学性能,分析了芯材密度和高度等对三维整体中空复合材料力学性能的影响。研究了不同芯材高度的三维整体中空复合材料在不同冲击能量下的低速冲击特性,进一步分析了低速冲击后中空复合材料的剩余强度。利用有限元软件 ANSYS,建立了芯材为“X”型的三维中空复合材料结构的有限元模型^[16-18],如图5所示^[18]。基于有限元模型,得到了三维中空复合材料经纱系统和树脂等组分的应力和应变云图如图6所示^[18]。研究了芯材高度、芯材密度和材料特性等对复合材料压缩性能的影响。结果表明,三维中空复合材料在受压状态下,芯材与上下面板相接处应力最大,最容易发生压缩破坏。三维中空复合材料的压缩性能随着芯材高度的增加而降低,随着材料弹性模量的增加而提高。

由此可知,相较于传统的夹芯材料,三维整体中空复合材料具有优异的抗压性能和抗剪切性能,且其压缩强度与树脂含量、芯材高度有关。对于不同的芯材高度,破坏形式不同,随着芯材高度的增加,三维整体中空复合材料的压缩性能降低。

中空复合材料的侧压性能

薄晓莉^[19]等对中空复合材料进行了平压、侧压、四点弯曲、三点弯曲、双面剪切和低速冲击等试验。

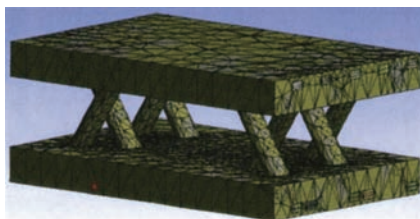


图5 三维中空复合材料微观模型

Fig.5 Micro-structural model of 3D composites

Vevecela等^[20]和Li等^[21]研究了侧压下中空复合材料的失效模式,并进行了有限元模拟计算。周红涛^[22]设计了三维整体中空复合材料试件,研究了面板结构对三维整体中空复合材料侧压性能的影响。结果表明,面板为平纹组织的三维整体中空复合材料的侧压性能优于面板为经重平组织的侧压性能。

钟崇岩等^[23]选取不同面板组织的三维整体中空复合材料进行了侧压试验,对不同芯材结构的三维整体中空复合材料进行了平压试验,并采用 Origin 对其压缩性能进行了研究。研究结果表明:面板组织为平纹的三维整体中空复合材料的压缩性能比经重平结构复合材料的压缩性能好;芯材结构为“细长 X 型”整体中空复合材料的压缩性能比“扁平 X 型”结构复合材料的压缩性能好。

陈红霞等^[24]制备了芯材高度分别为 2mm、4mm、6mm、8mm,芯材间距分别为 4mm、6mm、8mm 的三维整体中空复合材料,并对其进行了平压和侧压试验。结果显示,三维整体中空复合材料的侧压强度随着芯材高度和芯材密度的增加而增大,且纬向的侧压强度高于经向的侧压强度。

廖春晓等^[25]采用增强体嵌入的方式对叠经多层间隔结构整体中空机织复合材料的强度进行改进,增加了中空复合材料强度的可设计性。王婷婷^[26]对整体中空双夹层复合材料的侧压性能进行了有限元模拟计算,其径向侧压和纬向侧压的应力云图分别如图7和图8所示^[26]。结果表明,复合材料在经向侧压作用下,芯材的树脂部分基本上不承受载荷作用,地经纱承担了大部分的压缩载荷,并且该部分纱线应力分布比较复

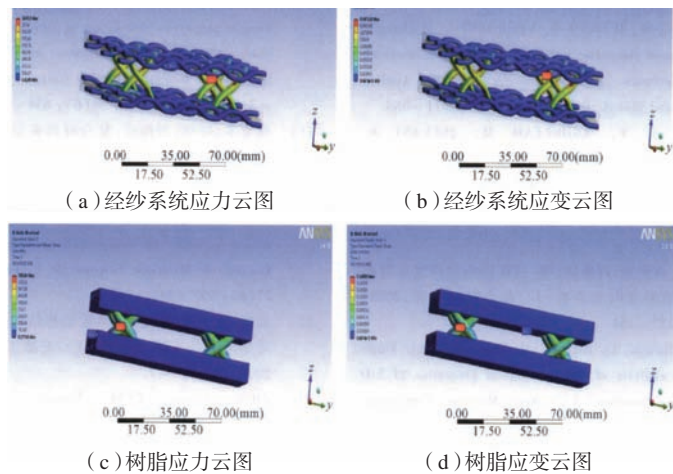


图6 三维中空复合材料经纱和树脂的应力、应变云图

Fig.6 Stress and strain cloud pictures of warp yarn and resin on three-dimensional hollow sandwich composites

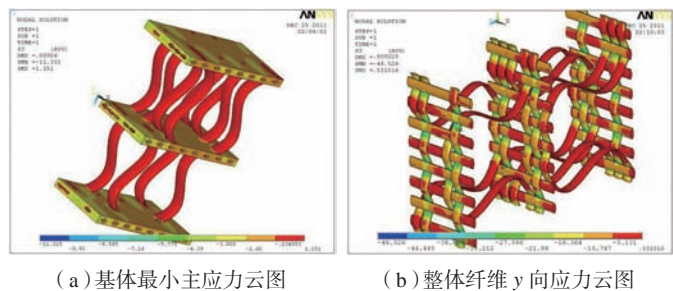


图7 经向侧压应力云图

Fig.7 Lateral compressive stress of warp

杂,在与纬纱交织处出现了应力集中的现象。复合材料在纬向侧压作用下,芯材的基体部分同样是基本不承受荷载,纬纱承担了大部分的压缩载荷,应力最大值在上层面板纬纱与绒经交织处。

对于三维中空复合材料的侧压性能,面板为平纹组织的侧压性能优于面板为经重平组织的侧压性能;对于不同的芯材,芯材结构为“细长X型”整体中空复合材料的压缩性能比“扁平X型”结构复合材料的压缩性能好,且侧压强度随着芯材高度和芯材密度的增加而增大。

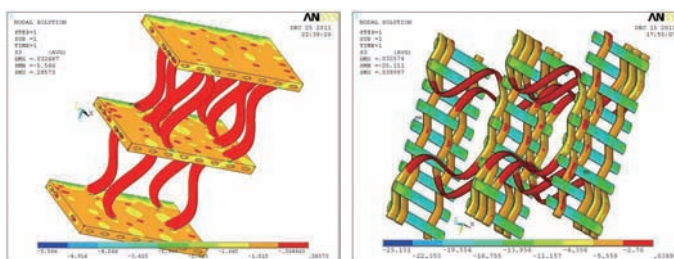
中空复合材料的剪切性能

匡宁等^[27-28]研究了三维整体中空复合材料的复合成型工艺,并制作了三维整体中空复合材料的试件,然后对复合材料的经、纬向进行了双层剪切试验,获得了该复合材料的主要力学性能参数,并与类似的蜂窝等夹层复合材料的力学性能进行了对比。与匡宁等^[27-28]相比,钟志珊^[29]对三维整体中空复合材料进行了双剪切试验,研究表明:三维整体中空复合材料比相同规格的蜂窝夹层复合材料经向的剪切强度大约高20%,纬向的剪切强度大约高30%,并指出纬向的剪切性能比经向的剪切性能优越,经向的剪切强度约为纬向剪切强度的60%。曹海建等^[30]研究了三维整体中空复合材料的剪切力学性能。结果表明,三维整体中空复合材料的剪切破坏为“先剪后拉”破坏模式,随着芯材高度的增加,中空复合材料的剪切强度降低。不同于以上的研究,庄桂增等^[31]研究了三维间隔连体织物泡沫夹层结构的剪切性能,并与传统泡沫夹层结构复合材料的力学性能进行了对比分析,同时进一步考察了芯柱高度、泡沫密度对复合材料剪切性能的影响。结果表明,随着芯柱高度增加,三维间隔连体织物泡沫夹层结构复合材料的剪切强度减

小。袁铁军等^[32]设计和制备了能够保证大高度芯柱直立性的面板增强中空复合材料的芯模及试件,测试了中空复合材料试件的平压强度、剪切强度和弯曲强度等力学性能。

李鸿顺等^[33]对三维整体中空复合材料的剪切性能进行了有限元模拟计算,结果指出,芯材两个面板受到剪切作用而发生倾斜,并且出现了变形,应力集中发生在面板和芯材的结合处。相较于李鸿顺等^[33]

的有限元模型,匡宁等^[34]将整体中空复合材料的芯材简化为双菱形,建立了中空复合材料的有限元模型,预测了复合材料的剪切刚度、强度以及各组分材料的应力分布和破坏模式。并且用双层剪切试验测定了三维整体中空复合材料的剪切性能,得到了剪切工况下的芯材变形过程(图9^[34]),也得到了经向和纬向剪切工况下复合材料试件的破坏模式(图10^[34])。



(a) 结构基体应力云图

(b) 纤维x向应力云图

图8 纬向侧压应力云图

Fig.8 Lateral compressive stress of weft

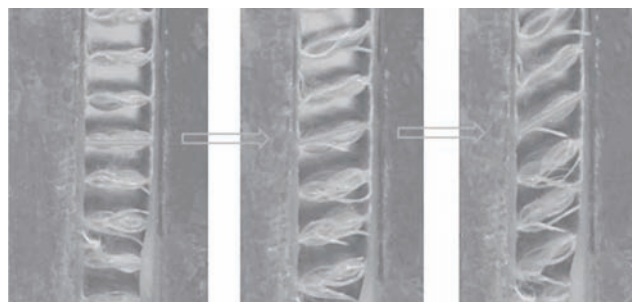
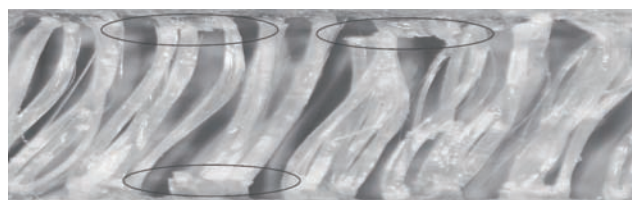


图9 芯材剪切变形过程

Fig.9 Core shear deformation process



(a) 经向剪切工况下试件的破坏模式



(b) 纬向剪切工况下试件的破坏模式

图10 剪切工况下中空复合材料的破坏模式

Fig.10 Failure modes of hollow composites under shear condition

中空复合材料的弯曲性能

张守玉等^[35]研究了树脂含量及分布对三维整体中空复合材料弯曲性能的影响,得到了不同树脂含量的三维整体中空复合材料正反方向弯曲的破坏形式,如图 11 所示^[35]。结果表明,随着树脂含量增加,三维中空复合材料的弯曲性能明显提高,并且反向弯曲强度提高的幅度更大。与传统的三维整体中空复合材料不同, Hassanzadeh 等^[36-37]对芯材为“U”字形和“V”字形的三维整体中空复合材料进行了三点弯曲试验和有限元分析,如图 12 所示^[36-37],分析了不同厚度、不同形状中空复合材料的弯曲性能。Corigliano 等^[38]研究了填充聚氨酯泡沫的中空复合材料的力学性能,并进行了三点弯曲和四点弯曲试验以及有限元模拟计算,结果表明,填充后复合材料的刚度和强度性能大幅度提高。此外, Judawisastra 等^[39]研究了填充聚亚安酯泡沫的中空复合材料的弯曲疲劳性能,并对比分析了静态三点弯曲和疲劳性能,探讨了中空复合材料性能退化的规律。

Li 等^[40]研究了高度分别是 3mm、6mm 和 10mm 3 种情况下中空复合材料在室温(20℃)和液氮温度(-196℃)下的弯曲性能,试验装置如图 13 所示^[40]。结果表明,中空复合材料在液氮温度下的弯曲性能比室温下的弯曲性能有显著提高,并且芯材高度对液氮温度和室温下的弯曲性能影响都很大。同时,三维整体中空复合材料的失效破坏模式与芯材高度和温度有关。在室温下,观察到了不同芯材高度复合材料的 3 种典型失效模式。在液氮温度下,复合材料显示出逐渐失效的过程,该过程从压缩面的外层延伸到芯层。此外,脆性破坏特征变得更加明显,界面黏附能力显著提高。紧接着, Li 等^[41]通过三维整体中空复合材料的

三点弯曲试验,研究了面板厚度对复合材料弯曲性能及失效机理的影响。结果表明,面板厚度是影响中空复合材料弯曲性能的一个重要因素,具有厚面板的复合材料的抗弯曲性能显著提高。

蒋家松^[42]对表层加厚叠经织物和多层间隔叠经织物复合材料进行

了四点弯曲性能测试,结果表明,随着材料表层的加厚和材料间隔层数的增加,材料的杨氏模量和最大抗弯载荷显著增加。刘畅等^[43]提出了预测整体中空复合材料经向弯曲刚度的理论方法,建立了复合材料宏观弯曲刚度和面板弯曲刚度的关系式,预测了复合材料的经向弯曲刚度,并对

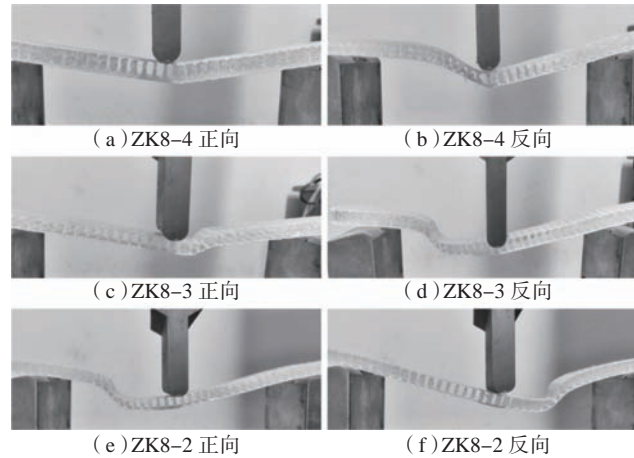


图 11 三维中空复合材料弯曲破坏形式

Fig.11 Flexural failure form of 3D sandwich woven composites

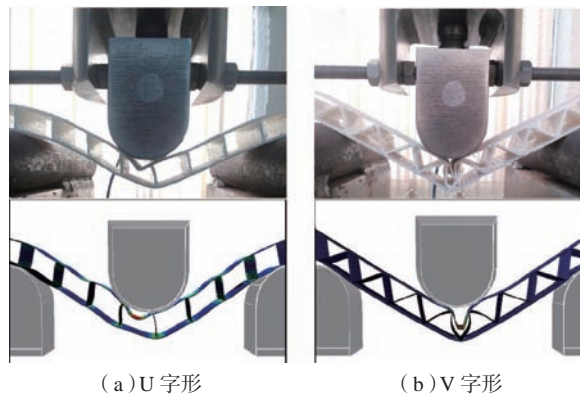


图 12 试验和模拟下的复合材料变形

Fig.12 Deformed composite samples in both experimental and simulated conditions

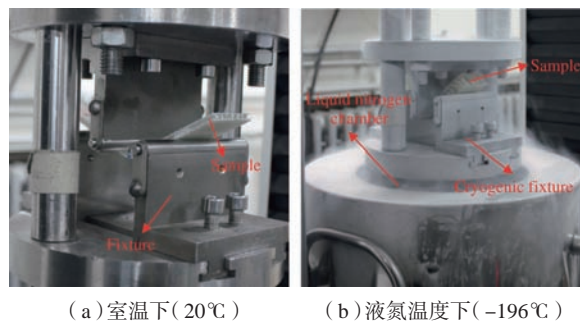


图 13 三点弯曲试验装置

Fig.13 Experimental devices for three-bending testing

中空复合材料进行了四点弯曲试验。刘静^[44]对三维整体中空复合材料进行了四点弯曲试验(图14^[44]),得到了三维中空复合材料的弯曲刚度和面板强度,指出整体中空复合材料的纬向弯曲性能比经向弯曲性能优越。

中空复合材料的冲击性能

三维中空复合材料与传统蜂窝、泡沫等夹芯复合材料相比,具有结构不易分层、抗冲击性能好等优点^[45-48]。与大多数纤维增强复合材料一样,三维整体中空复合材料对冲击载荷,特别是低速冲击载荷比较敏感^[49-50]。Kang等^[51]研究了多层经编织复合材料和机织复合材料层合板的冲击能量吸收及冲击损伤容限性能。结果表明,多层经编织复合材料具有较小的分层面积,并具有比层合板更高的分层能量和抗冲击性能。Vaidya等^[52]研究了不同厚度的中空复合材料低速冲击性能。结果表明,中空复合材料比传统夹芯结构复合材料具有更好的抗冲击性能,并且冲击损伤具有明显的局部性。Vaidya等^[53]将聚氨酯泡沫填充在三维机织中空复合材料中,并对其进行了低速冲击试验,然后与未填充聚氨酯泡沫的三维机织中空复合材料进行对比。结果表明,填充聚氨酯泡沫后三维机织中空复合材料的抗冲击性能显著提高。

张福乐等^[54]研究了材料厚度、基体含量和冲击能量等对中空复合材料冲击防护性能的影响。曹海建等^[55-56]对厚度分别为5mm、6mm和7mm的中空复合材料进行了不同能量下的低速冲击试验,其损伤破坏形貌如图15和图16所示^[54]。并且将7mm厚的中空复合材料进行了含铝蒙皮前后低速冲击对比试验。结果表明,不同能量对三维中空复合材料的损伤破坏程度差别很大。厚度为5mm的三维中空复合材料,当冲击能量从1J逐渐增大到10J时,中

空复合材料由无损伤状态变为目视可检损伤状态,最后处于穿透损伤状态。含铝蒙皮的三维中空复合材料的抗冲击性能明显增强,复合材料的最大冲击载荷和初始损伤能量大幅度提高。曹海建等^[57]研究了低速冲击后三维中空复合材料的剩余压缩强度,并对压缩破坏损伤进行了研究,分析了复合材料的压缩破坏机理。

Li等^[58-59]对具有6种类型芯材高度的三维整体中空复合材料在室温和液氮温度(-196℃)下进行了夏比冲击试验,通过复合材料的宏观断裂形态(图17和图18^[58-59])和SEM照片分析了复合材料的变形和破坏

机理。结果表明,随着芯材高度的增加,室温和液氮温度下的冲击能量增加,同时,液氮温度下的冲击性能比室温下的冲击性能提高更显著。此外,在室温下,面板的穿透断裂,基体开裂(Matrix cracking)、纤维断裂(Fiber fracture)、纤维与基体间界面脱胶开裂(Interfacial debonding)是主要的损伤和破坏模式。然而,在液氮温度下,基体破碎主导着失效,纤维断裂较少,脆性断裂变得更加明显。随着芯材高度的增加,复合材料的失效强度在室温和液氮温度下显著降低。

结论

本文主要从试验和有限元两方

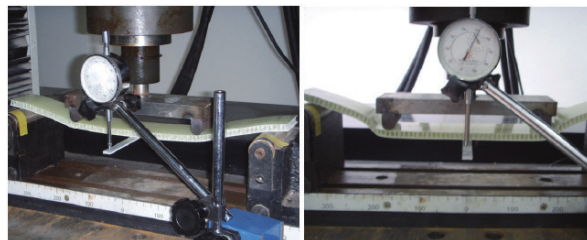


图14 四点弯曲试验装置及破坏形式

Fig.14 Fixture and form of destruction for four-bending testing

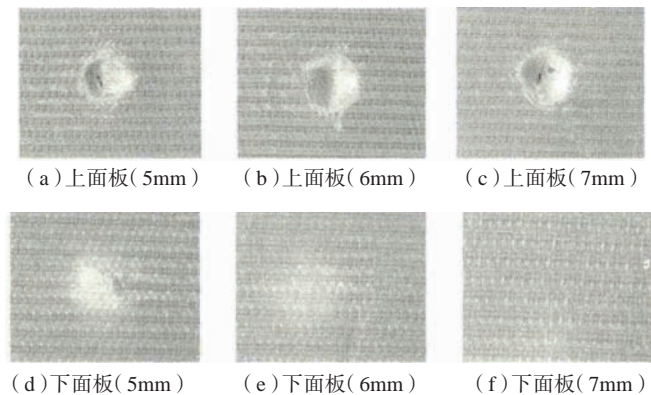
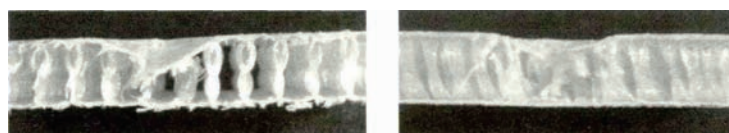


图15 三维整体中空复合材料在低速冲击时上下面板的破坏

Fig.15 Failure of upper and lower panels of three-dimensional integrated hollow composite material suffering low-velocity impact loads



(a) 经向截面破坏形式 (b) 纬向截面破坏形式

图16 三维整体中空复合材料在低速冲击下经、纬向截面破坏形式

Fig.16 Warp and weft section damage picture of three-dimension integrated hollow sandwich composites suffering low-velocity impact loads

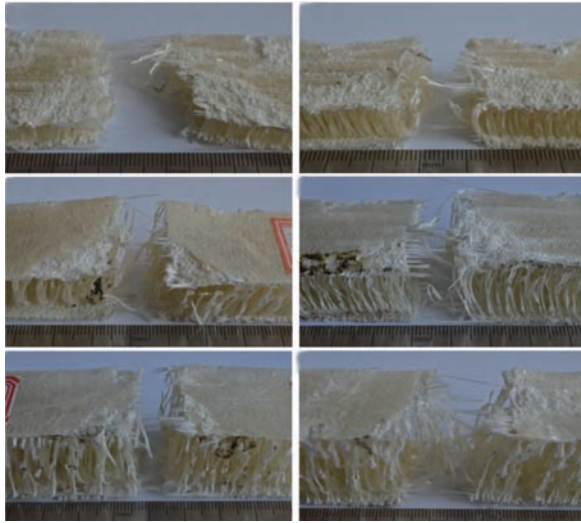


图17 中空复合材料在室温下的冲击破坏照片

Fig.17 Impact fracture photographs of composites at room temperature

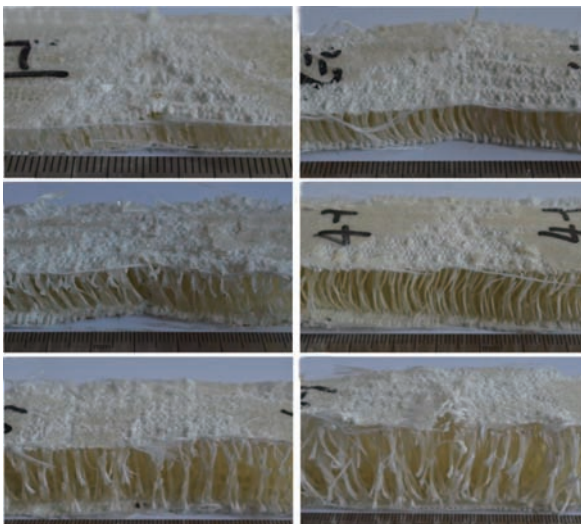


图18 中空复合材料在液氮温度下的冲击破坏照片

Fig.18 Impact fracture photographs of composites at liquid nitrogen temperature

面介绍了三维整体中空复合材料的平压性能、侧压性能、剪切性能、弯曲性能以及冲击性能等力学性能研究进展。研究人员通过设计芯材高度、芯材密度、芯材形状、面板厚度、树脂含量和织物厚度匹配等参数,分析了三维整体中空复合材料在平压、侧压、剪切、弯曲和冲击等载荷作用下的损伤破坏模式。但对三维整体中空复合材料失效破坏机理的研究工作比较欠缺,许多结构失效机理还不明确,需要进一步完善和扩展。三维整体中空复合材料对极端条件下(主要包括低温与高温等环境)力学性

能和时间因素影响的研究工作比较欠缺。除此之外,本文主要是针对其静态力学特性,对于复杂和动态载荷考虑不全面。研究人员主要是对三维整体中空复合材料在低速冲击载荷下的损伤破坏进行了研究,对高速冲击及爆炸载荷作用下的力学行为研究较少。因此,对于三维整体中空复合材料的研究范围还需扩大,深度还需加强。

三维整体中空复合材料因具有高的比强度、比刚度,特别是整体性、抗分层、抗冲击以及可设计性等优点,并且与传统的夹芯材料相比,具

有优异的力学性能,因此其将会广泛应用在航空航天、军工、船舶、体育用品、交通和建筑等领域,并成为应用前景最广泛的材料之一。

参考文献

[1] YU K J, CAO H J, QIAN K, et al. Manufacturing and flat-wise compression performance of modified 3D integrated sandwich fabric composites[J]. *Fibers & Textiles in Eastern Europe*, 2014, 105(3): 98-102.

[2] VAN VUURE A W, PFLUG J, IVENS J A, et al. Modelling the core properties of composite panels based on woven sandwich-fabric preforms[J]. *Composites Science and Technology*, 2000, 60(8): 1263-1276.

[3] 朱波. 整体中空夹层复合材料低速冲击性能及剩余强度研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.

ZHU Bo. Investigation and numerical evaluation on low-velocity impact and strength after-impact of hollow integrated sandwich composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.

[4] 许建伟, 李春林, 高凌, 等. 三维织物复合材料天线罩的应用研究[J]. *电子机械工程*, 2018, 34(2): 36-39.

XU Jianwei, LI Chunlin, GAO Ling, et al. Study on application of 3D fabric composite radome[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2018, 34(2): 36-39.

[5] HOSUR M V, ABDULLAH S, JEELANI S. Manufacturing and low velocity impact characterization of foam filled 3D integrated core sandwich composites with hybrid face sheets[J]. *Composite Structures*, 2005, 69(2): 167-181.

[6] 张超, 许希武, 许晓静. 三维多向编织复合材料宏观力学性能有限元分析研究进展[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(5): 1241-1251.

ZHANG Chao, XU Xiwu, XU Xiaojing. Research progress in finite element analysis on macro-meso mechanical properties of 3D multi-directional braided composites[J]. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2015, 32(5): 1241-1251.

[7] 匡宁, 周光明, 张立泉, 等. 整体夹芯中空复合材料的开发与应用[J]. *玻璃纤维*,

2007(5): 15–20.

KUANG Ning, ZHOU Guangming, ZHANG Liquan, et al. Development and application of integrated hollow core sandwich composite[J]. *Fiber Glass*, 2007(5): 15–20.

[8] 周红涛. 整体中空夹层复合材料低速冲击性能的研究 [D]. 无锡: 江南大学, 2009.

ZHOU Hongtao. Research the low-velocity impact performance of hollow integrated core sandwich composites[D]. Wuxi: Jiangnan University, 2009.

[9] 祝成炎, 谭冬宜, 田伟, 等. 三维正交整体夹芯机织物的结构设计及织造 [J]. *纺织学报*, 2006, 27(12): 9–13.

ZHU Chengyan, TAN Dongyi, TIAN Wei, et al. Structural design and weaving methods of 3D orthogonal integrated cellular woven fabrics[J]. *Journal of Textile Research*, 2006, 27(12): 9–13.

[10] MOUNTASIR A, HOFFMANN G, CHERIF C, et al. Competitive manufacturing of 3D thermoplastic composite panels based on multi-layered woven structures for lightweight engineering[J]. *Composite Structures*, 2015, 133: 415–424.

[11] DRECHSLER K, BRANDT J, ARENDTS F J. Integrally woven sandwich-structures[C]//Proceedings of ECCM3 Third European Conference on Composite Materials. Bordeaux, 1989.

[12] VAN VUURE A W, IVENS J A, VERPOEST I. Mechanical properties of composite panels based on woven sandwich-fabric preforms[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2000, 31(7): 671–680.

[13] 周正亮, 张守玉, 陈同海, 等. 铺层结构对三维中空夹层复合材料压缩性能的影响 [J]. *工程塑料应用*, 2017, 45(6): 56–60.

ZHOU Zhengliang, ZHANG Shouyu, CHEN Tonghai, et al. Influence of layer structure on compressive strength of 3D hollow sandwich woven composite[J]. *Engineering Plastics Application*, 2017, 45(6): 56–60.

[14] ZHAO C Q, LI D S, GE T Q, et al. Experimental study on the compression properties and failure mechanism of 3D integrated woven spacer composites[J].

Materials and Design, 2014, 56: 50–59.

[15] 曹海建. 三维机织整体中空复合材料的结构及性能研究 [D]. 无锡: 江南大学, 2010.

CAO Haijian. Structures and properties of three-dimension woven integrated sandwich composites[D]. Wuxi: Jiangnan University, 2010.

[16] 曹海建, 钱坤, 魏取福, 等. 三维整体中空复合材料压缩性能的有限元分析 [J]. *复合材料学报*, 2011, 28(1): 230–234.

CAO Haijian, QIAN Kun, WEI Qufu, et al. Finite element analysis of the compressive properties of 3D integrated sandwich composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2011, 28(1): 230–234.

[17] 冯古雨, 钱坤, 曹海建, 等. 中空复合材料压缩性能及有限元分析 [J]. *宇航材料工艺*, 2017(3): 29–32.

FENG Guyu, QIAN Kun, CAO Haijian, et al. Compression property testing and FEM analysis of hollow composite[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2017(3): 29–32.

[18] 曹海建, 冯古雨, 俞科静, 等. 碳纤维/环氧树脂基中空夹芯复合材料压缩性能的有限元法研究 [J]. *纺织学报*, 2015, 36(9): 50–54.

CAO Haijian, FENG Guyu, YU Kejing, et al. Compressive properties of carbon fiber/epoxy resin hollow sandwich composites based on finite element software[J]. *Journal of Textile Research*, 2015, 36(9): 50–54.

[19] 薄晓莉. 整体中空夹层复合材料力学性能的数值分析与实验研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.

BO Xiaoli. Experimental and numerical evaluation on mechanical property of hollow integrated sandwich composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.

[20] VELECELA O, SOUTIS C. Prediction of crushing morphology of GRP composite sandwich panels under edgewise compression[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2007, 38(7/8): 914–923.

[21] LI M, WANG S K, ZHANG Z G, et al. Effect of structure on the mechanical behaviors of three-dimensional spacer fabric composites[J]. *Applied Composite Materials*, 2009, 16(1): 1–14.

[22] 周红涛. 整体中空夹层复合材料侧压性能的研究 [J]. *山东纺织科技*, 2011(1): 54–56.

ZHOU Hongtao. Study on the performance of leather woven base cloth[J]. *Shandong Textile Science & Technology*, 2011(1): 54–56.

[23] 钟崇岩, 曹海建, 李娟. 组织结构对三维整体中空复合材料压缩性能的影响 [J]. *材料导报*, 2012, 26(20): 279–281.

ZHONG Chongyan, CAO Haijian, LI Juan. Influence of organization structures on compressive property of 3-D integrated sandwich composites[J]. *Materials Review*, 2012, 26(20): 279–281.

[24] 陈红霞, 曹海建. 芯材结构对三维中空夹芯复合材料压缩性能的影响 [J]. *机械工程材料*, 2016, 40(3): 82–106.

CHEN Hongxia, CAO Haijian. Influence of pile structure on compressive properties of three dimension hollow sandwich composite[J]. *Material of Mechanical Engineering*, 2016, 40(3): 82–106.

[25] 廖春晓, 蒋家松, 周罗庆. 嵌入式增强多层整体机织中空复合材料及其抗压性能的研究 [J]. *材料导报*, 2012, 26(19): 405–409.

LIAO Chunxiao, JIANG Jiasong, ZHOU Luoqing. Design and compressive performance study of multi-layer overlapping warp embedded enhancing integrated woven composite[J]. *Materials Review*, 2012, 26(19): 405–409.

[26] 王婷婷. 整体中空双夹层复合材料力学性能研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

WANG Tingting. Investigation of mechanical properties or 3D two-layer hollow integrated sandwich composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.

[27] 匡宁, 周光明, 张立泉, 等. 三维中空复合材料力学性能研究 [J]. *材料工程*, 2007(S1): 117–120.

KUANG Ning, ZHOU Guangming, ZHANG Liquan, et al. Investigation on mechanical properties of 3-D sandwich woven composites[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2007(S1): 117–120.

[28] 匡宁, 张建钟, 杨朝坤, 等. 整体夹芯中空复合材料的研究 [J]. *航空制造技术*,

2007, 50(S1): 53–56.

KUANG Ning, ZHANG Jianzhong, YANG Chaokun, et al. Investigation on the hollow integrated sandwich composites[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2007, 50(S1): 53–56.

[29] 钟志珊. 整体中空夹层复合材料力学性能研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.

ZHONG Zhishan. Investigation on mechanical property of hollow integrated sandwich composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.

[30] 曹海建, 钱坤, 盛东晓, 等. 芯材高度对整体中空复合材料力学性能的影响 [J]. *上海纺织科技*, 2010, 38(9): 54–57.

CAO Haijian, QIAN Kun, SHENG Dongxiao, et al. Influence of core height on the mechanical properties of 3D integrated hollow composites[J]. *Shanghai Textile Science & Technology*, 2010, 38(9): 54–57.

[31] 庄桂增, 孙志杰, 王绍凯, 等. 三维间隔连体织物泡沫夹层结构复合材料的基本力学特性 [J]. *复合材料学报*, 2009, 26(5): 27–32.

ZHUANG Guizeng, SUN Zhijie, WANG Shaokai, et al. Experimental study on the basic mechanical characteristics of foam filled 3-D spacer fabric composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2009, 26(5): 27–32.

[32] 袁铁军, 周来水, 郑伟峰, 等. 面板增强中空复合材料构件微波成形工艺 [J]. *中国机械工程*, 2016, 27(4): 544–548.

YUAN Tiejun, ZHOU Laishui, ZHENG Weifeng, et al. Microwave molding process for facesheet-reinforced spacer fabric composite component[J]. *Chinese Mechanical Engineering*, 2016, 27(4): 544–548.

[33] 李鸿顺, 曹海建, 钱坤, 等. 整体中空复合材料有限元模型的建立 [J]. *材料导报*, 2010, 24(16): 265–267.

LI Hongshun, CAO Haijian, QIAN Kun, et al. The finite element model of integrated hollow core sandwich composites[J]. *Materials Review*, 2010, 24(16): 265–267.

[34] 匡宁, 刘畅, 周光明. 整体中空夹层复合材料剪切性能研究 [J]. *南京理工大学学报*, 2017, 41(5): 653–665.

KUANG Ning, LIU Chang, ZHOU

Guangming. Study on shear performance of hollow integrated sandwich composite[J]. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2017, 41(5): 653–665.

[35] 张守玉, 周正亮, 耿杰, 等. 树脂含量及分布对三维中空复合材料性能的影响 [J]. *材料导报*, 2016, 30(27): 376–378.

ZHANG Shouyu, ZHOU Zhengliang, GENG Jie, et al. Influence of resin content and distribution on the property of 3D sandwich woven composite[J]. *Materials Review*, 2016, 30(27): 376–378.

[36] HASSANZADEH S, HASANI H, ZARREBINI M. Thermoset composites reinforced by innovative 3D spacer weft-knitted fabrics with different cross-section profiles: Materials and manufacturing process[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2016, 91: 65–76.

[37] HASSANZADEH S, HASANI H, ZARREBINI M. Mechanical characterization of innovative 3D multi-cell thermoset composites produced with weft-knitted spacer fabrics[J]. *Composite Structures*, 2018, 184: 935–949.

[38] CORIGLIANO A, RIZZI E, PAPA E. Experimental characterization and numerical simulations of a syntactic-foam/glass-fibre composite sandwich[J]. *Composites Science and Technology*, 2000, 60(11): 2169–2180.

[39] JUDAWISASTRA H, IVENS J, VERPOEST I. The fatigue behavior and damage development of 3D woven sandwich composites[J]. *Composite Structures*, 1998, 43(1): 35–45.

[40] LI D S, ZHAO C Q, JIANG L, et al. Experimental study on the bending properties and failure mechanism of 3D integrated woven spacer composites at room and cryogenic temperature[J]. *Composite Structures*, 2014, 111: 56–65.

[41] LI D S, ZHAO C Q, JIANG L, et al. Fabrication, properties and failure of 3D integrated woven spacer composites with thickened face sheets[J]. *Materials Letters*, 2015, 148: 103–105.

[42] 蒋家松. 叠经中空结构机织复合材料的结构设计及力学性能研究 [D]. 无锡: 江南大学, 2012.

JIANG Jiasong. Development and

mechanical behavior of a overlapping warp 3D woven composite[D]. Wuxi: Jiangnan University, 2012.

[43] 刘畅, 周光明, 王狄辉, 等. 整体中空夹层复合材料经向弯曲刚度的预测 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2016, 48(4): 558–562.

LIU Chang, ZHOU Guangming, WANG Dihui, et al. Prediction of warp hollow integrated bending modulus for sandwich composites[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics*, 2016, 48(4): 558–562.

[44] 刘静. 整体中空层连复合材料结构与性能的研究 [D]. 无锡: 江南大学, 2008.

LIU Jing. Study of hollow integrated sandwich composites structure and property[D]. Wuxi: Jiangnan University, 2008.

[45] NI C Y, LI Y C, XIN F X, et al. Ballistic resistance of hybrid-cored sandwich plates: Numerical and experiment assessment[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2013, 46: 69–79.

[46] FAN H L, ZHAO L, CHEN H L, et al. Dynamic compression failure mechanisms and dynamic effects of integrated woven sandwich composites[J]. *Journal of Composite Material*, 2014, 48(4): 427–437.

[47] WANG B, WU L Z, MA L, et al. Low-velocity impact characteristics and residual tensile strength of carbon fiber composite lattice core sandwich structures[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2011, 42(4): 891–897.

[48] 刘杨, 曾卓, 陆晓峰, 等. 空爆载荷下点阵夹层结构式舱壁安装方式研究 [J]. *南京工业大学学报(自然科学版)*, 2017, 39(4): 79–85.

LIU Yang, ZENG Zhuo, LU Xiaofeng, et al. Installation research of lattice sandwich structure bulkheads under blast loading[J]. *Journal of Nanjing University of Technology (Natural Science Edition)*, 2017, 39(4): 79–85.

[49] SHYR T W, PAN Y H. Low velocity impact responses of hollow core sandwich laminate and interplay hybrid laminate[J]. *Composite Structures*, 2004, 64(2): 189–198.

[50] 马丕波, 蒋高明, 高哲, 等. 纺织结构复合材料冲击拉伸研究进展 [J]. *力学进展*, 2013, 43(3): 329–357.

- MA Pibo, JIANG Gaoming, GAO Zhe, et al. Advances in impact tensile properties of 3-D textile structural composites[J]. *Advances in Mechanics*, 2013, 43(3): 329-357.
- [51] KANG T J, KIM C. Energy-absorption mechanisms in Kevlar multiaxial warp-knit fabric composites under impact loading[J]. *Composites Science and Technology*, 2000, 60(5): 773-784.
- [52] VAIDYA U K, HOSUR M V, EARL D, et al. Impact response of integrated hollow core sandwich composite panels[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2000, 31(8): 761-772.
- [53] VAIDYA A S, VAIDYA U K, UDDIN N. Impact response of three-dimensional multifunctional sandwich composite[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2008, 472(1/2): 52-58.
- [54] 张福乐, 林蓝天, 薛亚静, 等. 整体中空夹层复合材料冲击防护性能研究[J]. *上海纺织科技*, 2015, 43(8): 14-17.
- ZHANG Fule, LIN Lantian, XUE Yajing, et al. Study on the impact protection performance of integrated hollow core sandwich composite[J]. *Shanghai Textile Science & Technology*, 2015, 43(8): 14-17.
- [55] 曹海建, 钱坤, 魏取福, 等. 三维整体中空复合材料低速冲击性能[J]. *纺织学报*, 2009, 30(10): 70-74.
- CAO Haijian, QIAN Kun, WEI Qufu, et al. Low-velocity impact property of 3-D integrated hollow sandwich composites[J]. *Journal of Textile Research*, 2009, 30(10): 70-74.
- [56] 曹海建, 陈红霞, 钱洪浩. 芯材高度对三维中空夹层复合材料低速冲击性能的影响[J]. *宇航材料工艺*, 2014(6): 71-75.
- CAO Haijian, CHEN Hongxia, QIAN Honghao. Influence of pile height on low-velocity impact properties of three dimension hollow sandwich composites[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2014(6): 71-75.
- [57] 曹海建, 钱坤, 魏取福, 等. 低速冲击后三维中空夹层复合材料的压缩损伤容限[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2010(5): 11-15.
- CAO Haijian, QIAN Kun, WEI Qufu, et al. Compressive damage tolerance of 3-D hollow sandwich composites after low-velocity impact[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2010(5): 11-15.
- [58] LI D S, ZHAO C Q, JIANG N, et al. Experimental Study on the Charpy impact failure of 3D integrated woven spacer composite at room and liquid nitrogen temperature[J]. *Fibers and Polymers*, 2015, 16(4): 875-882.
- [59] LI D S, JIANG N, JIANG L, et al. Static and dynamic mechanical behavior of 3D integrated woven spacer composites with thickened face sheets[J]. *Fibers and Polymers*, 2016, 17(3): 460-468.
- 通讯作者: 郭章新, E-mail: woxintanran215@163.com.

Research Progress on Mechanical Properties of Three-Dimension Integrated Hollow Sandwich Composites

GUO Zhangxin^{1,2,3}, LI Zhonggui^{1,2}, CUI Junjie^{1,4}, ZHU Ming^{1,3}, HE Qi^{1,3}, LI Yongcun^{1,4}, LUAN Yunbo^{1,3}

(1. Institute of Applied Mechanics, College of Mechanical and Vehicle Engineering, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China;

2. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

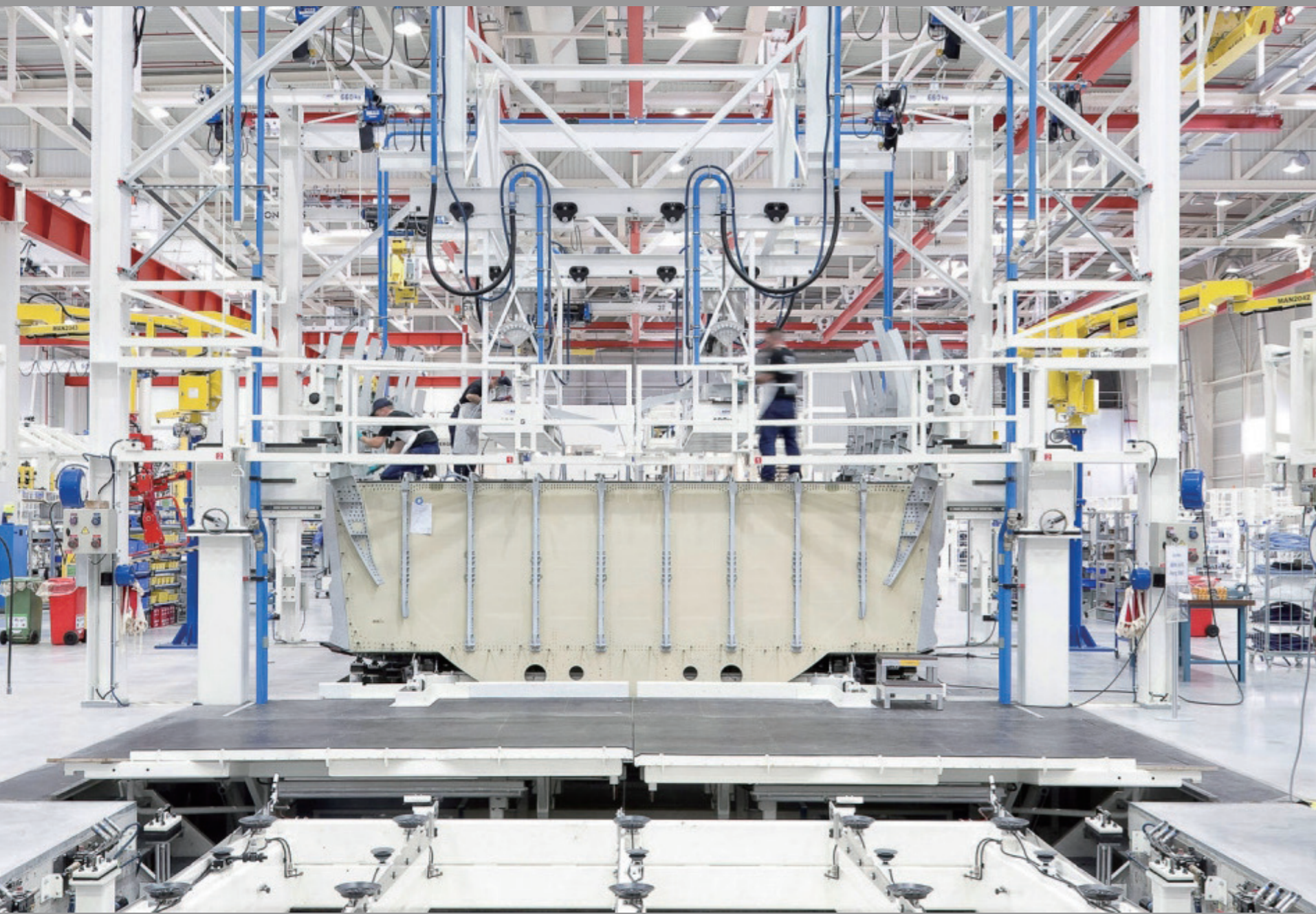
3. Shanxi Key Laboratory of Material Strength & Structural Impact, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China;

4. National Demonstration Center for Experimental Mechanics Education, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China)

[ABSTRACT] The three-dimension integrated hollow sandwich composites is a novel sandwich structure material, which is obtained by interweaving the core material and the upper and lower panels together, and the core material and the panel become a unitary structure. The panel of the three-dimension integrated hollow sandwich composites is integrated with the core material and is formed by one-time curing, so that it has excellent properties such as resistance to delamination, impact resistance, and high damage tolerance. Studying the mechanical properties of three-dimension integrated hollow sandwich composites has important guiding significance for its structural design and application. In this paper, the research progress of mechanical properties of three-dimension integrated hollow sandwich composites in terms of flatwise compression, side compressive, shear, bending and impact properties were introduced in detail, and the existing problems are pointed out, to provide direction for future research.

Keywords: Three-dimension integrated hollow sandwich composites; Flatwise compressive property; Side compressive property; Shear property; Flexural property; Impact property

(责编 李丹)



复材结构与制造

Composites Structure and Manufacturing

飞机复合材料结构需能承受飞行中的复杂载荷,满足长服役寿命和高可靠性要求。制造过程中受到成型、加工和装配等影响极易产生缺陷和损伤,削弱其可靠性。因此,一体化设计、整体化制造成为复合材料结构的发展方向。



高性能纤维增强树脂基复合材料 3D打印*

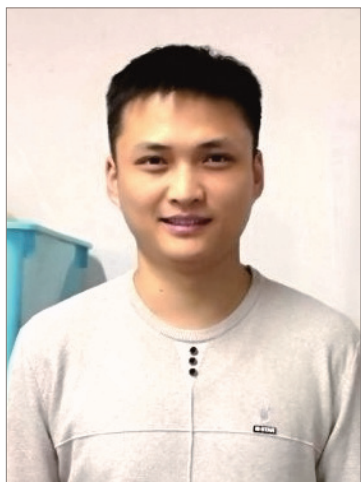
明越科,段玉岗,王 奔,肖 鸿,张小辉

(西安交通大学机械制造系统工程国家重点实验室,西安 710049)

[摘要] 3D 打印技术是一种逐层成形的增材制造技术,而纤维增强树脂基复合材料是一种力学性能优异的先进结构材料,结合 3D 打印的工艺先进性和纤维的材料性能优势,提出新型的纤维增强树脂基复合材料 3D 打印工艺,为进一步促进两者共同发展与应用提供了可能。综述并分析了纤维增强树脂基复合材料 3D 打印技术的研究现状与瓶颈,提出了一种连续纤维增强热固性树脂基复合材料 3D 打印工艺,将 3D 打印丝材制备、3D 打印预成型体、3D 打印预成型体固化分隔成 3 个独立的模块,并根据不同模块设计搭建了不同的试验平台及设备,成功制备得到了连续纤维增强热固性树脂基复合材料 3D 打印构件,还测试得出其(纤维含量为 52%)拉伸强度及拉伸模量分别达到 1325.14MPa 和 100.28GPa;弯曲强度及弯曲模量分别为 1078.03MPa 和 80.01GPa;层间剪切强度为 58.89MPa。大幅提高了纤维增强树脂基复合材料 3D 打印成型构件的力学性能。

关键词: 3D 打印;纤维增强;热塑性复合材料;热固性复合材料;力学性能

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.034



明越科

硕士研究生,研究方向为复合材料成型与 3D 打印。

3D 打印技术作为引领第 4 次工业革命的重要标志之一,正凭借其智能化优势快速抢占其他领域^[1-5]。3D 打印耗材成为了限制其进一步发展和应用的瓶颈。按照材料属性,将其分为金属和非金属两种。目前,常用的 3D 打印非金属耗材多为纯热塑性丝材,包括丙烯腈-丁二烯-苯乙烯共聚物(ABS)、聚乳酸(PLA)等,其制件存在承载能力弱,层间性能差,强度及硬度较低等缺陷^[6-7]。改善方法之一是利用力学性能优异的纤维作为增强材料,复合热塑性或热固性树脂基体,形成纤维增强树脂基复合材料,然后通过 3D 打印成型实体构件^[8-10]。纤维的作用是用于增强负载能力,提高拉伸、弯曲强度及模量等力学性能;树脂基体则用于结合、保护纤维,并且均匀地传递

与分配载荷。

因此,结合 3D 打印技术的成型工艺先进性和纤维增强树脂基复合材料的材料力学性能优势,提出新型的纤维增强树脂基复合材料 3D 打印成型工艺为实现复合材料低成本快速制造提供了可能性。

近年来,纤维增强树脂基复合材料 3D 打印技术取得了一定的发展和成果。截至目前,短切纤维增强热塑性和热固性树脂基复合材料 3D 打印技术,以及连续纤维增强热塑性树脂基复合材料 3D 打印技术均已经实现。然而,关于连续纤维增强热固性树脂基复合材料 3D 打印技术的文献则相对较少。本文针对纤维增强树脂基复合材料 3D 打印技术发展现状进行了综述分析,并首次提出了一种连续纤维增强热固性树脂

* 基金项目:国家重点研发计划(2016YFB1100902)。

基复合材料 3D 打印工艺,设计并搭建了相关试验设备,还对其制备的复合材料构件进行了多种测试以获得其相应的力学性能表征,最后对纤维增强树脂基复合材料 3D 打印技术进行了总结和展望。

纤维增强树脂基复合材料 3D 打印研究现状

1 短切纤维增强热塑性树脂基复合材料 3D 打印

北京航空航天大学 Zhong 等^[11]通过将短切玻璃纤维加入到 ABS 当中,制备短切玻璃纤维增强 ABS 基复合材料丝材,并且成功通过熔融沉积成型(FDM)设备进行 3D 打印,显著地提升了所制备复合材料样件的力学强度,其纤维含量为 18% 的样件拉伸强度最高达到 58.6MPa。

美国橡树岭国家重点实验室 Tekinalp 等^[12]将短切碳纤维加入到 ABS 当中,通过 FDM 设备进行 3D 打印,制备出具有高度纤维同向性(91.5%)的复合材料样件,对比传统注塑样件,纤维含量为 40% 的 3D 打印样件的拉伸强度和拉伸模量分别提高了 115% 和 700%,达到 65MPa 和 13.6GPa;而且还通过纤维取向、纤维分布和内部孔隙等微观结构来分析解释了其宏观性能优势。

美国德克萨斯理工大学的 Ning 等^[13]将不同质量分数和长度的短切碳纤维添加到 ABS 树脂基体当中,通过 FDM 设备制备测试样件;对比纯塑料样件、不同纤维长度增强样件以及不同纤维添加量增强样件,研究得出了其对于拉伸性能和弯曲性能的影响,并给出了针对强度、模量、孔隙率等不同指标的不同纤维长度、含量的最优化选择。

2 短切纤维增强热固性树脂基复合材料 3D 打印

美国哈佛大学 Compton 等^[14]

以短切碳纤维为增强材料,热固性环氧树脂为基体,咪唑类化合物为固化剂,在低温下混合后得到类似“墨水”的低黏度混合物,然后基于 FDM 原理进行挤出打印,打印成型的样件先进行中温预固化,然后再进一步高温彻底固化,其纤维含量为 35% 的样件拉伸强度最高达到 66.2 MPa;同时,研究人员还通过对纤维长径比和喷嘴直径的协调,实现了对短切碳纤维增强体的取向控制。

意大利米兰理工大学 Griffini 等^[15]将丙烯酸树脂、光引发剂、环氧树脂及热固化剂共混而成新型光热双固化树脂体系(Interpenetrating Polymer Network, IPN),并用短切碳纤维增强后通过 3D 打印技术成型实体零件,同时在 3D 打印过程中采用紫外光预固化定型,打印完成后再通过热后固化彻底成型。

华中科技大学 Yan 等^[16]发明了一项针对短切纤维增强热固性复合材料成型方法的专利,将整个短切纤维增强热固性复合材料成型过程分成 5 个部分:制备黏合剂和短切纤维的复合粉末、选择性激光烧结成型含孔隙的预成型体、制备液态热固性树脂池浸润预成型体、固化预成型体和后续打磨抛光。

3 连续纤维增强热塑性树脂基复合材料 3D 打印

美国南卫理公会大学 Saari 等^[17]提出一种新型的纤维封装增材制造技术(Fiber Encapsulation Additive Manufacturing, FEAM),可以将连续纤维封装于树脂基体内部并通过 3D 打印成型实体零件;其核心在于额外添加一根空心导引管紧贴着 3D 打印喷嘴并保持同步运动,喷嘴正常打印普通热塑性树脂,连续纤维经过导引管导入并包裹于树脂当中,随树脂一并粘附到打印平台上,从而实现连续纤维增强复合材料 3D 打印。

日本东京理科大学 Matsuzaki

等^[18]利用连续碳纤维作为增强材料和 PLA 作为树脂基体,将两种材料同时提供给 3D 打印机,并在打印之前加热喷嘴,实现纤维浸润过程,浸渍完成后,纤维随树脂一同从喷嘴挤出,粘附于打印平台之上,从而完成连续纤维增强的 3D 打印过程;较传统 3D 打印纯热塑性样件,连续纤维大为增强了其力学性能,纤维含量为 6.6% (体积分数)样件拉伸强度最高达到 185.2MPa。

西安交通大学田小永等^[19]发明了一种连续纤维增强智能复合材料 3D 打印头,可以用热塑性基体材料将连续纤维包覆其中,实现边供给热塑性丝材和连续纤维,边挤出打印成型零件。研究人员利用此 3D 打印头基于 FDM 原理搭建相关试验平台,研究了各工艺参数对复合材料构件力学性能的影响;当纤维含量为 27% 时,其构件拉伸强度和弯曲强度分别达到 220MPa 和 335MPa;最后还针对连续纤维堆积成形的工艺特征,提出了一种回收再制造策略^[20]。

连续纤维增强热固性树脂基复合材料 3D 打印

虽然以上 3 种方式对于复合材料 3D 打印成型构件的力学性能有所增强,由于短切纤维以及热塑性树脂自身存在的诸多缺点,始终无法大幅提高纤维增强树脂基复合材料 3D 打印成型构件的力学性能,使其能够满足工程领域的严苛要求。

而连续纤维增强热固性树脂基复合材料作为综合性能更为优越的复合材料代表之一,既突破了短切纤维的性能局限,又避免了热塑性树脂的自身缺陷,但是关于其运用于 3D 打印技术成型的研究相对较少,一是由于成型方面的困难仍未彻底解决,二是由于热固性树脂涉及到较长时间的聚合交联反应,无法在打印过程中实现即时原位固化。

针对上述问题,本文提出了一种连续纤维增强热固性树脂基复合材料3D打印工艺,以高强度的连续碳纤维干丝复合热固性环氧树脂基体,依次经过3D打印丝材制备、3D打印预成型体、3D打印预成型体固化3个步骤,成功制备得到连续纤维增强热固性树脂基复合材料3D打印实体构件,还测试得出了其包括拉伸、弯曲、层间剪切等诸多力学性能。

1 3D打印工艺原理及试验设备

热塑性树脂的聚合物链依靠分子间作用力缔合,随着温度的升高,分子间作用力迅速减弱,并由此转变为黏流态。因此,热塑性树脂可以通过反复加热和冷却,多次重复成形。然而,不同于热塑性树脂可重复使用的特性,热固性树脂的聚合物链之间由于深度的聚合交联固化反应,导致形成牢固的三维空间网络;因此,一经固化,热固性树脂则无法被再次利用。但在固化之前,其仅仅作作为热固性的预聚物,分子链之间并没有发生聚合交联反应,与热塑性树脂无异。

本文提出的连续纤维增强热固性树脂基复合材料3D打印工艺,即借鉴了热塑性3D打印利用树脂在

玻璃态和黏流态之间的相互转变来实现制丝、打印的原理,同时考虑到后续热固性树脂涉及到的聚合交联固化反应,还单独设计了后固化模块,从而将整个工艺分成3D打印丝材制备、3D打印成型过程、3D打印预成型体固化3个独立的模块。首先,着眼于连续纤维增强热固性树脂基复合材料3D打印丝材的制备;其次,利用制得的丝材基于FDM原理进行3D打印成型,得到预成型实体构件;最后,将预成型体置于高温高压环境下,激活潜伏性固化剂活性,引发聚合交联反应彻底固化成型。

1.1 3D打印丝材制备

作为整个工艺的起点,丝材制备模块由于采用树脂在玻璃态和黏流态之间的相互转变来实现制备过程,故选取常温下为固态的环氧树脂E-20(601)作为热固性树脂基体,其熔点为64~76℃;选取潜伏性热固化剂双氰胺(DICY)作为固化剂,其最低反应温度为150℃,由于分子中氨基和氰基的双重作用导致与E-20在中低温下具有较长的稳定适用期^[21-22]。另外,根据打印效率和打印精度的要求,选择3K碳纤维作为增强材料。

如图1所示,设计并搭建了相关预浸制丝设备。纤维从料卷放出,经输送至熔融树脂槽中,温度控制为(130±5)℃。为避免树脂无法渗透进入纤维束内部的现象,在树脂槽内设置了多个展纱辊,通过多次偏折预浸路径以及配合控制输送张力,可以有效地改善预浸效果。浸渍完热熔树脂后,丝束通过一个微型喷嘴,刮掉多余树脂,并由延展的纤维束重新塑形成圆形,再经冷却凝固、收卷即得到所需的连续纤维增强热固性树脂基复合材料3D打印丝材,其纤维含量达到48%±5%。

1.2 3D打印预成型体

对于3D打印成型模块,同样是利用了E-20在玻璃态和黏流态之间的相互转变,来提供打印过程中所需的黏附力和维持预成型体形状的支撑力。

如图2所示,设计并搭建了基于FDM原理的3D打印设备。预浸制得的3D打印丝材需要预先穿过加热头和打印喷嘴,通过电阻式加热棒在加热头内加热至(130±5)℃,其树脂部分再次熔化成黏流态,在加热头的内部空间形成一个微型熔融树脂槽,纤维束束在加热头及打印喷嘴的共同作用下进行了二次预浸。丝

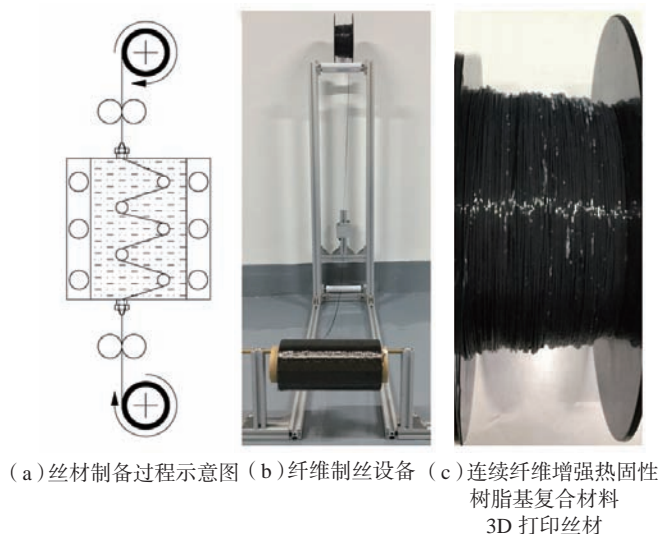


图1 预浸制丝设备
Fig.1 Presoak silk equipment

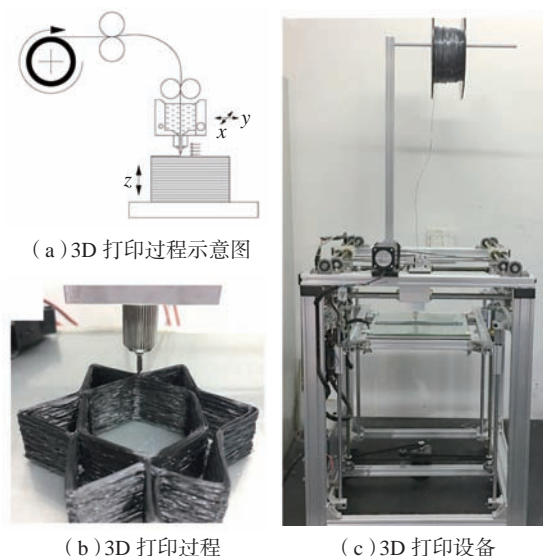


图2 基于FDM原理的3D打印设备
Fig.2 3D printing device based on the principle of FDM

束从打印喷嘴挤出后,迅速冷却并附着于打印平台或前一层上。加热头与 $x-y$ 运动机构链接,可沿由3D模型处理得到的截面轮廓和内部填充轨迹移动。在单层打印完成后,打印平台沿 z 轴方向下降单层厚度的距离,循环上述步骤直到打印完成整个预成型体。

打印完成后,由于发生了二次预浸,刮去少量树脂,预成型体的纤维含量可略微提高至 $52\% \pm 5\%$,而且凭借纤维本身具有一定的强度和韧性,此方法可以制备多种复杂结构的的功能样件,如薄壁结构、中空结构、点阵结构、悬臂结构等。

1.3 3D打印预成型体固化

在预成型体固化模块中,由于采用热引发的固化方式,树脂在高温固化环境当中,依旧会转变成黏流态,而纤维一旦失去了固态树脂的约束,则会产生严重的翘曲变形,并且由于固化环境中还存在真空负压的作用,因此原始预成型体样品更容易发生凹陷或坍塌。

针对如何在高温高压的后固化环境中保持样品原始形状的问题,本文提出了一种纤维增强热固性复合材料3D打印构件后固化方法,并搭建了相关固化设备,如图3所示。利用氯化钠的热稳定性和水溶性,将样品完全埋入其中,通过外接真空泵从侧面抽真空,两端的柔性薄膜不断向内挤压,填充内部空隙和排除空气,由此氯化钠粉末和预成体形成一个致密的整体,从而保持住其原始形状;然后,将整个装置放在烘箱当中,加热至 180°C ,固化1.5h。在固化反应中,DICY中胺上的氢原子与环氧基发生开环反应,胺基与羟基反应生成酰胺,进一步与环氧基反应,经过不断扩散后,持续消耗E-20直到聚合交联反应完成;最后,取出样品,冲洗干燥即得到最终成品。

该方式利用了粉末填充、真空

加压和高温固化的原理,适用于3D打印成型的各类复杂结构部件的后固化处理。氯化钠颗粒直径为 $50\sim 100\mu\text{m}$,保证了固化零件表面的成型质量,且固化工艺过程中没有树脂损失,最终成品的纤维含量不变。

2 3D打印构件力学性能

通过电液伺服力学试验机(MTS SYSTEMS (CHINA) CO., LTD)对制备的复合材料构件进行了包括拉伸测试,三点弯曲测试和层间剪切强度测试在内的多种力学测试以获得其相应的性能表征,如图4所示。

测试结果表明,该3D打印构件的拉伸强度及拉伸模量分别为 1325.14MPa 和 100.28GPa ;弯曲强度及弯曲模量分别为 1078.03MPa 和 80.01GPa ;层间剪切强度为 58.89MPa 。综合了连续碳纤维和热固性环氧树脂的双重优势,将3D打印成型构件的力学性能大幅提升。

经过力学性能测试后,通过电镜观测及CT扫描得到了其预成型体及测试样件破坏截面的微观形貌及内部孔隙,如图5所示。预成型体中,纤维表面仅部分包裹着树脂,孔隙密

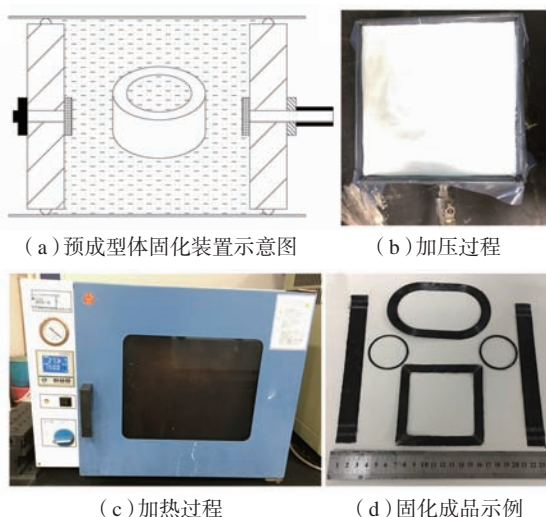


图3 3D打印构件后固化方法

Fig.3 Post curing method of 3D printing structures

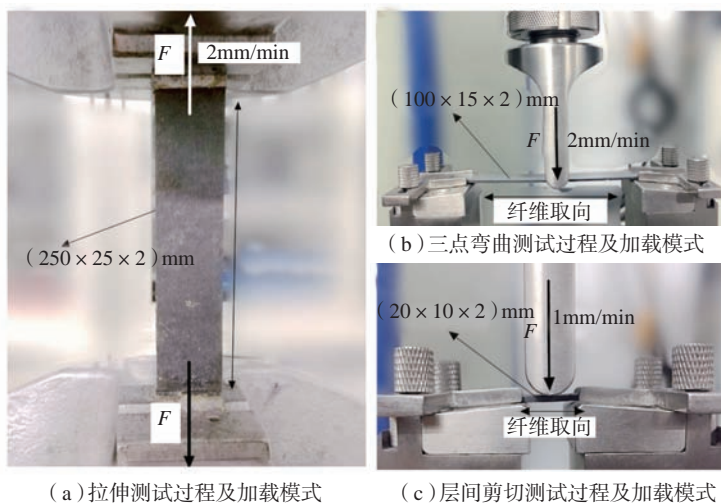


图4 力学测试

Fig.4 Mechanical test

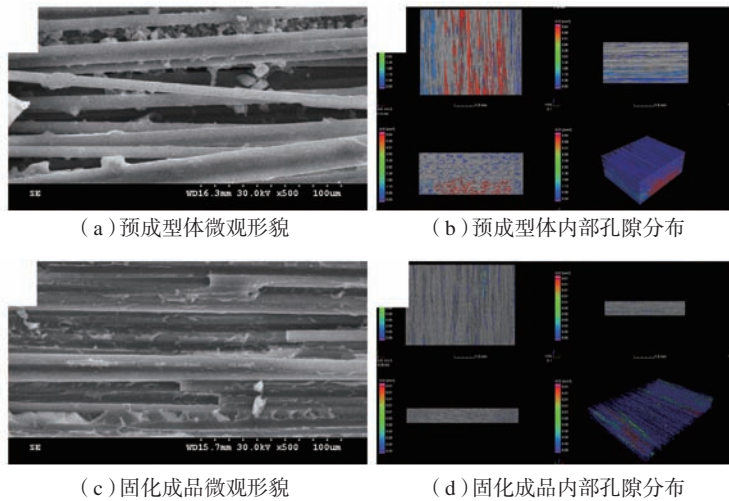


图5 预成型体及测试样件破坏截面的微观形貌及内部孔隙
Fig.5 Sectional microstructure damage and internal porosity of preforming body and testing samples

集, DICY 颗粒零散分布其中; 经过高温高压的热后固化过程, 可以有效地促进树脂流动, 纤维-树脂分布均匀、结合紧密, 孔隙率由 10.05% 降至 2.53%。

结论

纤维增强树脂基复合材料 3D 打印技术是一种复合材料领域和 3D 打印领域交叉应用的前沿技术。本文通过对纤维增强树脂基复合材料 3D 打印技术的研究现状进行综合探讨, 提出了一种连续纤维增强热固性树脂基复合材料 3D 打印工艺, 旨在结合连续纤维、热固性树脂和 3D 打印技术, 实现高性能连续纤维增强热固性树脂基复合材料的低成本快速制造。连续纤维和热固性树脂的材料性能优势弥补了短切纤维和热塑性树脂的不足, 3D 打印技术更是有望替代传统的复合材料预浸带制备、模具成型和热压罐固化的复杂步骤。整个工艺分为 3D 打印丝材制备、3D 打印预成型体、3D 打印预成型体固化 3 个模块, 根据不同模块设计搭建了不同的试验平台及设备, 并成功制备了连续纤维增强热固性树脂基复合材料 3D 打印实体构件, 还测试得出了其(纤维含量为 52%) 拉伸强

度及拉伸模量分别达到 1325.14MPa 和 100.28GPa, 弯曲强度及弯曲模量分别为 1078.03MPa 和 80.01GPa, 层间剪切强度为 58.89MPa, 大幅提高了纤维增强树脂基复合材料 3D 打印成型构件的性能上限, 具有极大的经济价值和发展潜力。

参考文献

[1] 李小丽, 马剑雄, 李萍, 等. 3D 打印技术及应用趋势[J]. 自动化仪表, 2014, 35(1): 1-5.
 LI Xiaoli, MA Jianxiong, LI Ping, et al. 3D printing technology and its application trend[J]. Process Automation Instrumentation, 2014, 35(1): 1-5.
 [2] 张云波, 乔雯钰, 张鑫鑫, 等. 3D 打印用高分子材料的研究与应用进展[J]. 上海塑料, 2015(1): 1-5.
 ZHANG Yunbo, QIAO Wenyu, ZHANG Xinxin, et al. Research and application progress of polymer materials used in 3D printing[J]. Shanghai Plastics, 2015(1): 1-5.
 [3] 李梦倩, 王成成, 包玉衡, 等. 3D 打印复合材料的研究进展[J]. 高分子通报, 2016(10): 41-46.
 LI Mengqian, WANG Chengcheng, BAO Yuheng, et al. Research progress of 3D printing composites[J]. Polymer Bulletin, 2016(10): 41-46.
 [4] 李新, 孙良双, 杨亮, 等. FDM 3D 打印高分子材料改性及应用进展[J]. 胶体与聚合物, 2017(3): 139-141.

LI Xin, SUN Liangshuang, YANG Liang, et al. FDM 3D printing polymer modification progress and application[J]. Chinese Journal of Colloid & Polymer, 2017(3): 139-141.

[5] 郭华清, 徐冬梅. 3D 打印用高分子材料的研究进展[J]. 工程塑料应用, 2016, 44(11): 118-121.

GUO Huaqing, XU Dongmei. Research progress of polymer materials for 3D printing[J]. Engineering Plastics Application, 2016, 44(11): 118-121.

[6] 于晓东, 陈涛, 贾茹. 聚乳酸 3D 打印件材料性能表征[J]. 现代塑料加工应用, 2016, 28(2): 51-53.

YU Xiaodong, CHEN Tao, JIA Ru. Property Characterization of polylactic acid product formed by 3D printing[J]. Modern Plastics Processing & Applications, 2016, 28(2): 51-53.

[7] 乔雯钰, 徐欢, 马超, 等. 3D 打印用 ABS 丝材性能研究[J]. 工程塑料应用, 2016, 44(3): 18-23.

QIAO Wenyu, XU Huan, MA Chao, et al. Research on properties of ABS filament used in 3D printing[J]. Engineering Plastics Application, 2016, 44(3): 18-23.

[8] BLOK L G, LONGANA M L, YU H, et al. An investigation into 3D printing of fibre reinforced thermoplastic composites[J]. Additive Manufacturing, 2018, 22: 176-186.

[9] NAMIKI M, UEDA M, TODOROKI A, et al. 3D printing of continuous fiber reinforced plastic[J]. Materials Science Forum, 2014, 914: 558-563.

[10] WANG X, JIANG M, ZHOU Z, et al. 3D printing of polymer matrix composites: A review and perspective[J]. Composites Part B, 2016, 110: 442-458.

[11] ZHONG W, LI F, ZHANG Z, et al. Short fiber reinforced composites for fused deposition modeling[J]. Materials Science & Engineering A, 2001, 301(2): 125-130.

[12] TEKINALP H L, KUNC V, VELEZ-GARCIA G M, et al. Highly oriented carbon fiber-polymer composites via additive manufacturing[J]. Composites Science & Technology, 2014, 105: 144-150.

[13] NING F, CONG W, QIU J, et al. Additive manufacturing of carbon fiber reinforced thermoplastic composites using fused deposition modeling[J]. Composites Part B, 2015, 80: 369-378.

[14] COMPTON B G, LEWIS J
 (下转第 46 页)

大尺寸复合材料翼梁数字化设计/制造技术

李 林

(航空工业沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110850)

[摘要] 翼梁尺寸大、受力复杂,是飞机的主承力结构。采用复合材料制造翼梁可达到减重、提高起重载荷并延长使用寿命的目的。为了有效承载、传载及工艺装配的需求,要求复合材料翼梁结构铺层位置、铺贴角度精准,外形公差控制严格。大尺寸的复合材料翼梁铺层复杂、截面变化多,传统的手工方法制造大尺寸复合材料零件经常会出现零件内部质量问题及质量稳定性差等状况,这就需要更高的制造工艺水平来满足工程需要。从设计到制造应用数字化技术,材料自动铺贴、裁剪、成型,可以高质量地成型复合材料翼梁,满足设计各项指标要求。

关键词: 结构设计;设计/制造数据转化;数字化制造;复合材料;翼梁

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.039



李 林

高级工程师,主要研究方向为飞机结构设计、制造,复合材料在飞机结构设计中的应用、制造及修理;曾荣获沈阳市科技论文二、三等奖。

复合材料有着良好的抗疲劳、抗腐蚀、可设计性和减重效果,已成为先进飞机结构的必选材料。随着复合材料技术的飞速发展,复合材料结构也向着零件大型化、结构整体化方

向发展。结构尺寸的增大和集成程度的增加对制造工艺提出了很高的要求^[1]。在20世纪80年代后期,以美国为首的西方国家开始研究并应用了复合材料设计制造一体化的新技术^[2]。我国复合材料技术研究相对较晚,通过国际合作项目的介入,已初步掌握设计制造一体化技术流程。本文通过对某民用飞机复合材料中央翼盒翼梁设计、制造的研制,展现复合材料数字化设计/制造技术。

复合材料数字化设计制造一体化技术

与传统的串行设计不同,数字化设计采用并行设计^[1],对复合材料构件每一铺层进行数字化定义,将复合材料构件产品数字化定义数据从设计初期传递至工装设计、工艺设计、数字化剪裁设备和激光铺层定位系统,利用计算机软硬件及数字化设备,打通了复合材料构件从设计到制

造过程的数据流^[2]。

复合材料翼梁设计

某民机中央翼盒翼梁由碳纤维预浸料铺贴的I型层压梁、共固化的2根水平加强筋和机械连接的4根垂直加强筋组成,如图1所示。

按结构型式,将层压梁的腹板看作柔性层压板,缘条看作刚性层压板。根据经典层压板理论及铺层设计原则,通过受力分析、计算,层压梁划分为9个厚度区域并得出相应区域铺层总数,如图2所示(层板区域标识为X-ZZ,其中X为层板类型(1, 2, 3),1=梁腹板(柔性层板)、2=梁缘条(刚性层板)、3=梁端连接区(准各向同性);ZZ为层板区域铺层数)。

1 梁腹板设计

如图2所示,梁腹板由柔性区域和准各向同性区域组成,根据各区域强度、刚度及功能需求,将纤维铺层 $0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ$,分别按柔性区域和准各向同性区域铺层比例要求进行

划分。

梁腹板主要承受弯曲和剪切载荷,将整个梁腹板以两个水平加筋为隔断分为3个部分。腹板上、下接近缘条的2个区域受弯曲载荷等效为压缩载荷,即此二区域受压剪耦合载荷,中间区域受弯曲和剪切耦合载荷。

将上述元件区域力学简化,对已完成铺层比例划分的梁腹板进行屈曲分析、静强度分析和最大许用应变分析,同时考虑应急着陆时油压向前9G的过载对梁腹板的影响。

2 梁缘条设计

如图2所示,梁缘条由刚性区域和准各向同性区域组成,根据各区域强度、刚度及功能需求,将纤维铺层 $0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ$,分别按刚性区域和准各向同性区域铺层比例要求进行划分。

梁缘条受载较大且处于装配连接区域并带有较大的弯角,因此梁缘条区域的分析要相对复杂一些,将缘条简化为杆元件。主要考虑以下几个方面:紧固件布置的几何尺寸分析、静强度分析、稳定性分析、最大许用应变分析。

另外,由于梁缘条与腹板间的弯角很大且铺层较厚,当梁腹板受到油压载荷时会对梁缘条产生一个较大的弯矩,在这个载荷的作用下梁缘条很有可能会出现弯角处分层现象,对于这个问题需要额外通过试验方法来进行验证。

通过对层压梁腹板、缘条失效分析,逐步修正、迭代计算,确定层压梁几何尺寸及各区域相应铺层数、铺层比例和铺层顺序的正确性^[3]。

同理,加强筋的立边和卧边也看作刚性层压板,按上述方法通过相应失效准则校核铺层设计。

翼梁的设计 / 制造 数据转化

翼梁三维模型建好后,可用于零

件工装的设计制造,同时关联复合材料设计 / 制造软件FiberSim,完成基于三维模型的经设计校核的每一铺层的数字化定义。铺层材料采用碳纤维单向带预浸料,应用自动铺贴工艺。

根据图2,层压梁铺层划分为9个厚度区域,相应会产生18个过渡区,如图3所示。zone1与zone3/4及zone2与zone3/5过渡区位于梁缘条圆角区,该位置是缘条与腹板受力过渡区且是铺层固化成型易变形区,要求纤维铺层过渡舒缓,故对该区域铺层过渡按1:40铺放,其他区域按1:20铺层过渡。

利用软件功能生成纤维铺层片76片(ply),对生成的纤维层片进行工艺可行性分析。如有部分纤维变形过大,可采取优化铺放起始点、优

化拼接位置以及铺层分开后连接等方法来消除纤维变形过大^[2]。优化后的层压梁纤维铺层工艺可行性分析结果如图4所示。

对已确定纤维铺层片位置的层压梁进行三维数字化标注(MBD),并生成铺层表及铺层片下料平面展开图(Flat Pattern),如图5所示。

通过FiberSim数据接口将铺层位置、铺放顺序及铺层片平面展开信息文件分别输入到排样系统、自动剪裁机、激光铺层定位系统和自动铺放机等制造设备,生成优化排样、下料、各铺层精确定位以及纤维铺放等程序文件^[2]。

同理,生成翼梁加强筋的数据文件。

对复合材料构件产品每一铺层进行数字化定义,使设计人员在设计

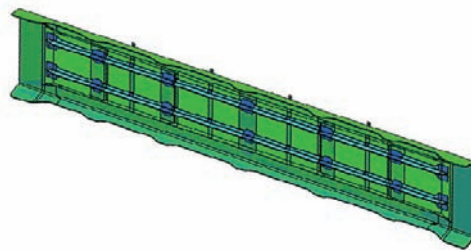


图1 复合材料翼梁
Fig.1 Composite wing spar

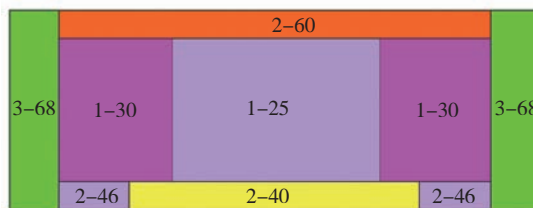


图2 层压梁厚度分区
Fig.2 Thickness district of the laminate spar

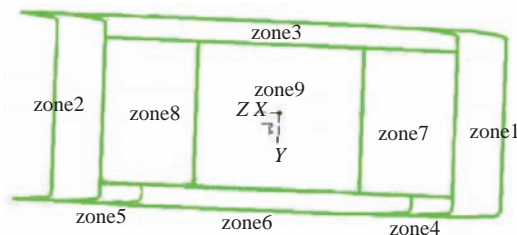


图3 层压梁铺层区域划分
Fig.3 Ply zone of the laminate spar

初期就能可视化铺层形状和工艺可行性,发现制造问题并采取相应的纠正措施,达到制件几何、材料、工程要求及工艺要求之间的均衡,形成从设计到制造的数据流,实现各工种的并行工程。

翼梁的数字化制造

由于翼梁结构尺寸大、变截面多且铺层复杂,相比质量控制及稳定性差的手工铺叠工艺,自动铺带技术(ATL)与热隔膜成型工艺(Hot Forming)相结合的方法,可实现大型平板类零件快速、高质量的制造及固化成型^[4]。翼梁按结构拆分为层压梁和加强筋,分别铺贴和预成型,组合后共固化制造。工艺流程如图6^[5-6]所示。材料选用碳纤维预浸料 Cycom 977-2-35-IM7-145。为防电化学腐蚀,翼梁内、外表面与金属零件贴合处铺玻璃布 HEXCEL 8552/42/120/G。

1 层压梁成形

根据层压梁的设计构型,适于平板式自动铺带机的应用,采用300mm宽料卷。先用ATL机铺放纤维层压板制件,然后层压板在热隔膜成型机上成“U”型,最后将“U”型预成型件装夹在固化工装上^[7-8]。

1.1 层板规格

根据翼梁三维数模及铺层表数据信息,层压梁斜坡式渐变厚度设计,层板最大厚度16.5mm,铺层数68,最小厚度6mm,铺层数25,面板3493mm×1205mm。

1.2 自动铺带机(ATL)铺贴

由于层压板相对较厚,在热隔膜成型时,一次热弯难以实现,故将层压板分解成内、外侧两块板铺

贴,分步热弯,外侧板以热弯后的内侧板为模胎再进行热弯。在外侧板内表面上铺两层无孔膜,要保证第1层无孔膜至少超出零件边缘51mm(2"),第2层无孔膜边缘超出第1层51mm(2"),在两层无孔膜上继续ATL铺贴,如图7所示。

ATL工艺准备^[9]:(1)将ATL的切头停在安全位置,防止铺层时与铺带头发生碰撞,确保各工作元件清洁;(2)在规定的铺放区域工作台上铺一层无孔膜;(3)检测无孔膜,确定没有褶皱及破损;(4)在ATL机上安装激光定位仪并校准,如图8所示;(5)从工作台下方施加真空吸力,并清除无孔膜的所有褶皱。

工作台由特种金属丝编织成的多层的网状结构,柔韧有弹性,既透

气又不致损伤切割刀具。

层压板铺叠:(1)按激光投影标记点人工铺放层板外层各处玻璃布,并注意避免褶皱和气泡;(2)在开始ATL程序前,确认碳纤维铺贴区与定位玻璃布是相同的区域参考基准。铺贴完第1层,进行检验;(3)继续按设计给定的铺层表ATL铺贴,直到第38层(外侧板);(4)按要求铺放2层无孔膜;(5)ATL继续铺贴第39层至第76层(内侧板);(6)在内侧板内表面要求处手工铺放玻璃布,完成层压板铺放。

层压板处理^[10]:(1)避免预浸料层间出现气泡。一旦出现褶皱,要沿纤维方向用尼龙刮板将预浸料压平;(2)按工装标记线裁剪层板到铺层制造边界线处;(3)层板整体真空压

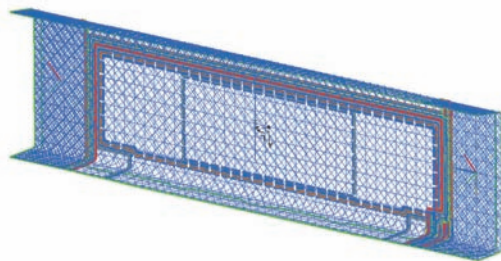


图4 铺层工艺性分析

Fig.4 Ply producible analysis

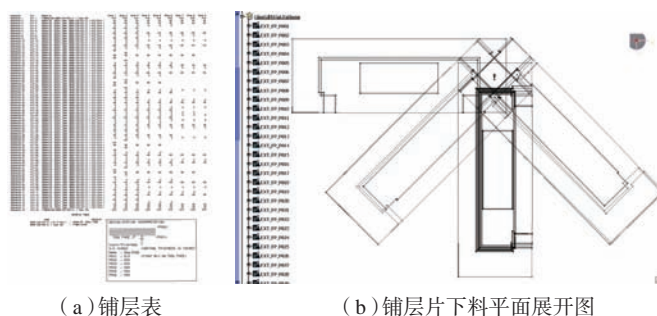


图5 铺层表及铺层片展开图

Fig.5 Ply table and the flat pattern

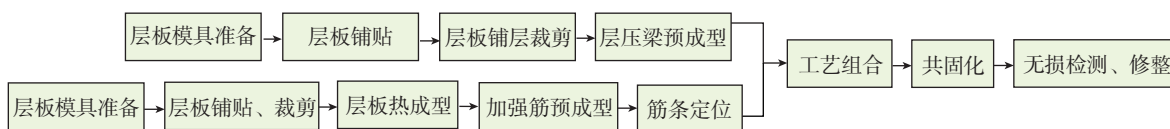


图6 翼梁制造工艺流程图

Fig.6 Technics flow chart of the wing spar

实至少在 500mmHg 压力下时间不少于 20min;(4) 要进行真空测试,以保证真空袋密封。检测方法:在一个 5min 的测量期内,在完全真空情况下,没有高于 5cm/min 的气体渗透。

层压板热隔膜成型^[11-12]:(1) 将处理过的层板从 ATL 工作区转移至热隔膜成型工作区,并分离层板的内、外侧平板,平板两面要有无孔膜保护;(2) 先热成型内侧板。翻转内侧平板放置在成型工装上,按 POKA-YOKE 工艺(减少失误,防差错技术)制造的工装孔用特氟隆销钉定位,如图 9 所示;(3) 将铝制盖板盖在内侧平板上,用透气毡包裹模具所有尖角,避免损伤热成型机气囊;(4) 将内侧平板热成型工装放在热成型工作台上,并在工艺文件要求的平板位置上布置热电偶,如图 10(c) 所示,加热热成型机并将平板加热至 60℃,热压成“一”型;(5) 翻转外侧板,将其放置在已热成型的并冷却至室温的“一”型内侧板上,去掉内、外侧板间的无孔膜;(6) 重复进行上述第(3)、(4)步,通过热隔膜成型工艺使内、外侧板融合在一起,层压梁初步成型,准备进入梁固化组合工序。

采用测量和划线方式来确定铺层边界的传统手工铺贴,定位误差较大。激光投影定位系统利用零件制造数模中的铺层数字化信息,可提高定位精度。自动铺贴技术能够提高铺层的尺寸准确度,满足设计要求的铺层过渡比例。通过吸胶、预成型工艺可排除夹杂的气泡、多余的树脂,使零件结构紧密、工件形面规整,保证制件尺寸公差,便于后续组合。

2 加强筋成形

2 根 T 形水平加强筋和 4 根 U 形垂直加强筋等厚度设计。T 形加强筋由自动剪裁机剪裁的 2 个平板热弯成 L 形后组合而成。U 形加强筋由裁剪后的平板经热弯、固化成型。

加强筋层板外层玻璃布的铺放、ATL 设备校准、工艺铺放及首层检验及热隔膜成型工艺操作同层压梁,热弯成型工装如图 10 和 11 所示。

自动裁剪机切割后的加强筋平板,不能翻转,要直接放置在各自的热成型工装上,层压板外层是 45° 纤维。

制备用于填补元件间及元件与模具间隙的碳纤维卷,放置模具中并加热预成型,如图 12 所示。

利用 CAD 软件的优化排版及自动裁剪机的使用,可以节约原材料和对制件铺层片的精准、快速的下料。

对制件层板的热弯成型,可减缓层板成型的回弹,提高层板外型稳定性和外观质量,便于后续操作。

T 型加强筋成形:

(1) 加热预成型后的 L 型层板片会有回弹,将脱模后的左、右 L 型层板片扣在殷钢固化模具上,真空压实、吸胶 20min,使其贴模;将压实后的左、右 L 型层板片连模具整体分别扣置在对合夹具上,在夹具一侧有竖直挡块用于模具纵向定位;在模具两端纤维层板片外侧加密封胶条以防固化时树脂溢出,如图 13(a) 所示;

(2) 修剪后的层板片边缘会有

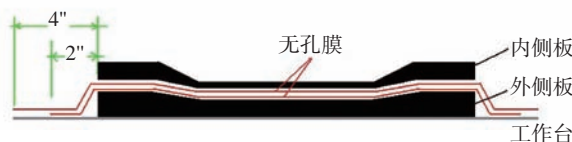


图7 内、外侧板间的无孔膜铺放

Fig.7 Release film between of the inner and outer laminate

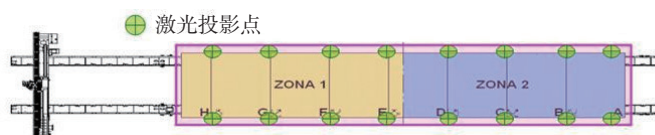


图8 ATL工艺准备

Fig.8 ATL process preparation

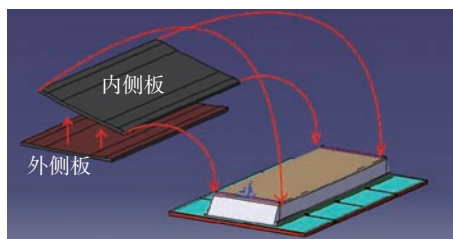
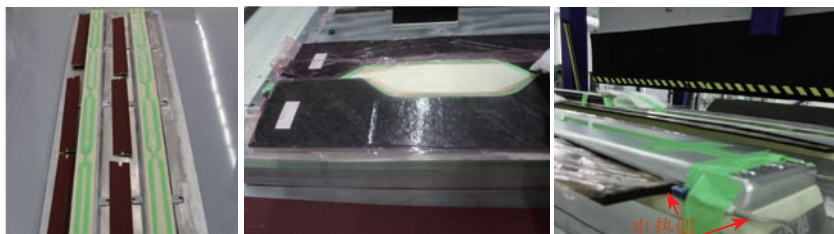


图9 内侧平板在模具上放置示意图

Fig.9 Inner laminate placed on the tooling



(a) 加热预成型模具

(b) 加强筋层板摆放

(c) 加热预成型准备

图10 层板片加热预成型

Fig.10 Lamination hot forming

“书边”现象,用碳纤维卷填充层板边缘与模具间隙及层板对缝,如图13(b)所示;

(3)对合后,在加强筋卧边铺用于与梁腹板防滑的抗剪切胶膜,并按卧边尺寸修剪,如图13(c)所示;

(4)在对合模具卧边侧空白处用双面胶纸贴用于调整加强筋与梁腹板间隙的硅胶垫,并在平台上真空压实对合的模具20min以预成型,如图13(d)所示。

U型加强筋热弯成形后经真空压实即可进行固化准备。

通过对加强筋层板及合模的预成型,可以保证加强筋厚度和外型尺寸的准确,有助于后续组合操作及固化成型。

3 翼梁组合及固化准备

3.1 层压梁与T型水平加强筋组合

通过数据传递及数控加工各元件工装,可保证工装尺寸的准确性及相互位置关系。但由于工程布置和制造原因,固化加热时工装接缝处会出现压力缺失及工装滑移可能,如何保证加强筋在梁腹板上固化时受力均匀,不会出现滑动及翘曲^[13]。

根据问题出现的原因,可考虑对工装接缝端面作特殊处理及对模具相应位置放置加压块,防止固化时制件翘曲变形。

(1)层压梁热成型后,放置在固化工装上真空压实20min,如图14示。

(2)在压实后的梁腹板内侧按图纸要求人工铺玻璃布,如图15所示。

(3)按定位销孔放置梁腹板端头挡板、水平加强筋及腹板压板的定位卡槽,利用挡板和卡槽定位腹板压板,如图16所示。

(4)放置梁缘条内侧压板及端头挡块定位,如图17所示。

(5)按位置关系放置梁缘条工装,且工装拼接缝下要布置金属薄片,防止工装拼接缝处压力缺失(注:金属薄片要分段放置且有1~2mm间隔,以防薄片热膨胀鼓起压损层板);



图11 U型垂直加强筋热成型模具

Fig.11 Hot forming tooling of the vertical stiffener

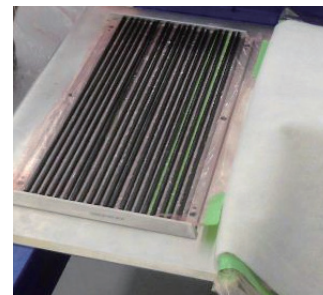
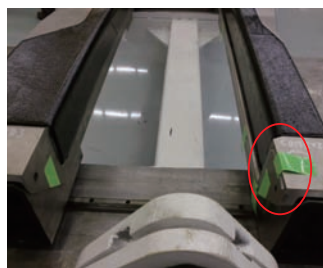
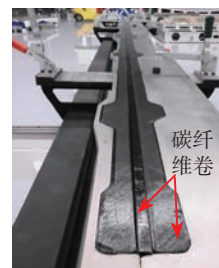


图12 碳纤维卷成型

Fig.12 Turnup carbon fiber



(a)加密封胶条



(b)L型层板片对合成T型长桁



(c)贴抗剪切胶膜



(d)预成型工装上压实

图13 水平加强筋预成型

Fig.13 Horizontal stiffener pre-molding

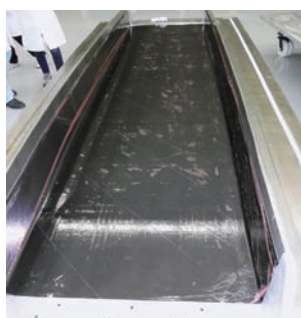


图14 层压梁压实

Fig.14 Laminate spar handling

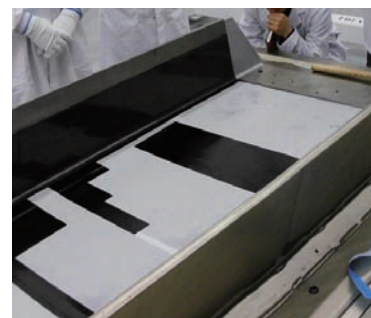


图15 层压梁内侧铺玻璃布

Fig.15 Placed glass ply

工装压板接缝处两端面是互相重合的斜面,利于向下加压及防侧滑,如图18所示。

(6)在工装定位后,去除吊车夹块、定位销、加强筋上的紧固螺钉等辅助工具,用胶带遮蔽各工装间的缝

隙。

(7)按图纸要求布置热电偶、随炉件;在工装压板接缝处间隔布置加压块并作固化准备,如图19所示。

3.2 U型垂直加强筋固化准备

U型垂直加强筋在固化工装上

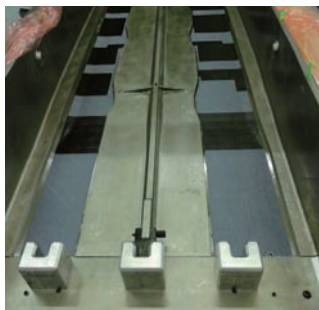


图16 梁腹板压板定位

Fig.16 Cover board location of the spar web

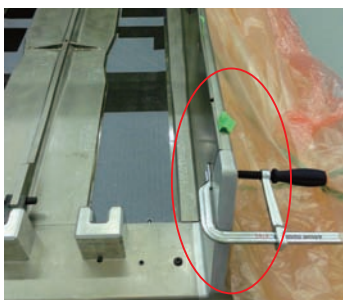
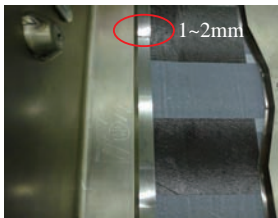


图17 梁缘条压板定位

Fig.17 Cover board location of the spar rod



(a) 金属薄片放置



(b) 工装端面设计

图18 加强筋工装定位

Fig.18 Stiffener tooling location



图19 梁腹板与水平加强筋共固化准备

Fig.19 Co-curing preparation

的真空压实。加强筋热成型和固化采用同一套工装基体,只盖板型式不同,如图 20 所示。

压实定型后,用胶条和胶带密封零件端部,防固化时树脂溢出,如图 21 (a) 所示。

零件端部密封后,在零件顶部铺聚四氟纸和金属薄片,防对合盖板接缝处压力缺失,如图 21 (b) 所示。

铺无孔膜,扣合上盖板,紧固螺钉,贴热电偶;封真空袋压实,等待固化,如图 21 (c) 所示。

4 翼梁固化成型

4.1 翼梁脱模

清除固化成型辅助材料后的翼梁,如图 22 所示。

4.2 垂直加强筋脱模

脱模后待修整的加强筋,如图

23 所示。

5 翼梁无损检测

脱模后,对翼梁及其加强筋按规范要求进行了无损检测和数控机床余量修整。至此复材翼梁及其加强筋制作完成,如图 24 所示。

翼梁装配

零件修整、检测合格后即可用于后续装配操作,如图 25 所示。

结论

数字化技术的成功应用,不仅解决了大尺寸、铺层多、厚度变化显著、外形公差要求严的复合材料制件的制造难题,而且体现出无纸化的复合材料零件数字化定义的单一产品数据源,提供正确完整的产品定义信



(a) 工装基体

(b) 热成型盖板

(c) 固化盖板

图20 垂直加强筋工装

Fig.20 Vertical stiffener tooling



(a) 贴胶条

(b) 金属薄片放置

(c) 封装、压实,贴热电偶

图21 垂直加强筋固化准备

Fig.21 Vertical stiffener curing preparation

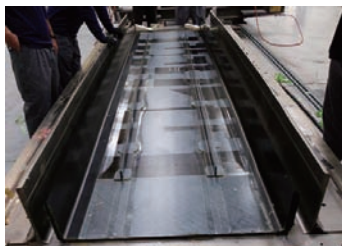


图22 梁脱模

Fig.22 Spar demoulding

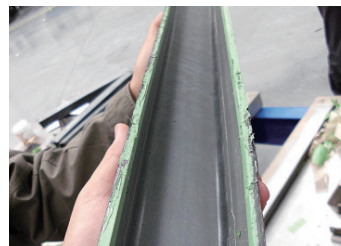


图23 U型加强筋脱模

Fig.23 Vertical stiffener demoulding



图24 梁无损检测

Fig.24 Spar non destructive inspection



图25 翼梁装配

Fig.25 Wing spar assembly

息,不再由于不正确或不完整的尺寸以及数据传递错误造成返工,预示着高效率、高质量的设计制造一体化取代传统串行设计方法是复合材料制造技术发展的必然趋势。

参考文献

- [1] 燕瑛,王正龙,刘秀芝. 复合材料结构数字化设计与工艺制造一体化技术研究及应用[J]. 航空制造技术, 2007, 50(8): 46-48.
- YAN Ying, WANG Zhenglong, LIU Xiuzhi. Research and application of design for manufacturing for composite structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007, 50(8): 46-48.
- [2] 王咏梅. 浅谈国内复合材料设计制造一体化技术[J]. 航空制造技术, 2012, 55(18): 49-52.
- WANG Yongmei. Integration technology of domestic composites design and manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(18): 49-52.
- [3] 冯雁,郑锡涛,吴淑一,等. 轻型复合材料机翼铺层优化设计与分析[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1858-1866.
- FENG Yan, ZHENG Xitao, WU Shuyi, et al. Layup optimization design and analysis of super lightweight composite wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(6): 1858-1866.
- [4] 方宜武,王显峰,孙成,等. 复合材料机翼翼梁的制造及应用概况[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(2): 16-22.
- FANG Yiwu, WANG Xianfeng, SUN Cheng, et al. The manufacture and application of composite wing spars[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2014(2): 16-22.
- [5] 陈际伟,赵艳文,翟全胜. 复合材料壁板的数字化成型研究[J]. 高科技纤维与应用, 2015, 40(6): 56-58.
- CHEN Jiwei, ZHAO Yanwen, ZHAI Quansheng. Study on digital molding method of composite panels[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2015, 40(6): 56-58.
- [6] 徐福泉,高大伟,杨楠楠. 复合材料自动铺带技术应用及方案示例[J]. 航空制造技术, 2009, 52(22): 51-54.
- XU Fuquan, GAO Dawei, YANG Nannan. Application and proposal sample of composite automatic tape-laying technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(22): 51-54.
- [7] 王天玉,梁宪珠,杨进军. 飞机复合材料构件自动铺带/丝束铺放典型设备[J]. 航空制造技术, 2008, 51(4): 40-44.
- WANG Tianyu, LIANG Xianzhu, YANG Jinjun. ATL/AFP typical equipments of aircraft composite parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(4): 40-44.
- [8] 王菲,杨博,陈永清,等. 大尺寸复合材料翼梁的研制[J]. 航空制造技术, 2015, 58(S1): 55-57.
- WANG Fei, YANG Bo, CHEN Yongqing, et al. Manufacturing of large scale composites spar[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(S1): 55-57.
- [9] 唐珊珊. 复合材料数字化制造技术在壁板上的应用[J]. 金属加工, 2010(S): 112-113.
- TANG Shanahan. Application of digital manufacturing technology of the composite panels[J]. Metal Working, 2010(S): 112-113.
- [10] 梁禄忠,李延征. 大型复合材料壁板成型技术[J]. 航空制造技术, 2012, 55(23/24): 62-66.
- LIANG Luzhong, LI Yanzheng. Molding technology of large scale composites panle[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(23/24): 62-66.
- [11] 郝建伟,陈亚莉. 先进复合材料主要制造工艺和专用设备[J]. 航空制造技术, 2008, 51(10): 42-44.
- HAO Jianwei, CHEN Yali. Manufacturing technology and special equipment for advanced composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(10): 42-44.
- [12] 黄莹. 复合材料热隔膜预成型工艺分析[J]. 机械设计与制造工程, 2015, 44: 20-22.
- HUANG Ying. The analysis on the hot diaphragm preforming process for composite material[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2015, 44: 20-22.
- [13] 蒲永伟,刘沛禹,刘智. 大尺寸工字型复合材料长桁整体成型工艺研究[C]//第17届全国复合材料学术会议. 北京, 2012.
- PU Yongwei, LIU Peiyu, LIU Zhi. Study of integral manufacture technology for large composite stringers[C]//Proceedings of the Seventeenth National Conference on Composite Materials. Beijing, 2012.

通讯作者: 李林, E-mail: li.lin@saci.net.cn.

Digital Design/Manufacture Technique of Large Size Composite Wing Spar

LI Lin

(AVIC Shenyang Aircraft Corporation, Shenyang 110850, China)

[ABSTRACT] Wing spar is the major load-carrying structure with large dimension and complex stress. Composite wing spar features weight reduction, load-carrying increase and long service life. To achieve the effective load carrying and transfer, and satisfy process coordination, composite wing spars are required to have accurate lay-up position and angle, and strictly controlled profile tolerance. However, due to complex lay-up and various sections of large composite wing spar, the traditional manual process of large composite components frequently brings about quality issues in the internal and unstable quality, which requires higher level of manufacturing process so as to satisfy engineering requirements. The digital technology adopted from design to manufacturing, and the automatic lay-up, cutting and forming of materials will contribute to the high quality forming of composite wing spar so as to satisfy all engineering requirements.

Keywords: Structure design; Design/manufacture data transfer; Digital manufacture; Composite; Wing Spar

(责编 大漠)

(上接第38页)

A. 3D-printing of lightweight cellular composites[J]. *Advanced Materials*, 2015, 26(34): 5930–5935.

[15] GRIFFINI G, INVERNIZZI M, LEVI M, et al. 3D-printable CFR polymer composites with dual-cure sequential IPNs[J]. *Polymer*, 2016, 91: 174–179.

[16] YAN C, ZHU W, SHI Y, et al. Method for manufacturing composite product from chopped fiber reinforced thermosetting resin by 3D printing: US20170266882[P]. 2017-09-21.

[17] SAARI M, COX B, RICHER E, et al. Fiber encapsulation additive manufacturing: an enabling technology for 3D printing of electromechanical devices and robotic

components[J]. *3D Printing & Additive Manufacturing*, 2016, 2(1): 32–39.

[18] MATSUZAKI R, UEDAM M, NAMIKI M, et al. Three-dimensional printing of continuous-fiber composites by in-nozzle impregnation[J]. *Scientific Reports*, 2016, 6: 23058.

[19] 田小永, 杨春成, 李涤尘, 等. 一种连续纤维增强智能复合材料 3D 打印头及其使用方法: CN104441658A[P]. 2015-03-25.

TIAN Xiaoyong, YANG Chuncheng, LI Dichen, et al. A continuous fiber reinforced intelligent composite 3D printing head and its usage method: CN104441658A[P]. 2015-03-25.

[20] TIAN X, LIU T, YANG C, et al. Interface and performance of 3D printed continuous carbon fiber reinforced PLA

composites[J]. *Composites Part A*, 2016, 88: 198–205.

[21] RONALD S, BAUER R S. Epoxy resin chemistry[M]. Washington: American Chemical Society, 1979.

[22] 谷晓昱, 张军营. 用 FT-IR 研究双氰胺固化环氧树脂的反应机理[J]. *高分子材料科学与工程*, 2006, 22(5): 182–184.

GU Xiaoyu, ZHANG Junying. Study on the curing mechanism of Epoxy/DICY system by FT-IR[J]. *Polymer Materials Science & Engineering*, 2006, 22(5): 182–184.

通讯作者: 段玉岗, 博士、教授, 研究方向为复合材料成型、3D 打印, E-mail: ygduan@mail.xjtu.edu.cn。

3D Printing for High Performance Fiber Reinforced Polymer Composites

MING Yueke, DUAN Yugang, WANG Ben, XIAO Hong, ZHANG Xiaohui

(State Key Lab for Manufacturing Systems Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

[ABSTRACT] 3D printing is a layer-by-layer forming additive manufacturing technology. Fiber reinforced polymer composites are advanced structural materials with excellent mechanical performance. Combining 3D printing technology and fiber reinforced polymer composites, this paper proposes a novel composite preparation process which will certainly promote their development and applications. This paper reviews and analyzes the current research progress and difficulties of 3D printing for fiber reinforced polymer composites, and meanwhile, presents a new 3D printing process for continuous fiber reinforced thermosetting polymer composites. This process separated the whole preparation into three independent modules, including fiber impregnating, 3D printing and pre-formed sample curing. Relevant experimental equipments were designed and built independently, and the 3D printed samples were successfully fabricated. The mechanical test results showed that the tensile strength and tensile modulus of these (52% fiber content) specimens were 1325.14MPa and 100.28GPa, respectively. The flexural strength and flexural modulus were 1078.03MPa and 80.01GPa, respectively. The interlaminar shear strength was 58.89MPa. The mechanical performance had been greatly improved.

Keywords: 3D printing; Fiber reinforcement; Thermoplastic composites; Thermosetting composites; Mechanical performance

(责编 大漠)

铺层结构对复合材料层合板拉伸性能的影响

刘岩松^{1,2}, 张子健¹, 李志歆², 王童¹, 滕飞¹

(1. 沈阳航空航天大学民用航空学院, 沈阳 110136;

2. 中国南方航空股份有限公司沈阳飞机维修基地, 沈阳 110100)

[摘要] 设计并制备了6种不同铺层结构的层合板, 通过对其进行拉伸试验, 研究了不同铺层角度及不同铺层比例对层合板拉伸性能的影响。通过试验获得了6种复合材料层合板在拉伸试验中所能承受的极限拉伸强度, 损伤特征以及载荷-位移曲线。结果表明: 随着偏轴角增大, 复合材料层合板拉伸强度逐渐降低, 当45°和90°铺层体积分数相同时, 45°铺层的层合板拉伸强度高于90°铺层的层合板; [0°/45°]铺层在表面可有效减小分层面积, 由于内部剪切作用[0/90°]铺层更易出现分层。验证了复合材料层合板可通过改变铺层角度设计其力学性能。

关键词: 复合材料层合板; 铺层结构; 拉伸强度; 分层

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.047



刘岩松

教授, 主要从事交通运输工程、载运工具运用工程研究。

复合材料具有比强度高、比刚度大、耐腐蚀性好还有可设计性强等优点^[1-2], 在航空航天及海洋工程领域得到广泛应用。近年来, 由于复合材料技术日臻成熟, 其在民航领域已由次承力结构发展到主承力结构^[3-4], 复合材料具有可设计性强等诸多优

点。不同铺层比例、铺层角度对层合板力学性能都产生很大的影响。

修英姝等^[5]采用神经网络和遗传算法设计了当给出铺层总数时确定规定角度下的铺层数和给出在相同重量下层合板的最佳铺层结构。梁恒亮等^[6]通过对玻璃钢复合材料层合板短梁剪切试验测试研究了不同铺层参数对层合板抗层剪能力和分层面积的影响。Khashaba^[7-8]设计了6种铺层方案研究了不同偏轴角下的层合板受拉弯结合力、弯曲应力、拉伸应力下力学性能的变化, 总结出了不同角度正交铺层组共存及其含量变化。

本文通过对6种不同铺层结构(表1)的碳纤维复合材料层合板进行拉伸试验, 研究了不同铺层比例及不同铺层角度对层合板力学性能的影响。验证了复合材料的可设计性, 给出了不同铺层结构的层合板在达到极限拉伸强度时的失效形式。

本文设计并制备的层合板均是采用对称铺层结构。对称铺层优点

有^[9]: (1)可以防止在载荷作用下产生不希望的形变;(2)可以有效减少复合材料层合板在固化制造过程中产生的结构形状畸形;(3)避免进行重复性的计算和设计。

试验

1 原材料及试验设备

本次层合板制作原料(表2)全部来自某航空公司维修基地(层合板铺层固化材料包括电热毯、热电偶、剥离层、有孔分离膜、吸胶层、无孔分离膜、透气棉、真空袋、真空胶带), 试验设备包括雕刻机和万能拉力试验机, 表3介绍了相关具体试验设备。

2 拉伸测试试验

按照 ASTM D3039-07《聚合物基复合材料拉伸性能试验方法》标准使用雕刻机进行切割, 切割后时间尺寸见表4。使用万能拉力试验机对试样进行测试, 测试速度为1mm/min, 均匀加载至试件破坏。试件形状如图1所示, 试件两端加强片均采

用铝片粘贴以减小万能拉力试验机夹具对样件产生的应力集中,避免夹具破坏试件表面并阻止试件在测试时发生滑移。试件获得破坏载荷后,求得拉伸强度^[10]:

$$\sigma = \frac{P}{b \times h}$$

式中, σ 为拉伸强度, MPa; P 为破坏载荷, N; b 为试样宽度, mm; h 为试件厚度, mm。

3 试件制备

试件在某航空公司维修基地复合材料车间洁净间用预浸料铺层通过抽真空热补仪加热固化制成。制备过程如: 首先用丙酮清洁模具表面,并在模具上按照预先计划好的尺寸粘贴密封胶条;其次在密封范围内铺放有孔分离膜,在有孔分离膜上按照表1所设计好的铺层顺序以及角度逐层铺放预浸料,并在每层铺好后用压板或塑料刮刀挤压铺层使其均匀浸胶并排除气泡,最后在表面铺放透气棉并制作真空袋,安装真空袋待真空度达到0.005MPa后保压5~10min后连接热补仪进行固化。固化工艺为^[11]: 升温速率为2℃/min,由室温升温至(125±5)℃;在(125±5)℃下保温90min,自然冷却至60℃以下,卸压出模。固化完成后用小打磨器打磨掉边角毛刺,制成的复合材料层合板外观应光滑、平整。用金属锤敲击后无分层即可。

结果与讨论

1 铺层结构对复合材料层合板拉伸性能的影响

本文通过改变层合板不同铺层之间的夹角达到所需拉伸强度,从而满足设计需要和工程需求,比如当进行复合材料修理时,铺层厚度一定,还需满足力学性能要求,便可通过改变铺层参数达到其要求。

图2分别给出了45°质量分数铺层结构和90°质量分数铺层结构的拉伸强度柱状图,由图2可以看出

表1 各组试件铺层结构及质量分数

Table 1 Layer structure and mass fraction of each specimen

方案	铺层结构	45° 和 90° 铺层质量分数 /%
1-1	[45° /0° ₄] _s	20
1-2	[45° /0° /45° /0° ₂] _s	40
1-3	[45° /0° /45° /0° /45°] _s	60
2-1	[90° /0° ₄] _s	20
2-2	[90° /0° /90° /0° ₂] _s	40
2-3	[90° /0° /90° /0° /90°] _s	60

表2 层合板原材料

Table 2 Constituent material of composite laminates

原料	规格	厂家
预浸料	M14-48%-1237	赫克赛尔 Hexcel (美国)公司
热补仪	HCS9000B	希昂(上海)贸易有限公司

表3 试验设备

Table 3 Laboratory equipment

试验设备	型号	厂家
雕刻机	CP-6590	洛克机电系统工程有限公司
万能拉力试验机	WDW-100	长春试验机厂
应力-应变仪	CML-1H	秦皇岛信恒电子科技有限公司

表4 拉伸试件尺寸说明

Table 4 Dimensions for tensile test parts

总长 / L	标距 / L ₀	加强片长度 / L ₄	宽度 / b	厚度 / d	夹具间距 / L ₃	加强片间距 / L ₂
250	100 ± 0.5	50	25	2.5	170 ± 5	150 ± 5

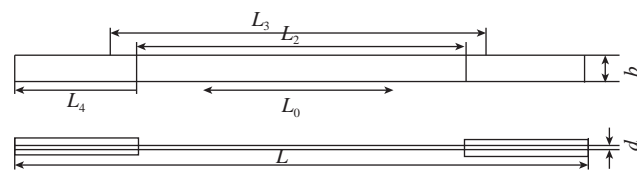


图1 复合材料层合板试件结构和尺寸

Fig.1 Geometry and dimensions of composite laminates

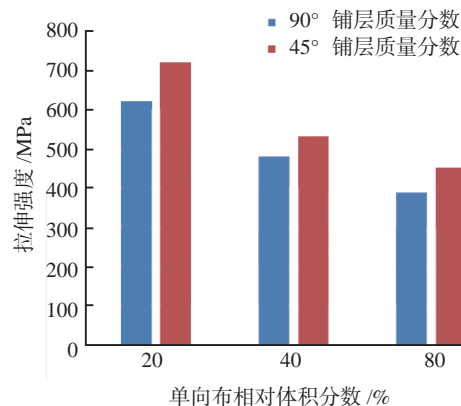


图2 不同体积分数层合板的拉伸强度

Fig.2 Tensile strength of different volume fraction laminates

在单向分布体积分数相同情况下,随着偏轴角逐渐增大,拉伸强度逐渐减小,这是因为随着偏轴角的增大,主承力纤维方向与受拉力方向夹角逐渐增大,试件所承受分力逐渐减小,在横向所能承受的分力随之增大,所以试件在轴向所能承受的载荷降低,导致其拉伸强度降低。

由表5可以看出偏轴角均为 45° 时,随着 45° 单向分布体积分数增大时,拉伸强度随之逐渐降低,当 45° 单向布体积分数分别为20%、40%、60%时,其拉伸强度分别是719.99MPa、533.2MPa、452.49MPa。分析其中原因为在拉应力作用下 45° 方向剪应力最大,因此,首先破坏的纤维出现在该方向上,其结论与材料力学一致。当 45° 单向布体积分数由20%增加到40%时其拉伸强度降低了25.03%,而当其体积分数由40%增加到60%时,其拉伸强度降低了17.84%。说明随着 45° 单向布体积分数增加其力学性能下降逐渐减缓。当 45° 和 90° 含有相同体积分数时, 45° 铺层的层合板拉伸强度高于 90° 铺层的层合板。由图3可以看出含有 45° 偏轴角铺层结构的层合板,这是因为 90° 铺层对纵向强度的贡献不大,对于具有纵向铺层的复合材料层合板,纤维强度大小决定了其拉伸强度的好坏。

2 断口形貌分析

图4为6种方案的复合材料层合板试样的拉伸载荷-位移曲线,可以看出在拉伸过程中载荷-位移线整体上保持较好的线性关系,断裂前没有明显的屈服。同时由试件宏观断裂形貌也能够看出6种方案试件均为脆性断裂,断裂形貌如图5、图6所示。图4中应力载荷-位移初始阶段出现小部分非线性关系,分析原因可能是在拉伸前试件夹持时未夹紧或者在粘贴加强片时工艺误差导致,并不影响整体结果。

复合材料主要失效行为有:纤维失效、基体失效、界面脱胶和分层。由图5、图6可以看出断口多为平直断口,由此可推断断裂破坏是由纤维

表5 层合板拉伸试验结果

Table 5 Tensile testing result of laminates

方案	拉伸强度 /MPa	伸长率 /%	方案	拉伸强度 /MPa	伸长率 /%
1-1	719.992	1.595	2-1	620.94	1.345
1-2	533.2	1.435	2-2	480.52	1.53
1-3	452.496	1.45	2-3	390.63	1.49

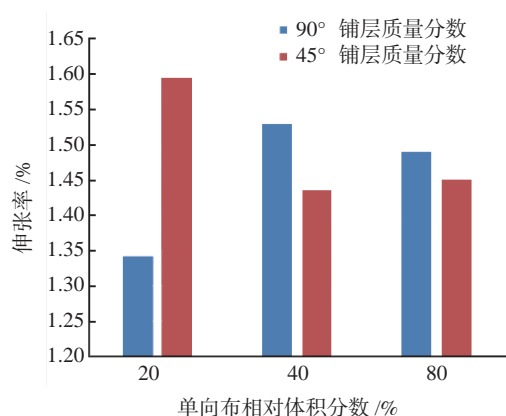


图3 不同体积分数层合板的伸长率

Fig.3 Elongation of different volume fraction laminates

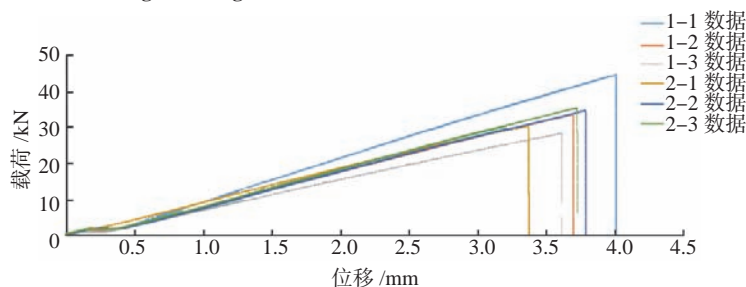


图4 位移-载荷曲线

Fig.4 Displacement-load curves



(a)方案1-1断口形貌 (b)方案1-2断口形貌 (c)方案1-3断口形貌

图5 第1组方案断裂形貌

Fig.5 Fracture morphology of first group



(a)方案2-1断口形貌 (b)方案2-2断口形貌 (c)方案2-3断口形貌

图6 第2组方案断裂形貌

Fig.6 Fracture morphology of second group

断裂造成的,在拉应力作用下,当最薄弱纤维所承受的负荷大于其断裂强度时,部分纤维发生断裂,此时负荷被分配到同一水平段其他纤维上,造成附近纤维先后断裂。

结论

随着偏轴角增大,复合材料层合板拉伸强度逐渐降低。45° 铺层主要承受剪应力,当45° 和90° 铺层体积分数相同时,含有45° 铺层的层合板拉伸强度高于含有90° 铺层的层合板。拉伸性能主要取决于纤维的强度。试验测得6种试件均为脆性断裂,且均为平直断口。

参考文献

[1] 杨乃宾,章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
YANG Naibin, ZHANG Yining. Composite structural design for airplane[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002.

[2] 中国航空研究院. 复合材料设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
China Aviation Academy. Design handbook of composite materials[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.

[3] 彭超义, 杜刚, 曾竟成, 等. 大载荷下空间桁架结构主承力用碳/环氧推力

管的重量优化设计[J]. 玻璃钢/复合材料, 2003(6): 33-35.

PENG Chaoyi, DU Gang, ZENG Jingcheng, et al. Finite element analysis of the effect of ply arrangements on shearing stresses for C/Epoxy composite tubes[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2003(6): 33-35.

[4] 马立敏, 张嘉振, 岳广全, 等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 317-322.

MA Limin, ZHANG Jiazhen, YUE Guangquan, et al. Application of in new generation of large civil aircraft[J]. Acta Materiae Composita Sinica, 2015, 32(2): 317-322.

[5] 修英姝, 崔德刚. 复合材料层合板稳定性的铺层优化设计[J]. 工程力学, 2005(6): 212-216.

XIU Yingzhu, CUI Degang. Ply optimization design for stability of composite laminates[J]. Engineering Mechanics, 2005(6): 212-216.

[6] 梁恒亮, 陈静, 任远春, 等. 铺层参数对层间剪切强度的影响[J]. 航空制造技术, 2014, 57(15): 78-80.

LIANG Hengliang, CHEN Jing, REN Yuanchun, et al. Effects of the laminate stacking parameter on the interlaminar shear strength[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(15): 78-80.

[7] KHASHABA U A. In-plane shear

properties of cross-ply composite laminates with different off-axis angles[J]. Composite Structures, 2004, 65(2): 167-177.

[8] KHASHABA U A, SEBAEY T A, ALNEFAIE K A. Failure and reliability analysis of pinned-joints composite laminates: Effects of stacking sequences[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 45(1): 1649-1703.

[9] 成强. 复合材料结构铺层细节设计探讨[J]. 科技创新与应用, 2013(27): 106.

CHENG Qiang. Discussion on the detail design of composite structure[J]. Technological Innovation and Application, 2013(27): 106.

[10] 石小红, 李成友, 王婷婷, 等. 复合材料层合板力学性能试验研究[J]. 工程与试验, 2014, 54(1): 39-43.

SHI Xiaohong, LI Chengyou, WANG Tingting, et al. Experimental study on mechanical properties of composites laminates[J]. Engineering & Test, 2014, 54(1): 39-43.

[11] 赵卫生, 李玲. 玻纤铺层方向对玻纤/EVE复合材料性能的影响[J]. 塑料助剂, 2010(1): 45-49.

ZHAO Weisheng, LI Ling. Influences of different laying-up direction of GF on of GF/EVE resin composite[J]. Plastic Auxiliaries, 2010(1): 45-49.

通讯作者: 刘岩松, E-mail: yansong-liu2003@sina.com。

Effect of Layered Structure on Tensile Strength of Composite Laminates

LIU Yansong^{1,2}, ZHANG Zijian¹, LI Zhixin², WANG Tong¹, TENG Fei¹

(1. Civil Aviation Institute, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China

2. China Southern Airlines Shenyang Maintenance Bases, Shenyang 110100, China)

[ABSTRACT] The laminates of 6 different layers structure were designed and prepared, meanwhile the effects of the angle of different layer and different one-way zone volume mass fraction on the tensile properties of laminated plates were studied through the tensile test. The tensile ultimate strength, damage characteristics and load-displacement curves of 6 kinds of composite laminates under tensile test were obtained through experiments. The results show that the tensile strength of composite laminated plates decreases with the increase of eccentric axis angle. When the volume fraction of the 45° and 90° is the same, the tensile strength of the laminated plate in the 45° layer is higher than that of the laminated plate in the 90° layer. The delamination area can be effectively reduced on the surface of the [0°/45°] layer, and the layer is more prone to be layered because of the [0°/90°] of internal shear. It is verified that the mechanical properties of composite laminated plates can be designed by changing the angle of lamination.

Keywords: Composite laminate; Layers structure; Tensile strength; Delamination

(责编 大漠)

超长可折叠复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能测定方法*

林秋红¹, 白江波², 从强¹

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;

2. 北京航空航天大学交通科学与工程学院, 北京 100191)

[摘要] 提出了一种可用于测定具有超长尺度的可折叠薄壁复合材料豆荚杆的轴向压缩屈曲性能的试验方法, 该方法突破了通用试验平台的制约, 设计并搭建了一套适用于超长尺寸可折叠复合材料豆荚杆轴向压缩试验的测试系统, 利用该系统测定了 6m 长复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲失稳载荷。为了进一步验证测试结果的有效性, 建立了复合材料豆荚杆特征值屈曲有限元分析模型, 将测得的轴向压缩屈曲失稳载荷与有限元模拟分析结果进行对比验证, 二者吻合良好。研究表明, 设计的测试系统可有效测定超长尺寸复合材料豆荚杆的轴向压缩屈曲性能。

关键词: 复合材料; 超长; 可折叠复合材料豆荚杆; 屈曲

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.051



林秋红

林秋红, 高级工程师, 主要从事空间大型桁架结构和柔性可展开结构技术研究。

由于柔性复合材料结构具有重量轻、力学性能优异、储存空间小等特点, 近年来在航空航天领域得到广泛研究和应用^[1-4]。可折叠并依靠自身弹性应变能展开的薄壁复合材料豆荚杆是一种典型柔性结构, 最早由德国宇航中心提出, 它是由两个“Ω”型薄壳通过胶接成为一体的管件结构, 为航天器大尺寸可展开支撑结构提供了新的技术手段。与常规复合材料结构不同, 大变形薄壁复合材料豆荚杆必须同时关注折叠/展开大变形过程以及完全展开状态的性能, 这需要解决材料、力学分析方法、制备工艺、试验验证等方面的关键技术。德国宇航中心最早提出了面向大型空间可折叠展开结构的薄壁复合材料豆荚杆概念, 并进行了一些探索研究^[5-6], 国内北京航空航天大学白江波等^[7-11]最早成功研制了可折叠薄壁复合材料豆荚杆, 对可折叠薄壁复合

材料豆荚杆的制备工艺、折叠/展开大变形功能特性、屈曲稳定性、空间环境下的热强度等问题展开了比较系统的理论、试验和仿真研究, 很好地揭示了大变形功能机制和力学性能原理。大变形薄壁复合材料豆荚杆在完全展开工况条件下受载时很容易发生屈曲失稳。Sickinger等^[11-13]采用有限元方法预测了复合材料豆荚杆的轴向压缩和弯曲性能, 并进行了相关的试验验证, 研究发现在承受轴向压载和横向弯矩时, 复合材料豆荚杆失效模式表现为屈曲, 试验过程中, 豆荚杆表现出良好的抗屈曲性能, 特别是由弯矩导致的屈曲性能, 有限元方法预测结果与试验结果吻合良好^[12-14]。薄壁复合材料豆荚杆在空间环境服役时需要面对极高和极低的温度, 巨大的温差会产生热变形和影响结构性能, 白江波等^[10]设计了环境热强度分析的模拟空间测试系统, 测得

*基金项目: 国家自然科学基金项目(51875026, 51875021); “十三五”民用航天预研项目(D020205)。

了接近太空环境多种工况下具有极高和极低温度的温度场,并与数值模拟结果进行了对比。此外,白江波等^[7,11]还通过有限元和试验方法研究了铺层方式和环境温度对复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能的影响,发现 0° 铺层比例对轴向压缩屈曲载荷影响显著,高温使轴向压缩屈曲载荷降低,而低温轴向压缩屈曲载荷提高,这是由于树脂性能随温度变化造成的。

尽管国内外对大变形薄壁复合材料豆荚杆进行了较为深入的研究,主要集中于大变形功能研究和缩比试样进行的性能分析验证,针对超长尺寸性能试验研究方面鲜有报道,而在实际工程应用中多数为超长尺寸。本课题组在通过试验研究薄壁复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能时,发现屈曲失稳载荷对边界条件和长度尺寸非常敏感,而且在两种因素交互影响下,导致长度尺寸较短时,即使理论分析会发生整体失稳,而实际试验中却很难做出整体屈曲失稳模式,导致测得的屈曲失稳载荷偏低,为解决该问题,必须增加试验件长度尺寸。因此,为了解决实际工程需求和试验中遇到的技术问题,本文旨在设计和搭建一套可以精确测量薄壁复合材料豆荚杆轴向压缩性能的试验测试系统,使其适用于超长尺寸(5m以上)复合材料豆荚杆轴向压缩性能的测定,克服目前测试平台的不足,并为将来型号研制中关键技术指标的验证奠定基础。

测试系统设计

复合材料豆荚杆通常由两个轴对称、弯曲的复合材料薄壳组成(图1),可以通过自身的弹性应变能完成折叠与展开过程(图2),完全被折叠后仅需占用很少的空间,在使用时,可以利用自身折叠弹性变形时所储存的弹性应变能展开恢复到原

始形状,因此,航天领域有非常好的应用前景。经过前期技术攻关,已经顺利完成从材料、设计、制备和大变形功能验证方面的研究工作,但面向未来工程实际需求仍有很多技术问题需要解决,其中超长尺寸(5m以上)复合材料豆荚杆轴向压缩性能试验验证是亟需解决的一个关键技术。常规长度尺寸(1m左右)试验件的压缩试验可利用商用MTS等力学试验机很容易实现,而超长尺寸情况下,现有的商用力学试验机均无法满足。

为解决超长尺寸薄壁复合材料豆荚杆轴向压缩性能测定问题,本文设计和搭建了一套简洁有效的测试系统(图3和图4),可实现一端固支和另一端自由的典型受载工况条件。图3给出了该测试系统的主要组成:复合材料豆荚杆试样、两端夹持试样的夹具、自由端支座、固支端支座、张拉索、双向螺纹、力传感器,此外,还需测量变形时在试样两端安装的千分表,读取力学传感器载荷数据所用的电脑,平衡张拉索上力传感器自重的吊装或者支撑。为保证豆荚杆试

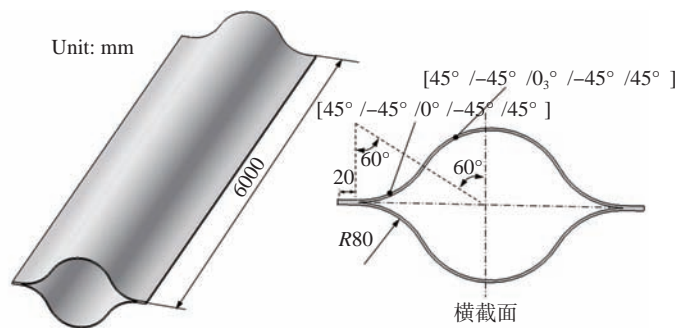


图1 复合材料豆荚杆截面几何尺寸

Fig.1 Geometric dimension of lenticular composite tube section

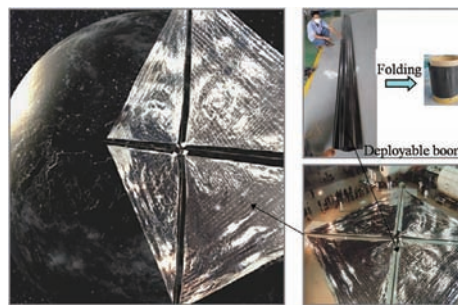


图2 复合材料豆荚杆折叠与展开过程

Fig.2 Folding and deploying process of lenticular composite tube

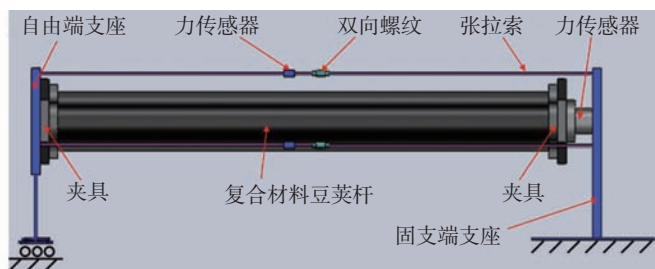


图3 超长复合材料豆荚杆轴向压缩试验设计方案

Fig.3 Design scheme of axial compression experiment for ultra-long lenticular composite tube

样与其他部件的安装配合效果,夹持的夹具需设计成多段夹持的方式(图4),通过夹具将豆荚杆试样与自由端支座和固支端力传感器连接,固支端力传感器与固支端支座相连。共有3根按照等边三角形布置形式的张拉索(具体根数可以更多,必须按照正多边形布置),豆荚杆试样长度方向的中心轴线通过等边三角形(张拉索布置形式)的形心,每张拉索与双向螺纹和力传感器串联连接,张拉索两端与自由端支座和固支端支座相连。自由端支座可通过钢珠实现自由滑动,同时兼具支撑的作用,如图3和4所示。搭建好的试验测试系统如图4所示。对于其他工况的边界条件也可以很容易在本试验测试系统上进行改进。

当开始轴向压缩试验时,同时旋紧3根张拉索上的双向螺纹,这样张拉索上就会产生张力,该张力传递到两端支座会使豆荚杆试样产生轴向压缩载荷,张拉索上的力传感器可以监控其张力情况,加载过程中,通过微调双向螺纹旋紧程度的同时观察张拉索的力传感器读数,可保证3根张拉索上的力均等,通过固支端支座上的力传感器读取总的轴向压缩载荷、两端的千分表读取对应的压缩位移,这样连续旋紧双向螺纹同时读取载荷和变形直至豆荚杆试样发生屈曲失稳,就可测得载荷-位移曲线,通过载荷-位移曲线可以得到轴向压缩刚度和屈曲失稳载荷。需要指出,在加载过程中,初始时要施加一定预紧力以保证张拉索张紧,方便后续试验。由于整体失稳导致在固支端根部发生屈曲褶皱(图5),通过该试验测试系统测得的载荷-位移曲线如图6所示。由图6可知,豆荚杆在屈曲失稳之前载荷与位移为线性相应关系,失稳之后载荷骤降失去承载能力,其轴向压缩屈曲失稳载荷的平均值为1306N。

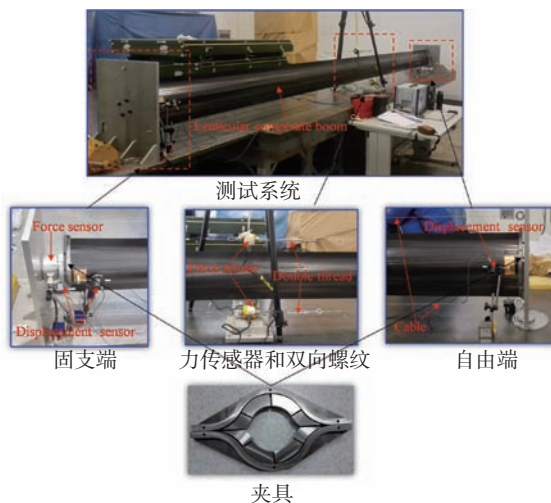


图4 搭建的测试系统

Fig.4 Testing system

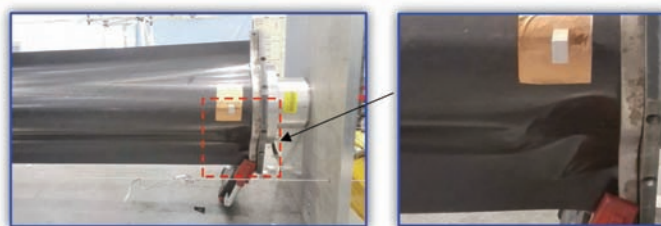


图5 固支端发生屈曲失稳褶皱

Fig.5 Buckling on fixed end

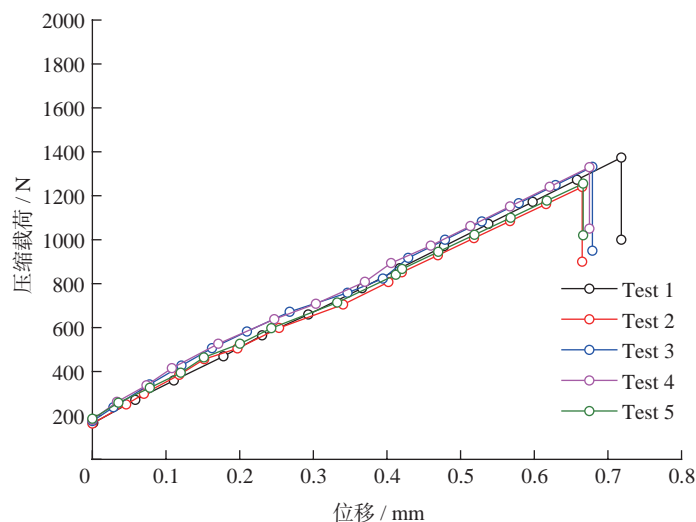


图6 6m长复合材料豆荚杆轴向压缩载荷-位移曲线

Fig.6 Axial compression force versus displacement of lenticular composite tube with the length of 6m

特征值屈曲分析

在前面试验测试的基础上,基于ANSYS有限元分析软件,完成了静力分析和特征值屈曲分析,计算

得到了复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲失稳载荷,用来和试验测量结果进行对比,进一步验证试验测量结果的有效性。按照图1所示的几何参数和铺层方式建立有限元模型,

单层厚度为 0.04mm,有限元模型如图 7 所示。有限元模型中的单元类型分别选择 shell281 和 Mass21,其中 shell281 是一种三维 8 节点的壳单元,用来模拟复合材料豆荚杆,共计 10400 个单元和 31304 个节点; Mass21 是一种可施加集中载荷或重量的耦合点单元,有一个节点,用来施加轴向压缩集中载荷;有限元模型中的材料性能输入如表 1 所示。轴向压缩屈曲分析的有限元模型为一端固支约束,另一端为节点耦合的方式在中心节点施加轴向单位压缩载荷,分别轴向(z 轴)单位集中压力(图 7)。有限元建模时不考虑瑕

疵、尺寸和铺层偏差(实际的豆荚杆)的影响。

有限元分析得到前三阶屈曲模态如图 8 所示,可知一阶屈曲为整体屈曲,复合一端固支另一端自由的屈曲模式,与试验测量结果也吻合,二阶和三阶屈曲模式为胶接边的局部屈曲,而且对应的屈曲载荷也更高,因此,以一阶屈曲载荷作用最先失稳的载荷,计算得到的轴向压缩临界屈曲载荷为 1621.2N,与试验测量结果(如表 2 所示)之间的相对误差为 24.1%。可知,有限元计算结果与试验测量结果吻合较好。轴向压缩屈曲失稳载荷比试验测量结

果偏高,一方面是由于有限元模型为理想模型,而且按照有限元理论可知,有限元计算结果会高于试验值(真实值);另一方面由于豆荚杆为薄壁结构,对夹持边界比较敏感,如果进一步在豆荚杆试样两端进行加强,可以提高测量结果,但是试样制备会相对复杂一些,增加制备成本和难度,但对于几十米甚至上百米长的豆荚杆试样则不需要局部加强,这是由整体失稳载荷会比较小,对夹持边界不再敏感。

总的来说,有限元计算结果进一步验证了本文搭建试验测试系统可以比较精确地测量复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能,完全适用于超长尺寸复合材料豆荚杆性能的测定,有效解决了目前现有测试条件的不足,为将来型号关键技术指标的验证奠定了基础,为试验测试技术方面提供重要支撑和参考价值。

结论

(1)设计和搭建了复合材料豆荚杆轴向压缩试验测试系统,可满足超长尺寸薄壁复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲性能的测定。

(2)利用本文建立的试验测试系统测定了 6m 长复合材料豆荚杆在一端固支和另一端自由的典型受载工况条件下的轴向压缩屈曲失稳载荷,测量结果一致性较好。

(3)通过特征值屈曲有限元分析,计算得到了 6m 长复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲失稳载荷,与试验测量结果之间的相对误差为 24.1%,二

表1 有限元模型中的材料性能

Table 1 Material properties of finite element model GPa

0 拉伸	0° 压缩	90° 拉伸	90° 压缩	面内剪切	泊松比
117.26	105.35	7.01	7.05	3.74	0.31

表2 6m长复合材料豆荚杆轴向压缩性能

Table 2 Axial compression properties of 6m lenticular composite tube N

Test 1	Test 2	Test 3	Test 4	Test 5	Mean
1373.7	1239.8	1331.5	1329.9	1255.2	1306.0

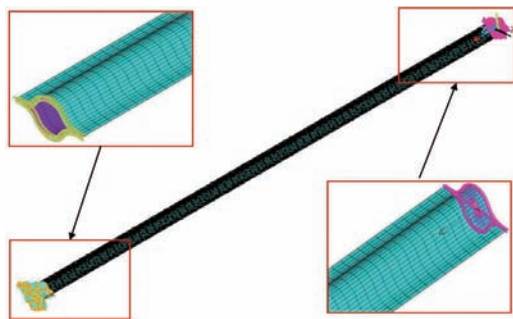


图7 复合材料豆荚杆有限元模型和边界条件

Fig.7 Finite element model and boundary conditions of lenticular composite tube



(a) 一阶屈曲模态

(b) 二阶屈曲模态

(c) 三阶屈曲模态

图8 复合材料豆荚杆轴向压缩屈曲模态

Fig.8 Buckling mode of lenticular composite tube under axial compression

者吻合良好,进一步验证了试验测试系统的有效性。

参考文献

- [1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2006, 24(1): 1-12.
- DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materialia Composita Sinica, 2006, 24(1): 1-12.
- [2] SCHULTZ M R, HULSE M J, KELLER P N, et al. Neutrally stable behavior in fiber-reinforced composite tape springs[J]. Composites: Part A, 2008, 39: 1012-1017.
- [3] TAYLOR RM, ABRAHAMSON E, BARRETT R, et al. Passive deployment of an EMC boom using radiant energy in thermal vacuum[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, 2007.
- [4] REHNMARK F, PRYOR, M, HOLMES B, et al. Development of a deployable nonmetallic boom for reconfigurable systems of small spacecraft[C]//48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, 2007.
- [5] BLOCK J, STRAUBEL M, WIEDEMANN M. Ultra-light deployable booms for solar sails and other large gossamer structures in space[J]. Acta Astronautica, 2011, 68: 984-992.
- [6] LEIPOLD M, FICHTNER H, HEBER B, et al. Heliopause explorer—a sailcraft mission to the outer boundaries of the solar system[J]. Acta Astronautica, 2006, 59: 785-796.
- [7] 白江波, 熊峻江, 高军鹏, 等. 可折叠复合材料豆荚杆的制备与验证[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1217-1223.
- BAI Jiangbo, XIONG Junjiang, GAO Junpeng, et al. Fabrication and validation of collapsible composite lenticular tubes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1217-1223.
- [8] BAI J B, XIONG J J, GAO J P, et al. Analytical solutions for predicting in-plane strain and interlaminar shear stress of ultra-thin-walled lenticular collapsible composite tube in fold deformation[J]. Composite Structures, 2013, 97: 64-75.
- [9] 白江波. 可折叠并自动展开的超薄复合材料豆荚杆设计与制备及实验验证研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
- BAI Jiangbo. Research on design, manufacture and experiment validation of ultra-thin-walled lenticular collapsible and deployable composite tube[D]. Beijing: Beihang University, 2012.
- [10] BAI J B, SHENOI R A, XIONG J J. Thermal analysis of thin-walled deployable composite boom in simulated space environment[J]. Composite Structures, 2017, 173: 210-218.
- [11] BAI J B, XIONG J J. Temperature effect on buckling properties of ultra-thin-walled lenticular collapsible composite tube subjected to axial compression[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27: 1312-1317.
- [12] SICKINGER C, HERBECK L, BREITBACH E. Structural engineering on deployable CFRP booms for a solar propelled sailcraft[J]. Acta Astronautica, 2006, 58: 185-196.
- [13] SICKINGER C, HERBECK L. Deployment strategies, analyses and tests for the CFRP booms of a solar sail[C]//European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing. Toulouse, 2002.
- [14] SICKINGER C, HERBECK L, STRHLEIN T, et al. Lightweight deployable booms: design, manufacture, verification, and smart materials application[C]//55th International Astronautical Congress. Vancouver, 2004.

通讯作者: 白江波, 博士, 助理教授 / 研究员, 主要从事先进复合材料结构设计、制备与性能表征、航天可展开复合材料结构技术、航空变体复合材料结构技术、复合材料结构损伤失效分析等研究, E-mail: baijiangbo@buaa.edu.cn.

Novel Experimental Method for Determining Axial Compression Buckling Behaviour of Ultra-Length Foldable Thin-Walled Lenticular Composite Tube

LIN Qihong¹, BAI Jiangbo², CONG Qiang¹

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

[ABSTRACT] This paper seeks to address practical experimental techniques on axial compression behaviors of flexible foldable lenticular composite tube (LCT) with ultra length. A testing system was designed and established to determine the axial compression behaviors of ultra-length LCT, and the axial compression stiffness and buckling load of LCT with the length of 6m were measured by this testing system. In order to verify the measurement from the novel experimental method, eigenvalue buckling FEA model of the LCT with the length of 6m was established to predict the axial compression buckling load that have a good agreement with the experimental data. It is shown that the new developed testing system can accurately and expediently determine the axial compression behaviors of ultra-length LCT.

Keywords: Composites; Ultra-length; Foldable lenticular composite tube; Buckling

(责编 大漠)

基于Plant Simulation的航空 复合材料生产线工艺布局仿真 建模及评估*

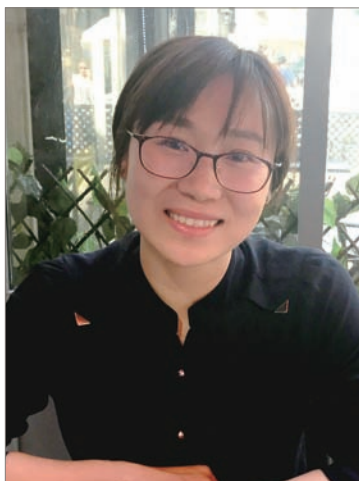
崔晶, 李慧

(中国航空规划设计研究总院有限公司, 北京 100120)

[摘要] 研究航空复合材料生产线工艺布局仿真评估技术, 建立复合材料工艺流程及生产线布局的数字化模型。以航空复合材料数字化生产线实际项目为依托, 完成复合材料生产线工艺布局仿真建模和模拟试验。通过仿真技术量化分析、论证复合材料生产线的工艺布局方案, 从而指导复合材料生产线的规划设计及运营。

关键词: 航空; 复合材料生产线; 生产线布局; 仿真建模; 评估

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.056



崔晶

硕士, 工程师, 研究方向为生产线布局与仿真、系统集成、数据挖掘。

在航空制造领域, 经过数十年发展的复合材料已实现了从非承力构件、次承力构件到主承力构件的应用。国外军机、直升机、无人机上复合材料用量早已达到或超过 50%, 新一代大型客机上复合材料的用量也超过 50%, 通用航空领域小型飞机复合材料用量更高, 部分机型达到了结构重量的 90%。我国航空工业复合材料技术经过数十年的发展, 已经掌握了大量先进复合材料零件制造技术, 复合材料的垂直安定面、水平尾翼、方向舵、前机身等构件已在多种型号飞机上使用。随着复合材料产量需求的增加, 复合材料生产厂房的建设需求也快速增长。其中, 复合材料厂房的工艺布局对于业主方的产品产量、产品质量、运营成本起着至关重要的作用。企业的设施布局是否合理, 物流是否顺畅有序直接影响着企业的生产效率和生产成本^[1-3]。

工艺仿真研究是设施布局的一项重要环节。生产线工艺建模和仿真技术是对生产线进行分析、试验、诊断、评价的最经济、最安全的一种方法, 尤其在分析复杂程度高的生产系统时, 它几乎是唯一的途径。通过工艺仿真量化分析、论证复合材料生产线的工艺方案设计, 解决工艺布局不合理、生产节拍不稳定的问题, 指导复合材料生产线的设计及运行, 从而促进工艺参数稳定, 提升产品质量和生产效率, 降低企业生产成本, 提升航空复合材料制造的核心竞争力。

工艺布局评估方法

工艺布局即工厂布局, 它是根据企业的经营目标和生产纲领, 在已确定的空间场所内, 按照从材料的接收、零件和产品的制造、装配, 到成品的包装、发运的全过程, 将人员、设备、物料等形成的经济活动单元所需

* 基金项目: 2016 年工信部智能制造综合标准化与新模式应用项目。

要的空间作最适当的分配和最有效的组合,以便获得最大的生产经济效益^[1-3]。

工艺布局评估方法很多,常用的包括单项指标比较评价法、综合指标比较评价法等。单项指标比较评价是指多个方案中的某些指标基本相同时,只有某项主要指标不同,则可比较该项主要指标的优劣情况而取舍方案。比如,当方案的技术水平基本相同时,则可进行方案的经济比较,根据经济效益高低来评价方案的优劣;当经济效益基本相同时,在技术先进性方面差别较大时,则应根据技术水平的高低评价方案的高低^[4]。在综合指标比较评价法的评价指标体系中,有的是定性指标,有的是定量指标,而且定量指标的计量单位又多不相同。因此,在综合指标比较评价时,对定性指标应划分满足程度等级,对定量指标也应划分数量级别,以便专家评审时,按规定标准,针对不同指标具体打分。同时,由于各种指标对方案的重要程度不完全相同,因此,还应对各指标规定其加权值,以便汇总得到最终结论。综合指标比较评价法包含优缺点比较法和加权因素比较法^[5-8]。

传统的工艺布局比选/评估方法,以往采用的是静态公式计算前述的各项评价指标,对于产能、设备利用率等指标尚能有大致把握,但对于在制品库存量、灵敏度分析^[8]等,常用的静态方法则无法奏效了,这就是离散事件仿真技术发挥优势的地方。伴随着仿真技术的出现与迅速发展,将仿真技术应用于企业的设施规划与设计、分析和验证,可以动态模拟产品的生产制造流程,不消耗任何真实制造资源,预测制造系统状态,从而可以做出前瞻性的决策和优化实施方案,因而被广泛应用于复杂制造系统的设计、调度和规划中,对于提高设施布置水平、生产线效率具有重要意义。已经有众多研究者利用仿

真工具研究设施规划问题,肖吉军^[7]讨论了在生产物流系统规划中利用 Witness 软件进行仿真的方法,进行方案优选,并通过设置参数达到优化生产过程的目的。谢磊^[8]利用 Em-Plant 对船舶建造流程进行了建模与仿真,对提高造船效率、提高资源平衡进行了具有一定意义的研究。肖超等^[9]以汽车变速器装配线为研究对象,用 SLP 理论和 Em-Plant 仿真相结合的方法进行变速器装配线规划。通过以上研究可以看出,离散事件仿真技术是获得工艺布局方案评价指标的有效手段,能够全面的从技术角度评价工艺布局方案的优劣。

基于 Plant Simulation 的 复合材料生产线工艺布局 仿真建模方法

目前,制造系统应用中具有代表性的仿真软件主要有 Witness、Arena、Flexim、Plant Simulation 等。Plant Simulation 是用 C++ 实现关于生产、物流和工程的仿真软件,是面向对象的、图形化的、集成的建模、仿真工具,是一类典型的离散事件仿真软件工具。由于 Plant Simulation 支持层次化、参数化建模,具有面向对象、可编程控制等特点,因此本文采用其进行仿真建模^[10]。

航空复合材料零件加工过程中,除了零件的流动,还存在模具的流转,且不同典型件的加工路线及所需模具不同,若使用机床设备之间的固

定连接,则非常不利于控制零件/模具的流动方向,费时费力,且容易出错。为提高仿真建模的效率,这里采用软件提供的 SimTalk 语言编写 Method 的方法构建仿真模型^[11],模型中的基本对象如图 1 所示。

基于仿真模型的基本对象建模,首先读入并设置所需表单,包含零件列表、零件工时信息表、设备表,模具相关信息表等;其次根据表单信息进行模型的创建,在各加工区域中添加 Plant Simulation 库元件表示工艺设备及暂存区,并通过连接线或吊车进行逻辑连接;接着对模型工艺设备、暂存区等的加工时间及容量大小等进行设置,并对其进入进出策略进行适当调整,使其更符合需求;然后经过适当人工调整,建模初步完成;最后经过测试无误后,则布设 AGV 运输系统进行连接各区域。

在仿真模型中,物料由零件源 Source_Part 产生,然后根据零件工时信息表按照其工艺流程先后经过各个加工设备,最终到达成品存放区;模具由源 Source_Mould 产生,然后按照模具及工序工时信息表(图 2)中的工艺流程,通过准备工作、与零件合并、随零件流转、最终与零件分离回到模具库。其中,对于多台同型设备的任务分配按等概率进行。

此外,为实时观察各设备的运行情况,监视在制品库存^[12]和自动统计最终产量,另外建立了生产监视看板模块,展示各设备的负荷情况、各

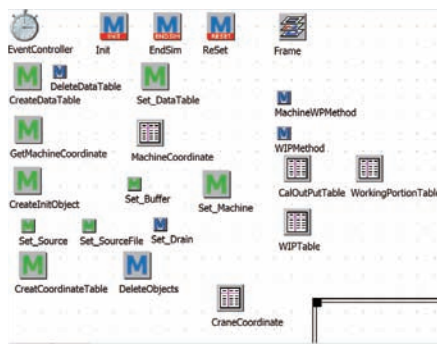


图1 仿真模型中的基本对象

Fig.1 Basic objects in the simulation model

单元的在制品数量以及产量情况等,如图3所示。在开启动画模式进行仿真运行时,可以从各个加工区的显示面板上观察到加工设备的实时效率状态,类似于数字化工厂的生产线实时监控系統。

基于 Plant Simulation 的某企业复合材料厂房工艺布局仿真评估案例

1 项目概况

某厂欲新建 5.5 万 m² 复材厂房,地块比较方正。地块周边环境为北边数控厂、南边总装厂、西边动力站、东边有食堂。该厂主要负责主要生产军机型号产品,产品以层压结构件、复杂结构件为主,生产属于多品种、小批量的生产。通过开发的标准化表单零件信息表采集数据,并对零件按尺寸大小进行归类,得到该厂目前主要生产的典型产品列表,多为航空预浸料热压固化零件,包含大型零件 6 类,中型零件 11 类,小型零件 3 类,典型零件生产纲领见表 1。搜集典型零件加工流程图(含模具流转)和工序工时信息,以 G 型件为例,给出典型零件加工流程图,如图 4 所示。

根据对典型产品的工艺分析,该厂房的功能区主要包括手工铺叠区、自动铺叠区、热压罐区、烘箱区、机加区、手工切割区、无损检测区、喷漆区、吹砂喷铝区、装配区。考虑到产品种类多,模具数量和种类较大,因此设置模具库方便模具存储。

2 厂房布局方案图初步分析

根据产品生产工艺流程顺流原则,布置了 2 版初步方案图,如图 5~8 所示。

初步方案 1 中,产品物流在大流程上呈现一字形,工艺流程较为顺流,模具物流主要集中在区域左上角。由于该厂生产的复材产品中部分产品的尺寸较大,配套模具的尺寸大、质量重,加上历史留存模具需要

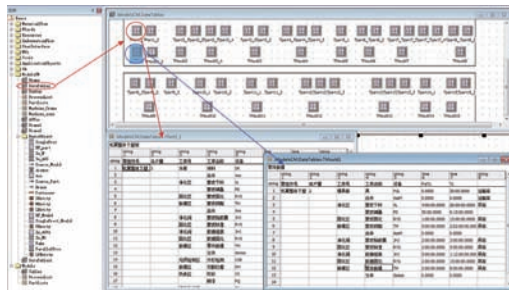


图2 模具及工序工时信息

Fig.2 Mould and working hours information

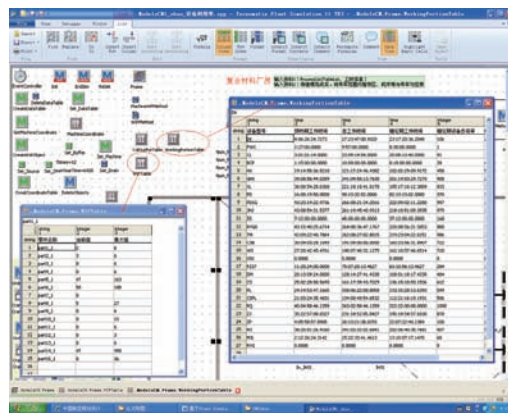


图3 仿真测试设备负荷情况、各单元在制品数量

Fig.3 Simulation experiment on the load of equipment and the number of working in process

表1 典型零件生产纲领

Table 1 Typical parts production program in

	零组件名称	生产纲领
大型件	A 型零件	60
	B 型零件	60
	C 型零件	60
	D 型零件	60
	E 型零件	60
	F 型零件	60
中型件	G 型件	1620
	H 型件	1080
	I 型件	450
	J 型件	60
	K 型件	60
	L 型件	120
	M 型件	60
	N 型件	60
	O 型件	60
	P 型件	60
	Q 型件	90
小型件	R 型件	1200
	S 型件	960
	T 型件	360

存储,若所有模具均放置在模具库中,可能会存在模具存放区域面积不足的问题。吹沙喷铝间位于东北角处,污染较大,而东面是食堂位置,可能会对道路上大量的人流产生影响。固化区位于厂房中间位置,作为散热源,最好尽量与其东面紧邻的机加设备有隔离,同时动力管线需要从地下走线进行布置。

初步工艺布局方案2中,产品物流在大流程上呈现回字形,工艺流程顺流。厂房考虑到将部件装配区纳入厂房中,因此再南方区域分割出一长条形装配区,装配完的部件产品可以直接拉到总装厂进行总装,距离路程较短。净化间位于厂房中间区域,由于该厂很多零部件的铺叠工序仍是手工铺叠,需要铺叠台进行工作,因此铺叠间面积是制约净化间能力的重要因素,净化间面积需要核算。同时将蜂窝芯加工间、下料间又割出净化间的一部分面积。冻库、蜂窝芯库等原材料库房位于厂房东南区,其运送到蜂窝芯加工间、下料间需要穿过或越过装配区,造成物料运输较为不便。

3 仿真建模及假设

航空复合材料零件加工过程中,除了零件的流动,还存在模具的流转,且不同典型件的加工路线及所需模具不同。这里采用 Plant Simulation 软件进行仿真模型,模具和零件使用不同模块控制。仿真输入为典型零件数量表、典型零件加工工序表(含模具)、典型零件工序工时表、工艺设备表、初步方案图等。建立的仿真模型如图9和图10所示。

就本项目而言,仿真主要解决两方面问题:(1)优化,通过在不同参数下的仿真运行,实现工艺设备台套数、模具数量、运输设备数量等的优化;(2)比选,从物流量、设备占用率等方面定量分析比较,实现工艺布置方案的优选。在本项目的仿真中,有如下假设条件:

(1)根据《航空工业工程设计规程》的要求,仿真模型中设备年时基数按照5350h计算,数控设备的设备负荷率按85%计算;复合材料手工铺叠工序生产班制采用一

班制每班工作8h,工位年时基数为1740h,人员负荷率按80%计算,仿真运算考虑准备时间对最终结果的影响。

(2)对于冻库、蜂窝芯库、材料

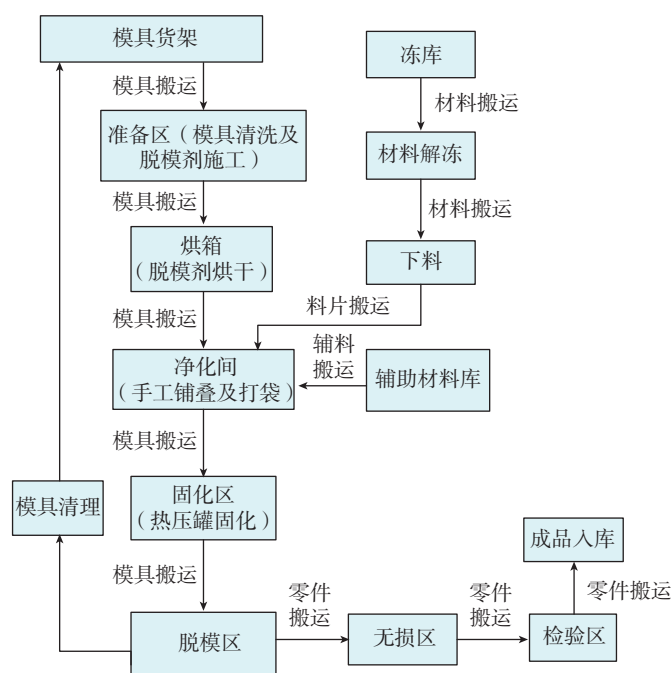


图4 G型件加工流程图

Fig.4 Processing flow chart of G type parts

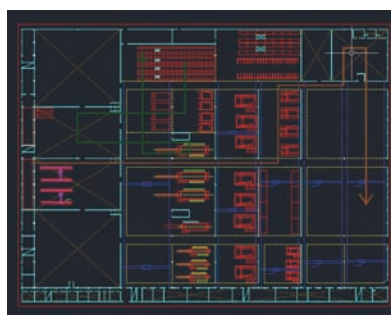


图5 初步工艺布局方案1

Fig.5 No.1 process layout plan

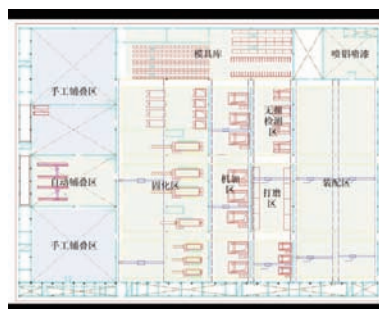


图6 初步工艺布局方案1功能区分布

Fig.6 Functional area distribution of No.1 process layout plan

库、半成品库、脱模设备、喷漆设备、吹砂、喷铝设备等依靠人力或未明确给出设备数量的设备均按生产能力足够计算。

(3) 由于没有各产品的具体交付规定,仅有年产量要求,因此生产排程问题简化为将产品分若干个批次投产。

(4) 仿真过程中需求产量按预计生产纲领计算,零件数量由典型零件数量表、零件组成表及典型零件工序表共同确定,部分零件中由其他辅助复材产品组成,如XX产品组成包括蒙皮2张、蜂窝夹心、肋3个梁、肋等,若其工序流程中不包含复材梁、肋的制造过程,则需在单制梁、肋的数量上进行扩充。

(5) 热压罐由于缺少组合进罐数据资料,仿真中只能将热压罐设置为同时可容纳5个零件,且大型零件只能进大罐。

(6) 仿真过程中,发现当下料机按照所给工时加工时,其前暂存区堆积大量零件,严重影响后续工序进行,从复材厂了解到下料是一个非常快的过程,基本不可能构成瓶颈,因此这里将下料机生产能力适量扩大,认为其生产能力足够。

4 仿真试验结果分析

对2版初步方案图进行仿真建模和试验评估,分别对设备利用率、物流情况、模具数量等进行模拟试验。

(1) 模具数量对比。

模具是复材零件生产中的重要工具,同时模具制造价值较高。由于蒙皮、加筋壁板以及内外副桁肋零件的年产量特别大,因此单独对以上3类零件的模具数量进行仿真试验。按照蒙皮、加筋壁板、桁肋零件制造时,均以完成生产纲领要求为目标。经试验,得到两版初步方案图的结果为方案1:蒙皮10、加筋壁板14、桁肋22;方案2:蒙皮11、加筋壁板15、桁肋24。

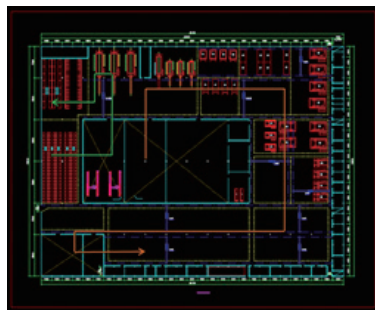


图7 初步工艺布局方案2
Fig.7 No.2 process layout plan

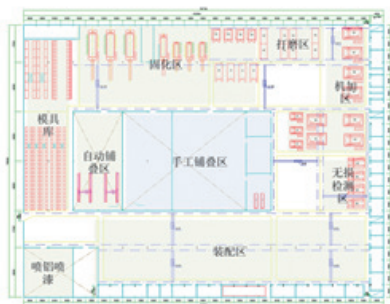


图8 初步工艺布局方案2功能区分布

Fig.8 Functional area distribution of No.2 process layout plan



图9 初步工艺布局方案1仿真模型图

Fig.9 Simulation modeling of No.1 process layout plan

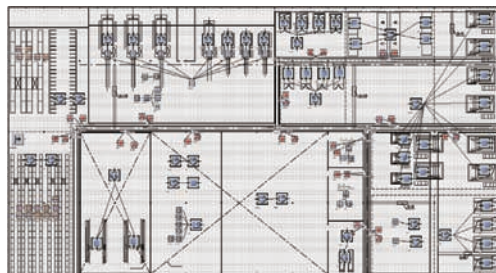


图10 初步工艺布局方案2仿真模型

Fig.10 Simulation modeling of No.2 process layout plan

(2) 铺叠区面积对比。

净化间是重要的铺叠工序,其面积大小将对铺叠能力产生影响。根据调研得知,蒙皮、壁板类等大型形状较为规则的零件可使用自动铺带

机进行铺叠,而小型零件或者形状不规则的产品通常使用手工铺叠的方式进行。在仿真试验中,定义大中型零件的蒙皮壁板使用自动铺带机进行铺叠,小型件及辅助零件梁、肋等

使用手工铺叠。默认1个铺叠台1次只能完成1件产品,以完成年内生产产量为目标,通过多次试验,得到2版初步方案图的铺叠台数量为方案1:铺叠台数量17;方案2:铺叠台数量16。

(3) 设备利用率对比。

设备利用率是生产线利用情况的重要指标,通过多次仿真试验对重要设备的设备利用率进行分析,如图11所示。其中对热压罐的设置,由于没有获取到组合进罐的规律,仿真中设定为一罐同时可容纳5个零件,且大型零件只能进大罐,热压罐能力充足。

通过对比可以发现:两版方案的设备占用率差别不大,有区别的在于:下料、手工铺叠、吹沙、喷铝(方案2略高),热压罐、装配(方案1略高)。手工铺叠、无损检测、固化,仍是生产加工设备占用率较大的工序。

经仿真试验,两版布局方案设备占用率均未达到满负荷,未出现在制品堆积情况。如实际生产过程中出现在制品堆积、设备超能力运转,方案1和方案2均可在出现在制品堆积的区域使用预留零件暂存区面积(固化区前和机加无损区附近),或在固化区和装配区的预留空间增加关键加工设备扩大产能。

(4) 物流距离及能流图。

物流是影响厂房生产运营的重要因素,通过仿真试验对物流运输距离进行测算,方案1物流运输距离约为38438km,方案2物流运输距离约为78200km,由于方案1为直线型布局,所以在物流运输上距离占据较大优势。

图12和图13给出了两版初步方案的物流图,蓝色线表示经过的物流路径。经分析,可以发现两版初步方案图,物流量大的部分集中在模具库到净化间、原材料库到净化间、净化间到固化区、机加、切割打磨、无损区域间、无损到装配区。因此,在

布局时,将物流量较大的区域集中布置,或者利用区域空余位置作为暂存区,可有效物流运输距离。

方案1比方案2的物流运输距离短得多,原因可能有以下几个方面:

(1) 方案1为直线型布局,在物流运输上距离比回型布置的方案2占据较大优势。

(2) 方案2中原材料库、冻库、半成品库均离净化间的位置较远,使

得的前期物流运输距离较大。

(3) 方案2装配区位于地块最南端,离其上步工序使用的打磨设备较远;仿真过程中装配区设备位置的选取在正中间,离机加设备、打磨设备较远,这也可能导致较大的物流量。

经仿真试验结果对比发现,两版初步工艺布局方案在设备占用率、铺叠区面积等指标相差不大,而初步方案1在物流运输上距离占据较大优

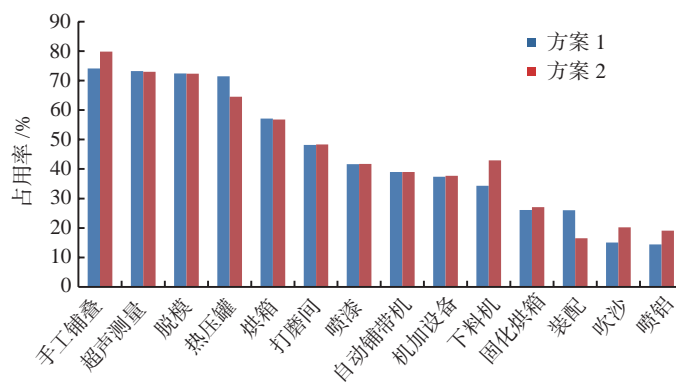


图11 设备占用率柱形图

Fig.11 Simulation results of equipment utilization

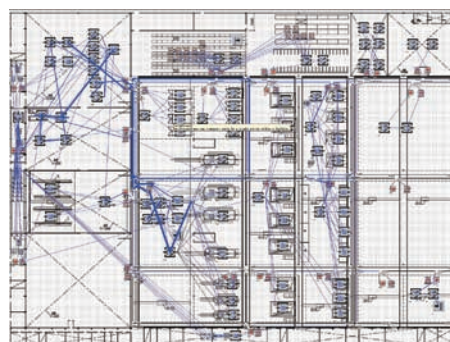


图12 初步工艺布局方案1物流图

Fig.12 Simulation results of material flow of No.1 process layout plan

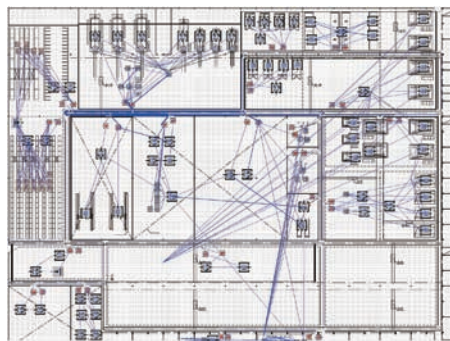


图13 初步工艺布局方案2物流图

Fig.13 Simulation results of material flow of No.2 process layout plan

势。航空复合材料产品由于部分产品尺寸较大,物流运输是制约厂房运营的重要因素之一,因此在本文假设条件下,初步方案1较初步方案2具有一定优势。

结论

复合材料厂房的工艺布局对于业主方的产品产量、产品质量、运营成本起着至关重要的作用。生产线工艺建模和仿真技术是对生产线进行分析、试验、诊断、评价的最经济、最安全的一种方法。本文研究航空复合材料智能生产线工艺仿真建模技术,建立复合材料生产线工艺流程及布局的数字化模型,以航空复合材料智能制造生产线的实际项目为依托,完成复合材料生产线布局工艺仿真建模及模拟试验,通过仿真评估量化分析、论证和比较复合材料生产线的工艺方案设计,从而指导航空复合材料生产线的设计及运行。

参考文献

[1] 齐二石,方庆瑄. 物流工程[M]. 北京:机械工业出版社,2006.
 [2] 董海,梁迪. 设施规划与物流分析[M]. 北京:机械工业出版社,2005.

DONG Hai, LIANG Di. Facilities planning and design[M]. Beijing: China Machine Press, 2005.

[3] 马文峰,奚文. 设施规划在我国的应用与发展[J]. 机械设计与制造, 2005(10): 168-170.

MA Wenfeng, XI Wen. Application and development of facilities planning in China[J]. Machinery Design and Manufacture, 2005(10): 168-170.

[4] 齐二石,田青,宋宁华. 物流系统规划设计方法综述[J]. 天津大学学报(自然科学版), 2003, 5(3): 225-228.

QI Ershi, TIAN Qing, SONG Ninghua. Review of methods of the planning for the logistic chain network[J]. Journal of Tianjin University(Social Science), 2003, 5(3): 225-228.

[5] 马汉武. 设施规划与物流系统设计[M]. 北京:高等教育出版社,2005.

MA Hanwu. The planning and designing of logistics equipments and facilities[M]. Beijing: Higher Education Press, 2005.

[6] 胡运权,郭耀煌. 运筹学教程[M]. 北京:清华大学出版社,2012.

HU Yunquan, GUO Yaohuang. Operational research tutorial[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012.

[7] 肖吉军,李军. Witness 仿真在企业生产物流系统规划中的应用[C]//全国第十届企业信息化与工业工程学术年会. 北京, 2006.

XIAO Jijun, LI Jun. Application of Witness simulation in the planning of enterprise production logistics system[C]//The tenth Session of the Conference of Enterprise

Informatization and Industrial Engineering. Beijing, 2006.

[8] 谢磊. 基于 Em-Plant 的船舶建造流程建模与仿真[D]. 上海:上海交通大学, 2009.

XIE Lei. Modeling and simulation of shipbuilding process based on Em-Plant[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2009.

[9] 肖超,陈书宏. 基于 SLP 和 Em-Plant 的变速器装配线规划研究[J]. 工程设计学报, 2010, 17(6): 430-434.

XIAO Chao, CHEN Shuhong. Transmission assembly planning study based on SLP and Em-Plant[J]. Journal of Engineering Design, 2010, 17(6): 430-434.

[10] 施於人,邓易元,蒋维. Em-Plant 仿真技术教程[M]. 北京:科学出版社,2009.

SHI Yuren, DENG Yiyuan, JIANG Wei. Em-Plant simulation technology course[M]. Beijing: Science Press, 2009.

[11] SIEMENS. Tecnomatix Plant Simulation UserManual[M]. Munich: SIEMENS, 2009.

[12] 孙继忠. 基于 Em-Plant 的汽车混流装配线物流系统优化与仿真[D]. 成都:西南交通大学, 2010.

SUN Jizhong. Logiscits system optimization and simulation of automoblie mixed model assembly line based on eM-Plant[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2010.

通讯作者: 崔晶, E-mail: cuijing@avic-capdi.com.

Simulation Modeling and Evaluation of Aeronautical Composite Material Production Line Layout Based on Plant Simulation

CUI Jing, LI Hui

(China Aviation Planning and Design Institute (Group) Co., Ltd., Beijing 100120, China)

[ABSTRACT] This essay studies the layout simulation evaluation technology of aeronautical composite production line, and constructs the digital model of aviation composite material process flow and production line layout. Based on actual projects of aeronautical composite materials digital production line, the simulation modeling and simulation experiment of the process layout of composite production line are completed. Through simulation technology, the process layout design of composite material production line has been quantitatively analyzed and demonstrated, so as to guide the instructand operation of composite production line.

Keywords: Aviation; Composite material production line; Production line layout; Simulation modeling; Evaluation

(责编 大漠)


2019年9月 西安

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

地址：北京340信箱中航时代(100024)
电话：010-85700465-256
传真：010-65479281，010-85700466
网址：www.amte.net.cn
E-mail：ml@amte.net.cn
联系人：张莹（13581887916，010-85700465-261，zy@amte.net.cn）
马琳（15011415157，010-65742231，010-85700465-256，ml@amte.net.cn）

战略伙伴： 北京中航时代文化传播有限公司

指定媒体：  

磨刀四十载助力高端制造业

——记高效切削及刀具技术实验室

Forty Years to Assist High-End Manufacturing

[编者按] 哈尔滨理工大学高效切削及刀具实验室长期从事切屑折断控制技术、难加工材料高效切削技术、硬态干式切削技术、高速切削加工技术等方面的研究开发工作,在国内外具有一定的影响。实验室有高效切削及刀具国家地方联合工程实验室、机械工业切屑控制及高效刀具技术重点实验室、先进加工技术与智能制造黑龙江省重点实验室、现代制造技术与刀具开发黑龙江省高校重点实验室等支撑平台。通过基础研究应用化、应用研究实用化、科技成果价值最大化、创新技术和产品的产业化,共同构建了紧密的高效切削与刀具技术的产业化联盟。目前实验室形成了以科研为主体、产学研相结合的技术创新体系,逐步发展成为了装备制造领域关键技术供给和研究成果转化的支撑平台。

研究项目及成果

自1977年起实验室承担机械部攻关课题,作为牵头单位,与5个大中型企业联合攻关,研制成功我国第一批重型可转位刀片,获部科技成果二等奖。“七五”期间,主持国家“七五”攻关专题,开发了我国第一批具有世界先进水平的三维复杂槽型刀片,填补了国内空白,研究成果获国家发明四等奖。“十五”期间与自贡硬质合金有限责任公司等企业合作,开发系列刀片、刀具等5大类、350个规格产品;“切削控制及刀具失效机理研究、系列产品开发与产业化”获国家科技进步二等奖。

在重型切削理论与刀具开发方面实验室共承担国家“七五”、“八五”、“九五”科技攻关等课题11项,解决了哈电、一重等企业大型电站及重机零部件的加工技术关键问题12项,获省部级科技进步二等奖

等奖励10项。

在高速切削加工及其刀具技术开发方面实验室主要进行了高速切削机理、高速切削加工刀具设计技术及产品开发、高速切削加工工艺技术等方面的研究。自2000年以来,相关方向连续承担了黑龙江省重大科技攻关计划项目,并获得省部级科技进步二等奖2项。同时也作为牵头单位承担国家科技数控专项2项,国家自然科学基金重点项目1项,国家自然科学基金国际合作重点项目1项。

交流合作

实验室与东安发动机、西飞、成飞、航天风华等航空航天制造企业,中国一重、哈电集团、齐二机床、齐重数控等国家重大装备制造企业,以及株钻、成工所、哈量、哈一工等国家工具行业重点企业等单位保持着长期

的产学研合作关系。先后和多个国外高校合作承担了国家自然科学基金项目、国家自然科学基金国际合作项目、黑龙江省海外学人项目、对俄合作项目、外国专家局国际合作项目等项目,并于2017年与美国佐治亚理工学院和瑞典皇家理工学院合作申报了国家自然科学基金国际合作重点项目,该项目的主题是基于开放式数控系统的智能切削加工技术基础及应用,研究成果可以为我国智能制造的发展提供基础理论。

实验室联合哈尔滨第一工具制造有限公司、株洲钻石切削刀具股份有限公司等单位组建了黑龙江省先进加工工具工艺及其装备协同创新中心。与“齐重数控”、“一汽天奇”、“西夏墅”、“哈一工”等企业合作建设了4个黑龙江省研究生培养创新示范基地;校企联合创建“哈理工-西夏墅镇研究生创新基地”、“哈理工

-新力光电工程教育实践基地”、“航天科工深圳(集团)有限公司与哈尔滨理工大学先进加工工具工艺及其装备协同创新中心”、“长春一汽天奇工艺装备工程有限公司与哈尔滨理工大学企校联合实验室”、“无锡国宏刀具公司与哈尔滨理工大学先进精密刀具校企联合研发中心”等研发中心。

创新发展

将高校、重点实验室、工程中心、研发中心以及骨干企业的技术、装备、人员等加工制造业支撑体系有效整合,瞄准国内经济和建设的重大需求,面向基础研究、战略高技术、重大战略产品,立足当今科技发展的前沿,开拓新的高效切削与刀具技术创新与应用,建成具有国内重要影响的科学研究、高级专业人才培养、高技术成果转化技术创新与服务平台,构建创新合作平台,取得科技成果共同,并面向不同重点行业(如能源、交通、汽车、航空航天等)开展技术服务。凝炼如下6个发展方向:

(1) 高效切削加工及工艺技术平台。针对大型复杂难加工零件高效加工技术,绿色制造清洁切削技术,切屑控制与槽型优化技术,难加工零件高效加工技术,高效多轴数控加工技术,镗杆减振技术等高效切削加工及工艺技术中的关键、基础和共性的理论和技术问题开展研究与应用。该研究方向立足服务于中国一重、哈电机厂、东安发动机、哈汽轮机厂、哈飞、航天风华等重型机械、航空航天、能源设备及模具制造领域相关企业。

(2) 高效高性能刀具设计平台。针对重载条件下高强度刀具设计技术、高硬度材料高速切削用刀具设计技术、超硬刀具设计技术、低应力切削刀具技术、刀具可靠性、安全性设计技术、切削过程仿真等的高性能高效刀具设计的关键、基础和共性的理论和技术问题开展研究与应用。针对我省重型机械、汽车、电站设备、机

床等行业,研制开发了重型刀具、数控刀具、超硬刀具、特种刀具及新材料、新槽型刀片等系列化刀具产品。

(3) 切削刀具性能评价平台。该平台包括刀具安全稳定性研究、刀具可靠性评价与试验方法的建立、刀具性能评价试验环境的构建、刀具使用性能评价等方面的功能。针对黑龙江省内刀具企业所生产的各类刀具,以及地方龙头企业加工实际中涉及的刀具,进行刀具使用性能的评价,为高质量的切削加工过程的实现提供理论依据和实际检验标准。

(4) 智能切削数据库与信息共享平台。切削数据传统上通常依据切削手册、生产实践资料或切削试验来确定。切削手册上的数据来源最广泛,条理性一般较强,但针对性和准确性较差,通过查阅切削手册来获得数据,在信息量和方法的先进性上都非常不足;生产实践资料对具体应用企业而言,针对性较强,但数据太分散,缺乏规律性;通过切削试验获得的数据最有针对性,但受试验条件等多方面的限制,数据量极为有限,而且试验条件与生产现场条件往往差别较大。针对具体企业生产实际,通过工艺数据搜集、分析、处理、评估和更新,开发专用数据库;实现数据库与CAPP、CAM等系统的集成;研究海量数据和信息分析和决策工具。

(5) 切削加工过程智能监控与信息化技术平台。切削加工过程智能监控,主要是基于加工过程的采集信号来分析并实现智能控制机加工过程的实现方法。基于机器视觉和智能推理技术,实现机械加工表面质量的无损检测以及切削过程的监控。研究切屑图像形态检测数学模型,利用特征拓展法和基于神经网络的识别法提取切屑的形状特征,实现对切屑形态图像识别系统。实现大型零件加工刀具磨损,破损的图像监控技术;对汽车模具、电站设备加工过程机理的试验探究;拟定有针对性的

测试方法,实现信号分析处理,智能监控的方法,并为金属切削的理论探究提供依据。

(6) 切削加工工艺与刀具技术培训咨询服务。实现国内外切削加工工艺及切削新技术、新材料、新工艺、新装备(刀具、工量具、机床、计算机软硬件、切削液等)方面的信息,帮助联系金属切削加工及机械产品生产制造供需业务,技术培训活动包括时间长短不定的专题讨论和基础理论的培训与咨询。

目标定位

(1) 建成对外开放、资源共享的高效加工技术科技创新平台,为全面提升国内机械制造业的产业核心竞争力提供支持。

(2) 充分发挥实验室在基础研究、技术集成和产学研相结合方面的优势,围绕先进加工和智能制造技术开展切削理论和智能工艺装备设计、智能刀具设计制造技术、加工过程智能监控与误差补偿技术和高档数控装备健康监控及智能诊断等方面的研究。适应国家高新技术发展的急需,承担国民经济发展的重大科研项目,获得国家及省部级重大科技成果奖励、专利及发表高水平学术论文。

(3) 建设一支以校企联合的知名专家、学者为主要学术带头人,中青年技术人员为主体,年龄、学历、职称结构合理,技术水平高,富有团结协作和献身精神的高水平创新与服务团队。

(4) 加强自主创新成果的转化,促进高新技术和国内加工制造技术的发展。加强与国内外加工制造业领域的合作与交流,促进我国制造业整体水平的快速发展。

(5) 立足于解决黑龙江省骨干能源装备、重型装备、航空航天、汽车制造等企业的产品需求,开展相关切削工艺刀具技术及装备、人员等加工制造业支撑资源服务工作。

(采访 李丹)

自动铺丝过程中的典型缺陷及原因分析*

原崇新,李妍,潘杰,赵新福

(中国商飞北京民用飞机技术研究中心,北京 102211)

[摘要] 自动铺丝工艺已经成为飞机机体结构的主要制造方法,对于铺丝工艺的研究也越来越多。聚焦了自动铺丝工艺过程中的常见缺陷、缺陷的形成机理以及缺陷对力学性能的影响。在总结了当今国内外最新的研究成果基础上,结合自身在实际铺丝过程中遇到的常见缺陷,分析了造成缺陷的原因,铺放材料包括热固性预浸料、热塑性预浸料和干纤维。综述了有关铺丝工艺常见缺陷的研究;介绍了转变半径试验中遇到的缺陷;分析了曲面模具上铺贴质量问题;研究了夹层结构的主要缺陷类型;最后分别介绍了干纤维和热塑性复合材料自动铺丝的常见缺陷。

关键词: 自动铺丝;缺陷;纤维间隙;纤维搭接;复合材料

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.066



原崇新

博士、高级工程师,毕业于荷兰代尔夫特理工大学,长期从事复合材料的工艺研究,主要方向为自动铺丝、液体成型、纤维缠绕、夹层结构、智能制造等领域。

铺丝过程的工艺缺陷研究综述

自动铺丝技术已经广泛应用于民用客机以及其他航空航天器的制造上,对铺丝过程中产生的缺陷影响也有了大量的研究。铺丝机一般由 8 到 16 根纤维束组成,丝束宽度为 0.63cm,通过末端执行器(铺丝头)与机器系统进行连接并 PLC 联动控制,以达到精确铺放目的。通常来讲,在纤维铺放中主要有 5 种缺陷类型:面内纤维波纹度、纤维剪切、丝束架桥、起泡和面外褶皱。

1 形成缺陷的因素及缺陷模拟

铺层过程的层压板的质量受到铺放温度、速度、压实力以及纤维张力的影响。其中铺放温度对于铺放质量影响很大,如果加热温度过高超出了材料的允许范围,树脂基体可能会发生热老化或者部分固化,同时可能会造成黏度增大,这样一旦有铺放缺陷,

再人工纠正铺放就不太可能。另一方面,如果温度没有达到一定值,材料可能黏性不够,会造成材料无法贴合在模具上,或每层材料之间出现滑移、翘曲、褶皱等现象,影响后续铺放的继续。因此在铺放时给予合适的加热窗口,以使得材料的黏度达到一定的范围至关重要。在实际工作中往往以试错法进行合适加热窗口的确认,而有学者力图通过建立模型进行温度场预测的方法来较科学地对加热功率的设定进行指导。Lichtinger 等^[1]研究了红外加热方式下相邻铺层之间的热辐射,以一平板为例,采用了热电偶埋设以及热成像相机来测试铺放过程中的温度场,建立了参数化的 3D 有限元模型进行热场预测,并和试验结果进行了对比验证。测试结果与模拟结果稳合性较好,同时作者认为纤维层随着铺丝头的运动在面内方向上有温度梯度,同时在厚度上也存在温度梯度,并且内部温度会随着铺放层数的增加

* 基金项目:国家自然科学基金(E050804)。

而增加。

除了工艺因素外,材料的老化也会影响铺放质量。Schmidt等^[2]研究了材料老化对其自动铺丝成型的碳纤维复合材料质量及力学性能的影响。将环氧/碳纤维预浸料在室温下放置不同的天数,然后在铺放过程中利用红外测温仪监测不同老化程度化材料的铺放温度变化,并且对比了不同老化程度铺出的复合材料件的弯曲模量和强度。如图1所示,老化程度低材料(图1(a))可以较好的粘贴在模具上,因此在热成像图上颜色比较均匀一致,当老化程度逐渐增大,纤维的黏性降低,并且变硬,在铺放中产生气泡或架桥,在热成像图上形成颜色较浅的热点。

目前有学者针对铺丝过程的缺陷产生以及固化成型过程缺陷的变化进行了模拟仿真。Bakhshi等^[3]研究了在热固性预浸料纤维在曲线自动铺放过程中容易出现的缺陷,并且通过对压辊、铺放路径以及纤维丝束本身进行有限元建模,在ABAQUS中利用内聚力模型(Cohesive Zone Modeling)对纤维丝束的黏性进行建模,最终进行了显性的非线性计算模拟出纤维丝束的变形,如图2所示。

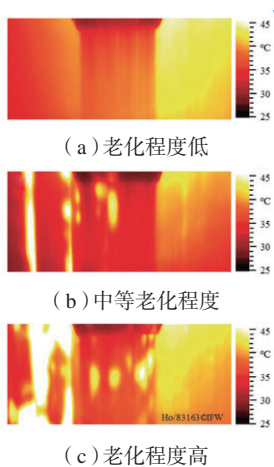


图1 不同老化程度下的铺放过程的温度分布图

Fig.1 Thermal images during lay-up of prepreg of different aging

经过试验验证,模拟结果能比较准确地预测出纤维的面外褶皱和气泡等缺陷。Guin等^[4]通过有限元建模,对由纤维间隙或纤维搭接引起的面外褶皱在预压实和热压罐固化过程中的变化。进行了模拟,结果与CT无损检测结果对比,此模型可以较准确地预测在固化过程中纤维褶皱的变化过程。

2 缺陷对力学性能的影响及机理分析

总体来讲,引起复合材料力学性能下降的主要缺陷有:纤维屈曲、纤维错位、富树脂、纤维体积分数波动等。对于铺丝缺陷与力学性能的关系,国内外学者也做了大量的研究。

Guin等^[4]研究了丝束与丝束之间的间隙对力学性能的影响,通过人为地在相邻丝束间设置1.27mm的间隙,并利用光学显微镜观察有缺陷的复合材料剖面,然后对比测试了90°铺层有间隙、每层都有间隙和无间隙试样的拉伸性能、压缩性能以及开孔拉伸性能,每种性能进行了正则化处理。结果发现,与无间隙的试样相比,90°铺层有间隙的试样强度影

响不大,但每层都有间隙的试样力学性能影响较大,其中拉伸强度降低了35%,压缩强度降低27%,开孔拉伸强度降低20%。剖面结果表明,只有90°铺层有间隙纤维变形较小,但每层都有间隙会造成纤维明显的屈曲变形,对试样的性能影响较大。如果只是偶尔在某些层内有1mm左右的间隙,只要纤维的轴向变形没有大的变化,并不会影响其整体的力学性能(图3)。

Croft等^[5]研究发现间隙会导致压缩性能下降,下降的原因主要来自于间隙引起的纤维屈曲和富树脂区。但随着间隙的增大,压缩性能并没有持续下降,因为随着间隙增大,由间隙导致的应力集中影响也在下降。Woigk^[6]也研究了纤维间隙和对接对准各向同性对称铺层复合材料的拉伸和压缩性能的影响,重点研究了强度折减因子以及破坏模式的变化。

Woigk等^[6]研究了4种缺陷形式(间隙、搭接、间隙/搭接混合、丝束扭曲)下自动铺丝面板的力学性

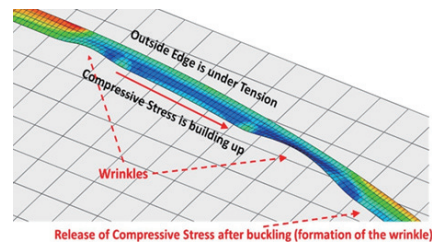


图2 单根丝束产生褶皱的模拟结果

Fig.2 Simulation of wrinkles of single fiber tape

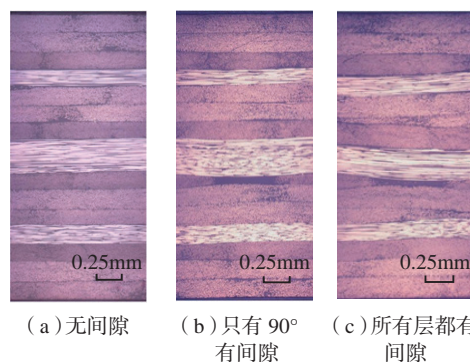


图3 3种不同类型的层合板剖面图

Fig.3 Cross section of three different laminates

能。在纤维层级研究了纤维的拉伸、压缩及面内剪切性能,在层合板级研究了开口拉伸和开口压缩性能。通过与无缺陷的标准板进行对比,发现在纤维层级力学性能下降至少 5%,而在层合板级至少下降 13%,这是因为在纤维层级缺陷对纤维的弯曲影响不如在层合板级大,这也印证了纤维的屈曲是影响其力学性能的主要因素。

Fayazbakhsh^[7-8] 等利用缺陷层分析方法对含纤维间隙的纤维曲线铺放试验件进行了有限元仿真模拟,纤维间隙如图 4 所示。模型中试验件为 0.254m × 0.4064m 的长方形,铺层为 [45° / 0° / -45° / 90°]_{2s} 共计 16 层。在模拟中引入了尺寸为 0.0254m × 0.0254m 的方块放置于长方形的中间,此层含有纤维间隙或纤维交叠等缺陷,如图 5 所示。在有限元模型中进行压缩及剪切的模拟计算,结果发现没有缺陷的变刚度复合材料件的屈曲载荷比典型纤维复合材料(纤维直线铺放)高 37%,但变刚度含有纤维间隙后,只增高了 20%。另一方面,有纤维交叠的屈曲强度可提到 78%。作者在结论中提到,通过与其他文献中的模拟方法对比,缺陷层方法能更精确地去确定缺陷面积及位置。国内对于铺丝过程中的缺陷也做了一定的研究,如黄新杰^[9] 在其硕士论文中研究了间隙和搭接对横向拉伸,纵向拉伸,弯曲性能的影响。

3 干丝铺放缺陷对渗透率的影响

干丝铺放液体成型是一种低成本非热压罐的成型工艺,自动铺丝主要完成纤维预成型体的铺放。研究内容主要集中在纤维预成型体中的缺陷对于渗透率或后期树脂注胶的影响上。因为与手工铺放相比,干丝自动铺放预成型体的渗透率一般较低,树脂在其间的渗透率较慢,容易引起干斑或贫胶等现象。

Belhaj 等^[10] 对 3 种干纤维的形

式(标准、有间隙、有搭接)进行自动铺放成预成型体后,进行了压缩试验以及渗透率测试。压缩试验中对比 3 者的压力与纤维层厚度(进而换算成纤维体积分数)。发现在给定的压力下,有间隙的预成型体的纤维体积分数为 65%,有搭接的预成型的纤维体积分数为 72%。另外,通过渗透率的测试发现预成型体的间隙并不能显著提高其渗透率,但值得注意的是,渗透率的测试方法作者没有提及,也没有说明是面内渗透率还是厚度方向上的渗透率。

Aziz 等^[11] 也做了类似的研究,对 TX1100 干纤维的自动铺丝预成型进行了厚度方向渗透率的测试。同时也进行了理论模型仿真,在 X-CT 机里进行了在线的预成型体压缩试验并观察间隙的变化和微观形貌,通过 TexGen 软件在微观形貌基础建立了干纤维预成型模型,模型中考虑了流道,并在 ANSYS 中进行了流体动力学模拟以预测厚度方向上的渗透率。

预测的渗透率与实际测试和厚度渗透率基本一致,并且发现不同的预成型在厚度方向上的渗透率可相差 5 倍(图 6)。

4 缺陷的在线监测方法

探寻一种稳定而可靠的在线监测方法是保证纤维铺丝质量的重要前提,因为在实际生产中,为了提高效率,很难做到每铺一层就停下然后人工检查铺贴质量,即使这样做,对于大型的机身壁板等结构件,单纯靠肉眼去观察也不现实。目前常用的做法是通过在线摄像头的方法去观察铺放中的实时缺陷,但这种光学识别方法对于都是黑色的纤维层来说,有时难以辨别是否有缺陷。因此也有学者通过其他方法来在线监测铺贴过程的缺陷。

Denkena 等^[12] 研究了热成像技术对自动铺丝过程的在线缺陷监测,分析了铺放丝束及下方铺贴面的温度差,并研究了纤维搭接、间隙、丝束扭曲、纤维架桥等缺陷的

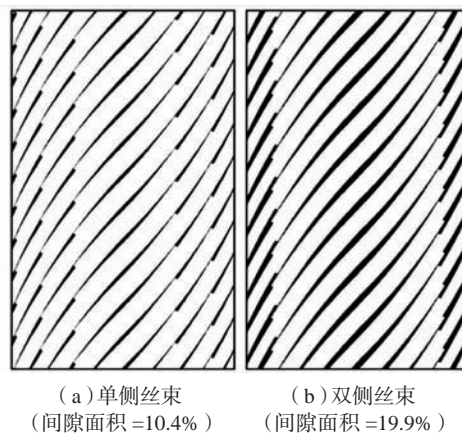


图4 纤维曲线铺放中的间隙分布
Fig.4 Gap distribution for curved fiber lamina

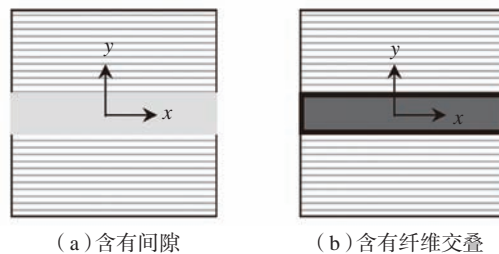


图5 缺陷层
Fig.5 Defect layer

成像信息。Schmidt 等^[13]用了涡流探伤的方法对自动铺丝的预浸料以及固化后制作表面进行了缺陷探测。研究表明,尽管碳纤维具备较高的导电率,但其电磁性与金属相比相差较多。这种造成碳纤维复合材料中的涡流密度较低,从而信号透入深度较大但测得信号不明显。对于金属来讲,涡流的频率为0.05~1MHz,但对于碳纤维复合材料,其频率至少达到5MHz才能使用。要想获得最佳的成像质量,频率范围最好在5~25MHz。但作者提出,通过探测纤维方向的变化,涡流探伤可以检测到纤维间隙及搭接,甚至可能探到纤维的气泡或架桥(此项有待验证)。目前涡流探头的最大扫描速度为70mm/s,远远低于正常的铺放速度1m/s,此矛盾有望通过建立传感器矩阵来实现,如图7所示。

纤维弯曲铺放试验中的典型缺陷

本文研究团队对于纤维 TX1100 以及 Hexcel M21E 碳纤维 / 环氧预浸料分别做了纤维弯曲铺放试验,在试验中主要发现了翘边、纤维褶皱、剪切变形、气泡、面外架桥等缺陷。

在干纤维铺放试验中,主要发现了剪切变形、架桥和气泡等缺陷,因为干纤维表面只有少量的定型剂,变形能力较强,但在弯曲的铺放曲线中,最外侧受拉力,最内侧受压力,在内侧受到挤压后纤维会鼓起,但随着压辊的压力,鼓起的纤维又被压下去而发生剪切变形。在起始端当铺放速度过快或压力较小时容易出现翘边。另外气泡主要在纤维束的中间产生,这种情况是由于纤维束两边紧贴在模具上,此时纤维的应力会通过产生小鼓包而释放。气泡在干纤维铺放中较为普遍,这主要是由于干纤维的黏性相对不强,中间的纤维不能很好地贴合在

一起。

在预浸料铺放试验中,主要发现了架桥,纤维面外褶皱以及起始端翘边等缺陷。由于预浸料的黏性较大,与模具的切合性较好,因此在预浸料的弯曲铺放试验中,气泡的缺陷要远远小于干纤维。但在纤维的内侧由于受到压力,纤维仍然会发生屈曲而引起架桥。如图8所示,有一处比较严重的缺陷为纤维有明显的面外褶皱,在纤维束的外侧纤维被拉起而发生卷曲,弯曲的纤维在受到压辊压实后又折叠,最终造成有纤维间隙和纤维折叠同时存在的结果。值得说明的是,在此试验中,预浸料的存放时间超过1年的保质期,黏性已不太好,这也是发生面外褶皱的原因之一。如果预浸料发生了工艺性变化,其中的树脂发生了部分交联、固化度

升高,会导致预浸料变硬并且黏度下降^[11]。

曲面铺放中的典型缺陷

曲面尤其双曲面的自动铺放过程中不可避免地会出现一些间隙或交叠,通常可以通过分区的方式去尽量避免这些缺陷。但对于曲面铺放来说,存在纤维铺放角度偏差与纤维间隙相矛盾之处。例如,如果严格限制铺放角度偏差在 1° 之内,随着纤维距离参考线越远,其与参考线的方向偏差也越大,当大于 1° 时,就需要进行建立一个新的铺放区来重新定义参考线,这时区与区之间会产生间隙。此外,对于曲面结构,由于压辊有一定的宽度,当在转角比较明显的曲面上铺放 0° 纤维时,如果是阳模,可能容易出现纤

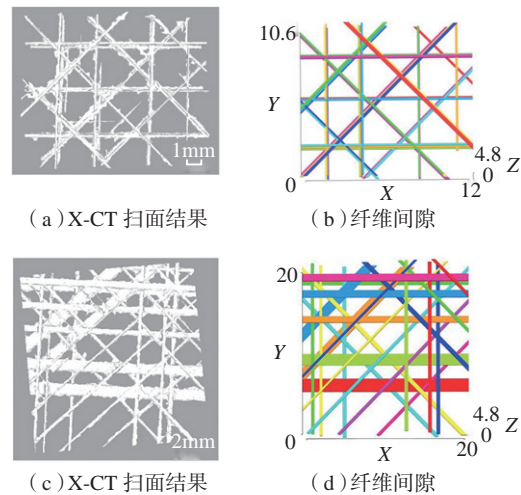


图6 干纤维预成型体厚度方向上扫描结果和纤维间隙

Fig.6 Through-thickness view of stacked gaps in X-CT 3D scan and TexGen 3D model re-constructed

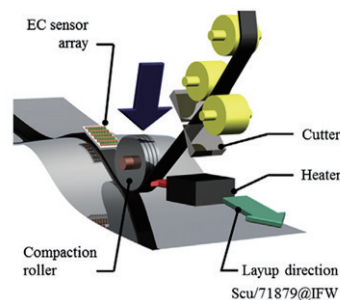


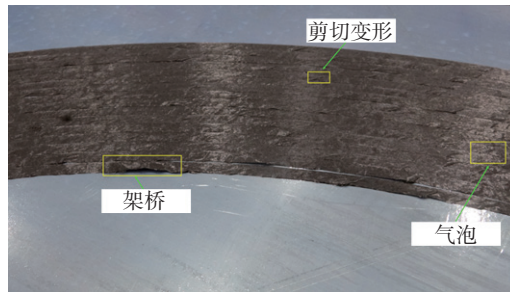
图7 集成在铺丝头上的在线涡流探伤机械原理图

Fig.7 CAD illustration of sensor integration

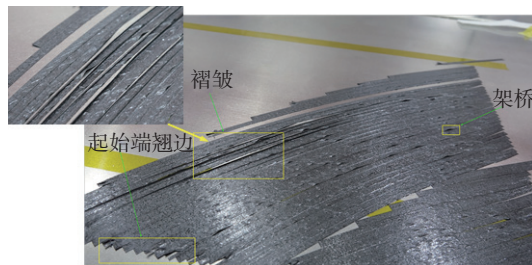
维与纤维之间存在间隙;如果是阴模,可能容易出现纤维与纤维出现搭接。

本文研究团队曾对吊挂前缘左侧段以及机翼前缘(局部)进行铺放,其中左侧段为环氧预浸料,前缘为热塑性预浸料(图9)。两种结构相类似的是:都是阳模;都存在较大的转角区;都是双曲面结构。结果发现在铺放 0° 时都出现了较大的间隙。尽管在铺放轨迹设计中,丝束与丝束之间的设计间隙为0,但在实际铺放中依然存在,有的甚至接近2 mm,如图10所示。初步分析,这可能是由于压辊在凸面模具上铺放时,压辊的挤压变形(图11)会引起纤维向内的收缩力,造成纤维束与纤维束之间的间隙变大。除此之外,在铺放 0° 时,还存在纤维粘接不紧的现象,如图12所示。这种纤维粘接不紧是由于压辊在凸面上铺放时,压辊的变形受到一定材料变形限制而不能完全与模具进行压实,造成部分纤维在铺贴时没有压实力而粘接不紧。后将铺丝根数由16根减为8根,且此8根纤维保持在压辊中间,粘接不紧的现象得到改善。

在铺放机翼前缘(局部)时,材料为PEEK热塑性预浸料,发现 45° 纤维带之间的间隙存在不一致的现象,有的地方无间隙,之后间隙变大,到最后又无间隙。在路径规划时采用了平移法而非平行法,因此模拟中纤维带无间隙。造成这种现象的可能原因有,在铺放过程中涉及到机器人运动与模具转动进行联动的情况,在联动时因控制精度不准而造成纤维间隙控制与模拟不能完全一致。此外,压辊也存在从一个铺放面转向另一个铺放面的情况,在转角处纤维会发生一定的变形,而引起纤维带的扩大。在图13中也可以看到纤维在转角处有褶皱的现象发生。值得说明的是,这种间隙一般在2 mm以内,



(a) 干纤维



(b) 预浸料

图8 转弯半径铺放中的典型缺陷
Fig.8 Defects in steering layup



图9 吊挂前缘左侧段的铺放
Fig.9 Layup of left part of pylon upper fairing



(a) 左侧段铺放 (b) 机翼前缘(局部)铺放

图10 0° 铺放时存在间隙
Fig.10 Gaps during 0° layup

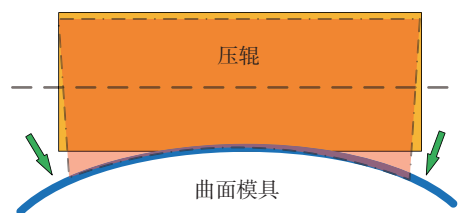


图11 压辊在曲面阳模铺放时的变形
Fig.11 Deformation of compaction roller contacting convex mould

铺丝机对曲面模具的铺放间隙精度验收标准也为 2 mm,因此从这种意义来说,提高未来铺丝机的精度控制也是改善这种情况的途径之一。

夹层结构铺放的缺陷

由于较强的弯曲刚度,夹层结构是航空结构的常见结构,自动铺丝夹层结构在飞机的整流罩、副翼等结构上广泛应用。但夹层结构铺放过程中存在一个较大的台阶,在台阶的衔接处容易出现架桥等缺陷。笔者曾研究了蜂窝夹层结构在铺放中容易遇到的问题并分析了原因,主要的缺陷类型如下。

1 蜂窝拐角处有纤维褶皱

如图 14 所示,纤维在蜂窝拐角处有纤维褶皱发生,这是由于压辊在拐角处有个角度突变,压辊由芯材的一侧转向另一侧时不能全部压实纤维而导致没压实的纤维起皱。另外为了防止在蜂窝加工时蜂窝发生撕裂,底边会预留 1~2mm 的预留高度,这也会使部分纤维无法与底面充分接触而架空,从而发生扭曲或褶皱。

2 夹层面夹角处的架桥

纤维在上坡的夹角区容易出现架桥,如图 15 所示,原因有:(1)纤维的黏性偏低,导致已经铺放压实的纤维会在张力下再次与铺贴面分开;(2)在上坡阶段,当压辊向前运动时会给纤维一个拉伸力,这种拉伸力会随着铺放速度的增加而更加显著,因此降低此处架桥的有效办法之一即适当放慢在此处的铺放速度;(3)纤维本身的变形能力限制,此位置纤维的变形程度超出了纤维的变形能力;(4)蜂窝夹芯的坡度或位置与模拟中的不一致,造成纤维拉扯较明显;(5)本试验中纤维架桥的原因,经过修改夹芯的外形尺寸并保证与数模一致,可有效避免此类现象的发生。

3 胶膜起泡

为了提高界面黏接强度,夹层

结构一般是通过胶膜将复合材料面板与蜂窝结构粘接在一起的。在自动铺放过程中,夹层结构中用到的胶膜容易因温度过高而起泡,造成铺贴表面不平整,如图 16 所示。遇到这种情况,可适当地降低加热功率或提高铺放速度,防止胶膜局部

过热。

干纤维铺放

随着干丝自动铺放液体成型工艺在俄罗斯 MS21 机翼上的成功应用,对于干纤维自动铺放的研究也与日俱增。目前市场上使用的是

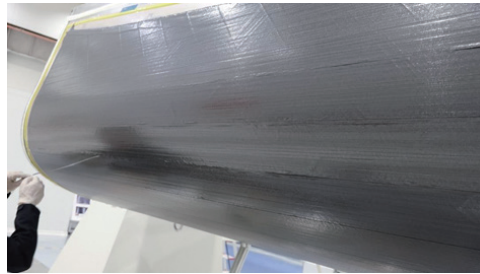


图12 0°铺放时因压实不紧而存在纤维拉起或褶皱

Fig.12 Fiber pull-ups or wrinkles in 0° layup due to weak compaction

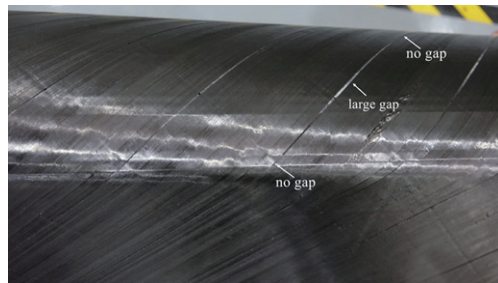


图13 在转角处铺放存在间隙不等现象

Fig.13 Gaps variation at turnovers of leading edge

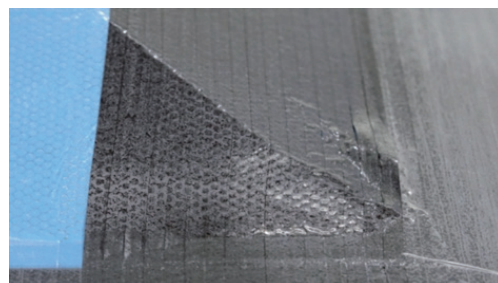


图14 蜂窝拐角处有纤维褶皱

Fig.14 Fiber wrinkles at honeycomb corner

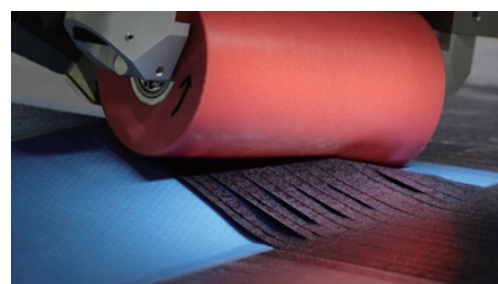


图15 纤维在夹角处的架桥

Fig.15 Fiber bridging at corner

Solvay 公司生的 TX 1100 干纤维, 这种干纤维的一面喷涂了热塑性的定型剂, 这种定型剂可以在 80~90℃ 左右熔化以帮助纤维之间完成粘接。另外一面则附加了由短切纤维组成的高渗透层 (Veil 层), 这种层可以帮助后期液体成型过程中的树脂流动, 防止干斑或贫胶现象发生。

本文研究团队对于干纤维的自动铺放进行了大量的试验研究, 首先干纤维的定型剂的温度工艺窗口较宽, 可以很好地实现纤维与纤维层之间的黏接。由于干纤维携带了短纤维, 在铺放过程这些短纤维可能会积聚成团, 然后在铺放中遗留在纤维层中, 形成小鼓包。这种小鼓包对于力学性能是否有大的影响目前无定性结论, 但根据研究经验, 如果只是偶尔出现, 并不会使纤维形成系统性的弯曲, 对力学性能的影响应该不大。另外一种缺陷是在初始端的纤维不齐 (图 18), 这种缺陷可以通过修改铺丝机的参数来消除。值得说明的, 对于大厚度的干纤维铺放, 需要特别注意的是纤维层厚度应该得到精确的测量并将其值在轨迹设计中输入, 因为如果轨迹设计中的设计厚度小于实际厚度, 随着厚度的增加, 纤维层的实际高度会高于铺丝头的铺贴面, 铺丝过程中, 压辊会不断地撞击已经铺放的纤维层, 这些铺放的纤维层在不断地撞击下会出现分层, 一旦出现分层易产生鼓包 (图 17), 后期的铺放会变得非常困难。因为分层会使整个纤维预成型变得蓬松, 在压辊经过时预成型体会呈现波浪式的变形, 从而使纤维发生褶皱或屈曲, 造成铺放无法继续进行。

热塑性复合材料铺放

热塑性复合材料因其可回收性以及较高的韧性而得到越来越多的研究, 尤其是研究其原位成型的可能性。本文研究团队曾对 PPS 及 PEEK 热塑性复合材料的自动铺丝

进行了铺放工艺试验。在铺放过程中, 主要发现以下几类缺陷。

1 加热参数造成边缘粘接不牢

通过与环氧热固性预浸料、干丝相对比, 热塑性材料对于温度控制要

求更高。这种材料本身需要的加热温度较高, 同时温度还必须保持在一定的范围内, 如果太高, 会造成压辊被烧焦或纤维被碳化的现象。如图 19 所示, 在首层铺放时, 因温度控制

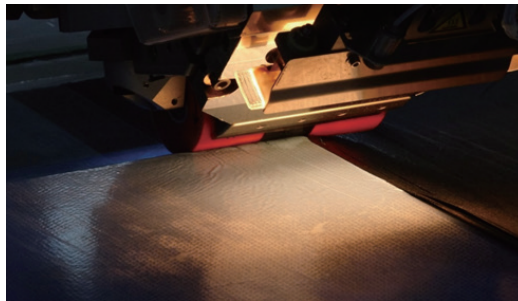


图16 胶膜受热引起波纹状起皱

Fig.16 Waviness and wrinkled of adhesive film due to over heating

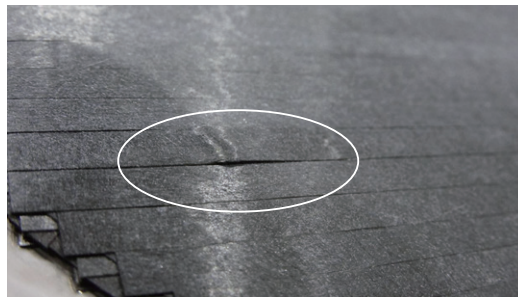


图17 纤维层中出现鼓包

Fig.17 Blisters of dry preform in automated fiber placement

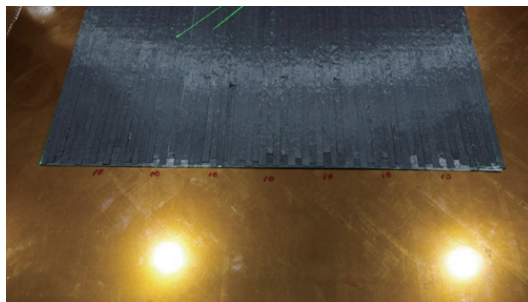


图18 铺放起始端纤维长度不一致

Fig.18 Uneven fiber length at layup beginning

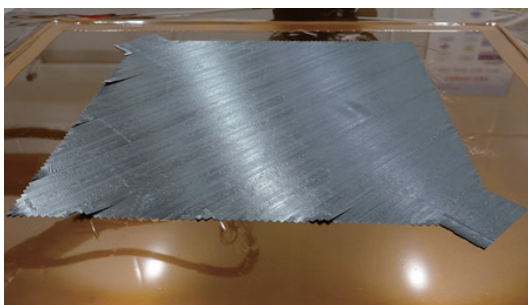


图19 热塑性预浸料在铺放时边缘翘曲

Fig.19 Edge warpage in first layup of thermoplastic prepreg

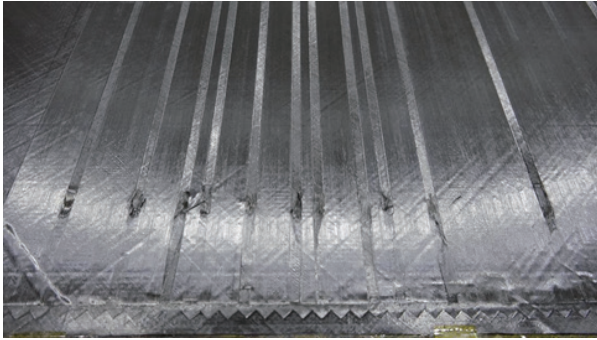


图20 纤维缺少或纤维长度太短

Fig.20 Shortage of fibers in automated fiber placement

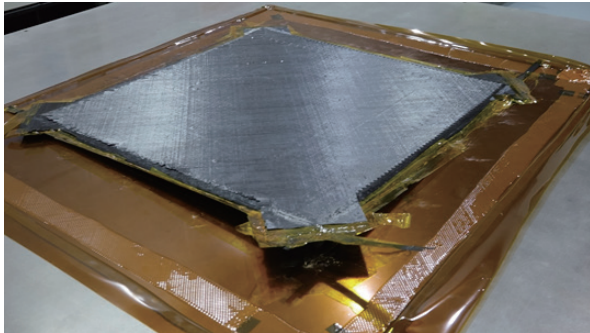


图21 大厚度热塑性层合板铺放时出现翘曲变形

Fig.21 Distortion of thick thermoplastic laminates in fiber placement

不好而造成纤维边缘粘接不牢。经分析,其中部分原因纤维在铺放时设定速度不同,在铺放时大概分成5个阶段,分别为铺丝头接近、送丝速度(铺放边界)、铺放速度、切丝速度(铺放边界)以及铺丝头离开速度。如果这5个阶段的速度设置不一致,会造成在实际铺放时的速度不一致,这样对于温度监测造成了很大的难度,因为无法建立铺放温度的闭环控制。在此情况,可以通过在纤维路径规划时将5个阶段的速度设定为同一值,保证在铺放中铺放速度恒定,即加热功率稳定,从而测出较为稳定的温度曲线,获得最佳的温度曲线。在实际铺放时,也可以以恒定速度进行铺放。试验证明,5阶段恒定速度下铺放效果比较好,可以有效避免边缘粘接不牢的现象。

2 铺丝起始端有纤维无法吐出

在铺放 90° 时,发现Tape起始端缺纤维,而是在结束时才出现缺陷。发生这种现象:一方面可能是

因为纤维在铺丝头或导丝管中有堵塞现象,这种情况可在出问题的丝上缠好较厚的压敏胶带,然后通过人工抽出纤维的方法,使导丝管中的杂物带出,如果是铺丝头处的送丝辊有纤维缠绕、杂质堵塞等,可利用酒精或丙酮进行擦拭;另一方面是在铺丝头的参数设置中有关纤维粘接距离(stick distance)设置不够,此距离代表当纤维已经接触铺贴面由送丝辊继续送出纤维的长度,一般为 $1\sim 50\text{mm}$,在此长度之后,纤维将由压辊向前走的力拽出。此值如果设置太小,纤维吐出后但压辊没有有效将纤维压在铺贴面并固定,导致纤维随着压辊前进而滑行,最终出现如图20所示的情况。对于热固性预浸料,由于其黏性大,可以很好地粘接在铺贴面上,因此此值采用默认值 1mm 即可,但对于干纤维和热塑性预浸料来说,此值可增至 10mm ,可有效避免纤维缺少的现象。

3 大厚度纤维板出现翘曲变形

由于PEEK以及PPS等热塑性复合材料在自动铺放时需要很高的温度,其中PEEK需要 350°C 左右,因此在铺放中需要很高的加热功率去实现此材料的良好黏接。随着铺放的进行,板子内部积聚的热量会越来越多,而周边环境以及模具本身的温度较低,板子内部会积累越来越大的热应力,此热应力会造成铺好的纤维层合板与铺贴面发生分离,如图21所示,导致铺贴无法继续进行。这种缺陷的原因需要从热应力入手,解决办法之一可以采用自加热的模具,保证在纤维铺贴时,不产生较大的热应力。

结论

作为一种自动化成型工艺,自动铺丝工艺相比手工铺贴存在诸多优点,比如铺放效率高、批次稳定性好,纤维角度偏差小,人为因素导致的缺陷机率几乎为零等。本文对国内外有关自动铺丝工艺的文献进行总结,同时,对本文研究团队工作中的一些常见缺陷进行分析,形成了一些经验性分析,希望对未来的铺丝工艺的质量改进有所帮助。

(1)无论是纤维间隙还是纤维搭接,最终引起力学性能显著下降的因素是纤维发生了系统性的屈曲,此屈曲会导致纤维的轴向力学性能得不到充分发挥。因此,如果只是单纯的某些层存在一些纤维间隙,对层合板的整体力学性能影响不大。

(2)纤维在铺放中的缺陷有多种,主要有面内纤维波纹度、纤维剪切、丝束架桥、起泡和面外褶皱等。引起这些缺陷的因素主要有:工艺因素包括加热温度窗口的控制;模具因素,如模具型面复杂,模具表面贴合性不好;材料因素包括材料自身工艺窗口窄,材料宽度分散性大,材料自身有褶皱等。同时,有些缺陷

可以通过优化纤维路径,更改铺丝设置参数等来避免。

(3) 根据个人铺贴经验,就铺贴工艺性对比来讲,环氧热固性预浸料优于干丝,干丝优于热塑性复合材料,而在热塑性复合材料中,PPS热塑性复合材料的工艺性要远远优于PEEK热塑性复合材料。

参考文献

- [1] LICHTINGER R, HÖRMANN P, STELZL D. The effects of heat input on adjacent paths during automated fibre placement[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2015, 68: 387–397.
- [2] SCHMIDT C, WEBER P, HOCKE T, et al. Influence of prepreg material quality on carbon fiber reinforced plastic laminates processed by automated fiber placement[J]. *Procedia CIRP*, 2018, 67: 422–427.
- [3] BAKHSHI N, HOJJATI M. An experimental and simulative study on the defects appeared during tow steering in automated fiber placement[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2018, 113: 122–131.
- [4] GUIN W E, JACKSON J R, BOSLEY CM. Effects of tow-to-tow gaps in composite laminates fabricated via automated fiber placement[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2018, 115: 66–75.
- [5] CROFT K, LESSARD, PASINI D, et al. Yousefpour, experimental study of the effect of automated fiber placement induced defects on performance of composite laminates[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2011, 42(5): 484–491.
- [6] WOIGK W, HALLETT SR, JONES M I, et al. Experimental investigation of the effect of defects in automated fibre placement produced composite laminates[J]. *Composite Structures*, 2018, 201: 1004–1017.
- [7] FAYAZBAKHS K, ARIAN NIK M, PASINI D. Defect layer method to capture effect of gaps and overlaps in variable stiffness laminates made by automated fiber placement[J]. *Composite Structures*, 2013, 97: 245–251.
- [8] ARIAN NIK M, FAYAZBAKHS K, PASINI D, et al. Optimization of variable stiffness composites with embedded defects induced by automated fiber placement[J]. *Composite Structures*, 2014, 107: 160–166.
- [9] 黄新杰. 铺丝工艺参数优化及典型工艺缺陷对性能影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [10] BELHAJ M, DELEGLISE M, COMAS-CARDONA S, et al. Figueiredo, Dry fiber automated placement of carbon fibrous preforms[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2013, 50: 107–111.
- [11] AZIZ A R, ALI M A, ZENG X, et al. Transverse permeability of dry fiber preforms manufactured by automated fiber placement[J]. *Composites Science and Technology*, 2017, 152: 57–67.
- [12] DENKENA B, SCHMIDT C, VÖLTZER K, et al. Thermographic online monitoring system for automated fiber placement processes[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2016, 97: 239–243.
- [13] SCHMIDT C, SCHULTZ C, WEBER P, et al. Evaluation of eddy current testing for quality assurance and process monitoring of automated fiber placement[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014, 56: 109–116.
- [14] 原崇新. 蜂窝夹层结构自动铺丝工艺试验研究与优化[J]. *航空制造技术*, 2017, 60(23/24): 74–78.
- YUAN Chongxin. Experimental study and optimization of automated fiber placement for honeycomb sandwich structures[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(23/24): 74–78.

通讯作者: 原崇新, E-mail: yuanchong2012@163.com.

Typical Defects and Causes Analysis of Automated Fiber Placement

YUAN Chongxin, LI Yan, PAN Jie, ZHAO Xinfu

(COMAC Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute, Beijing 102211, China)

[ABSTRACT] Automated fiber placement has been become the main manufacture method to produce airframes such as wings and fuselages, thus the research about automated fiber placement is more and more popular. The paper focuses on the common defects during automated fiber placement, including its types, its causes and its effects on mechanical properties. In the first section, the worldwide research about automated fiber placement is reviewed. Firstly, the summary of common defects in practical placement experiment of our team is introduced, and its possible causes are analyzed, and the research object includes thermoset prepreg, dry fibers and thermoplastic materials. Secondly, a review about common defects in automated fiber placement is introduced. Thirdly, the defects in steering analysis is studied. Fourthly, the layup quality of automated fiber placement on curved panel is analyzed. Finally, the main defects in layup of sandwich structures is investigated, and the defects of dry fibers and thermoplastic prepreg are studied respectively. The introduction and summary should be benefit for the quality improvement in the future automated fiber placement.

Keywords: Automated fiber placement; Defect; Fiber gap; Fiber overlap; Composites

(责编 大漠)

网格铺丝用预浸丝分切性能研究

黄晓川, 张建宝, 赵文宇, 刘永佼, 王俊峰, 孙宏杰

(航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

[摘要] 针对网格铺丝用预浸丝特点, 采用国产 T800/603B 热熔预浸料, 根据网格尺寸分切出适合网格铺丝用宽度的预浸丝, 以分切 5mm 和 10mm 预浸丝为例, 开展网格铺丝用预浸丝制备工艺研究, 并探究分析分切宽度精度、搭接接头强度及分切预浸丝边缘损伤情况对网格铺丝用预浸丝质量的影响。结果表明: 分切出的不同宽度的预浸丝能够满足网格铺丝用预浸丝使用要求。

关键词: 网格铺丝; 预浸丝分切; 分切宽度精度; 搭接接头强度; 分切预浸丝边缘损伤

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.075



黄晓川

工程师, 从事树脂基复合材料成型研究工作。

自动铺丝作为一种先进复合材料自动化制造技术, 近年来得到了迅猛发展, 大幅度提高了大型复合材料构件的成型质量和成型效率。自动铺丝技术在提高大型结构复合材料构件的质量一致性方面显示了巨大的优势^[1-3]。而我国自动铺丝技术的发展尚处于起步阶段, 且其在工程上尤其是航空航天领域的上应用仅停

留在成型尾椎壁板、舱段蒙皮、翼梁、进气道等结构件的研究上, 对于网格、桁条、筋条等结构的铺丝成型尚处于空白, 因此制造出可用于网格铺放、桁条铺放、筋条铺放用预浸丝是目前亟待解决的问题。

预浸丝的制备工艺方法分为湿法和热熔法(干法)两种工艺技术。湿法预浸料的制备工艺是先将树脂基体配成一定浓度的溶液, 碳纤维从溶液中通过, 浸渍了树脂后收卷于滚筒。湿法工艺制备的预浸丝含胶量和宽度受树脂基体的量及其浓度、纤维在树脂中停留时间、纤维所受张力、溶液对纤维浸润能力以及纤维加捻情况等因素有关。因此预浸丝含胶量及宽度难以控制^[4]。而热熔法预浸丝的制备工艺是树脂基体制成胶膜, 一定数量的纤维束经展纱后于胶膜在一定的温度、压力和速度下均匀结合、挤压, 之后通过加膜和加纸装置收卷成宽幅预浸料, 再由预浸丝分切机分切而成^[5]。

由于热熔法预浸丝具有含胶量、宽度稳定等特点, 是目前自动铺丝用预浸丝主要的制备工艺。分切后的预浸丝沿用国外标准 6.35mm

(1/4in)。由于网格槽尺寸不同, 网格铺丝用预浸丝宽度应与网格尺寸相适应, 通常预浸丝宽度范围在 5~10mm 之间。本文以 5mm 和 10mm 预浸丝为例, 研究分切宽度精度、搭接接头强度和分切预浸丝边缘损伤情况对网格铺丝用预浸丝质量的影响, 评价网格、筋条铺丝用预浸丝分切规格和分切质量。

试验

1 原材料

采用国产 T800/603B 高温固化树脂体系预浸料, 由航天材料及工艺研究所自主研制。其主要物理性能如表 1 所示。

2 试验设备

预浸丝分切: 预浸丝由盘带预浸料经预浸料分切机^[6]分切而成, 其分切机原理图和实物图如图 1 所示。盘式预浸料安装于放卷轴, 经过展平后, 由分切刀具对其进行固定丝束宽度分切, 每轮次可同时分切出 8 轴预浸丝。分切好的预浸丝经重新覆膜后收卷。

分切预浸丝边缘微观形貌分析: 通过 FEI SIRION 200 扫描电子显微

镜观察。

3 试样制备

3.1 预浸丝制备

分切预浸丝的宽度由相邻的两个刀垫切槽间距离决定。分别选择5mm和10mm厚度的刀垫进行预浸丝分切。分切后的预浸丝经重新覆膜后按照塔式收卷模式重新卷绕在纸筒表面,成为具有一定形状和容量的圆柱状卷装^[7]。

收卷过程中的预浸丝分切速度与复卷转速比值固定,可实现预浸丝的等螺距收卷。通常复卷导程为丝束宽度5~8mm。复卷5mm宽预浸丝复卷导程选取10mm,复卷10mm预浸丝复卷导程选取18mm。为避免复卷过程中由复卷轴厚度增加导致预浸丝在轴线方向上的往外涨出,产生的塌陷现象。复卷轴的每一层预浸丝宽度应逐层缩小。一般复卷每增加一层,预浸丝收卷宽度减小复卷导程的10%。

采用同一批次国产T800/603B预浸料进行分切,分切5mm宽预浸丝1轮次,共8轴,单轴长度 $\geq 600\text{m}$ 。分切10mm宽预浸丝1轮次,共8轴,单轴长度 $\geq 600\text{m}$ 。其分切后复卷的5mm宽和10mm宽预浸丝如图2所示。

3.2 搭接接头强度试样制备

不同搭接压力的接头强度试样制备:根据预浸料在工程应用中搭接经验,预浸料的搭接通常在 $(30 \pm 2)^\circ\text{C}$ 的温度下按压5s,搭接接头长度为30mm。分别在分切好的5mm宽和10mm宽的预浸丝中截取长度为230mm的预浸丝各40根。在上述条件下,每10根同种宽度的预浸丝分别以2.5N、5N、7.5N和10N的搭接压力进行两两搭接。制成同种宽度预浸丝的4组不同搭接压力的接头强度测定试样,每种搭接压力包含5个子样。

不同搭接长度的接头强度试样制备:分别在分切好的5mm宽

表1 国产T800/603B单向板物理性能

Table 1 Physical properties of domestic T800/603B laminate

性能	数值
含胶量 / %	34 ± 3
挥发分 / %	≤ 1
面密度 / ($\text{g} \cdot \text{m}^{-2}$)	165 ± 5
常温纵向拉伸强度 / MPa	≥ 2500
常温纵向弯曲强度 / MPa	≥ 1450
常温层间剪切强度 / MPa	≥ 90

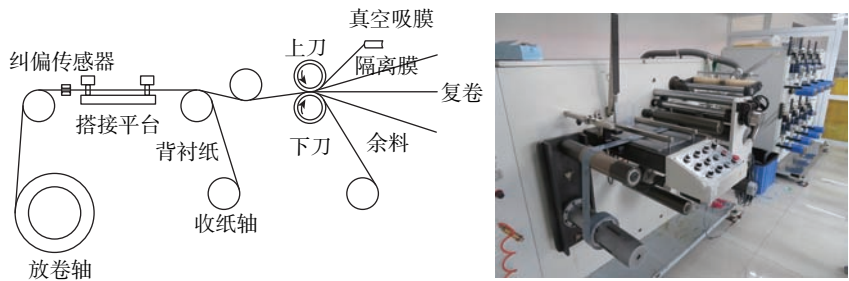


图1 分切机原理图和实物

Fig.1 Schematic and real products illustrations of splitting machine

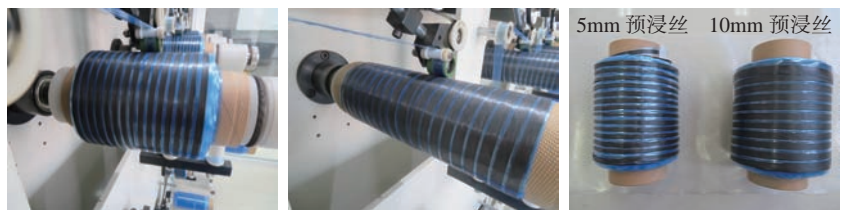


图2 分切后的预浸丝收卷和卷轴

Fig.2 Prepreg scroll after splitting

和10mm宽的预浸丝中截取长度为210mm、220mm和230mm的预浸丝各10根。在 $(30 \pm 2)^\circ\text{C}$ 的温度下,每10根同种长度、同种宽度的预浸丝分别以10mm、20mm和30mm长的搭接长度以5N的搭接压力按压5s进行两两搭接,每个试样接头两端各富余200mm长度。制成同种宽度预浸丝的3组不同搭接长度的接头强度测定试样,每种搭接长度包含5个子样。

3.3 分切预浸丝边缘损伤分析试样制备

分别在分切好的5mm宽和10mm宽的预浸丝中截取长度为50mm的预浸丝各30根。每10根相同宽度的分切预浸丝以同一方向重叠铺层并压实,制成同种宽度预浸

丝的3组分切预浸丝边缘损伤分析试样。

4 测试方法

4.1 分切宽度精度测量

为保证分切后复卷的8轴预浸丝均满足使用要求,对每轴5mm宽和10mm宽预浸丝每间隔50m进行一次宽度测量并记录。

4.2 搭接接头强度测定

搭接接头强度测定采用悬挂重物的方式。搭接好的试样一端捆绑重物,另一端悬挂提起。试验方法如图3所示。

试验选用的重物包含托盘重100g、100g和10g砝码若干。搭接强度在某一直值下稳定保持5s而接头不断开即认为能够达到当下强度值。测量并记录5mm和10mm宽预浸丝

在不同搭接压力下接头强度的平均值和不同搭接长度下的接头强度。

4.3 预浸丝边缘损伤评价

预浸丝在分切收卷制备过程中,丝束边缘区域的纤维难免因在切割过程和丝束传输过程中存在微观损伤,导致预浸丝边缘的纤维束在分切过程中逐步被切断,致使纤维不连续。使用 SEM 对预浸丝边缘进行微观形貌观察分析。

结果与讨论

1 分切宽度精度

对同时分切的 8 轴 5mm 宽预浸丝和 8 轴 10mm 宽预浸丝进行宽度测量,测量结果如图 4 所示。

由图 4 可以看出,5mm 宽预浸丝的宽度在 4.96~5.04mm 之间,单根丝束宽度最大偏差为 0.05mm,离散度为 1%。10mm 宽预浸丝的宽度在 9.94~10.06mm 之间,单根丝束宽度最大偏差为 0.06mm,离散度为 0.6%。两种宽度预浸丝均满足 $\pm 0.15\text{mm}$ 宽度偏差指标要求,且离散程度较小。

2 搭接接头强度

记录 5mm 宽和 10mm 宽预浸丝在不同搭接压力下的接头强度的平

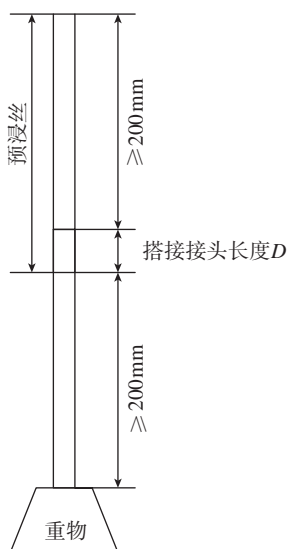


图3 预浸丝搭接接头强度试验示意图
Fig.3 Sketch illustration of prepreg joint strength test

均值,试验结果如表 2 所示。

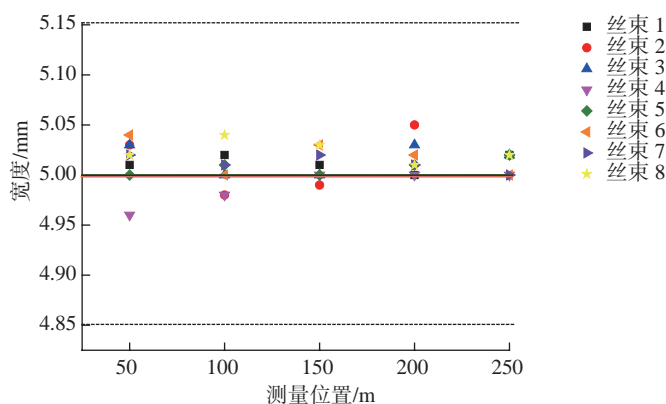
由表 2 可以看出,5mm、10mm 宽预浸丝在 5N 搭接压力下的搭接接头强度较 2.5N 明显提高。当搭接压力大于 5N 时,搭接接头强度不再明显变化。预浸丝搭接压力选取 5N 即可。

5mm 和 10mm 宽预浸丝在不同搭接长度下的接头强度测定结果如表 3 和表 4 所示。

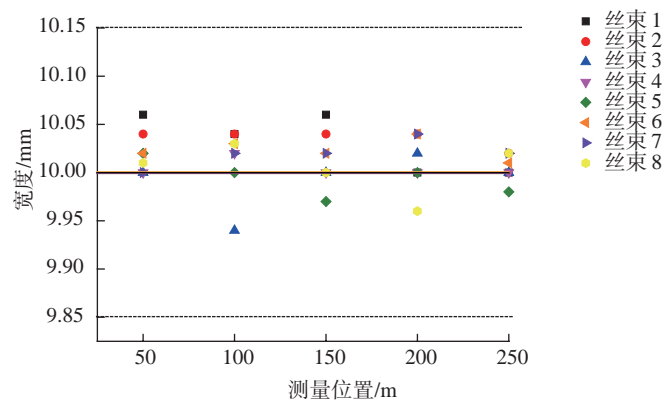
搭接接头强度试验结果表明,当搭接长度为 10mm 时,两种宽度预浸

丝搭接接头强度均已满足自动铺丝过程中实现丝束连续、力的传递所需要最小的要求。此时 10mm 宽预浸丝搭接接头强度约为 5mm 预浸丝的 2 倍,预浸丝宽度对搭接接头强度影响较大。当搭接长度为 20mm 时,5mm 宽预浸丝搭接接头强度较搭接 10mm 时增加了 1 倍,且两种宽度预浸丝搭接接头强度相近。当搭接长度为 $\geq 20\text{mm}$ 时,两种宽度预浸丝的搭接接头强度增幅明显减小。

由于宽幅预浸料单卷长度为



(a) 5mm 预浸丝宽度



(b) 10mm 预浸丝宽度

图4 预浸丝分切宽度范围

Fig.4 Scope of prepreg splitting width

表2 不同搭接压力下接头强度平均值

Table 2 Average value of prepreg joint strength under different pressure

搭接压力	5mm 宽预浸丝 搭接接头强度	10mm 宽预浸丝 搭接接头强度
2.5	48.77	61.43
5	50.95	63.54
7.5	50.88	63.47
10	50.65	63.98

120m, 为保证铺放过程的连续性和丝束面内力的传递, 体现出纤维的力学性能, 故在丝束端头允许搭接。固化后制品在搭接接头处的剪切破坏载荷不小于拉伸破坏载荷。

拉伸强度为:

$$\sigma_t = \frac{P_t}{b \times d} \quad (1)$$

式中, P_t 为拉伸破坏时最大载荷, b 为试样宽度, d 为试样厚度。

层间剪切强度为:

$$\tau_s = \frac{P_s}{h \times l} \quad (2)$$

式中, P_s 为层间破坏时最大载荷, h 为搭接面宽度, l 为搭接面长度。

根据试验所用预浸料物理性能, 理论搭接长度 $\geq 9.6\text{mm}$ 。

实际铺放过程中, 预浸丝经过过辊时会发生多次曲折。考虑实际搭接过程中预浸丝的运动、搭接操作灵活性以及搭接温度、搭接压力等条件与试验条件存在差异, 搭接接头长度选择 3 倍最小理论搭接长度, 即 30mm。

3 预浸丝边缘损伤评价分析

对制备好的分切预浸丝边缘损伤试样进行微观形貌观察分析。预浸丝边缘表面形貌如图 5 所示。

预浸丝在切割和收卷过程中, 纤维受到了明显的损伤, 存在一定的断面, 但纤维损伤断面未呈明显的阶梯阵列排布。表面纤维虽然受到损伤, 但未存在预浸丝中纤维丝束的取向方向与预浸丝分切传输方向的夹角或夹角极小, 未致使预浸丝纤维存在阶段性不连续的现象, 满足网格铺丝过程中长纤维保持连续的要求。

结论

(1) 使用预浸丝自动分切机, 可以实现 5mm 宽和 10mm 宽预浸丝的分切和重新复卷。

(2) 单轴分切预浸丝每隔 50m 测量一次宽度, 5mm 宽和 10mm 宽预浸丝分切宽度均满足 $\pm 0.15\text{mm}$ 的偏差要求, 且单根丝束

表3 5mm预浸丝搭接接头强度测试结果

Table 3 Result of 5mm width prepreg joint strength test

搭接长度 /mm	搭接接头强度值 /N					平均值 /N
10	23.80	22.80	25.10	25.90	26.00	24.72
20	48.80	44.60	45.00	46.70	44.60	45.94
30	48.80	51.00	50.30	47.50	50.60	49.64

表4 10mm预浸丝搭接接头强度测试结果

Table 4 Result of 10mm width prepreg joint strength test

搭接长度 /mm	搭接接头强度值 /N					平均值 /N
10	50.90	51.20	42.50	45.50	47.80	47.58
20	48.80	55.10	53.00	46.70	49.60	50.64
30	53.60	50.40	53.90	54.20	52.10	52.84

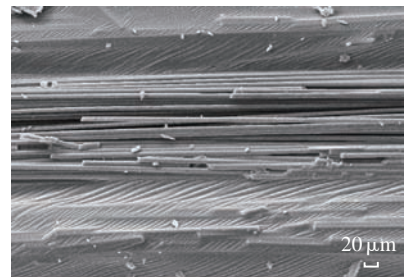
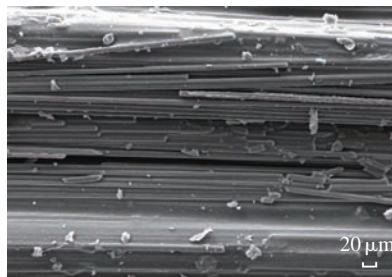


图5 预浸丝分切后边缘微观形貌

Fig.5 Microstructure of prepreg tow edge after splitting

宽度离散程度较小, 分切宽度稳定。

(3) 对于避免不了的搭接, 为实现丝束的连续和力的传递, 预浸丝在 $(30 \pm 2)^\circ\text{C}$ 下, 以 5N 的搭接压力按压 5s, 搭接接头长度为 30mm。

(4) 分切预浸丝边缘纤维在分切过程中受到局部损伤, 未致使分切预浸丝断裂, 不影响后续网格铺丝过程。

参考文献

[1] BRUCE M. Automating composites fabrication to meet increased throughput required by industries ranging from aerospace to wind energy, automation speeds composite production[J]. Manufacturing Engineering, 2008, 140(4): CT1-CT6.
 [2] 张建宝, 赵文宇. 复合材料自动铺放工艺技术研究现状[J]. 航空制造技术, 2014, 57(16): 80-83.
 ZHANG Jianbao, ZHAO Wenyu. Research status of automated placement processing technology of composites[J]. Aeronautical

Manufacturing Technology, 2014, 57(16): 80-83.

[3] 肖军, 李勇, 李建龙. 自动铺放技术在大型飞机复合材料结构件制造中的应用[J]. 航空制造技术, 2008, 51(1): 50-53.

XIAO Jun, LI Yong, LI Jianlong. Application of automatic placement technology in large aircraft composite structure parts manufacturing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(1): 50-53.

[4] 徐燕, 李炜. 国内外预浸料制备方法[J]. 玻璃钢 / 复合材料, 2013(9): 3-7.

XU Yan, LI Wei. Manufacturing methods of prepreg materia[J]. FRP / Composite, 2013(9): 3-7.

[5] 韩成智, 张艺萌, 凌辉, 等. 热熔预浸料预浸工艺研究[J]. 玻璃钢 / 复合材料, 2014(5): 59-63.

HAN Chengzhi, ZHANG Yimeng, LING Hui, et al. Study on the preimpregnation process of hot-melt prepreg[J]. FRP / Composite, 2014(5): 59-63.

[6] 赵聪, 陆楠楠, 闫西涛, 等. 自动铺 (下转第86页)

基于树脂基复合材料自动铺丝工艺的轨迹设计技术探讨*

王显峰¹, 刘卫平², 梁文萍¹, 居相文¹, 肖军¹

(1. 南京航空航天大学材料科学与技术学院, 南京 210016)

2. 中国商用飞机有限责任公司, 上海 200210)

[摘要] 针对树脂基纤维增强复合材料自动铺丝过程中出现的纤维褶皱、分层等工艺缺陷, 着重探讨不同轨迹设计方法(固定角、测地线、变曲率)在抑制工艺缺陷上的优劣。对不同轨迹规划方法进行了比较, 最终给出针对不同曲面特征、不同铺丝工艺要求的轨迹设计方法。

关键词: 复合材料; 铺丝工艺; 轨迹设计; 抑制缺陷

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.079



王显峰

副教授, 中国复合材料学会理事、中国复合材料装备制造委员会理事。长期从事缠绕、铺带、铺丝等复合材料自动化成型技术研究, 先后参与研制国内第一台缠绕用摆杆式张力控制器、第一台卧式自动铺带机、第一台龙门式自动铺丝机以及多种结构形式的特种数控复合材料成型装备; 完成飞机中后机身、尾椎、翼身融合机身、尾翼以及复杂 S 型进气道等复杂构件的轨迹设计工作, 搭建了国内第一套自动铺带/铺丝软件系统。

连续纤维增强复合材料因其各向异性、可设计性强、轻质高强等优点, 主要应用在航空航天领域^[1-3], 目前正在逐步向军工、船舶、民用等领域扩展^[4-6]。自动铺丝成型技术作为近年来发展最为迅猛的复合材料自动化制造技术之一, 因其自身的生产制造数控化、自动化和低成本等突出优点, 特别适合于机身、机翼、S 进气道、承力锥等大型复合材料构件的制造, 目前已成为发达国家航空航天工业领域中大型复合材料构件制造研究的热点。

西方发达国家关于自动铺丝成型技术的研究起步较早, 目前已经成功将该项技术推广到工业化生产过程中, 主要应用于机身、翼身融合体、S 进气道、尾锥等铺丝成型的典型复合材料结构件的制造。国内面向该工艺的研究较国外晚了近 20 年, 作为国内率先开展铺丝机相关技术探

索的南京航空航天大学已成功研制多台 8 丝束、16 丝束、24 丝束大型铺丝机及 8 丝束铺放机器人, 相继完成了火箭舱段、进气道、尾锥试验件等制件的自动铺丝制造成型, 实现了铺丝技术的工业化应用^[7]。哈尔滨工业大学于 2007 年完成了多丝束铺丝原理样机的研制, 并开发了多种轨迹规划方法并对仿真系统、后置处理与铺丝机张力控制系统进行了一系列研究^[8-10]。西安交通大学从 2008 年开始逐步搭建了 8 丝束、16 丝束铺丝机器人, 并深入研究了原位光固化纤维铺放成型技术^[11-12]。武汉理工大学开展了铺丝轨迹规划与仿真, 自动铺丝控制系统及铺丝监测系统等基础研究^[13]。然而, 从铺丝工艺技术、自动化装备效率、过程稳定性、轨迹设计软件技术等方面均与国际先进水平仍有一定的差距, 尤其体现在铺丝工艺技术方面。

*基金项目: 国家重点基础研究发展计划(973 计划)(2014CB046501); 院高校联合创新基金(F19171246)。

Cooper^[14]发现纤维沿内力方向分布可提高构件的结构强度。Katz等研究了带孔复材层合板,发现在沿着曲线铺放时纤维的拉伸强度、屈服强度、承载能力等均高于单一方向铺放得到的层合板^[15-16]。由于变角度轨迹规划不但可以减少应力集中,而且能够提高振动性能与声学性能,Gurdal等^[17-18]开发出了“变刚度设计”,Nagendra^[19]和Eschenauer^[20]等提出了以几何参数或拓扑为变量的结构设计概念与纤维丝束路径优化,拓展了Fibersteel的铺丝工艺方向。

本文以铺丝过程中产生的褶皱、脱层等工艺缺陷为对象,在分析缺陷产生原因的基础上,网格化曲面,通过对固定角、测地线、变角度3种轨迹规划算法进行研究分析,得到了轨迹生成角度的计算方法,确定了不同类型算法的适用范围。

丝束铺放工艺缺陷产生机理

自动铺放成型轨迹设计时存在的主要矛盾为丝束高质量铺放工艺性与保证构件设计强度方向之间的矛盾。预浸料可变形范围很小,对复杂曲面进行铺放时只能沿特定的轨迹,否则会产生褶皱或脱层,继而影响构件的铺放质量。在复杂曲面构件自动铺放轨迹规划时,其算法必须根据构件曲面外形综合考虑预浸料在铺放过程中的变形因素。以下主要分析铺放过程缺陷产生的原因并通过合理的轨迹设计抑制缺陷。

1 预浸料褶皱、分层产生机理

在自动铺放过程中,由于预浸料中纤维的弹性模量较高,纤维的纵向拉伸能力有限,因此预浸料发生变形主要是纤维纵向受压缩而产生的微屈曲,如图1所示。最外侧纤维受拉应力,产生刚性制约,产生的变形非常小可近似为零;预浸料内测纤维由于压缩产生微小的屈曲变形,如图2所示,宏观的褶皱是由于压缩变形的逐渐变大,并且超过了一定的极

值。运用理论力学梁弯曲的理论,以铺放轨迹圆弧的最外侧作为中层层,预浸丝束的变形控制值可以定为**b**点处的应变最大值。为:

$$\varepsilon = -\frac{w}{(R + w/2)} \quad (1)$$

式中,*w*为预浸丝束宽度,*R*为轨迹的测地曲率半径。式(1)表明,预浸料宽度为定值时,纤维应变绝对值与铺放曲率成正比,铺放过程中纤维的可铺放性随着轨迹的测地曲率变小而提高。

以自由曲面为例,如图3所示,曲线*C*为自由曲面上的一条曲线,*t*为*P*点处单位切向量、*n*为单位法向量,

*K*为曲率向量。根据几何原理,某点处曲率向量可分解为*n*方向上的法向曲率和*u*方向上的测地曲率,为:

$$K = K_n \times n + K_g \times u \quad (2)$$

可知,*K_g*、*K_n*分别为测地曲率与曲线的法向曲率。由于预浸纱宽度大于厚度,按照材料力学梁弯曲理论,同样的大小的曲率将在宽度方向引起更大的应变、引起屈皱,因此应重点关注并研究预浸纱的测地曲率。*K_g*在铺放过程中会使预浸丝束在侧向产生弯曲变形,进而损害轨迹的可铺放性。因此,复杂曲面的铺放轨迹,将测地曲率的大小作为评判轨迹可铺性好坏的判据。

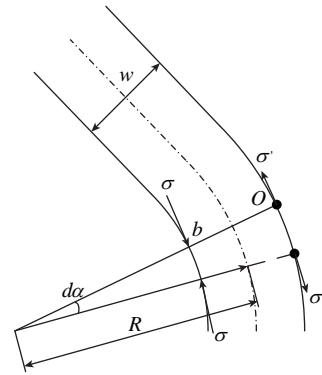


图1 轨迹上预浸料应变与曲率的关系

Fig.1 Relationship between strain and curvature of prepreg on track

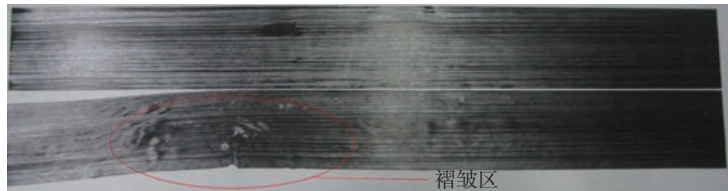


图2 平面铺放时预浸料的变形(褶皱)

Fig.2 Deformation (fold) of prepreg during flat laying

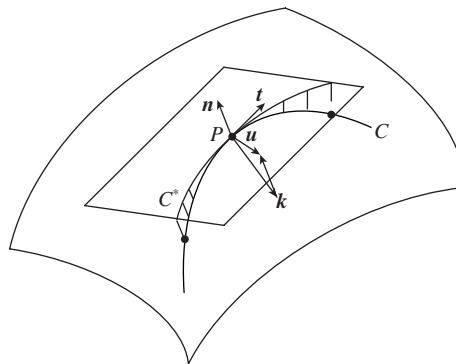


图3 自由曲面上曲线的曲率

Fig.3 Curvature of curve on freeform surface

2 铺丝曲率半径计算

为了保证预浸料在宏观上不产生褶皱,纤维存在着最大应变。在轨迹上表现为铺放轨迹曲率存在极值,即是存在最小曲率半径 R_{\min} 为:

$$R_{\min} = \frac{w}{\varepsilon_{\max}} - \frac{w}{2} \quad (3)$$

式中, R_{\min} 与预浸丝束的宽度有关,容许轨迹最小测地曲率随着带宽增大而减小。同一种预浸料, ε_{\max} 为定值,设 $N_{\min} = R_{\min}/w = 1/\varepsilon_{\max} - 1/2 =$ 常数。引入参数 N (容许的最小测地曲率半径 R 与预浸料带宽 w 之间的比值),以便根据强度要求和铺放效果对该数值进行调整(图4)。

当 $N \geq N_{\min}$ 时,预浸料根据规划的轨迹铺放时不会产生褶皱,最小测地曲率半径 R 表示为:

$$R = N \times w \quad (4)$$

对于自动铺丝,由于预浸料内侧处曲率数值最大(铺放轨迹的曲率非零),保证内侧不发生宏观褶皱即可保证整个丝束的铺放质量。

$$R = r + d = r + \frac{(n-1)}{2} \times w \quad (5)$$

式中,丝束数量为 n ,最内侧预浸料中心线的曲率半径为 r , d 为内侧预浸料中心线与铺放轨迹的间距。可得铺放容许的最小测地曲率半径 R 为

$$R = \left(N + \frac{(n-1)}{2} \right) \times w = \left(\frac{1}{\varepsilon_{\max}} + \frac{(n-2)}{2} \right) \times w \quad (6)$$

试验时,以铺丝机内侧的第3丝束为研究对象来进行试验,即 $n=4$,预浸料宽度 w 为 6.35,带入式(6)可得式(7):

$$R = \left(\frac{6.35}{\varepsilon} + 6.35 \right) \quad (7)$$

式中, R 为铺丝半径,即为压辊中心位置所走的圆弧半径; ε 为预浸料的最大应变。采用铺丝机进行铺放试验时,将预浸料变形的最大应变 ε 作为铺放半径 R 的选取基准,根据上式进行计算,结果如表1所示。

图5为按照表中铺放半径进行铺放的效果图,试验中共采用11种圆弧半径进行铺放试验,选取的预浸料为 T300/603。铺放后预浸料的形貌逐渐从光滑状态过渡到脱黏状态。当圆弧的半径 R 为 6350mm 时,预浸料表面较为光滑未出现褶皱现象,当圆弧半径 R 减小至 1270mm 时,预浸料逐渐出现褶皱,即预浸料出现

褶皱的圆弧极限半径 R 为 1270mm,极限最大应变为 5%; 当圆弧半径 R 为 640mm 时,预浸料未出现脱黏,半径为 580mm 时,预浸料出现脱黏,即预浸料发生脱黏的极限圆弧半径为 640mm,可知极限最大应变值为 1%。

本文将预浸料的铺放状态定为 1~4 级,等级越高表示预浸料褶皱脱黏越严重。预浸料分级照片如 6 所

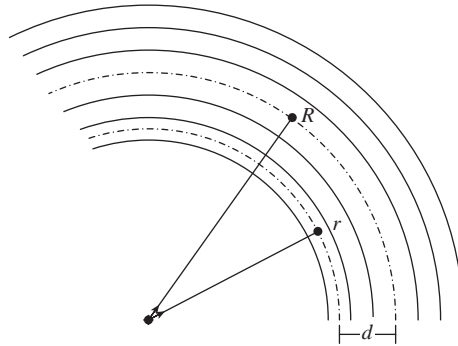


图4 轨迹的最大测地曲率

Fig.4 Maximum geodesic curvature of trajectory

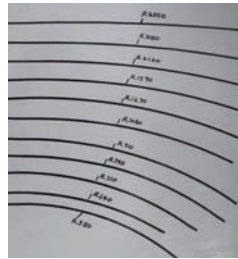


图5 铺放半径效果图

Fig.5 Effect diagram of placement radius

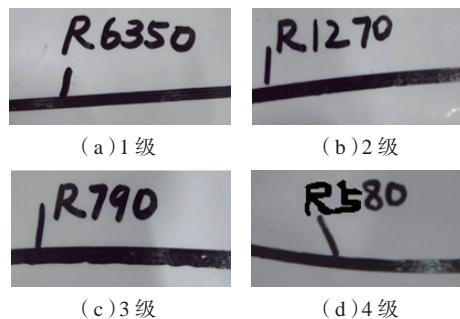


图6 不同变形等级的铺放效果图

Fig.6 Distribution effect diagram of different deformation levels

表1 最大应变与铺放半径对应值

Table 1 Maximum strain and corresponding values of placement radius

最大应变	1/1000	2/1000	3/1000	4/1000	5/1000	6/1000	7/1000	8/1000	9/1000	10/1000	11/1000
铺放半径/mm	6350	3180	2120	1590	1270	1060	910	790	710	640	580

示。图6(a)为1级,即预浸料不出现褶皱等缺陷光滑地铺覆在模具的表面;图6(b)为2级,即预浸料的局部区域发生褶皱, $\pi/2$ 圆心角的铺放圆弧上褶皱少于10个;图6(c)为3级,即预浸料出现大量褶皱, $\pi/2$ 圆心角的铺放圆弧上褶皱数量多于10个,局部区域出现连续褶皱区;图6(d)为4级,连续褶皱区大量存在,且伴随有贯穿丝束宽度方向上的脱粘。

铺丝角度的确定方法

1 固定角轨迹规划算法

根据目前所提出的固定角算法,采用不同方式定义参考线,则不同的铺放点参考线可异可同。对于曲面上确定的铺放点,若铺放准则确定,则参考线是唯一的。因此,在同一面片上,固定角轨迹规划为与某一方向成固定的铺放角。对于网格化曲面的固定角算法,分为参考线处于曲面内与曲面外两种情况。

(1) 面外参考线固定角度算法。

根据曲面的类型,曲面可分为封闭式曲面和开放式曲面。可定义某一坐标轴方向作为开放式曲面参考线,将芯模夹持轴、重心线、中心线作为封闭式曲面参考线。由于参考线的位置处于所铺放曲面外,于是将此算法称为面外参考线的固定角自动铺丝轨迹规划算法(简称算法1)。

算法1将参考轴线与参考线等价来方便进行轨迹规划。具体算法如图7所示,位于三角面片 Π_1 内的铺放轨迹点 P , d 为参考轴线方向, n_1 为面片的法向量, θ_f 为铺放角度,则铺放轨迹方向则为 v_{f1} ,其中, d 与 v_{f1} 的夹角为 α_f 。一般情况下,可求得两个满足条件的解。为了得的唯一解,将 d 投影至面片上得到 d' ,对比法向量 n_1 与 $v_{f1}d'$ 的方向,保持两者始终相反或相同。

对于算法一,若 n 与 d 夹角为 θ_f ,且 $\theta_f \in [0, \pi/2]$ 。 d' 为 d 在 Π_1 上

投影,则 d' 代表了 Π_1 内与 d 呈最小夹角的方向,夹角大小为 $\pi/2 - \theta$ 。则在该面片内所取的轨迹方向与 d 所呈夹角范围为 $[\pi/2 - \theta, \pi/2 + \theta]$,即铺放角度取值范围为 $(-\pi/2, \theta - \pi/2] \cup [\pi/2 - \theta, \pi/2]$ 。综合考虑模型表面各三角面片与参考轴线的位置关系,其中最小的 θ_f 值记为 θ_{min} ,则该方法的轨迹规划角度范围为 $(-\pi/2, \theta_{min} - \pi/2] \cup [\pi/2 - \theta_{min}, \pi/2]$ 。

(2) 面内参考线固定角度算法。

本算法的参考线与算法1不同,位于曲面的内部,算法1中参考线在曲面上的投影是此类参考线的生成方式。在类回转体曲面中,可取重心线、中心线、芯模夹持轴线等在曲面上的投影作为参考线;在开放式曲面中,可将曲面上某坐标轴在曲面上的投影作为参考线。称此类算法为面内参考线的固定角轨迹规划算法(简称算法2)。

算法2中,由于参考线为直线的

投影时,比折线或曲线更加方便计算,故选某一直线作为参考轴线,确保算法的通用性。通常将参考线与某一坐标轴重合方便进行轨迹规划。

如图8所示,以 Π_1 面片为例, d' 为参考轴线方向 d 在 Π_1 三角面片内的法向投影。为方便求解,可将该问题转化成在 Π_Δ (Π_Δ 为任何一个三角形面片)内求与 b (b 为 $d \times n_1$)成夹角为 $b_f = p/2 - a_f$ 的方向 v_{f1} 。选择参考轴线时应使其不垂直与任一三角面片,来确保 d 在三角面片 Π_1 内有投影线。

2 测地线轨迹规划算法

用解析方法求解复杂曲面的测地线轨迹运算量过大,效率低,无法满足实际工程需要。在网格曲面中,每个面片都可看作为平面,其内部的任何一条直线均为测地线,因此引入网格曲面使得测地线求解更加简单。如图9可知,位于自由曲面上的任意一点 P ,给定其在曲面上法向量 n 与

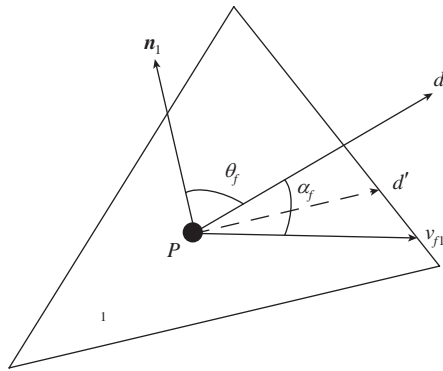


图7 算法1示意图

Fig.7 Schematic diagram of algorithm 1

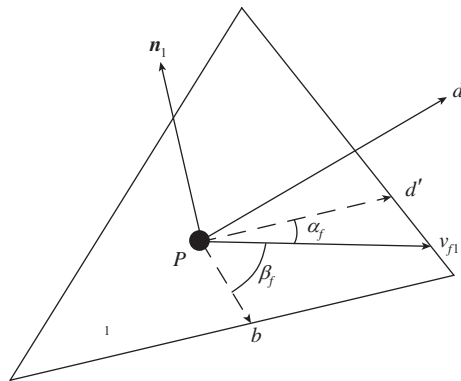


图8 算法2示意图

Fig.8 Schematic diagram of algorithm 2

切向量 t 可构造平面 S 。

将曲面三角网格化(图 10), $N_0, N_1, N_2, N_3 \dots$ 为各网格的单位法向量。轨迹起点为 P_0 , 根据起始方向便可得到 $P_1(x_1, y_1, z_1)$, 两相邻网格的法向量平均值为 P_1 的单位法向量, 可得式 (8)。式中 $D_1(a_1, a_2, a_3)$ 、 $D_0(a_0, b_0, c_0)$ 分别为边 E_1 的两个顶点, 根据 P_1 点的副法矢 x_b, y_b, z_b 可得参数 q 。

$$q = \frac{X_b \times (X_1 - a_0) + Y_b \times (Y_1 - b_0) + Z_b \times (Z_1 - C_0)}{X_b \times (a_1 - a_0) + Y_b \times (b_1 - b_0) + Z_b \times (C_1 - C_0)} \quad (8)$$

当 $0 < t < 1$, 说明下段轨迹相交于 E_1 内, 将 t 值代入公式可得下一轨迹点坐标; 当 $t=1$ 或 0 说明轨迹经过网格顶点, 需要进一步讨论; 当 t 不在 $(0, 1)$ 范围内说明轨迹不相交于 E_1 内, 则轨迹于 E_2 必相交。再将 D_1 、 D_0 的坐标值换为 E_2 的顶点坐标后计算即可。

3 变角度轨迹规划算法

变角度轨迹规划算法, 是基于复材工件内力分布和承载特征而进行的轨迹设计优化方法, 可通过调整轨迹来提高构件的力学性能。变角度算法是为了克服预浸丝束有限的变形而让预浸丝束的轨迹方向由测地线方向向强度设计方向靠, 而角度变化的程度则由偏角大小和预浸丝束的可变形量来控制。为便于研究, 本文将强度设计方向设定为各轨迹点与加工轴成的角度方向。

根据网格化曲面得到的轨迹为连续的折线段, 衡量其曲率半径很难, 将某点测地线方向与轨迹方向之间能容许的最大偏角替代所选的曲率半径。一般情况下, 网格内选定的曲率半径远大于轨迹段的长度, 所以在计算时可将轨迹的长度作为弧长处理, 如图 11 所示。

R 为最小测地曲率半径, L' 为铺放轨迹点 P 与前一轨迹点间的连线投影到 P 点切平面后的投影长度, α'

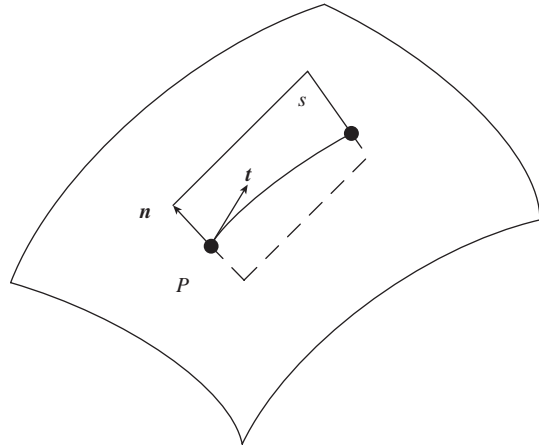


图9 自由曲面上的测地线
Fig.9 Geodesic on freeform surfaces

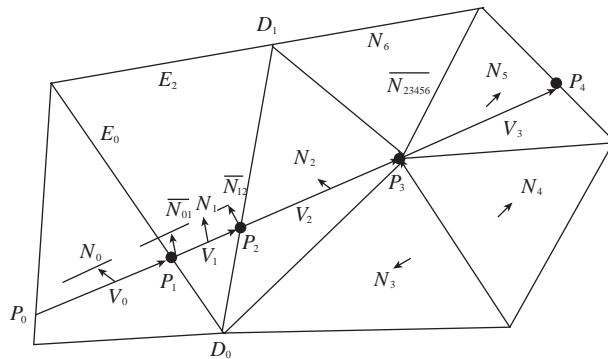


图10 三角网格上的测地线
Fig.10 Geodesic on triangular grid

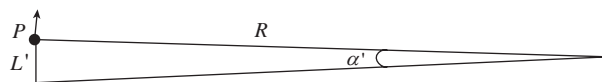


图11 偏角和曲率半径间的关系
Fig.11 Relationship between declination and radius of curvature

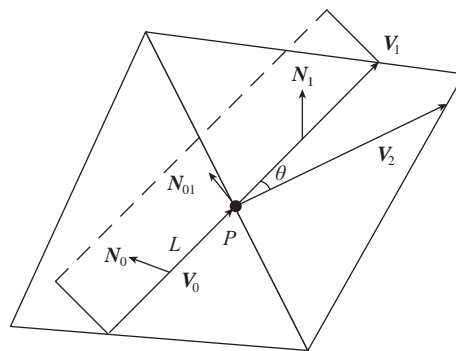


图12 固定角度方向和测地线方向偏差示意图
Fig.12 Schematic diagram of deviation between fixed angular direction and geodesic direction

为 P 点切平面处实际轨迹线与测地线得到的轨迹方向, V_0 为 P 点处的线间容许的最大偏角。

如图 12 所示, 在网格化曲面上得到测地曲率, 其中 V_1 为根据测地

线得到的轨迹方向, V_0 为 P 点处的上一段轨迹方向, V_2 则为按照与加工轴成某角度的轨迹段方向。

变角度轨迹规划算法, 可通过优

化轨迹来提高构件的力学性能,其优化方法是基于构件内力将容许的最大偏角 α 与 V_1 和 V_2 的实际夹角来对比。如图 13 所示,当 $\alpha < \theta$, 轨迹可不完全按照固定角法来求来满足可铺性的要求。若 V_1 方向(测地线方向)的铺放角绝对值大于 V_2 方向铺放角绝对值(初始设定的铺放角,记 β), 则最终轨迹方向 V 的铺放角取: $\beta + \beta(\theta - \alpha) / |\beta|$ 。

若 V_1 方向的铺放角绝对值小于 V_2 方向铺放角绝对值, 则最终轨迹方向 V 的铺放角取: $\beta - \beta(\theta - \alpha) / |\beta|$ 。

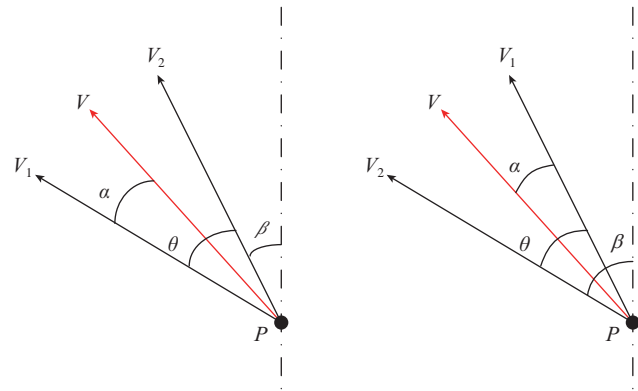
当 β 时轨迹方向 V 的铺放角为 $\theta - \alpha$, V_1 方向可确定正负; 当 $\alpha \geq \theta$, 最大曲率能使铺放轨迹由固定角法得到, 轨迹的最终方向为 V_2 方向, 即为固定角法所得到的轨迹方向。

算法筛选原则

以形状复杂的进气道为例, 不仅纤维角度有明确要求, 同时需要兼顾铺放工艺效果。固定角算法是备选方案之一, 但由于该构件结构复杂, 大部分轴心位于模具外侧, 所以基于测地线或变曲率的轨迹算法较难得到完整的轨迹, 这两种算法有着相同的特质, 但测地线算法的工艺效果更好一些, 因此将测地线算法也作为备选方案; 下面便对两种算法进行分析。图 14 和图 15 给出了基于固定角与测地线算法生成的 45° 铺丝轨迹。

$\pm 45^\circ$ 度轨迹, 固定角与测地线算法都能实现, 但是由于根据测地线算法得到的轨迹角度在进气道端部严重偏离设计角度; 而固定角算法由于忽略了预浸料的工艺性仅仅关注了轨迹的走向, 实际铺放时容易出现褶皱现象, 如图 16 所示。

实际铺放时, 需综合构件性能要求、原材料变形能力以及运动可实现性等多方面的因素, 确定最终的轨迹规划算法。不同的构件有其对应的轨迹算法(表 2), 这需要通过实际的



(a) V_1 方向铺放角大于 β 的情况 (b) V_1 方向铺放角小于 β 的情况

图13 铺放轨迹方向的确定

Fig.13 Determination of direction of paving track

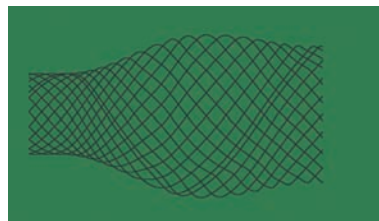


图14 固定角轨迹

Fig.14 Fixed angle trajectory

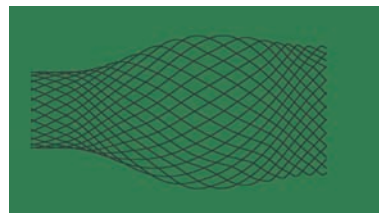


图15 测地线轨迹

Fig.15 Geodesic trajectory



图16 固定角算法铺放时出现褶皱

Fig.16 Wrinkles when placed with fixed angle algorithm

铺放试验进行确定。

结论

对于树脂基纤维增强复合材料, 自动铺丝成型轨迹设计与材料的工艺性是相互约束的, 材料的工艺性限制了轨迹设计的范围, 同时复杂构件的轨迹设计对材料的工艺性设计提

出了更高的要求。

(1) 在设计铺丝路径时, 其轨迹的测地曲率半径不得小于材料容许的曲率极限, 否则就会出现褶皱和内应力, 尤其在复杂异形件轨迹设计方面或变刚度构件轨迹设计方面。

(2) 另外轨迹的设计必须以构件载荷方向为依据, 兼顾方向与工艺

表2 常用轨迹规划算法比较

Table2 Comparison of commonly used trajectory planning algorithms

轨迹规划算法	适用范围	局限性	特点
固定角算法	适用任意角度平面构件的回转体	复杂曲面和变截面回转体需考虑铺放工艺性问题	为保证构件强度最接近设计强度,严格按照设计角度进行铺放
测地线算法	适用于曲率变化不大的构件	曲率突变的复杂曲面和大锥度类回转体难以实现任意角度的轨迹设计	预浸纱铺放质量较好
变角度算法	相比测地线算法范围更大,适用于曲率变化不大的构件	须基于试验进行曲率带宽比设置,否则设计出的轨迹铺放可能会出现褶皱	适用于变刚度复合材料层合板轨迹设计,可通过调节曲率带宽比灵活调整可铺放性与方向性要求在规划中所占的比重

性。反之,轨迹设计对材料工艺性的约束主要体现在工艺本身和铺层工艺设计两个方面,材料铺丝工艺的宽窗口适应性以及其更小极限曲率半径是轨迹设计追求的目标。

参考文献

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2006, 24(1): 1-12.

DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materialia Composita Sinica, 2006, 24(1): 1-12.

[2] 李勇, 肖军. 复合材料纤维铺放技术及其应用[J]. 纤维复合材料, 2002, 19(3): 39-41.

LI Yong, XIAO Jun. The technology and application of fiber placement[J]. Fiber Composites, 2002, 19(3): 39-41.

[3] 肖军, 李勇, 文立伟, 等. 树脂基复合材料自动铺放技术进展[J]. 中国材料进展, 2009, 28(6): 28-32.

XIAO Jun, LI Yong, WEN Liwei, et al. Progress of automated placement technology for polymer composites[J]. Materials China, 2009, 28(6): 28-32.

[4] 陈祥宝. 先进树脂基复合材料的发展和应[J]. 航空材料学报, 2003, 23(S1): 198-204.

CHEN Xiangbao. The development and applications of advanced polymer matrix composites[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2003, 23(S1): 198-204.

[5] 谭必恩, 益小苏. 航空发动机用PMR聚酰亚胺树脂基复合材料[J]. 航空材料学报, 2001, 21(1): 55-62.

TAN Bien, YI Xiaosu. High-temperature polyimide composites and its application in aeronautical engine[J]. Journal of Aeronautical

Materials, 2001, 21(1): 55-62.

[6] 李建利, 赵帆, 张元, 等. 碳纤维及其复合材料在军工领域的应用[J]. 合成纤维, 2014, 43(3): 33-35.

LI Jianli, ZHAO Fan, ZHANG Yuan, et al. Application of carbon fiber and its composites in military industry[J]. Synthetic Fiber in China, 2014, 43(3): 33-35.

[7] 还大军, 肖军, 李勇. 复合材料自动铺放CAD/CAM软件技术[J]. 航空制造技术, 2010, 53(17): 33-36.

HUAN Dajun, XIAO Jun, LI Yong. CAD/CAM software technology for composites automated placement[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(17): 33-36.

[8] 富宏亚, 韩振宇, 路华. 纤维缠绕/铺带/铺丝成型设备的发展状况[J]. 航空制造技术, 2009, 52(22): 43-46.

FU Hongya, HAN Zhenyu, LU Hua. Development of the filament winding/tape layer/fiber placement machine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(22): 43-46.

[9] 韩振宇, 孙守政, 付云忠, 等. 热塑性FRP自动铺放成型缺陷的多尺度研究进展[J]. 材料工程, 2017, 45(7): 118-127.

HAN Zhenyu, SUN Shouzheng, FU Yunzhong, et al. Multi-scale research progress of manufacturing defects for thermoplastic FRP fabricated by automated fiber placement[J]. Journal of Materials Engineering, 2017, 45(7): 118-127.

[10] 韩振宇, 李玥华, 富宏亚, 等. 锥壳零件自动铺丝变角度轨迹规划算法[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2012, 24(3): 400-405.

HAN Zhenyu, LI Yuehua, FU Hongya, et al. Variable-angles trajectory planning algorithm

of automated fiber placement for conical shell[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2012, 24(3): 400-405.

[11] 段玉岗, 董肖伟, 葛衍明, 等. 基于CATIA生成数控加工路径的机器人纤维铺放轨迹规划[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2632-2640.

DUAN Yugang, DONG Xiaowei, GE Yanming, et al. Robotic fiber placement trajectory planning based on CATIA CNC machining path[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2632-2640.

[12] 张小辉, 段玉岗, 葛衍明, 等. 整体式风电叶片紫外光原位固化纤维铺放制造技术[J]. 机械工程学报, 2014, 50(11): 37-42.

ZHANG Xiaohui, DUAN Yugang, GE Yanming, et al. Novel fabrication method of integral wind turbine blades by in-situ UV curing automated fiber placement[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(11): 37-42.

[13] 徐东亮, 吴耀楚, 刘雪红, 等. 纤维缠绕张力微机控制系统[J]. 武汉理工大学学报, 2003, 25(10): 71-73.

XU Dongliang, WU Yaochu, LIU Xuehong, et al. Microcomputer control system on filament winding tension[J]. Journal of Wuhan University of Technology, 2003, 25(10): 71-73.

[14] COOPER A A G. Trajectory fiber reinforcement of composite structure[D]. St. Louis: Washington University, 1972.

[15] KATZ Y, HAFTKA R T, ALTUS E. Optimization of fiber directions for increasing the failure load of a plate with a hole[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2005, 30(6): 413-421.

[16] HYER M W, CHARETTE R F. Use of curvilinear fiber format in composite structure design[J]. AIAA Journal, 1991, 29: 1011-1015.

[17] GURDAL Z, OLMEDO R. In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations: variable stiffness concept[J]. AIAA Journal, 1993, 31(4): 751-758.

[18] WALDHART C, GURDAL Z, RIBBENS C. Analysis of tow placed, parallel fiber, variable stiffness laminates[C]// The 37th AIANASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Washington, 1996.

[19] NAGENDRA S, KODIYALAM S, DAVIS J E, et al. Optimization of tow fiber paths for composite design[C]//36th AJAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and materials Conference and AIAA/

ASME Adaptive Structures Forum. Washington, 1995.

[20] E S C H E N A U E R H , S C H U H M A C H E R G , K R A M M E R J .

Constructive design models for multidisciplinary optimization of fiber composite structures[C]// Proceedings at the 4th AIAA/USAF/NASA/OAI Multidisciplinary Analysis and Optimization

(MOO) Symposium. Washington, 1992.

通讯作者: 王显峰, E-mail : wangxf@nuaa.edu.cn。

Discussion on Trajectory Design Technology Based on Automated Composites Fiber Placement Process

WANG Xianfeng¹, LIU Weiping², LIANG Wenping¹, JU Xiangwen¹, XIAO Jun¹

(1. School of Materials Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 200210, China)

[ABSTRACT] During the process of automatic fiber placement, aiming at the technological defects such as fiber folding and delamination in laying of resin-based fiber reinforced composites, this paper emphasizes on the advantages and disadvantages of different trajectory design methods (fixed angle, geodesic line, variable curvature) in technological defects. The different trajectory planning methods are compared. Finally, a trajectory design method for different surface characteristics and different wire laying process requirements is given.

Keywords: Composite material; Fiber placement process; Trajectory design; Defect Suppression

(责编 大漠)

(上接第78页)

丝用预浸丝制备工艺研究[J]. 固体火箭技术, 2014(5): 718-723.

ZHAO Cong, LU Nannan, YAN Xitao, et al. Research on the process of preparation of prepreg tow applied in automatic fiber placement[J]. Journal of Solid Rocket

Technology, 2014(5): 718-723.

[7] 孙天峰, 文立伟, 肖军, 等. 碳纤维预浸料自动分切复卷系统设计与研究[J]. 航空制造技术, 2015, 58(16): 66-70.

SUN Tianfeng, WEN Liwei, XIAO Jun, et al. Design and research on automatic slitting and

rewinding mechanism of carbon fiber prepreg[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(16): 66-70.

通讯作者: 黄晓川, E-mail: huangxiaochuan1992@126.com。

Research on Slitting Property of Prepreg Tow Applied in Automated Fiber Placement for Grid

HUANG Xiaochuan, ZHANG Jianbao, ZHAO Wenyu, LIU Yongjiao, WANG Junfeng, SUN Hongjie

(Aerospace Research Institute of Material & Processing Technology, Beijing 100076, China)

[ABSTRACT] According to the characteristic of prepreg tow applied in grid automatic fiber placement, the prepreg by domestic T800/603B is slit into tows which is suitable for mesh laying width according to grid size. Taking slitting width of 5mm and 10mm prepreg tow for example, the preparation technology of which was researched. In addition the accuracy of slitting width, the strength of overlap joint and damage situation of slitting prepreg tow edge were studied. Results showed that different widths of the tows cut out can meet the requirements of prepreg tow applied in grid automated fiber placement.

Keywords: Automated fiber placement into grid; Prepreg tow slitting; Accuracy of slitting width; Strength of overlap joint; Damage situation of slitting prepreg tow edge

(责编 大漠)

复合材料C/L型结构固化变形的影响因素分析*

杨青^{1,2}, 卫原平^{1,2}, 刘卫平³

(1. 上海赛科利汽车模具技术应用有限公司, 上海 201209;

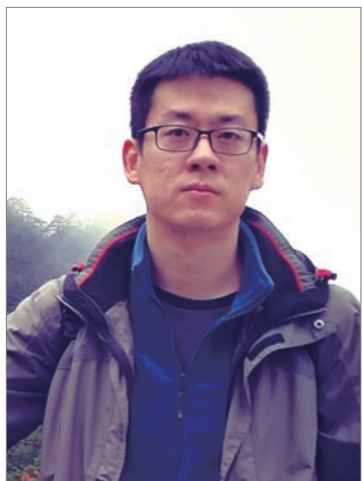
2. 上海汽车车身先进制造工程中心, 上海 201209;

3. 中国商飞上海飞机制造有限公司, 上海 200436)

[摘要] 固化变形是影响复合材料零件结构成型几何精度的重要因素。产生固化变形的原因一般可以分为内因和外因: 内因主要与材料属性和结构设计参数有关; 外因主要与固化工艺和模具有关。固化时这些因素共同作用, 在复合材料结构内部产生残余应力, 脱模时导致构件发生变形。通过对已有试验结果的研究, 总结了不同因素对复合材料结构固化变形的影响, 为固化变形的工程预测和控制提供直观的数据参考。

关键词: 复合材料; C/L型; 固化工艺; 变形; 影响因素

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.087



杨青

工学博士, 研究方向复合材料汽车零部件设计与制造。

尺寸精度是影响复合材料零件质量的重要因素, 零件制造成型过程中出现的翘曲和回弹, 会引起尺寸偏

差。影响复合材料结构固化变形的因素众多, 且相互耦合, 如何减小制造过程中的固化变形和残余应力一直是复合材料制造的重要课题之一。从固化变形的发生机理来看, 一般可以分为内因和外因: 内因主要指材料属性、几何结构和铺层设计等因素; 外因主要与固化工艺和模具有关。这些因素在固化过程中共同作用, 在复合材料内部产生残余应力累计, 最后脱模时参与应力集中释放, 从而导致结构发生变形^[1-4]。C型构件与L型复合材料零件, 常作为研究固化变形的典型结构, 如图1(a)所示。结构整体的固化变形可视为由转角区域的回弹变形和平面区域的翘曲变形叠加而成, 如图1(b)所示。

Rennick^[5], Radford^[6], Nelson^[7]认为材料参数的各向异性是导致复合材料发生固化变形的主要原因, 由于热膨胀和化学收缩参数等参数各向异性, 导致复合材料面内和面

外方向变形不协调, 从而产生残余应力, 导致不同几何结构发生不同的程度变形。杨青等^[8]研究了不同几何结构形式、不同铺层形式等因素对零件固化变形的影响。固化变形不仅与材料本身的各向异性属性有关, 还和固化工艺有密切的联系, 如固化的温度、压力、时间等参数都会导致零件内部残余应力的变化。徐娟等^[9]研究了固化工艺参数对复合材料帽形加筋壁板固化变形的影响。徐鹏等^[10]利用数值模拟的方法研究了固化工艺对大厚度复合材料层合板温度分布的影响。张江涛等^[11]基于黏弹性模型研究了材料参数演化及残余应力的变化。Pagliuso等^[12]研究了复合材料固化过程中吸胶不均匀和与模具的粘接作用等不严谨的工艺控制导致的翘曲问题。Nairn等^[13]研究了固化温度对残余应力的影响, 提出较高的固化温度会引起较高的残余应力, 从而导致更大的固化

* 基金项目: 上汽集团科研基金项目(1715)。

变形。White 等^[14]研究了固化温度和固化时间对零件回弹的影响,表明降低固化温度、增加固化时间,可以在保持构件力学性能不变的情况下减小 20%~30% 的固化变形,而较低降温速率可以增加零件的应力松弛,使固化变形量减小 12% 左右。

随着对固化变形机理的认识不断深入,发现模具对固化变形也有着非常重要的影响,模具与复合材料热膨胀系数不匹配会增加结构厚度方向的应力梯度,从而引起变形,其大小与模具和构件的界面作用力有关^[15-17]。Flanagan^[18]认为,界面的滑动摩擦剪力是造成复合材料应力梯度的主要原因。通过对界面力的研究,Melo 等^[19]认为,模具与复合材料界面和复合材料第 1 层与第 2 铺层之间的界面摩擦剪力对构件固化变形产生的影响不可忽略。Twigg 等^[20]依据上述假设建立了理论模型,对模具与结构变形的关系进行了定量的研究。Rahim 等^[21]通过光纤光栅和热电偶相结合的方法对复合材料构件在热压罐成型工艺过程中的温度和应变进行在线监测,研究了不同模具材料对构件固化变形的影响,模具热膨胀系数同复合材料零件热膨胀系数相差越大,残余应力越大。

目前针对复合材料结构固化变形的问题,主要采取理论和试验相结合的方法进行研究,一般首先建立某些影响变量对固化变形影响的理论模型,然后对理论模型进行求解,最后开展试验对理论结果进行分析和验证。但事实上,固化变形的影响因素非常多,理论模型往往只能体现某些类型变量对固化变形的影响,无法全面表征不同因素对固化变形的综合影响。杨青^[22]和丁安心等^[23]对固化变形的理论模型研究情况进行了总结,发现考虑变量较多的理论模型工程求解很困难,很难直接用于工程应用,如 Rahim^[24]开发的理论模型很复杂,求解非常困难。

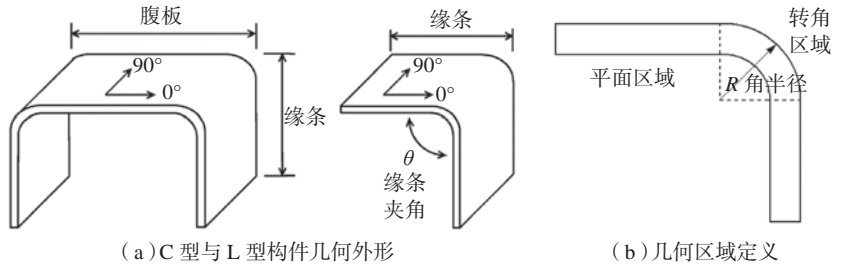


图1 固化变形典型结构

Fig.1 Typical curing deformation structure

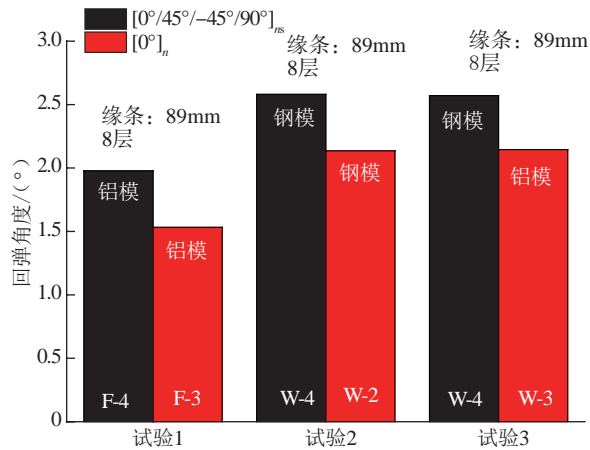


图2 单向铺层和准各项同性铺层的回弹角度

Fig 2 Spring-in angle of unidirectional and quasi-isotropic laminates

本文以 C 型、L 型和板条型等典型复合材料结构为对象,从材料参数、铺层形式、几何外形等内部因素,以及固化工艺和模具等外部因素对复合材料固化变形的影响的试验结果进行总结分析,对影响机理较明确和尚未明确的影响因素进行了区分讨论,为工程应用和理论研究方向提供直观的试验数据基础。

内因对固化变形的影响

内在因素主要是指材料的物理属性及相关几何参数,包括材料热膨胀和化学收缩特性、铺层形式、厚度,夹角半径和 R 角度半径等因素。本文将讨论上述内在因素对固化变形的影响。

1 铺层对固化变形的影响

铺层形式对复合材料结构回弹的影响较大,不同铺层之间无法进行有效比较。但是,通常认为对称铺层的回弹与翘曲小于非对称铺层^[25]。对于

C 型和 L 型构件而言,0° 单向材料的回弹要小于准各项同性铺层和其他铺层形式^[16,26-27],如图 2^[26]所示。Jain 等^[28]研究发现,[90° /0° /90° /0°]与 [0° /90° /0° /90°]铺层构件回弹值相差很小,这表明在一定铺层角度下,铺层顺序可能对回弹结果影响不大。

Radford 等^[29]较为详细地研究了 L 型结构铺层对回弹变形的影响,如图 3 所示。图 3 给出了不同铺层材料,在不同温度下的固化回弹值,可以发现斜率较大曲线表明热膨胀效应对该铺层复合材料的固化回弹值影响较大。而斜率较小接近水平的曲线表明,固化回弹热膨胀效应对该铺层复合材料的回弹值影响小,导致回弹的因素可能主要与模具相互作用和化学收缩有关。

由图 2~3,可以看出 [0°]铺层与 [0° /+30° /0° /-30°]的回弹值较小,同时在降温过程中回弹值增

加不多,说明这种情况下的回弹可能与模具等其他因素相关,受热膨胀系数的各向异性影响不大。而 $[90^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ 正交铺层回弹最大,且随温度降低,回弹值急剧增加,说明热膨胀效应对回弹影响较为明显。还可以发现,准各向同性铺层的回弹值居中。

2 厚度对回弹的影响

当材料体系和工艺制度一定的前提下,研究表明,复合材料结构的厚度越大则回弹越小^[20,26,29],如图4^[26]所示。

Albert等^[26]针对C型和L型结构,比较了8铺层厚度和16铺层厚度在不同工艺条件下的回弹值,可以发现当工艺条件相同时,厚度为16层构件的回弹要明显小于8铺层厚度的构件,如图4^[20]和图5^[20]所示。Twigg等^[20]研究了层合板结构,在4、8和16层厚度情况下的翘曲值,可以发现在一定工艺条件下,铺层厚度越厚,翘曲越小,且回弹减小是呈非线性趋势的,如图6^[20]所示。

研究表明,对于层合板结构而言,一般情况下翘曲值与厚度的平方类似成反比关系,厚度越大翘曲越小,如图6^[20]所示。构件厚度增加,增加了截面的惯性矩,因此相同残余应力产生的面外弯矩引起结构的变形更小,因此,构件厚度越大,固化变形越小。但是厚度较大的层板内温度梯度较大,可能会引起较大残余应力。另外,文献[16]、[27]、[30]研究表明,厚度对回弹的影响规律不明显,这可能是由于其他工艺条件不同所造成的。

3 夹角对回弹的影响

对于L型与C型结构而言,其设计角度由模具角度决定。研究表明,设计夹角越大,结构的回弹越小^[28,31-32]。Huang等^[31-32]利用不同角度的模具,分别制作了夹角为 45° 、 75° 、 135° 和 165° 的构件,研究了一定铺层下不同夹角下复合

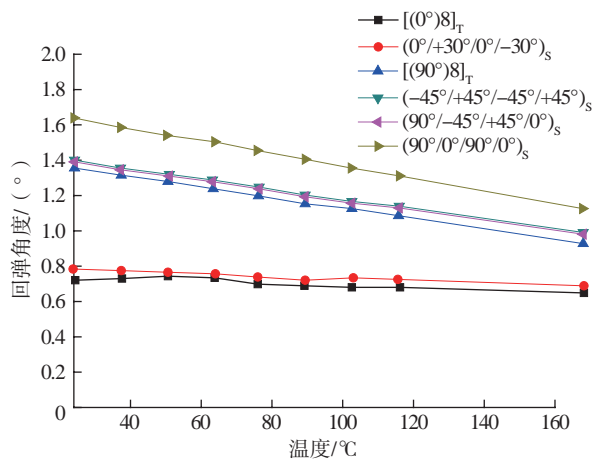


图3 不同铺层角度在不同温度下的回弹角度

Fig.3 Effect of different ply orientation on spring-in angle with varying temperature

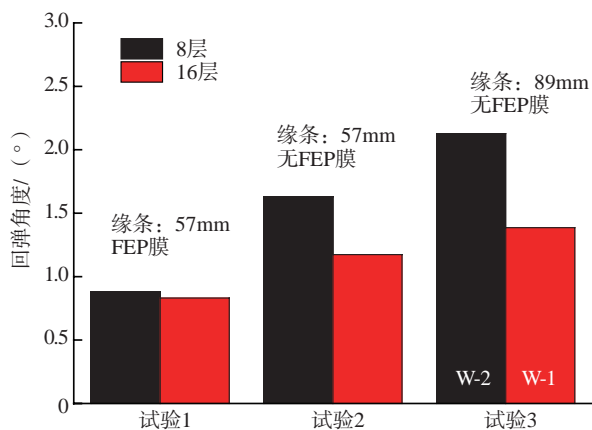


图4 厚度对回弹的影响

Fig.4 Effect of different thickness of laminate part on spring-in angle

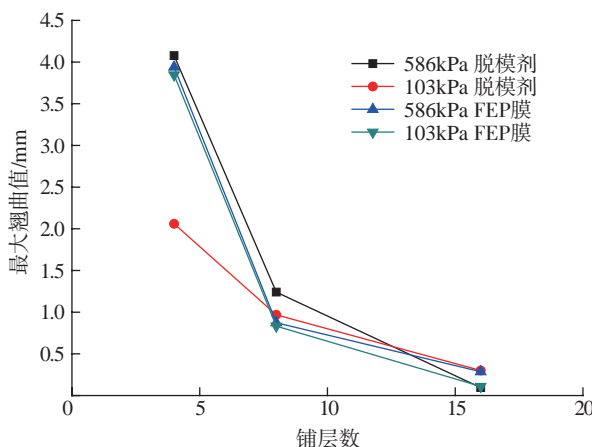


图5 厚度对翘曲的影响

Fig.5 Effect of different thickness of laminate part on warpage value

材料的回弹,如图7所示。

由图7可以看出,随着模具角度的增加,结构的回弹值下降明显,规律性较强,且呈非线性的变化,这可能是由于角度增大,降低了转角处纤

维和树脂分布的不均匀,从而减小转角区域的面外弯矩。

4 R角半径对回弹的影响

除了结构夹角的角度的,我们也关心R角设计半径的大小对回弹的影

响。但文献 [29]、[31]、[32] 研究表明, 随半径增加和回弹角的改变不显著。由图 8^[31] 可以发现, 随着 R 角半径的增大, 回弹不断减小, 但是也有研究表明, R 角半径越大, 回弹也越大^[17]。

Huang 等^[16] 认为, 复合材料预浸料 R 区成型机理和金属不同, 金属 R 区的形成是由材料产生弹塑性变形导致的。因此, R 角越小塑性区越大, 残余应变越大, 回弹就越小。但是复合材料预浸料在固化前与模具紧密贴合无残余应力, 所以 R 角大小可能与回弹值没有明显关系。但是对于阴模或者阳模, 转角处的纤维体积分含量的变化和铺层形式不同, 都可能在转角引起的附加弯矩, 从而对变形结果造成影响, 因此, R 角半径对回弹的影响机理尚不明确。

外因对固化变形的影响

外在因素主要是指与工艺过程相关的参数, 主要包括模具、固化温度、压力等参数。外在因素对固化变形的影响比较复杂, 尤其是模具对固化变形的影响是近年来的研究热点。

1 模具对复合材料固化变形的影响

1.1 热膨胀系数的影响

一般情况下, 模具热膨胀系数与复合材料的越接近, 在界面附近对产生的残余应力越小, 复合材料固化变形量也就越小。模具通常选用 Invar 钢、普通钢和铝等材料, 其中 Invar 钢的热膨胀系数最小与复合材料最接近, 因此制件的回弹就小, 而铝模的热膨胀系数最大, 制件的回弹也会较大^[20,26,28,33-34]。

Albert 等^[26] 比较了铝模、钢模和复合材料模具对回弹的影响, 可以发现模具热膨胀系数与复合材料越接近, 回弹越小, 与理论预测值一致 (图 9^[28])。同时也可以发现, 模具的夹角越大回弹值越小, 与内在因素对固化变形影响的结论一致。虽然实际情况中, 有时使用钢模和 Invar 钢模的回弹差别很小, 但是这个变化趋

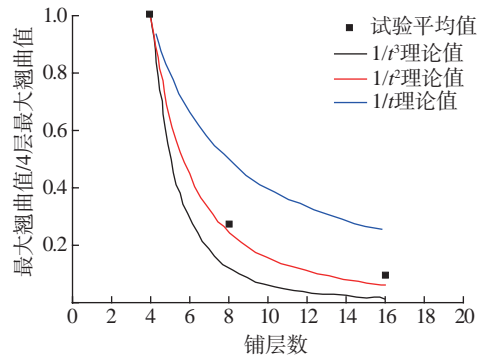


图6 翘曲与铺层数的函数关系

Fig.6 Relationship between warpage value and thickness

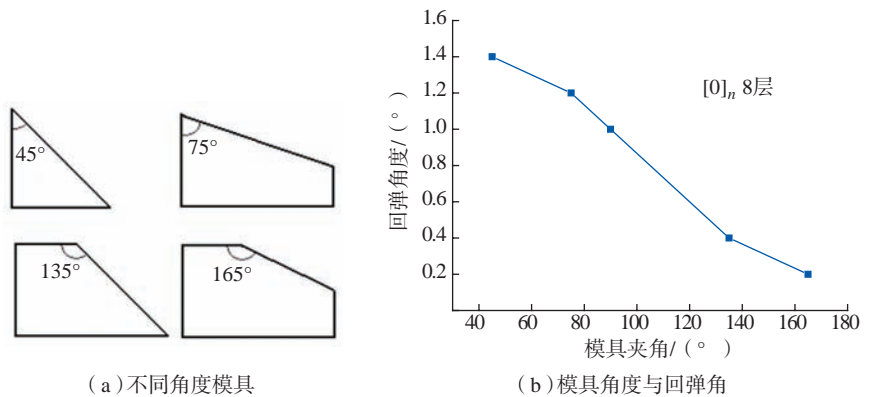


图7 模具及其角度与回弹角

Fig.7 Schematic model configuration of tool and spring-in angle

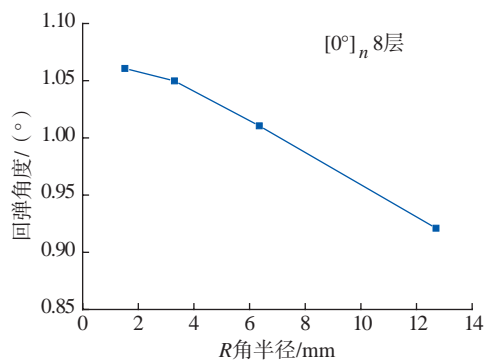


图8 R 角半径对回弹的影响

Fig.8 Effect of radii of tool on spring-in angle

势一般是确定的。

1.2 界面的影响

复合材料结构固化完成后, 为了便于脱模, 一般会在模具与复合材料的界面处涂刷脱膜剂或铺 FEP 膜, 以减小复合材料与模具的界面作用力。研究表明, 改变涂刷脱膜剂的次数和铺贴 FEP 膜可能会影响结构的固化变形^[16,26]。

图 10^[26] 表明在其他工艺条件相

同的情况下, 脱模剂加 FEP 膜的界面处理方法可有效减小结构的回弹, 比单纯使用脱膜剂的效果要好^[26]。但是也有研究表明增加脱模剂与脱模布对减小回弹影响不明显, 甚至出现相反的结论^[16], 这可能是由于其他一些工艺条件改变造成的。

1.3 “几何锁闭”的影响

结构的形状特征应该归结为影响固化变形的内在因素, 但是研究发现,

C型结构由于可能与模具相互作用出现“几何锁闭”现象,导致不能及时释放残余应力,会比相应的L型结构的回弹更大^[16],这属于与模具做用的结果,因此将该因素归为外在因素。但是有些研究发现,这样的几何锁闭现象不明显,C型和L型结构的回弹差别不大^[26],如图11^[26]所示。学者认为“几何锁闭”现象的发生与模具和复合材料的界面处理有密切关系,因此很难准确描述这种现象^[26]。

1.4 结构长度的影响

结构长度是属于几何外形参数,较长的长度会增加复合材料与模具的接触面积,从而增加了界面力,在引起结构内部更大的残余应力,导致了更大的翘曲变形^[20,26]。对于C型和L形结构,缘条和腹板的长度越长,形成的残余应力越大,结构的固化变形也越大,如图12所示。Twigg等^[20]对复合材料平板的长度与翘曲进行了更细致的研究,研究表明翘曲可能与结构长度的3次方成正比。

2 保温平台对回弹的影响

目前,常用的固化制度分为1个保温平台和2个保温平台。对于1个保温平台的工艺设计,树脂的凝胶过程和固化过程均是在这个平台上发生。而对于2个保温平台的工艺,在第1个保温平台树脂凝胶,第2个平台进行固化。因此,选择不同的固化制度和材料体系特性有很大关系,一般情况下,灵活的固化制度选择可以更好地减小复合材料的固化变形^[14]。

经研究表明,1个保温平台的工艺产生的回弹值要<2个保温平台^[16,26,35],如图13所示。但是White等^[36]的研究结果却是相反的,这可能和材料体系不同有关,还需要进一步研究。

3 固化压力对变形的影响

Twigg^[20]认为不同固化压力会改变复合材料与模具界面的接触压力,较大的固化压力会引起较大的界



图9 热膨胀系数对回弹的影响

Fig.9 Effect of coefficient of thermal expansion on spring-in angle

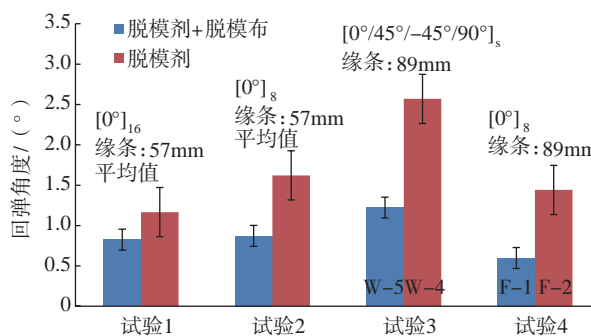


图10 界面处理对回弹的影响

Fig.10 Effect of tool surface on spring-in angle

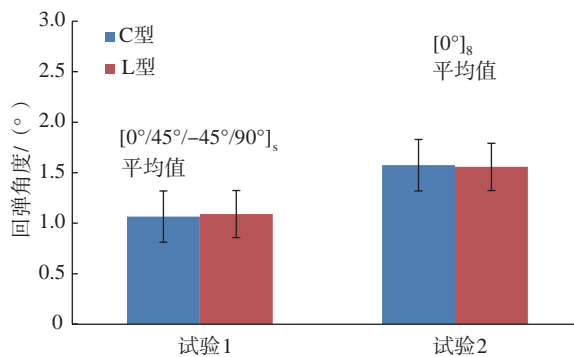


图11 结构形式对回弹的影响

Fig.11 Effect of geometrical configuration of part on spring-in angle

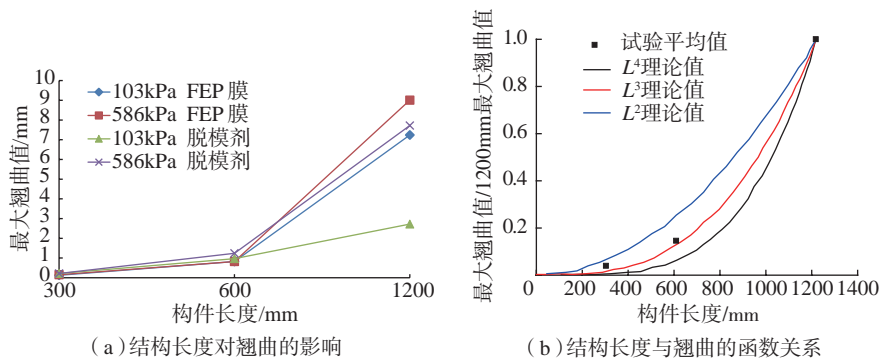


图12 结构长度与翘曲

Fig.12 Relationship of part length and warpage

面摩擦力,从而增加复合材料内部的残余应力,导致变形增大。

由图 14^[20]可见,除了一组构件试验外,其他构件的翘曲均随固化压力的增加而增加,且近似成线性关系。较小的固化压力引起的结构变形较小,但是可能会导致材料的密度下降等质量问题。也有研究表明^[37],较大的固化压力会增加复合材料与介质件的换热,有利于提高复合材料温度的均匀性,从而减小残余变形,提高零件质量。因此,固化压力对变形的影响程度大小也很难确定。

试验验证

为进一步验证文献研究归纳的结果,本文制造试件进行测量验证。试验所用材料为 T800 碳纤维环氧树脂预浸料,固化工艺采用热压罐固化和文献一致,模具为阳模,分别采用普通钢和铝,模具板厚 10mm,依据不同的夹角和 R 半径要求开模。

首先制造试样,研究不同铺层厚度、不同缘条和腹板夹角情况下, L 型构件的回弹变化,如图 15~16 所示。

由图 15 可以发现,铺层厚度 8 层、16 层和 32 层的情况下,随铺层厚度增加回弹值减小非常明显,同文献 [20]、[26]、[29] 的结论一致。由图 16 可已发现,随着缘条和腹板夹角从 80°、90°、95°、100° 到 110° 逐渐增大的情况下,回弹值越小,和文献 [31]、[32] 的结论一致。不同文献得到结论不一致,这里补充相关试验,测试不同 R 角半径对回弹的影响结果,如图 17 所示。由图 17 可以发现,相同铺层形式零件,当 R 角半径从 5mm、10mm、15mm、18mm、25mm 到 30mm 逐渐增加的情况下,对回弹值逐渐增加,与文献 [17] 结论一致,但是同文献 [29]、[31]、[32] 结论不一致。这一矛盾结论可能与材料体系不同有关,因而在实际问题分析时,先进行试验确认上述规律,再进行应用。

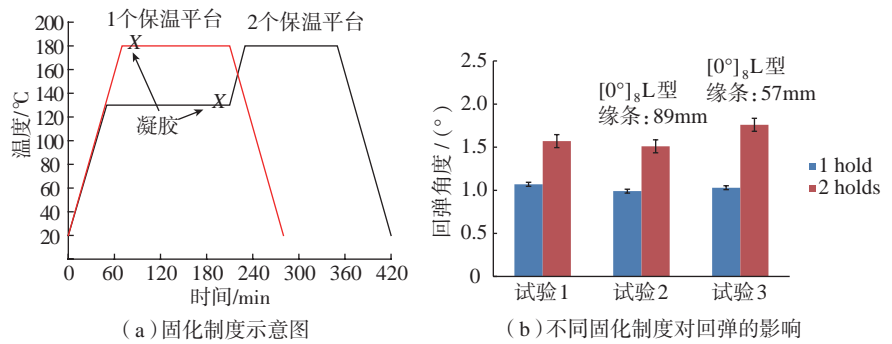


图13 固化制度示意图及对回弹的影响
Fig.13 Schematic of cure cycle and effect of cure cycle on spring-in

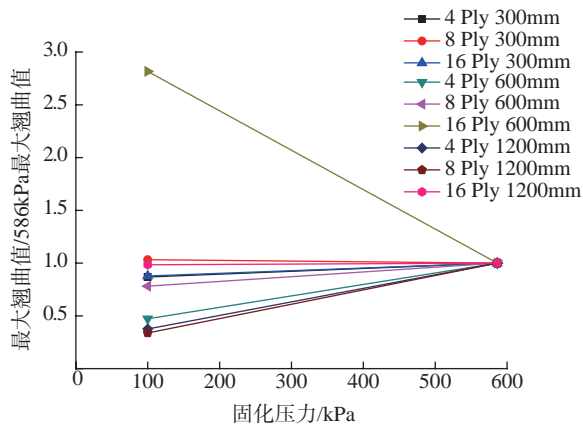


图14 固化压力对翘曲的影响
Fig.14 Effect of cure pressure on warpage

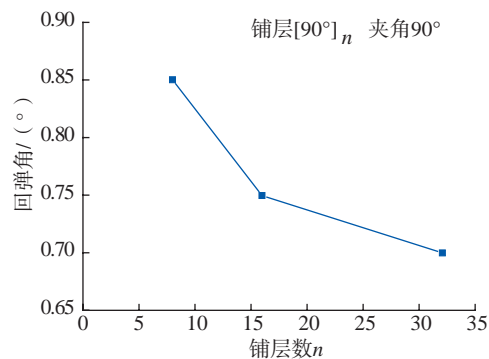


图15 不同铺层厚度对回弹的影响
Fig.15 Effect of different thickness of part on spring-in angle

对于前文提到的“几何锁闭”对回弹的影响,由于文献 [16] 和 [26] 结论也不一致,因而制作试样进行验证。分别制作 R 区半径为 15mm 和 18mm 的 C 型构件和 L 型构件,通过钢模和铝模成型后测量其回弹变形,其中 C 型构件腹板长度为 800mm, L 型构件腹板 / 缘条长度为 150mm,如图 18 所示。

由图 19 可以发现“几何锁闭”的

确实会对零件回弹带来影响,相对应的 C 型和 L 型构件相比, C 型构件的回弹更大,与文献 [16] 的结果一致。同样由图 19 可以发现,模具热膨胀系数越大引起的回弹越大,因而铝模的零件回弹大于钢模,说明了文献 [20]、[26]、[28]、[34] 得到的结论是正确的。

结论

通过上述文献分析和开展试验

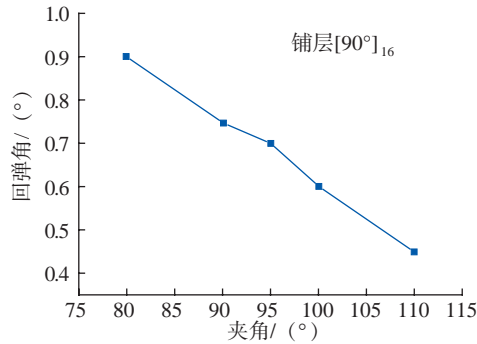


图16 不同夹角对回弹的影响

Fig.16 Effect of different angle of part on spring-in angle

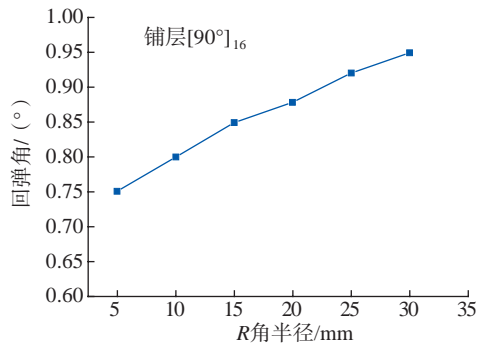


图17 不同R区半径对回弹的影响

Fig.17 Effect of radii of part on spring-in angle

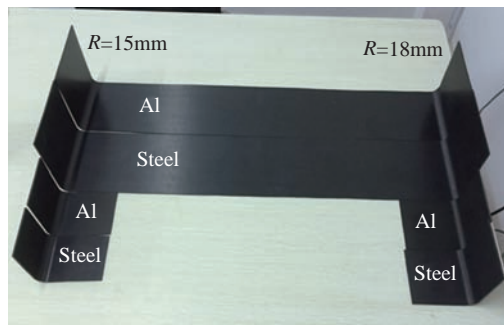


图18 腹板长度不同的C型和L型构件

Fig.18 C and L part with different web length

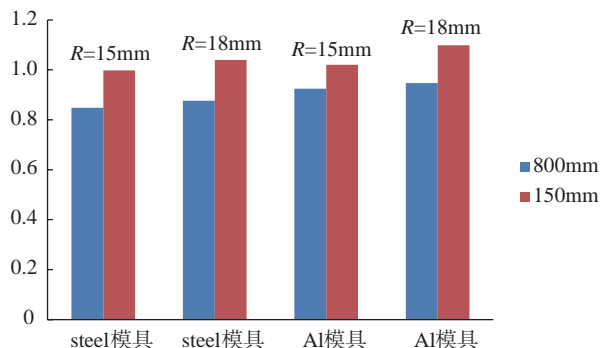


图19 几何锁闭对回弹的影响

Fig.19 Effect of geometry lock on spring-in angle

验证,可以得到以下确切结论:(1) 构件厚度越大,固化变形越小;(2) 构件缘条和腹板夹角的夹角越大(模具夹角越大),构件的回弹越小;(3) 模具的热膨胀系数越大引起与复合材料的热膨胀系数越接近,固化变形越小;(4) 构件的长度越大,回弹变形越大,因而不需要进行试验验证;(5) “几何锁闭”通过试验验证发现该因素会导致回弹变大;(6) 缘条和腹板夹角的R角半径对回弹影响,文献研究结论不一致,但是通过试验验证发现该R角半径越大,回弹越大。

另外,以下影响因素对回弹的影响机理也并不明确,需要后续进一步进行深入研究:(1) 固化工艺中1个保温平台和2个保温平台对变形的影响机理尚不明确,不同研究人员的研究结果不尽相同,可能与材料体系有关;(2) 增加FEP膜或者脱模剂涂刷次数可以减小复合材料与模具的界面作用力,减小回弹,该现象不明显,容易被其他因素影响,较难验证;(3) 固化压力对变形的影响机理较为复杂,对变形的影响也很难确定。

参考文献

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.

DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 1-12.

[2] 孙玺, 叶宏军, 翟全胜, 等. 复合材料构件热压罐成型制造技术专利分析[J]. 纤维复合材料, 2011(2): 3-16.

SUN Xi, YE Hongjun, ZHAI Quansheng, et al. Patent analysis for autoclave molding composite component manufacturing technology[J]. Fiber Composites, 2011(2): 3-16.

[3] 贾丽杰. 树脂基复合材料结构固化变形的研究进展[J]. 航空制造技术, 2011, 54(15): 102-105.

JIA Lijie. Advance in curing deformation of resin matrix composites structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(15): 102-105.

- [4] BIRT E A, SMITH R A. A review of NDE methods for porosity measurement in fibre-reinforced polymer composites[J]. *Insight-Non-Destructive Testing and Condition Monitoring*, 2004, 46(11): 681-685.
- [5] RENNICK T, RADFORD DW. Components of manufacturing distortion in carbon fiber/epoxy angle brackets[C]// *Proceedings of the 28th International SAMPE Technical Conference*. Seattle, 1996: 189-197.
- [6] RADFORD DW, DIEFENDORF R J. Shape instabilities in composites resulting from laminate anisotropy[J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 1993(12): 58-75.
- [7] NELSON R H, CAIRNS D S. Prediction of dimensional changes in composite laminates during cure[C]// *Proceedings of Tomorrow's Materials: Today Society for the Advancement of Material and Process Engineering*. Nevada, 1989: 2397-2410.
- [8] 杨青, 刘卫平, 余木火, 等. 复合材料 C 型梁回弹变形影响因素权重分析[J]. *航空制造技术*, 2017, 60(7): 72-81.
- YANG Qing, LIU Weiping, YU Muhuo, et al. Weighting analysis of factors of spring-back for C-shaped composite spars[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(7): 72-81.
- [9] 徐娟, 李建川, 彭建, 等. 固化工艺参数对复合材料帽形加筋壁板固化变形的影响研究[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2013(4): 6-11.
- XU Juan, LI Jianchuan, PENG Jian, et al. Study on the effect of curing parameters on the curing deformation of cap-shaped stiffened composites panels[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2013(4): 6-11.
- [10] 徐鹏, 晏冬秀, 刘卫平, 等. 大厚度复合材料层合板固化制度数值模拟[J]. *航空制造技术*, 2017, 60(1/2): 99-102.
- XU Peng, YAN Dongxiu, LIU Weiping, et al. Numerical simulation study of the curing process of large thickness composites laminate[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(1/2): 99-102.
- [11] 张江涛, 尚云东, 张梅, 等. 复合材料固化相关黏弹性性能演化及残余应力分析[J]. *复合材料学报*, 2017, 34(5): 978-986.
- ZHANG Jiangtao, SHANG Yundong, ZHANG Mei, et al. Analysis on the process dependent viscoelastic properties and residual stress of composites during cure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2017, 34(5): 978-986.
- [12] PAGLIUSO S. WARPAGE. A nightmare for composite parts producers[C]// *Proceedings of ICCM IV*. Tokyo, 1982: 1617-1623.
- [13] NAIRN J A, ZOLLER P. Matrix solidification and resulting residual thermal stress in composites[J]. *Journal of Materials Science*, 1985(20): 355-367.
- [14] WHITE S R, HAHN H T. Process modeling of composite materials: residual stress development during cure[J]. *Journal of Composite Materials*, 1992, 26(16): 2423-2453.
- [15] JOHNSTON A, VAZIRI R, POURSAARTIP A. A plane strain model for process induced deformation of laminated composite structures[J]. *Journal of Composite Materials*, 2001, 35(16): 1435-1469.
- [16] FERNLUND G, RAHMAN N, COURDJI R, et al. Experimental and numerical study of the effect of cure cycle, tool surface, aspect ratio, and the lay-up on the dimensional fidelity of autoclave-processed composite parts[J]. *Composites Part A*, 2002(33): 341-351.
- [17] RIDGARD C. Accuracy and distortion of composite parts and tools causes and solutions[R]. SAE Tech Paper, 1993.
- [18] FLANAGAN R. The dimensional stability of composite laminates and structures[D]. UK: Queen's University of Belfast, 1997.
- [19] MELO J D, RADFORD D W. Modeling manufacturing distortions in flat symmetric[C]// *Composite laminates*, 31st International Technical Conference. Chicago, 1999: 592-603.
- [20] TWIGG G, POURSAARTIP A, FERNLUND G. Tool part interaction in composites processing: Part I: Experimental investigation and analytical model[J]. *Composites Part A*, 2004(35): 121-133.
- [21] RAHIM A, ARAFATH A, VAZIRI R, et al. Closed-form solution for process-induced stresses and deformation of a composite part cured on a solid tool: Part I: flat geometries[J]. *Composites: Part A*, 2008(39): 1106-1117.
- [22] 杨青, 刘卫平, 晏冬秀, 等. 复合材料固化变形预测的理论模型[J]. *材料导报 A*, 2015, 29(11): 65-69.
- YANG Qing, LIU Weiping, YAN Dongxiu, et al. Theoretical models for predicting curing distortion in composites[J]. *Materials Review*, 2015, 29(11): 65-69.
- [23] 丁安心, 王继辉, 倪爱清, 等. 热固性树脂基复合材料固化变形解析预测研究进展[J]. *复合材料学报*, 2018, 35(6): 1362-1376.
- DING Anxin, WANG Jihui, NI Aiqing, et al. A review of analytical prediction of cure-induced distortion in thermoset composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2018, 35(6): 1362-1376.
- [24] RAHIM A, ARAFATH A, VAZIRI R, et al. Closed-form solution for process-induced stresses and deformation of a composite part cured on a solid tool: Part II: Curved geometries[J]. *Composites: Part A*, 2009, 40: 1545-1557.
- [25] BOGETTI T A, GILLESPIE J W. Process-induced stress and deformation in thick-section thermoset composite laminates[J]. *Journal of Composite Materials*, 1992, 26(5): 626-659.
- [26] ALBERT C, FERNLUND G. Spring-in and warpage of angled composite laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 2002, 62: 1895-1912.
- [27] PATTERSON J M, SPRINGER G S, KOLLAR L P. Experimental observations of the spring-in phenomenon[C]// *Proceedings of the 8th international conference on composite materials (ICCM8)*. Honolulu: 1991: 10D1-10D8.
- [28] JAIN L K, LUTTON B G, MAI Y W, et al. Stress and deformations induced during manufacturing. Part II: a study of the spring-in phenomenon[J]. *Journal of Composite Materials*, 1997(31): 696-719.
- [29] RADFORD D W, RENNICK T. Separating sources of manufacturing distortion in laminated composites[J]. *Journal of Reinforced Plastic Composites*, 2000, 19(8): 621-641.
- [30] WIERSMA H W, PEETERS J B, AKKERMAN R. Prediction of springforward in continuous-fibre/polymer l shaped parts[J]. *Composites Part A*, 1998: 29A(11): 1333-1342.
- [31] HUANG C K, YANG S Y. Study on accuracy of angled advanced composite tools[J]. *Materials and Manufacturing Processes*, 1997, 12(3): 473-486.
- [32] HUANG C K, YANG S Y. Warping in advanced composite tools with varying angles and radii[J]. *Composites Part A*, 1997(28A): 891-893.
- [33] KIM C G, KIM T W, KIM I G, et al. Spring-in deformation of composite laminated bends[C]// *Proceedings of the 7th international*

复合材料制件Invar钢光顺 模具型板冲压成形回弹性能研究*

李玉杨¹,赵安安¹,张礼康¹,杨超¹,黄朝炎²,胡勇²

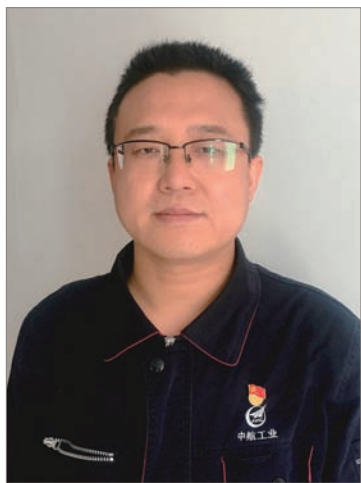
(1. 中航飞机股份有限公司, 西安 710089;

2. 武汉理工大学交通学院, 武汉 430063)

[摘要] 针对双曲面板材回弹难以预测,对成形效率和质量存在不利影响的问题,对基于活络方形压头非对压技术的Invar钢模具型板冲压成形的回弹问题进行了系列试验研究。试验主要针对不同形状的帆形板和鞍形板进行,结果表明,由于该设备成形力学状态的复杂性,回弹具有一定的不确定性,但也存在明显规律。针对试验板有以下规律:至边缘位置距离的大小对回弹有重要影响,中间位置的板材回弹明显比板边缘处小;板的曲率越大,回弹越小;鞍形板比帆形板回弹小。研究结果可用于指导使用可变模具成形较均匀光顺的型板零件。

关键词: 复合材料; Invar钢模具型板; 回弹; 活络模具; 成形试验

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.095



李玉杨

高级工程师,主要从事复合材料工装的研制、生产、组织管理工作。主持研制了型板多点压力成形辅助工艺装备,并得到应用。负责Invar钢气密焊、真空管路制造等项目工作。获专利2项、发表论文1篇。

Invar钢由于其低膨胀性能,越来越多地被应用于复合制件模具的制作中^[1-2]。其中,模具型面是由Invar钢中厚板通过压力机等弯曲设备预成形后焊接,再用数控机床加工而成^[3]。传统的压力机成形方法具有型面切割较小、精度低、效率低等问题,而切割较小又会导致焊缝长度大,出现缺陷的概率也增大;精度低会导致需要用较厚的板来预成型,数控加工工作量大,且型面厚度不均匀,影响总体质量。在此背景下,更高效和质量的Invar钢板材成形方法十分必要。

方形压头可调活络模具非对压技术^[4-6]是一种新型的双曲面板材成形加工技术。实际生产表明,该技术能够显著提高双曲面板材的成形加工效率。该技术在抑制压痕、起皱方面具有良好的作用,压制的双曲面板材表面光顺,消除了光滑曲面离散化成平面后导致加工工件不光顺的问题。

但是,板材成形过程中存在的回弹现象,严重影响了板材的成形质量、加工效率和成本^[7-10]。该装置原有的解决回弹的方法是多次冲压,反复测量、补偿,直至满足精度要求,实践证明,该方法是可行的,但补偿效率较低。由于回弹问题本身的复杂性,至今没有适用性较广、准确性较高的回弹理论出现。本项目旨在通过试验研究,针对武汉理工大学研发的数控弯板机的特定板材成形环境和Invar钢材料,分析其回弹规律,以期能够提高回弹补偿效率。

加工方法及加工对象介绍

1 活络方形压头非对压技术

活络方形压头非对压技术是一种新型的双曲面板材成形加工方法,依托该技术研制的三维数控弯板机已在船舶建造领域应用,并取得了良好的效果。大幅提高加工效率,并有效地保证了加工质量,克服了之前的

* 基金项目: 国家自然科学基金(51379167)。

可重构模具和多点成形技术易产生压痕和皱折的问题,特别适合于双曲度中厚、厚板的成形加工。下面将对该装置及其原理作简要介绍。

三维数控弯板机的工作原理如图1所示。通过电机推动螺杆实现单个下压头的上下运动,下模调型完成后,放置板材并定位,液压装置推动上模下压,上下压头都可根据目标曲面形状旋转,所构成的包络面能够很好地拟合板材曲面形状。

单元体为控制板材形状的基本单位,由方形压头、支柱和螺杆构成,电机驱动螺杆控制压头高度,以拟合曲面形状。方形压头表面为四边形平面,在边缘和四角有一定的倒角和切削,倒角和切削能改善压头与板材表面的接触状况,更有效地限制压痕。压头下部分为半球形,以便于压头表面随着板材形状作一定的旋转,更好地贴合曲面;底端与弹簧相连,固定在支柱上,当一次冲压完成后,弹簧可保证压头恢复到水平状态。

上模施压时,板材与压头局部区域面接触。非对压方式,使得每个上压头由4个下压头支撑;每个下压头由4个上压头支撑,这样能够更好地限制板材的面外变形,防止变形区域过于集中形成折痕,包络面更为光滑。在冲压时,为防止皱折的产生,下模形状一般凹面朝上,上模下压时,板材边缘区域先被压住(类似板料冲压时的压延边),板材在冲压过程中,面内具有较大拉应力,可有效防止板材局部失稳起皱和减少回弹。

生产实践表明,数控弯板机(图2)板材成形效果良好,不会出现压痕和局部不光顺等成形缺陷。

对于长板的冲压,采用分段逐段冲压成形工艺,在两段之间设置重叠区与过渡区,以保证纵向线型的连续性。在板材一段加工完成后,上模抬起,调节下模形状,继续压制下一段。两段之间的过渡区域可减弱加工区域对已成形区域的影响,过渡区的大

小根据实际形状和经验确定。这样,可以逐段加工,逐步测量,加工长度远大于模具的板材。

2 Invar钢型板

本文研究对象材料为Invar36,标称厚度20mm,实际厚度19.05mm。其主要机械性能见表1^[11]。

由表1可知,Invar钢具有良好的塑性,强度不高,适合于冷弯成形加工。与Q235相比,弹性模量小,屈服强度相近,从材料的角度看,便于使用活络模具加工。

Invar钢模具型板在形状上通常具有曲率较大,且分布不均匀,板材

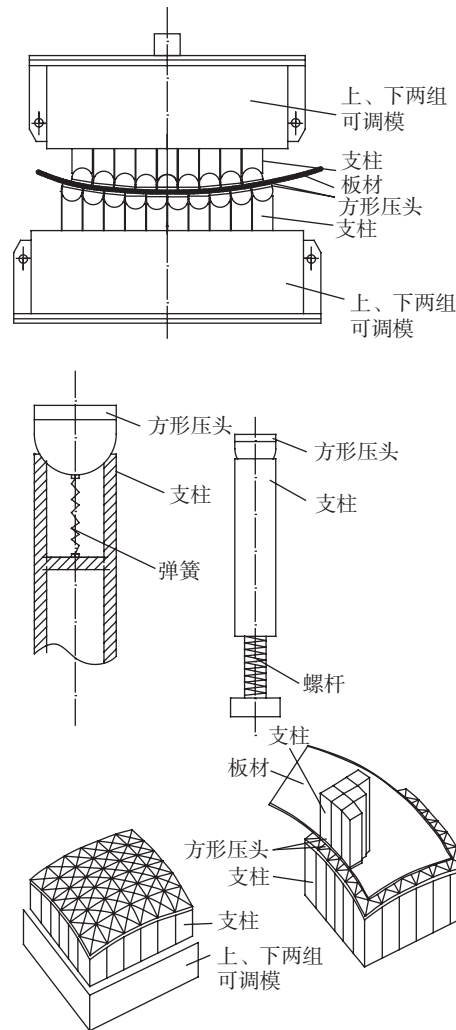


图1 方形压头可调活络模具板材曲面成形装置

Fig.1 Square pressure head adjustable flexible die sheet surface forming device



图2 500t船舶三维数控弯板机

图2 500t 3D CNC ship plate bending machine

大小相差较大等特点。此外,模具框架较船体框架密集,故装配时对精度的要求较高。从加工要求看,加工难度较船体外板高。

试验研究方案

由理论分析可知,回弹主要与工件形状、材料性质、板材厚度等因素有关。实际板材弯曲影响因素更为复杂,与成形速度、载荷,摩擦情况、下压力的加载形式、分析点在板材的位置等都密切相关。由于试验条件和分析手段所限,本文主要分析曲面形状和距边缘距离对回弹量的影响,即弯曲程度和位置对回弹的影响。

1 回弹描述

本文采用回弹后的曲率 K_1 与回弹前的曲率 K_0 之比,即 K_1/K_0 来描述回弹量,称之为成形比,成形比越大,则成形效果越好,回弹越小。

双曲面板材某点处的曲率有无数个,根据回弹的机理,本文将选择两个主曲率作为研究对象。

2 测量装置及测量方案

为保证数据精度,本项目将采用两种测量方案,并对两种方案的测量结果进行对比综合,用较好的数据来进行回弹分析。

(1) 基于激光位移传感器的随动点扫描测量。

试件冲压加工前,在试件测量面上划上纵横间距均为 100mm 的网格线,冲压完成后,对网格上的节点进行测量,通过节点及其周围数据计算回弹量。采用随动测量的原因在于保持传感器与板材表面处于最佳的测量距离,确保测量精度(图 3)。

(2) 基于计算机视觉的手持式激光扫描仪测量。

板材冲压完成后,在其测量面粘贴一系列标定点,通过手持式激光扫描仪对板材局部进行扫描(图 4)。一个扫描视图只能涵盖较小的区域,通过标定点间的相对位置特征,可将不同视图拼接为完整的曲面。

3 板材形状设计

形状对板材回弹的影响是本文考虑的重点,同时为了分析数据的方便及分析回弹点离板材中心位置的不同带来的回弹差别,本文设计的形状均为等曲率的形状。

试验板材共 14 块,其中帆形板 7 块,鞍形板 7 块,部分板材形状方程为:

$$1\# \text{ 为 } z = -\sqrt{1800^2 - x^2 - y^2} + 1800;$$

$$4\# \text{ 为 } z = -\sqrt{1800^2 - x^2 - y^2} + 1800;$$

$$8\# \text{ 为 } z = \sqrt{(3600 - \sqrt{1800^2 - y^2})^2 - x^2};$$

$$14\# \text{ 为 } z = \sqrt{(3000 - \sqrt{1800^2 - y^2})^2 - x^2}。$$

帆形板(1#)、鞍形板(8#)形状分别如图 5、6 所示。

4 冲压及成形效果

对 14 块试件进行了冲压试验,试验用三维数控弯板机完成(图 7)。冲压成形效果良好,没有压痕和皱折产生(图 8),根据观察,回弹明显较 Q235 钢大。

回弹值确定

板材压制过程中,下压头要发生滑移,由于下压头转角的存在,实际

表1 INVAR钢(国产4J36)主要机械性能

Table 1 INVAR steel (domestic 4 J36) main mechanical performance

力学性能	数值
抗拉强度 s_p /MPa	440
屈服强度 s_y /MPa	241
伸长率 d /%	40
密度 ρ ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	8.1
硬度 HB	124
弹性模量 E /GPa	123



图3 基于激光位移传感器的点扫描随动测量装置

Fig.3 Point scan follow-up measurement device based on laser displacement sensor



图4 手持式激光扫描仪

Fig.4 Handheld laser scanner

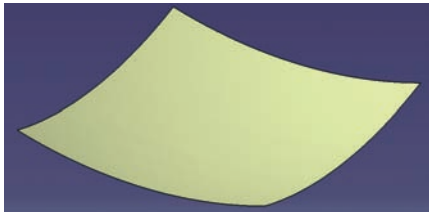


图5 试验冲压件(1#)的目标形状(帆形)
Fig.5 Target shape (sail shape) of experimental stamping part (1#)

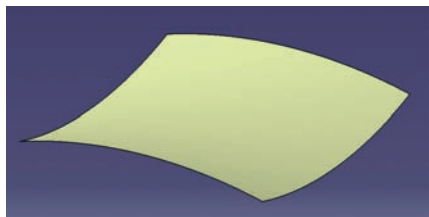


图6 试验冲压件(8#)的目标形状(鞍形)
Fig.6 Target shape (saddle shape) of experimental stamping parts (8#)



图7 三维数控弯板机冲压
Fig.7 Stamping by 3D CNC plate bending machine



图8 冲压成形效果
Fig.8 Forming effect

下压头群包络面并不是设计要求的曲面,且转角越大误差越大。为消除影响,在板材压制后,对压头再进行一次测量,参考该数据和设计压头数据,拟合出下压头包络面的形状,再对板材包络面进行插值和坐标转化,即可得到板材下表面的型值数据:

$$r_{中} = r_{下} - \frac{\delta}{2} \quad (1)$$

式中, $r_{下}$ 为板材下表面某点的曲率半径, $r_{中}$ 为板材几何中心层某点的曲率半径, δ 为板材厚度,设曲率中心在板材以上为正。由于冲压板料的曲率不会过大,因此,假设板材弯曲过程中中性层不发生内移。

同理,对于板材回弹后测量的数据点进行曲面拟合,也可求出回弹后板材的上表面曲率半径 $r'_{上}$,则

$$r'_{中} = r'_{上} + \frac{\delta}{2} \quad (2)$$

式中, $r'_{中}$ 为回弹后,板材几何和中心层的曲率半径。

图9显示了两组数据的拟合结果。根据图9的拟合曲线可以求出各点的曲率半径,并计算出各点的成形比(图10)。可以看出,板材在中间处成形比较大,原因是中间部分弯矩更大,且轴向拉伸比较严重,导致材料变

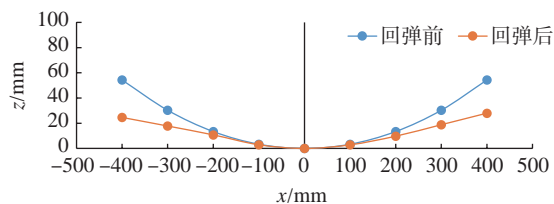


图9 R=1500mm帆形板 y=200mm截线回弹前后的形状
Fig.9 R=1500mm sail sheet y=200mm cut-line shape before and after springback

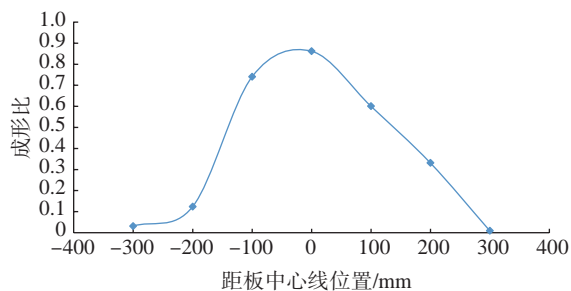


图10 R=1500mm帆形板 y=200mm截线成形比
Fig10 R=1500mm sail sheet y=200mm cross section forming ratio

形中塑性变形成分比较大,回弹较小。

性,可能在局部存在不对称的情况,这对板材宏观形状的影响是有限的。

结果分析

1 回弹的不确定性

所有形状的板材都是沿 X 向中心线和 Y 向中心线对称的,但是观察回弹量并不完全相等,甚至差别还比较大。这与回弹是局部性质有关,加工过程中,宏观上,板材形状基本对称,由于压头与板材表面接触的复杂

以 2# 板 -400 截线为例, (-400, -100) 处的横向曲率半径为 2560mm, (-400, 100) 处横向曲率半径为 1941mm,在跨距为 200mm 的范围内,两处的拱高差别仅为 0.63mm,这也导致另外一个问题,即测量精度对局部曲率及回弹量的计算有重要影响。正是基于此,我们将

不对单个点的回弹进行详细分析,而是对某一形状或某一截线上多个点的平均曲率进行分析。

总之,回弹值的不确定性由两点决定的,一是加工过程中,局部受力不均匀导致;二是测量误差导致的计算误差。这种局部的不均匀性是不可避免的,但对整体影响不大。

2 距板材边缘距离对同向回弹的影响

对 14 块板的测量结果进行分析可知,距板材边缘越近回弹越大,板材中心处回弹较小。表 2 给出了 1# 板 ($R=1800\text{mm}$ 的帆形板) 与 8# 板 ($R=1800\text{mm}$ 的鞍形板) 的纵横向同向平均成形比数据。

计算 14 块板的纵横向成形比,并取平均值,可得到如图 11 所示平均成形比与距板同向边缘的关系。

由表 2 及图 11 可知,最大成形比(即最小回弹处)均为板材靠中间的位置,主要原因在于中间部位弯矩更大,且有径向拉应力,拉应力的存在也会导致回弹量减少。

其次,还可以看到对于单块板而言,板材成形并不对称,但增加样本量后,可以看到,左右相同距离处的板材回弹非常接近,说明通过大样本来确定回弹系数是可能的。

3 距板材边缘距离对垂向回弹的影响

表 3 给出了 1# 板 ($R=1800\text{mm}$ 的帆形板) 与 8# 板 ($R=1800\text{mm}$ 的鞍形板) 的纵横向垂向平均成形比。

计算 14 块板的纵横向成形比,并取平均值,可得到如图 12 所示平均成形比与距板垂向边缘的关系。

由表 3 及图 12 可知,回弹沿垂向的差别不大,但明显地中间偏大,两侧偏小,并且帆型较鞍型明显,主要原因可能是两侧部分约束小,所以冲压效果更好。

4 曲率对回弹的影响

表 4 给出了 8~10# 帆形板的成形比与曲率的关系。

计算 14 块板曲率与成形比的值,可得到如图 13 所示平均成形比与曲率的关系。

由表 4 和图 13 可知,在大体趋势上,曲率越大回弹越小,这与理论分析是相符的,但是由于冲压时的偶然性因素存在,曲率对回弹的影响存在一定的波动。这与上模是否完全压下有关,也即与设备的状态有关。可以明显看到,对同一块板而言,曲率大的方向回弹比曲率小的方向小。

5 板材形状对回弹的影响

分析所有板材回弹可知,帆型板的平均回弹比为 0.447,鞍型板为 0.623,鞍形板的回弹明显小于帆型板。

结论

由于型板冲压成形的力学状态比较复杂,回弹存在一定的不确定性,准确预测三维数控弯板机的回弹量是非常困难的。但仍有一定规律可循,根据回弹规律对回弹进行补偿,可以取得较好的结果。研究发现:

(1) 对于某一截线而言,中间部分回弹较两端小。因此,在进行回弹补偿时,在横向曲率方向,中间部分补偿量大,板材上下口补偿量小。

(2) 板材边缘的截线较中心的截线回弹稍小,但差别不是很大。

(3) 曲率越大,回弹越小。

(4) 鞍形板(主曲率符号相反)

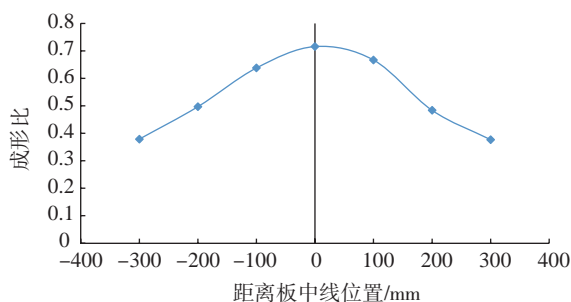


图11 成形比与距同向边缘距离的关系

Fig.11 Relation between the forming ratio and the distance from the codirectional edge

表2 各点纵横向平均成形比(同向对比)

Table 2 Horizontal average each point forming ratio (synthetic)

方向	距中轴线距离						
	-300/mm	-200/mm	-100/mm	0/mm	100/mm	200/mm	300/mm
1# 横向	0.216	0.380	0.447	0.716	0.495	0.356	0.171
1# 纵向	0.123	0.358	0.429	0.479	0.576	0.334	0.264
8# 横向	0.223	0.632	0.616	0.889	0.618	0.669	0.402
8# 纵向	0.217	0.220	0.669	0.767	0.662	0.393	0.224

表3 各点纵横向平均成形比(垂向对比)

Table 3 Horizontal average each point forming ratio (vertical)

方向	距中轴线距离								
	-400/mm	-300/mm	-200/mm	-100/mm	0/mm	100/mm	200/mm	300/mm	400/mm
1# 横向	0.483	0.356	0.407	0.331	0.279	0.307	0.461	0.526	0.427
1# 纵向	0.408	0.357	0.340	0.359	0.364	0.317	0.361	0.452	0.419
8# 横向	0.472	0.580	0.608	0.679	0.623	0.588	0.576	0.563	0.517
8# 纵向	0.471	0.444	0.443	0.418	0.415	0.393	0.472	0.488	0.507
平均	0.590	0.555	0.538	0.511	0.506	0.494	0.528	0.552	0.570

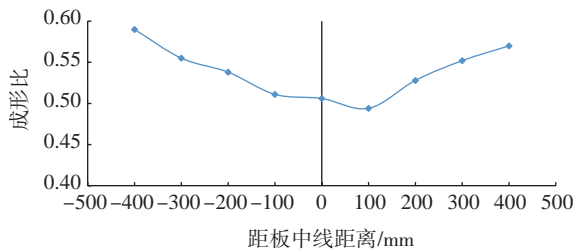


图12 成形比与距垂向边缘距离的关系

Fig.12 Relation between forming ratio and distance from vertical edge

表4 曲率对回弹的影响

Table 4 Influence of curvature on springback

名称	目标曲率	回弹比
10# 横向	1200	0.780
9# 纵向	1500	0.636
10# 纵向	1200	0.610
8# 横向	1800	0.579
9# 横向	1500	0.479
8# 纵向	1800	0.450

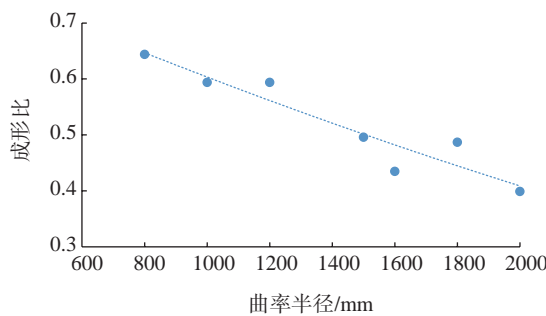


图13 曲率对回弹的影响

Fig.13 Effect of curvature on springback

形状回弹会显著小于帆形(主曲率符号相同),说明在成形过程中,两个方向的回弹存在耦合现象。

本文的研究结果可用于指导使用可变模具冲压成形较均匀且光顺的型板零件。

参考文献

[1] 李细锋,陈楠楠,李佼佼,等. 温度与应变速率对 Invar 36 合金变形行为的影响[J]. 金属学报, 2017, 53(8): 968-974

LI Xifeng, CHEN Nannan, LI Jiaojiao, et al. Effect of temperature and strain rate on deformation behavior of invar 36 alloy[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2017, 53(8): 968-974.

[2] 杨博,李宏,曹正华. 殷钢在复合材料成形模具中的应用[J]. 玻璃钢/复合材料, 2010(6): 68-69, 44.

YANG Bo, LI Hong, CAO Zhenghua.

Application of INVAR in mould for composites[J]. Fiber Reinforce Plastic/Composite, 2010(6): 68-69, 44.

[3] 王玉华,陈洁,占小红,等. 复合材料 Invar 模具制造技术分析[J]. 航空制造技术, 2014, 57(11): 93-95,99

WANG Yuhua, CHEN Jie, ZHAN Xiaohong, et al. Manufacturing technology research on Invar composites mould[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(11): 93-95, 99.

[4] 王呈方,胡勇,李继先,等. 三维曲面船体外板成形加工的新方法[J]. 武汉理工大学学报(交通科学与工程版), 2010(3): 431-434

WANG Chengfang, HU Yong, LI Jixian, et al. A novel forming method for 3D ship hull forming[J]. Journal of Wuhan University of Technology(Transportation Science & Engineering), 2010(3): 431-434

[5] 王呈方,焦和桐,胡勇,等. 方

形压头可调活络模具板材曲面成形装置: ZL200910014794.6[P]. 2009-03-12.

WANG Chengfang, JIAO Hetong, HU Yong, et al. Square pressure head adjustable flexible die sheet surface forming device: ZL200910014794.6[P]. 2009-03-12.

[6] 苏绍娟,胡勇,王呈方. 船体三维曲面外板成形工艺方法研究进展[J]. 中国造船, 2012, 53(2): 211-216.

SU Shaojuan, HU Yong, WANG Chengfang. Research progress of three-dimensional plate forming methods for ship hull[J]. Shipbuilding of China, 2012, 53(2): 211-216.

[7] 严仁军,李双印,王呈方. 船体中厚板冷压成形的回弹模拟[J]. 塑性工程学报, 2011, 18(4): 54-58.

YAN Renjun, LI Shuangyin, WANG Chengfang. Numerical simulation research on springback of ship plate in multi-point forming mechanism with square press heads[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2011, 18(4): 54-58.

[8] WAGONER R H, LIM H, LEE M G. Advanced issues in springback[J]. International Journal of Plasticity, 2013(45): 3-20.

[9] 刘红生,江开勇,崔俊佳,等. 一种预测板材成形回弹的新的自适应无网格法[J]. 计算机集成制造系统, 2018, 24(1): 72-79.

LIU HongSheng, JIANG Kaiyong, CUI Junjia, et al. New adaptive meshless method for spring-back prediction in sheet metal forming[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2018, 24(1): 72-79.

[10] 杨燕琴,赵耀. 板材成形回弹的数值仿真方法研究[J]. 船海工程, 2013(5): 43-46.

YANG Yanqin, ZHAO Yao. Numerical simulation method of spring-back in plate forming[J]. Ship & Ocean Engineering, 2013(5): 43-46.

[11] 刘凯,黄钢华,张博明. Invar 钢性能测试与分析[C]//第十四届中国科协年会. 石家庄, 2012.

LIU Kai, HUANG Ganghua, ZHANG Boming. Invar alloy performance testing and analysis[C]//The 14th China association for science and technology annual meeting. Shijiazhuang, 2012.

通讯作者: 胡勇, 博士, 教授, 国务院政府津贴获得者, 从事先进制造技术研究, 主持多项国家自然科学基金项目, 参与国家科技支撑计划、国家重大专项课题研究, 重点研发数控肋骨冷弯机、三维数控弯板机等造船重大基础装备, 获国家科技进步二等奖 1 项、发明专利 5 项, 发表学术论文 30 多篇, E-mail: y.hu@163.com.

Research on Springback of Invar Alloy Smooth Composite Mould Plate Stamping Process

LI Yuyang¹, ZHAO Anan¹, ZHANG Likang¹, YANG Chao¹, HUANG Chaoyan², HU Yong²

(1. AVIC Aircraft Co., LTD., Xi'an 710089, China;

2. School of Transportation, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China)

[ABSTRACT] To predict the springback of double curvature plates is difficult. Springback has negative effects on forming efficiency and quality. A series of experiments were carried out to study the springback problem of Invar alloy smooth mould plate forming process based on the flexible square pressure head technique. The experiment aimed at punching different sail and saddle shaped plates. Due to the complexity of the forming mechanical state of the equipment, springback has certain uncertainties, but there are clear rules: The distance from the edge of the plate has an important impact on the springback, the springback of plate at middle position is obviously smaller than the edge; The larger the curvature is, the springback is smaller, but not stable; The springback of saddle shape is smaller than that of the sail shape. The results are useful to guide the forming of smooth sheet products with uniform deformation by flexible die.

Keywords: Composite; Invar alloy mould plate; Springback; Adjustable mould; Forming experiment

(责编 大漠)

(上接第94页)

conference on composite materials (ICCM7). New York, 1989.

[34] JOGSNTON A, HUBERT P, FERNLUND G, et al. Process modeling of composite structures employing a virtual autoclave concept[J]. Science and Engineering of Composite Materials, 1996, 5(3-4): 235-252.

[35] FERNLUND G, POURSAARTIP A.

The effect of tooling material, cure cycle and tool surface finish on spring-in of autoclave processed curved composite parts[C]//12th international conference on composite materials(ICCM12). Vancouver, 1999.

[36] WHITE S R, HAHN H T. Cure cycle optimization for reduction of processing-induced residual stress in composite materials[J]. Journal of

Composite Materials, 1993, 27(14): 1352-1378.

[37] ANDREW A. An integrated model of the development of process-induced deformation in autoclave processing of composite structure [D]. Vancouver: The University of British Columbia, 1997.

通讯作者: 杨青, E-mail: 45212401@qq.com。

Effect Factors on Curing-Induced Distortion of C/L Composite Structures in Manufacturing Processing

YANG Qing^{1,2}, WEI Yuanping^{1,2}, LIU Weiping³

(1. Shanghai Superior Die Technology Co., Ltd., Shanghai 201209, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Advanced Automotive Body Manufacturing, Shanghai 201209, China;

3. COMAC Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Shanghai 200436, China)

[ABSTRACT] Curing-induced distortion in manufacturing processing, which is related to many different effect factors, has important influence on the dimensional accuracy of composite parts. The different effect factors can be classified as intrinsic or extrinsic factors. For intrinsic factors, these are with respect to material properties, stacking sequence of plies and geometry of structures, whereas extrinsic factors are generally related to the art of curing process and tooling properties. These factors could bring structures the process-induced residual stresses that will lead to the distortion after parts de-tooling. Through observing the current research results, the effects of these different factors on curing-induced distortion are concluded, then we can use these conclusions as the basis to predict and control the distortion of composite parts.

Keywords: Composite structures; C/L; Curing process; Curing-induced distortion; Effect factor

(责编 大漠)



第25届中国国际复合材料工业技术展览会

2019年9月3-5日

上海世博展览馆

邀您共聚

复合材料行业的年度盛会



 www.cceshow.com



展会微信平台
CCExpo

创造价值 贡献航空

高温/超高温结构材料 主题征稿

选题计划

世界航空界公认，先进航空发动机推重比的提高，50%~70%的贡献来自于高性能的高温/超高温结构材料技术。先进高温/超高温结构材料已成为现代武器装备提高技、战术性能的支柱技术，对实现武器装备的轻质化、小型化、高可靠性、长寿命具有极其重要的作用。因此，本刊特别策划了“高温/超高温结构材料”主题，诚挚邀请您对团队的研究成果进行论述，展示最新研究进展，以期促进我国航空领域材料水平快速提高。

研究方向

- (1) 高温合金
- (2) 钛合金
- (3) 金属间化合物
- (4) 难熔金属材料
- (5) 金属陶瓷材料
- (6) 复合材料

截稿日期

2019年5月31日

联系方式

李丹丹：13522850153

010-85700465转293

ldd@amte.net.cn

公司名称	位 置	索引号
瓦尔特(无锡)有限公司	封二	19-1005
北京韦林意威特工业内窥镜有限公司	封三	19-1003
科里奥斯(上海)复合材料技术有限公司	封底	19-1076
马头动力工具	1	19-1016
郑州市钻石精密制造有限公司	3	19-1014
上海宝尔捷自动化设备贸易有限公司	5	19-1070
COMSOL中国	7	19-1015
北京恒融达经贸有限公司	9	19-1077
易格斯拖链轴承仓储贸易(上海)有限公司	11	19-1018
苏州电加工机床研究所有限公司	13	19-1017
第25届中国国际复合材料工业技术展览会	102	18-2034
第十六届中国国际机床展览会	104	18-2033

CIMT 2019

第十六届中国国际机床展览会

THE 16TH CHINA INTERNATIONAL MACHINE TOOL SHOW

🕒 2019年4月15-20日

🏠 北京·中国国际展览中心（新馆）

📍 北京顺义天竺裕翔路88号

Date: April 15-20, 2019

Venue: China International Exhibition Center (New Venue), Beijing



CMTBA微信订阅号

主办：中国机床工具工业协会

承办：中国机床工具工业协会

中国国际展览中心集团公司

Sponsor: China Machine Tool & Tool Builders' Association (CMTBA)

Organizers: China Machine Tool & Tool Builders' Association (CMTBA)

China International Exhibition Center Group Corporation (CIEC)

美国韦林全新一代工业视频内窥镜旗舰产品

Mentor Visual iQ™ VideoProbe™ 系列 超级一体化手持式工业视频内窥镜系统

空前的内窥检测能力尽在一手掌控
一直被模仿，从未被超越



一体化手持式便携性设计,可更换不同规格与用途的视频探头(如气动导向、电动导向、内置机械手通道、UV紫外等多功能的探头),集成新版三维立体3D相位扫描测量功能

 **Everest VIT**

Part of GE Inspection Technologies
通用电气检测科技业务韦林工业内窥镜
产品及服务中国大陆地区授权专门经销商

韦林工业内窥镜产品及服务北京代表处
北京韦林意威特工业内窥镜有限公司
中国北京亚运村北辰汇欣大厦B座0901-0907室
电话 (8610) 8499 1572 邮编 100101
传真 (8610) 8497 0624
手机 (86) 13901023370
电邮 info@everestbj.com
网站 www.everestbj.com
www.ge-mcs.com
www.geinspectiontechnologies.com



CORIOLIS 科里奥斯大批量航空制造生产案例

空客法国南特和德国斯塔德的
A350 机身壁板批产



法国 STELIA 的
A350 前机身壁板批产



法国赛峰 LEAP X 系列
【A320NEO, B737MAX, C919】的
发动机短舱批产



空客 & 庞巴迪 A220 系列的
压力隔舱批产

CORIOLIS (SHANGHAI) COMPOSITES TECHNOLOGY CO., LTD
科里奥斯 (上海) 复合材料技术有限公司

Mobile: +86 18221289501, +86 13801068849

Email: james.peng@coriolis-composites.com, lucxue.qigang@coriolis-composites.com