

热压罐成型航空复合材料参数设定及其影响

仲俊杰*

(同济大学航空航天与力学学院, 上海 200000)

摘要: **目的** 探究热压罐成型过程中成型压力对碳纤维增强环氧树脂复合材料层合板厚度及低速抗冲击性能的影响, 为高校热压罐实验教学与工艺参数数字化提供定量依据。**方法** 采用预浸料-真空袋热压罐成型工艺, 在保持温度曲线与真空度不变的条件下, 仅改变成型压力(0.2、0.3、0.4、0.5 MPa), 制备正交对称铺层[0/90]_{3s}的碳纤维/环氧树脂复合材料层合板, 并通过低速落锤冲击试验表征其力学响应与破坏特征。**结果** 随着成型压力的增大, 层合板厚度逐渐减小; 低成型压力试样在冲击过程中表现出更高的峰值载荷和更小的位移, 而高成型压力试样吸收能量较多, 破坏程度更为明显。**结论** 在本研究参数范围内, 较小成型压力有利于获得厚度较大、抗冲击破坏能力更强的层合板, 同时具备一定的节能潜力。

关键词: 热压罐; 特种设备; 实验设计; 材料性能; 数字化实验开发

0 引言

实践教学是高校工程技术类专业人才培养的重要组成部分。复合材料因其轻质高强、耐疲劳及可设计性强等优点, 被广泛应用于大型飞机和航天结构中^[1-2], 而热压罐成型工艺是高性能复合材料制造的核心工艺之一^[3-5]。通过开展热压罐相关实验, 有助于学生系统理解复合材料成型机理与工艺参数对材料性能的影响。

目前, 热压罐成型复合材料在工程应用中已形成较为成熟的工艺体系, 其制品具有孔隙率低、力学性能稳定等优点^[6]。然而, 该工艺设备投资大、运行成本高^[7-10], 且作为特种设备, 对操作安全性和管理规范要求严格, 使得其在高校实验教学中的应用受到时间、空间及安全条件的限制^[11-12], 并且现有研究多集中于工程应用层面的工艺优化^[13], 而面向实验教学与工艺参数数字化的定量研究相对不足^[14-15]。

针对上述问题, 本研究以碳纤维/环氧树脂预浸料为研究对象, 在保持温度曲线与真空度一致的条件下, 仅改变热压罐成型压力, 系统研究其对层合板厚度及低速冲击性能的影响。研究结果不仅可为热压罐实验教学提供可重复、量化的工艺参数依据, 也为后续开展热压罐成型过程的数字化与虚拟化实验奠定基础。

1 材料与方法

1.1 热压罐系统工作原理

热压罐是通过高温、高压及真空的方法成型热固性树脂基复合材料的设备, 制品具有空隙少、性能高且均匀稳定的特点, 适合高性能复合材料, 常用于航空航天、军事装备的材料、结构成型。

热压罐的系统主要为复合材料中树脂基体的聚合反应创造一个可控的温度及压力环境, 从而最大限度优化工艺的每个过程与细节, 得到理想的制品。

1.2 热压罐系统技术参数

此热压罐最高使用温度为250℃, 最高使用压力1 MPa, 真空度小于等于-0.098 MPa, 工作介质为压缩空气, 整体如图1所示。大致可将其分成热压罐罐体、空压机系统、真空泵系统及操作机柜。

1.3 实验方法

本研究选用碳纤维/环氧树脂预浸料作为原材料, 使用预浸料-真空袋热压罐成型工艺。在热压罐成型过程中保持温度曲线(即升温速率、预热温度及预热时长等)不变, 仅改变成型时的压力制备出测试用的复合材料板材。经切割后, 使用落锤冲击试验机评价不同工艺过程所制备的材料

的性能。



图1 热压罐整体

1.3.1 原材料及性能

使用的材料由威海光威复合材料股份有限公司提供的单向碳纤维预浸料。产品的基本参数见表1。

1.3.2 制备过程

将待成型的预浸料层层铺叠, 置入真空袋中, 如图2所示, 预浸料置于中间层, 两侧有透气毡、脱模布等辅料, 成型面一侧为钢模, 另一侧为真空袋自由表面。铺设完成后, 通过抽气口将真空袋内部抽为真空, 保证预浸料待成型件平整, 靠一侧的钢模可确保最终制成光滑、平整的板材。复合材料采用正交对称铺层, 一共12层, 即[0/90]_{3s}。

1.3.3 参数设计

复合材料成型的温度与压力是关键参数, 为了确保成型质量, 本次实验控制温度曲线及加压点的温度保持不变, 成型过程中, 真空袋中的真空度保持不变, 仅改变成型压力。温度及真空度曲线如图3所示, 真空袋进入热压罐后, 先加热至80℃并预热半小时, 随后升温至125℃并加压, 到达加压点时, 控制机器向罐内加入压缩空气以确保最终成型压力为0.2、0.3、0.4及0.5 MPa, 制备出4块相同铺层、相同成型温度, 但成型压力不同的碳纤维, 以增强环氧树脂复合材料层合板。

1.3.4 性能测试

使用低速落锤冲击试验验证样品的抗破坏能力, 落锤冲击试验机如图4所示, 型号为Instron CEAST 9350HV。将制备好的层合板切割成90 mm×90 mm的试样, 放进试验机测试区域。对4种不同工艺制备的样品分别使用15 J的能量进行落锤冲击试验, 所用的锤头为16 mm直径半球形锤头, 冲击速率为2.151 m/s。

表1 预浸料基本参数

产品名称	单向碳纤维预浸料
结构	单向带
纤维克重/[g·m ²]	125±6
树脂含量/%	33±2
面密度/(g·m ²)	187±9
单层厚度/mm	0.120±0.01

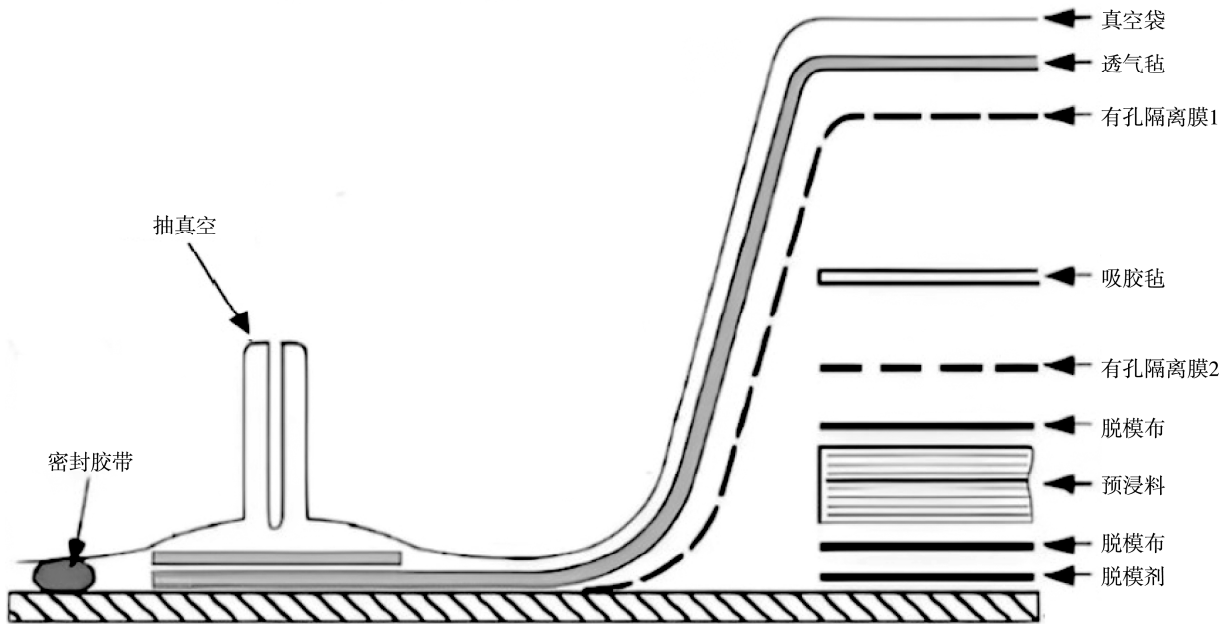


图2 真空袋制作预浸料铺层材料示意图

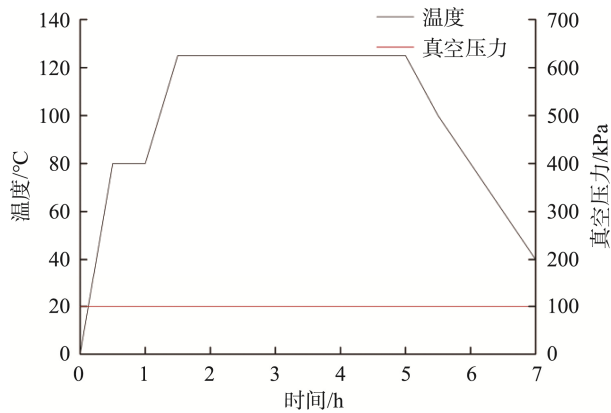


图3 热压罐成型温度及真空压力曲线

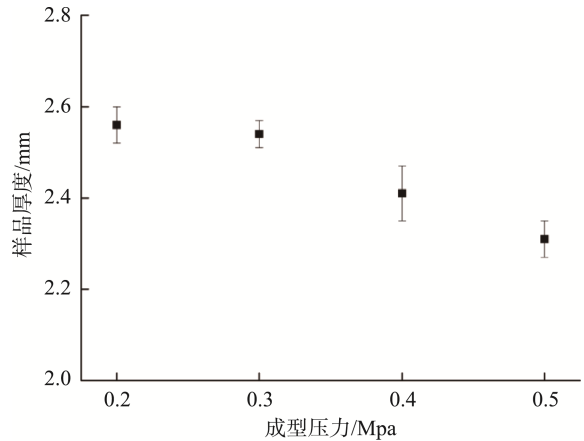


图5 不同成型压力下样品的厚度分布



图4 落锤冲击试验机

2 结果与分析

2.1 不同成型压力下的样品厚度

4种成型压力下的样品的厚度分布如图5所示。成型压力较大的样品较成型压力小的样品更薄,由于预热较充分,在加压时,树脂处于较好的流动状态,使用更大的成型压力会在成型时压出更多树脂,实际获得的板材纤维体积分量更高但厚度减小。

2.2 不同成型压力的样品抗冲击试验

在相同冲击能量条件下,各成型压力样品的力-时间响应曲线重复性较好,表明实验结果具有良好的稳定性。不同成型压力样品由于结构与厚度差异,其冲击响应存在明显区别。为便于比较,选取各组样品中的代表性曲线绘制于同一图中,如图6所示。

从力-时间曲线可以看出,成型压力为0.2 MPa的样品整体载荷水平最高,说明其在冲击过程中对冲击头产生的反作用力较大;而成型压力为0.5 MPa的样品载荷水平最低,表明其抗冲击载荷能力相对较弱。

进一步分析力-位移曲线[图7(a)]可知,成型压力较小的样品在冲击过程中位移较小,而成型压力较大的样品位移明显增大,说明后者发生了更大的变形。能量-时间曲线[图7(b)]显示,成型压力为0.5 MPa的样品吸收能量最大,为8.63 J,而成型压力为0.2 MPa的样品吸收能量最小,为8.33 J。

综合分析表明,较小成型压力下制备的层合板虽然吸收能量略低,但在冲击过程中表现出更高的载荷承载能力和更小的变形量。

2.3 试样破坏分析

收到冲击载荷的样品会在表面留下凹坑和裂纹,凹坑的深度可从图7(a)的力-位移响应中提取,裂纹宽度取正面最宽处的值,最终4种样品的破坏情况汇总在图8。成型压力更大的样品,收到冲击载荷后,最终留下的凹坑更深,而裂纹也 longer。从实际破坏表现看,成型压力较小的样品,板材厚度更大,受到冲击载荷的力值响应更大,但是吸收能量较小,最终破坏程度也较小。

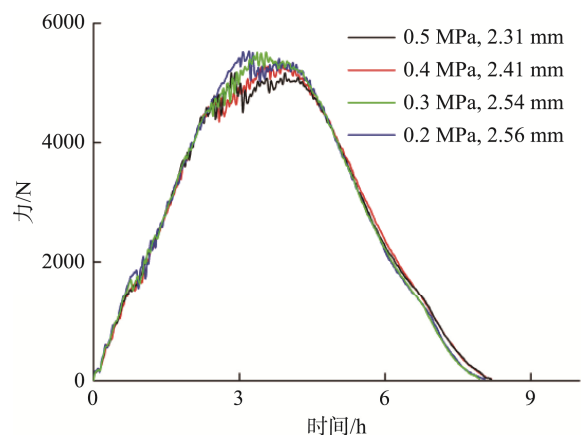


图6 4种成型压力的试样冲击载荷响应图

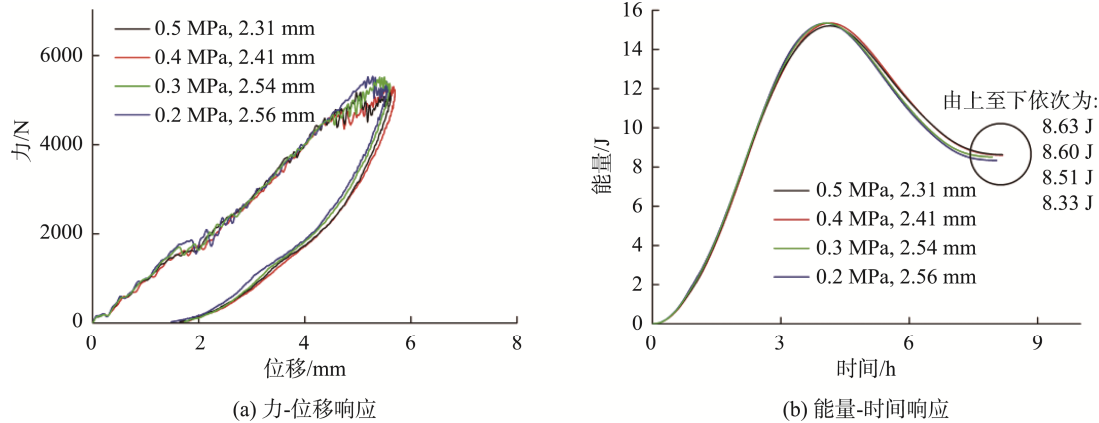


图7 力-位移响应及能量-时间响应图

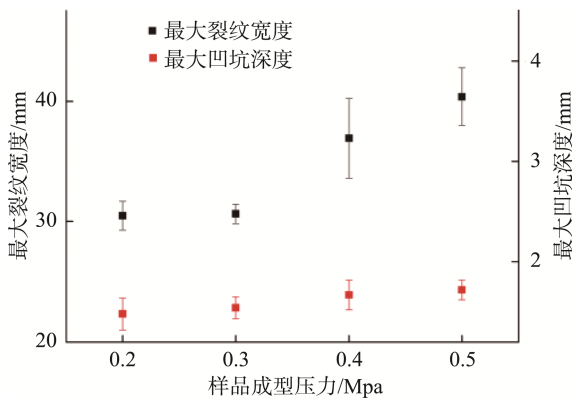


图8 样品破坏程度

3 结论

成型压力是热压罐成型过程中影响复合材料性能的重要工艺参数之一。本研究在相同铺层方式和温度制度下,通过改变成型压力制备了4种碳纤维增强复合材料层合板,并对其低速冲击性能进行了对比分析。结果表明,随着成型压力的增大,层合板厚度逐渐减小;成型压力较小的样品具有更高的抗冲击载荷能力,冲击后的凹坑深度和裂纹宽度较小,而成型压力较大的样品吸收能量更多,破坏程度更为明显。

在满足使用性能要求的前提下,合理降低成型压力不仅有利于提高层合板的抗冲击能力,还具有一定的节能潜力。本研究结果为热压罐成型参数的合理选取及其在实验教学和工艺数字化中的应用提供了定量依据。

参考文献

[1] VERGNAUD JW, BOUZON J. Cure of thermosetting resins [M]. London: Springer, 1992.

[2] 贝格曼 HW, 赵坚成. 复合材料结构设计[J]. 国外空间技术, 1979(4): 79-83.

[3] TZIAMTZI CK, CHRISSAFIS K. Optimization of a commercial epoxy curing cycle via DSC data kinetics modeling and TTT plot construction [J]. Polymer, 2021, 230: 124091.

[4] SABA N, JAWAID M, ALOTHMAN O, *et al.* Recent advances in epoxy resin, natural fiber-reinforced epoxy composites and their applications [J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2016, 35(6): 447-470.

[5] QI Y, JIANG D, JU S, *et al.* The distinctions of the interfacial nanostructures and properties between carbon fiber reinforced fast and conventional curing epoxy composites subjected to hydrothermal treatments [J]. Polymer Testing, 2024, 134: 108428.

[6] 郝建伟, 陈亚莉. 大飞机复合材料制造技术——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(10): 30-31.

[7] 王德堂, 冯军. 大型飞机复合材料主结构的设计与发展[J]. 航空制造技术, 2011(13): 3.

[8] 赵振宁, 王辉, 虎琳. 航空航天先进复合材料研究现状及发展趋势[J]. 炭素, 2021(2): 24-29.

[9] 顾轶卓, 李敏, 李艳霞, 等. 飞行器结构用复合材料制造技术与工艺理论进展[J]. 航空学报, 2015(8): 2773-2797.

[10] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 12.

[11] XU X, PENG G, ZHANG B, *et al.* Material performance, manufacturing methods, and engineering applications in aviation of carbon fiber reinforced polymers: A comprehensive review [J]. Thin-Walled Structures, 2025, 209: 112899.

[12] TANG S, HU C, LIU Y, *et al.* Design, preparation and properties of carbon fiber reinforced ultra-high temperature ceramic composites for aerospace applications: A review [J]. Journal of Materials Science & Technology, 2017, 33(2): 117-130.

[13] 陈博. 国内外复合材料工艺设备发展述评之八——热压罐成型[J]. 复合材料科学与工程, 2023(S1): 121-134.

[14] 张璇, 沈真. 航空航天领域先进复合材料制造技术进展[J]. 纺织导报, 2018(S1): 8.

[15] RED C. Aviation outlook: Composites in commercial aircraft jet engines [Z]. High-Performance Composites, 2008.