

北京航空航天大学学报
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics
ISSN 1001-5965,CN 11-2625/V

《北京航空航天大学学报》网络首发论文

题目：航天先进复合材料热压罐内部制造缺陷形成机制及控制方法研究进展
作者：于雅琳，王乐辰，李健芳，孙宏杰，杨帆，石玉红
DOI：10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0248
收稿日期：2026-05-01
网络首发日期：2026-09-08
引用格式：于雅琳，王乐辰，李健芳，孙宏杰，杨帆，石玉红．航天先进复合材料热压罐内部制造缺陷形成机制及控制方法研究进展[J/OL]. 北京航空航天大学学报. https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0248



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

航天先进复合材料热压罐内部制造缺陷形成机制及控制方法研究进展

于雅琳[1,✉]，王乐辰[1,2]，李健芳[1]，孙宏杰[1]，杨帆[3]，石玉红[3]

（1. 航天材料及工艺研究所，北京 100076；2. 北京航空航天大学 国家卓越工程师学院，北京 100083；
3. 北京宇航系统工程研究所，北京 100076）
*通信作者 E-mail：yuyalin1989@126.com

摘要 围绕热压罐成型工艺方法，对航天先进复合材料的结构特点、典型内部制造缺陷类型、统计规律、形成机制及控制方法进行综述。航天先进复合材料主承力结构由树脂基复合材料制备而成，大多为柱、锥或异型结构回转体，具有复杂结构特征，典型缺陷分为气孔、疏松及分层三类。对于气孔形成机理研究主要围绕 Springer 和 Kardos 两个经典模型发展而来，可分成成核-平衡-生长-迁移四个阶段。疏松形成机制与气孔相同。分层缺陷由结构因素、工艺因素和材料因素综合影响。先进复合材料结构件内部缺陷控制主要从工程数据统计分析、经验性/半定量试验方法和工艺过程数字化仿真等多个角度开展。航天结构复合材料缺陷控制的研究结果及趋势未形成规律性、普适性有效控制手段，亟需与结构件的实际生产相结合，加强多模块全流程仿真建模能力，推进热压罐成型工艺优化量化控制，加速航天产品轻量化应用进程。

关键词 航天；复合材料；热压罐；制造缺陷；工艺优化
中图分类号 V462；TB332 文献标志码 A DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0248

The internal defect formation mechanism and control methods of aerospace advanced composite materials in autoclave manufacturing

YU Yalin[1✉], WANG Lechen[1,2], LI Jianfang[1], SUN Hongjie[1], YANG Fan[3], SHI Yuhong[3]

（1. Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076, China；
2. National College for Excellent Engineers, Beihang University, Beijing 100083, China；
3. Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing 100076, China）
*E-mail: yuyalin1989@126.com

Abstract Based on the autoclave molding process, the structural characteristics, typical manufacturing defects, statistical laws, formation mechanisms and controlling methods for aerospace advanced composite materials has been reviewed in this work. Primary load-bearing structures in aerospace composites are manufactured by resin matrix composites, and most of them are cylindrical, conical, or special-shaped revolutions with complex geometric features. The typical manufacturing defects fall into three categories: voids, microporosity, and delamination. Investigations on the formation mechanisms of voids have been mainly evolved form two classical models developed by Springer and Kardos, and the process can be divided into four stages: nucleation, equilibrium, growth and transport. The formation mechanisms of microporosity is the same as that of voids. Delamination defects are influenced by structures, process factors and materials. The controlling methods for manufacturing defects of advanced composite materials are mainly pursued from multiple perspectives, including statistical analysis of engineering data, empirical/semi-quantitative experimental methods, and numerical simulations for manufacturing process. Current research findings have not yet led to regularized, universal and effective defect controlling methods for aerospace advanced composites. It is needed to integrate such research with actual production of structural components, and strengthen simulation ability for multi-module and full-process, in order to quantitatively optimize autoclave molding process and accelerate the lightweight application of aerospace products.

Key words aerospace; composite; autoclave; manufacturing defect; process optimization

收稿日期：2026-05-01
网络首发时间：2026-09-08 14:20:46 网络首发地址：https://link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20260908.1333.001

先进复合材料结构由树脂基复合材料制备而成，其制造过程是一个材料固化与结构成型同时完成的过程，是温度、压力、物理变化、化学反应等因素耦合作用的结果。该过程一方面使得基体材料的化学结构以及基体-增强材料界面结合状态发生变化，另一方面围绕设计尺寸和承载要求实现了复合材料结构赋形[1][2]。热压罐成型工艺是制备高性能树脂基复合材料结构件的最常见的工艺之一。由于其内部均匀温度场和压力场可实现复杂结构特征的高质量成型，航天先进复合材料结构件大多采用该方法制造。在制备过程中，由于环境、结构及工艺等因素，导致复合材料构件容易出现气孔、疏松、分层、夹杂、贫胶、富树脂、架桥、裂纹纤维屈曲、纤维取向或铺层顺序错误等内部制造缺陷[3]。

航天先进复合材料的主承力结构大多为柱、锥或异型回转体结构，具有大/变厚度加厚区、开口区、内翻框/插接框、筋条/桁条等复杂结构特征（详见图 1 所示），与航空的开放式壁板类结构不同[4][5][6]。由于航天复合材料结构固化成型过程具有复杂性和随机性，采用同一原材料和工艺方法的不同结构形式会出现极为相异的缺陷特征，甚至是相同结构形式的构件也很难复现出相同的缺陷特征[7]。目前，航天先进复合材料结构内部制造缺陷难于模拟复现的问题使得缺陷形成机制及影响因素分析只能够基于现有构件的缺陷类型和结构特点进行经验累积；但航天复合材料结构内部制造缺陷并未形成完善的系统统计数据，且与结构因素关联性不明晰，缺乏含内部制造缺陷的大型复杂构件局部考核验证结果，不能够为航天复合材料结构的精细化设计提供有效的数据支撑[8]。

复合材料内部制造缺陷直接影响结构的力学性能[9][10][11]。航天结构复合材料的设计规范中，一般要求构件分层缺陷≤1%～2%，气孔及疏松等缺陷≤2%～4%，缺陷超差产品拒绝接收使用；而由于航天飞行器实际工况的复杂多样，不同缺陷对于各个结构使用性能的影响目前尚无精细化评估方法。事实上，内部制造缺陷不仅对复合材料构件的承载能力及稳定性有影响[12][13]，内部缺陷作为应力集中点也会进一步加剧材料损伤的扩展与累积[14][15]。对现阶段我国航天先进复合材料结构热压罐成型工艺水平而言，未来长时间内将无法完全避免内部制造缺陷的产生，复合材料构件一旦因缺陷过多而采取报废处理，会造成严重的经济损失。实际应用过程中需要对含内部制造缺陷的航天复合材料结构缺陷特征及综合性能进行有效评估，基于构件实际载荷环境对不同缺陷类型和特征参数确定合理的缺陷许用范围与许用准则。

因此，梳理和明确航天先进复合材料内部制造缺陷的形成机制，是实现结构制造质量控制、提升复合材料设计能力的关键问题之一，也是促进结构精细化设计的基础与关键[16]。本文结合航天先进复合材料结构特点，阐述内部制造缺陷的类型及分布规律，并对内部制造缺陷的形成机制开展综述，供读者了解和认识航天典型结构制造工艺技术，进一步给出该领域的未来展望和启示，以推进我国热压罐成型工艺的高质量发展，加速航天复合材料结构的轻量化应用进程。

1 航天先进复合材料结构特点

航天器结构设计与制造逐步趋向于大型化、一体化、功能化的高度集成发展模式，其复合材料主承力结构特征以回转体结构为主，不仅具备大尺寸、高精度的技术特征，还要集合复杂多样的结构特征，例如：薄壁蒙皮、复杂网格/桁条、变截面区、加厚区、窗口区、渐变区、厚端框、插接口等[4][6]（详见图 2 所示）。航天先进复合材料通常采用热压罐成型工艺制造，结合工装设计实现多结构特征的整体共固化，确保构件的一致性、可靠性。



（a）一级级间段　(b)二级级间段　(c)有效载荷支架

图 1 质子-M 运载火箭典型复合材料部段
Fig.1 Typical composite parts of Протон-M launch vehicle



（a）端框-网格-蒙皮一体化结构（b）窗口-网格-蒙皮一体化结构（c）端框-加强梁一体化结构（d）蒙皮-桁条一体化结构

图 2 航天先进复合材料典型结构特征
Fig.2 Typical aerospace structures of advanced composites

航天先进复合材料结构特征根据使用工况、承受载荷等需求，可开展几何形式及结构参数的设计。以网格结构为例，其几何形式一般分为正置正交网格、三角形网格和六角形网格，网格参数一般包括网格筋数量、网格筋间距、网格筋宽度及高度等[5][17]。如果是含蒙皮、端框等多个结构特征的复合材料网格结构，同时需要根据外载荷要求，进行这些结构特征对应的尺寸及铺层顺序等设计，实现结构各方向强度与刚度的不同要求，提高结构效率，满足航天器对结构件的轻量化需求。

2　内部缺陷类型及统计规律

2.1 典型缺陷分类

复合材料内部制造缺陷包含由于环境、结构及工艺等因素导致的气孔、疏松、分层、夹杂、贫胶、富树脂、架桥、裂纹纤维屈曲、纤维取向或铺层顺序错误等众多类型。针对航天先进复合材料结构，典型缺陷分为气孔、疏松及分层三类[18][19]。

航天先进复合材料结构内部缺陷的分类是基于复合材料超声波无损检测结果，执行标准为《GJB1038.1A 纤维增强复合材料无损检验方法第 1 部分超声波检验》，判定依据是超声波信号在复合材料内部传播过程中缺陷位置、材料底面的反射信号类型，其中无缺陷、分层缺陷、气孔缺陷及疏松缺陷的超声波信号波形如图 3 所示，缺陷类型根据缺陷回波和底波回波的相对关系判定[20][21][22]。

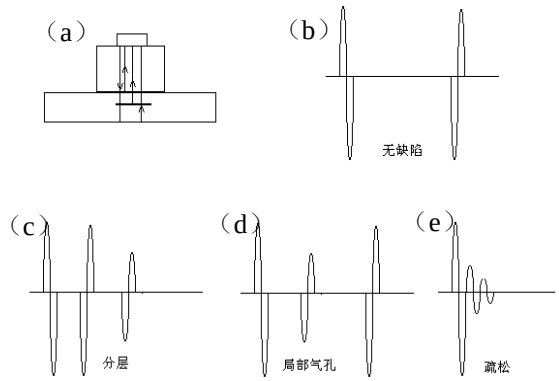


图 3 复合材料内部制造缺陷超声检测典型波形（a）超声波反射路径（b）无缺陷超声波波形（c）分层缺陷超声波波形（d）气孔缺陷超声波波形（e）疏松缺陷超声波波形

Fig.3 Typical ultrasonic testing waveform of composite manufacturing defects(a) ultrasonic reflection path(b) defect-free ultrasonic waveform(c) delamination defect waveform(d) void defect waveform(e) porosity defect waveform

图 4 是航天复合材料网格结构根据超声波无损检测判定分层缺陷区域进行原位剖切，进一步通过光学显微镜分析得到复合材料内部含缺陷部位的微观形貌，其中图 4a 为蒙皮区域，图 4b 为蒙皮及筋条全貌区域。

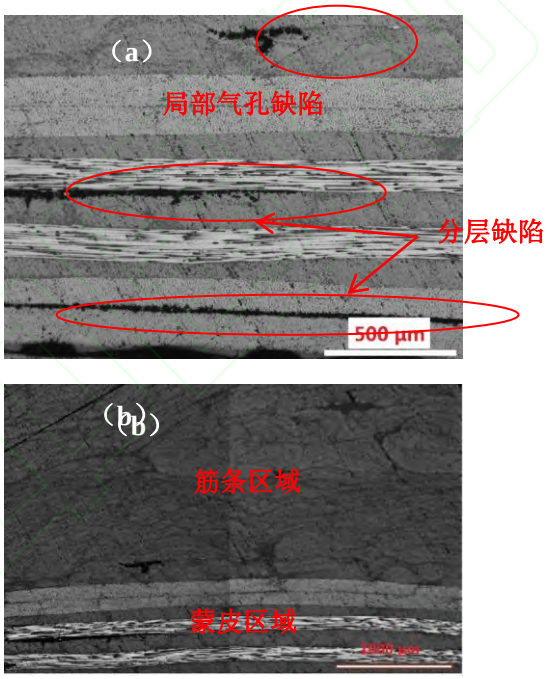


图 4 复合材料蒙皮-筋条区缺陷金相图（a）蒙皮区域（b）蒙皮及筋条全貌区域

Fig.4 Metallographs for manufacturing defects of a skin-to-stiffener composite structure(a)skin area(b)skin-to-stiffener area

2.2 内部缺陷几何特征的统计规律

国内外针对缺陷形状、尺寸、分布位置等特征的统计规律开展大量研究，一般采用 micro-CT、显微镜观测、扫描电镜观测以及超声检测等方式进行基础数据的收集[23][24][25]。其中，前三种观察手段主要用于小尺寸试片、铺层板尺度的分析，超声检测主要用于大尺寸铺层板及结构件的观测。

针对内部制造缺陷几何特征，国内外学者通常采用统计学的方法对相关数据进行分析。液体成型

工艺和热压罐成型工艺产生的内部制造缺陷，其统计方法和分布规律有相似之处，可以借鉴用于定量研究各种工艺因素与内部缺陷的关联，建立相关的统计模型，并梳理出缺陷形成和消除的主控因素，从而为工艺质量控制提供依据。

2.2.1 CT 观测

针对缺陷问题，Schell 等人[26]采用 micro-CT 观察织物内的气孔缺陷，气孔呈现椭球形，分布在织物丝束压覆的位置。Little 等人[22]证实此种检测方法位置偏差较小，是最准确和可靠的技术，用于气孔形状、尺寸的统计。Nikishkov 等人[27]研究了厚度方向织物的缺陷三维形状、尺寸及含量分布，从面内方向统计缺陷含量从 0.4%到 9.5%，但从厚度方向统计缺陷含量从 1.3%到 4.1%。

Madra 等人[28]从三个尺度开展分析：复材板、单层板和单丝束。通过建立数据处理算法和程序，将 CT 图像处理为纤维、树脂和气孔三种区域，建立信号处理阈值。Gurdal 等人[29]研究表明气孔的等效截面范围为 15-38 μm，平均值为 24 μm；长度范围为 148-1118 μm，平均值为 497 μm。Chambers 将气孔根据截面面积进行分类，随气孔尺寸增加，其数量降低；Agius 等人[30]也报道相近的分类筛选原则。

Hernandez[31]研究表明，在层合板宽度方向，气孔呈现周期性分布规律，这是由于结构单元因素造成。气孔集中在富树脂区域，而这些区域被纤维丝束分割开，气孔间距也和丝束间距一致，证明了这一假设。此外，厚度方向孔隙率的最大值在中心，最小值在上下表面。结果表明纤维在密实过程中可以成为气孔的排气通道。

2.2.2 金相观测

周晓军等人[32][33]对气孔缺陷的微观形态特征进行了统计分析，表明气孔、气孔尺寸的变化范围从几微米至几百微米，可以跨越 1~2 个数量级。同时从统计数据中可以发现，平均长度、平均宽度都随孔隙率的增加而增加，而宽长比则逐渐减小。分析表明气孔长度等特征虽然在局部无明显规律，整体存在高斯分布的随机特性。气孔缺陷大多发生在层间而且会沿层间发展，随着孔隙率的增加，CFRP 内气孔形态由圆盘状向棒状逐渐过渡。孔隙率较小时（P<1%），气孔多为椭球状，气孔尺寸很小，具有接近为 1 的宽长比，较为均匀地分布在 CFRP 内部，且纤维层内及层间均有出现，多集中在富树脂区域。当孔隙率升高时，相邻气孔相互聚合，且受限于纤维排列方向和压力传递方向，形成了棒状气孔。棒状气孔相对圆盘状气孔具有较大长度，较小的宽长比，且棒状气孔一般均出现在纤维层间。当孔隙率较大时（P<2%），棒状气孔逐渐增多，气孔长度明显增加，宽长比下降，气孔分布更为密集。

华中科技大学周华民团队与航天材料及工艺研究所合作[34][35][36]，基于超景深显微镜搭建了气孔原位在线监测平台，可原位观测气孔的形貌与尺寸，实现了气孔在预浸料固化过程中的动态实时监测，验证了预浸料成型过程中气孔缺陷成核-平衡-生长-迁移猜想：树脂固化反应生成气体并成核生成气泡，随树脂由流动-凝胶状态变化，气泡经历形成-长大合并-稳定过程，尺寸与形状受到树脂状态影响。此外，参考原位在线监测结果，开展断点试验表征气孔缺陷，接入热电偶实时记录成型过程中层压板内温度变化，分别在 2.5 min、6.5 min、10 min、21 min 和 42 min 时刻取出层压板并快速冷却，采用金相表征方法统计各层压板孔隙率，得到了孔隙含量在整个固化过程中的变化规律，从而验证了气孔尺寸与数目受到压力和树脂状态共同作用，气孔尺寸和数目均先增大后减小。

2.2.3 超声检测

针对航空领域上万件简单复合材料结构件，北京航空制造工程研究所的王雪明、谢富原等人[7][37][38]围绕无损检测结果对内部缺陷的类型、数量及分布等数据进行了统计与分类，结果表明航空复合材料热压罐工艺分层缺陷比例最高，缺陷类型及缺陷位置与复合材料构件形状、几何特征和工艺方法均有很大的关联性，复合材料构件复杂的构形、厚度过薄或过厚、变厚梯度突变以及曲率半径过小均将增大缺陷的出现比例。针对复合材料热压罐工艺中最易出现的分层缺陷，利用小样本量的统计分析方法求得了典型构件分层面积的概率分布和相对可接受率[39]，结果表明，复合材料构件的分层面积均符合对数正态分布，且分层面积在 100 mm^2 左右的分层出现概率最大，构形复杂（如工形件）和

厚度过薄或过厚的复合材料构件的分层相对可接受率较低。进一步应用线性群子统计理论分析了内部缺陷的关键影响因素，发现复合材料构件中变厚梯度、曲率半径等几何特征以及复杂的构形是内部缺陷的关键影响因素，显著增大了内部缺陷（尤其是大分层）集聚产生的能力，缺陷产生概率增大。

值得注意的是，航天结构特征与航空结构特征不尽相同，相关结果对航天结构缺乏一定的参考意义。针对航天复合材料回转体结构，航天材料及工艺研究所研究团队[8][40]提取直径 Φ2 m 复合材料网格-蒙皮柱段构件的典型结构特征，对 12 件柱段结构产生的缺陷类型、数量及位置分布进行了统计分析，结果表明，表面蒙皮区基本不出现缺陷，网格筋条及其他厚度较大部位更容易产生缺陷，一般筋条上产生的缺陷单个面积较小，加厚区部位缺陷面积略大，但具体缺陷位置、尺寸随机，无规律性。由于网格筋条基数大，其产生的缺陷数量最多，前端框厚度最大，也是产生缺陷数量较多的部位，因此，文章认为网格筋条及大厚度端框是复合材料网格-蒙皮构件内部质量控制的关键因素。

此外，该团队基于 TG800/802 复合材料体系超声检测结果，进行厚板区、格栅区及蒙皮区典型结构 1358 件缺陷统计样本归纳，针对不同分布类型拟合缺陷面积的概率分布函数，结果表明威布尔分布最为贴合，转化为线性函数拟合优度在 0.89~0.99。对威布尔分布拟合形状参数 m 及尺度参数 S_0 分析，结果表明气孔及疏松缺陷尺寸分布集中程度为厚板区＞格栅区>蒙皮区；分层缺陷尺寸分布集中程度为格栅区＞厚板区＞蒙皮区；气孔及疏松缺陷特征值（平均值）厚板区＞格栅区＞蒙皮区；分层缺陷特征值（平均值）厚板区＞蒙皮区＞格栅区；据此可预报不同类型、不同尺寸的缺陷在三类典型结构中的出现概率；以结构参数进一步约束样本范围，针对此类特定结构的拟合结果更加精确。选用统计分析与模糊计算（群子理论）方法进行限定控制因素与缺陷特征之间的关联性与敏感度研究，建立航天复合材料典型结构缺陷特征分布的群子理论模型，拟合结果表明，不同结构类型形成的缺陷中以面积较小的气孔、疏松及分层缺陷为主；格栅区大缺陷群集的倾向性最大，而蒙皮区最小；格栅区气孔及疏松面积分布最不均匀，蒙皮区的分层面积分布最不均匀，格栅区分层面积分布最均匀。通过统计学群子理论模型的研究也可定性描述航天结构与缺陷特征的关联性，结果见表 1。

表 1 航天复合材料典型结构与缺陷特征的关联性

Table 1 Relationship between structures and defects for aerospace composite materials

结构特征	缺陷尺寸	气孔、疏松	分层
端框、加厚区、窗口区等	＞40mm	×	×
	≤40mm	√	√
环筋、纵筋及桁条等	＞20mm	√	×
	≤20mm	×	√
蒙皮、口盖等	＞40mm	×	√
	≤40mm	×	×

（√表示容易产生；×表示不容易产生）

3 内部缺陷形成机制及控制方法

3.1 气孔及疏松缺陷形成机制

气孔问题是多聚物复合材料工艺中最普遍存在的内部缺陷问题。疏松可认为是密集的气孔缺陷，二者形成机制相同。一般情况下，产生气孔有三个主要原因[41][42]：第一，在生产过程中纤维未被树脂完全浸润透，造成空气滞留在材料内部，特别是对纤维排列密集和树脂黏度大的材料系统，更容易形成气孔。第二，由于环氧树脂属于热固性树脂材料，其在固化循环过程中易产生由挥发物挥发而形成的气孔。这些挥发物可能是残余的溶剂、化学反应的产物或者是树脂中低分子量成分。第三，在没有气体核素情况下，由于材料存放时的吸湿作用，即使在非常低的超饱和度情况下，水蒸气核素也能形成。碳纤维的体积含量和碳纤维的分布状况、环氧树脂的性能以及生产过程中如温度、压力、时间等工艺条件都是影响气孔缺陷形成的重要因素。

国内外对于气孔形成机理研究，可分成成核-平衡-生长-迁移四个阶段。到目前为止基本只有 Springer 和 Kardos 两个经典模型[43][44]，近来的解析模型研究大多基于此发展而来。这两个模型的差别只在于气孔形成的方式，而气孔的平衡，生长和传输本质都一致。Springer[45]对机械夹杂作用形成

气泡做了定量的描述。Kardos 等人[43]用经典成核理论分析了复合材料内部的成核作用，包括发生在树脂内的均匀成核作用和发生在纤维或碎屑与树脂界面的非匀相成核作用。Kardos 等人[43]用研究布朗运动的方法对气孔运动进行分析，并给出了气孔因相互凝聚而使体积增长的速率。

大连理工大学任明法等人[44]基于理想气体的质量守恒原理与 Fick 扩散原理，建立了模拟孔隙发展的数学模型，并采用有限元与数值差分相结合的方法对耦合场进行解耦，获得了固化过程中复合材料内的气孔发展规律。北航顾轶卓等[46]针对结构复合材料体系建立热压罐成型工艺模拟装置平台，研究成型压力、加压时机、吸胶方式及试样厚度等因素对气孔缺陷形成的影响，用于指导航天复合材料构件气孔缺陷的控制；建立变截面毛细通道实验系统并研究气泡在变截面毛细通道中的运动行为，进一步应用 Kardos 模型考察复合材料层合板成型温度、工艺压力、预浸料吸湿量、铺层方式等因素对气孔缺陷的影响。

在热压罐零吸胶工艺中，夹杂空气是导致孔隙缺陷的主要根源之一。零吸胶工艺与传统吸胶工艺的本质区别在于固化过程中无树脂流出，因此不能依靠树脂流失来裹挟带出夹杂物。预浸料铺层内裹入的空气、环境水分及挥发性溶剂在受热后膨胀，当挥发物气体的压力超过周围树脂的静水压与气泡表面张力之和时，气泡便会成核并长大。孙凯等人[47]研究发现，零吸胶工艺中真空通过铺层内的气路通道排出夹杂空气，其作用程度受到树脂粘流状态和铺层密实程度的显著影响，树脂承担了大部分外加压力且沿厚度及面内方向分布均匀。王科等人[48]进一步指出，零吸胶工艺中树脂流动受到很大限制，预浸料的气体渗透率和成型封装方式对孔隙缺陷有重要影响。控制措施方面，需将真空泄漏率控制在 5 mmHg/30 min 以内，保证树脂黏度处于 200—500 cP 区间，采用阶梯升温使挥发分充分逸出，并确保加压点与凝胶点精确匹配，同时建议每铺贴 2~3 层进行一次预压实。对于零吸胶工艺中夹杂空气引发的孔隙问题，关键在于通过真空排气和树脂压力的协同作用在凝胶点前将夹杂空气有效排出。

对于酚醛树脂、聚酰亚胺树脂等缩聚型树脂体系，固化过程中产生的小分子生成物是导致孔隙缺陷的核心根源。与环氧树脂不同，该类树脂的固化反应会释放水、甲醇、乙醇等小分子副产物，同时残留的溶剂、游离酚和游离甲醛在高温下挥发加剧了缺陷的形成[49]。研究表明若在树脂凝胶后加压，气泡已被锁定在固化体系中难以排出，因此需采用“低压缓慢固化、充分排气”的工艺策略，即固化全程保持真空泵持续运转，在凝胶点之前主动排出挥发气体[50]。西安航天复合材料研究所通过延长各温度点保温时间、延缓初期升温速率，成功减少了碳/酚醛产品内部的缺陷[51]。对于聚酰亚胺体系，南京航空航天大学团队通过原位观察发现气泡主要在纤维间狭长通道中沿纤维方向运动，基于此提出的引入人工流道策略使固化件孔隙率降低约 20.25%[51]。研究表明，通过优化封装体系、设计合理的温压程序和构建挥发物去除模型，可有效抑制缩聚型复合材料在热压罐固化中的孔隙缺陷[52]。

航天材料及工艺研究所建立基于航天 TG800/802 复合材料体系的气孔缺陷成核-平衡-生长-迁移数学模型[47][48]。在成核阶段，基于经典成核理论，针对双马树脂配方体系中的间氨基苯乙炔组分，开展了成核速率的参数修正。基于 Kardos 理论水分扩散的气孔增长模型，开展了气孔平衡-生长的数学解析模型构建，推导出了 TG800/802 材料体系在给定温度下防止气孔生长的树脂临界压力。假设预浸料中存在气体通道，允许气孔通过介质渗透，且在渗透过程中多孔介质渗透率和体积恒定，基于达西模型推导了气孔缺陷在预浸料中传递规律，并在 Mathematical 中进行数值解求解。该模型可针对不同材料体系进行改进，树脂临界压力可应用于复杂结构成型缺陷预测，具有多样化普适性应用方向。

3.2 分层缺陷形成机制

分层缺陷是复合材料构件中产生比例最高的缺陷形式，主要指复合材料层间的脱粘与分离。分层缺陷产生的根本原因在于复合材料层间性能远低于面内性能的固有弱点，复合材料层间性能依赖于聚合物基体的粘接性[41][42]。从结构因素分析，构件的大厚度、非对称性导致材料内部温度场、压力场分布不均匀，固化降温过程中构件内部产生较大内应力，引起分层缺陷的产生。从工艺成型过程分析，增强体含胶量过低、加压时机设置不合理、材料内部温度变化梯度、二次成型界面黏结强度过低、气孔缺陷的聚积并沿层间扩展、铺层过程带入夹杂物等因素都可以引起聚合物基体层间脱粘。从原材料角度分析，预浸料的预固化程度高、预制体内压力分布梯度、预制体局部纤维阻力过大等因素

均能够引发分层缺陷。

相比于气孔缺陷，热压罐工艺分层缺陷形成机制很难通过理论模型进行分析。国外针对复合材料分层缺陷形成机制与工艺控制的研究工作始于 20 世纪 80 年代，主要通过经验性/半定量试验方法指导工艺参数的控制与优化，建立相关工艺规范与标准[19][22][43][44][49][50]。

航空领域，北航张佐光课题组与 625 所合作[7][37]，对飞机复合材料构件无损检测数据统计分析的基础上，分析了分层缺陷在复合材料构件制造过程中的形成机制。结果表明复合材料构件结构要素和工艺稳定性对分层影响规律较明显，其中在复合材料构件的变厚区和拐角区的分层比例最大，变厚区铺层的阶梯宽度越小以及拐角区的曲率半径越小，结构产生的分层缺陷程度越严重，不同的工艺方法中分层出现比例均较大，但形成机制有所不同。

航天领域，航天材料及工艺研究所李健芳等人[8][40]针对复合材料网格-蒙皮构件，从成型工艺因素和结构因素两个角度开展内部制造缺陷影响因素辨识及关联规律研究，在复合材料构件固化过程中，影响缺陷形成的主要工艺参数为加压点温度和压力值，而大厚度端框和网格筋条结构处为分层缺陷容易产生部位，其形成机制主要为传递至树脂的压力不足。

3.3 内部缺陷控制方法

关于先进复合材料结构件内部缺陷控制问题，国内外学者主要从工程数据统计分析、经验性/半定量试验方法和工艺过程解析分析/数字化仿真等多个角度建立工艺参数与内部缺陷的关联[38-56]，以实现缺陷控制，并取得了一系列的研究成果，应用于先进复合材料构件设计与制造过程中，对提高结构效率、可靠性等具有重要价值。

早在 20 世纪 80 年代，美国空间材料实验室就集中实施了称作“工艺科学”的研究计划，其目的是系统掌握复合材料内部制造缺陷特征情况，对复合材料的固化过程进行科学的分析，研究缺陷形成机制，优化工艺参数及控制措施，指导复合材料制造[49][50]。计划的第一阶段以环氧树脂基复合材料为对象，主要研究树脂流体压力变化的影响，在此基础上发展了一种新颖的“内加压袋固化法”。第二阶段是探索“厚截面复合材料的工艺科学”，主要研究与厚截面复合材料制件固化相关的问题。第三阶段为“计算机辅助复合材料固化研究”，它提出了复合材料固化过程中的通用数学模型，探讨工艺参数变化对产品质量的影响。

Fernlund 等人[57]推导了 Kardos 模型以及 Darcy 定律，认为气泡在预浸料中的流动可看作气体在多孔介质中的传导，提出了一种简单的三步法来在复合材料制造中实现低孔隙率：①真空排出滞留的空气。进行足够长的室温真空减压以去除大部分滞留的空气（可能还有一些溶解的水分）。②将挥发物保存在溶液中。加热层压板使其固化，但保持树脂压力足够高，以保持溶液中溶解的挥发物，直到树脂胶凝。③树脂渗透。确保有足够的时间（和树脂压力）让树脂渗入层间和纤维束内的任何真空空间。北航顾轶卓等[46]针对结构复合材料体系建立热压罐成型工艺模拟装置平台，研究成型压力、加压时机、吸胶方式及试样厚度等因素对气孔缺陷形成的影响，用于指导航天复合材料构件气孔缺陷的控制。常文等人[58]分析了温度曲线、施加压力对复合材料中孔隙率的影响，结果表明：降低固化温度有利于消除孔隙缺陷，降低孔隙率；增大施加压力有利于降低孔隙率。袁超等人[59]通过预压实及工艺软膜的方式以降低 R 角区域缺陷。戴宗妙等人[60]针对铺层方式对预浸料特性的影响，对单向 0 ℃铺层、正交 90 ℃铺层、斜交 45 ℃铺层的预浸料压缩特性进行测试，发现孔隙容易在预浸料搭接处出现。陈争新等人[61]采用统计分析的方法考察了 T300/QY8911 复合材料构件分层原因，从原材料工艺性、加压时机及固化温度等方面制定了工艺控制措施。

航天结构复合材料具有大/变厚度加厚区、开口区、筋条/桁条等结构特征，主承力结构为回转体，具有复杂结构特征，与航空壁板类结构不同，其内部缺陷的控制更为复杂。

航天材料及工艺研究所李健芳等人[8][40]针对航天结构，从热传导/固化反应和树脂流动/纤维密实两方面对 MT300/603 复合材料热压罐成型工艺进行仿真分析，基于 Biot 固结理论，将预浸料层合结构假设为三维多孔介质结构，建立热压罐成型过程中的树脂流动/纤维密实数学模型，描述树脂流动与纤维密实导致的纤维分布状态的变化，如图 5 所示。以固化过程中的加压点温度和压力值为变量，

采用工艺仿真分析方法，对网格筋条及蒙皮区域内的成型压力、纤维密实性等进行模拟计算，计算结果见图 6~7，据此制定工艺控制措施为适当提高预压实和固化压力，提高纤维密实度，同时筋槽内部设计流胶结构，预压实过程对预浸丝适当吸胶。

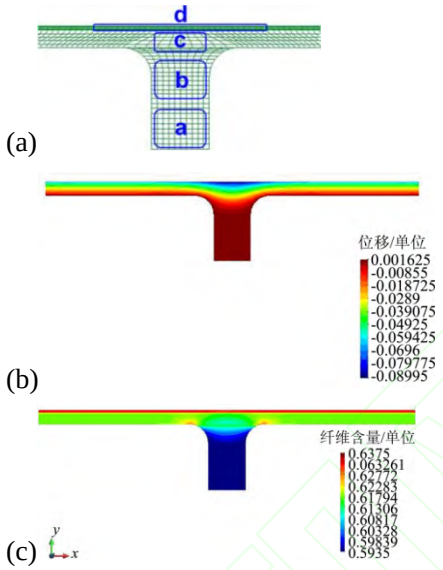


图 5 树脂流动/纤维密实过程仿真[8]
（a）二维模型（b）厚度方向位移分布（c）纤维体积含量分布

Fig.5 Simulation of resin flow and compaction process
(a) two-dimensional numerical model (b) through-thickness displacement distribution (c) fiber volume fraction distribution

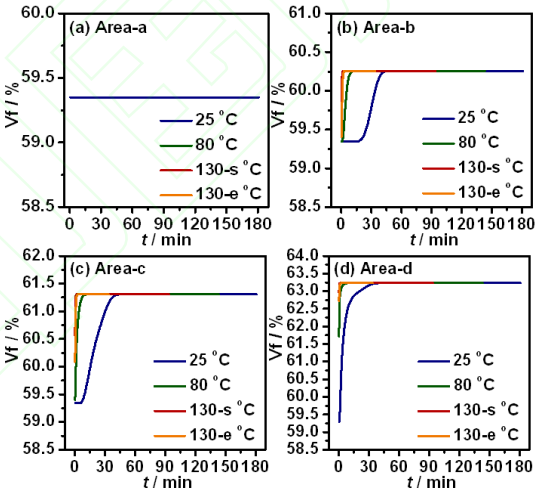


图 6 试验件不同加压温度下的纤维体积含量[40]
Fig.6 Fiber volume fractions of specimens at different pressures and temperatures（a）area-a;（b）area-b;（c）area-c;（d）area-d

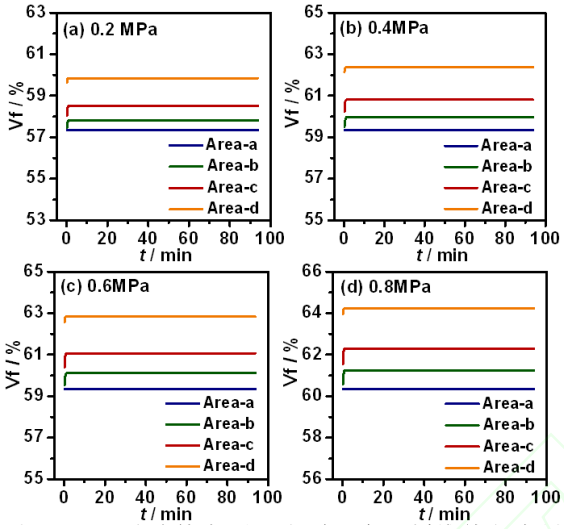


图 7 试验件不同压力下的纤维体积含量[40]

Fig.7 Fiber volume fractions of specimens at different pressures and temperatures（a）area-a;（b）area-b;（c）area-c;（d）area-d

此外，航天材料及工艺研究所与华中科技大学合作建立航天复合材料结构热压罐工艺内部制造缺陷控制方法[34][35][36]。针对舱段复杂结构成型过程拆解，建立“非完美工艺”仿真体系，将复合材料工艺优化的研究对象从“理想状态”拓展至“真实工况”，进行三维建模，模型考虑航天结构件复杂特征、异质模具配合及多种工艺制度下的边界条件，分析结构件内部应力场分布，以 Kardos 气孔平衡生长临界压力作为缺陷是否产生的判据支撑[34]，可预测成型过程内部缺陷分布大小、位置等几何特征，实现缺陷分布定量预测，针对直径 1 米量级复合材料回转体结构该模型预测缺陷位置与测量值吻合，面积比例与测量值偏差 1.89%，3 件构件轴压承载强度离散系数稳定在 1.8%。

近年来，AI 技术在热压罐复合材料成型工艺缺陷研究与控制领域取得了显著进展。在缺陷研究方法层面，深度学习技术被广泛用于缺陷识别与预测：有研究通过构建基于深度学习的复合材料内部缺陷无损检测与量化模型，实现了对孔隙、分层等典型缺陷的自动识别与位置定位[62]；中航复材提出的褶皱风险预测方法，通过计算 R 角区域纤维滑移距离建立经验方程，实现褶皱风险的提前评估[63]。在工艺仿真优化方面，基于扩展物理信息深度算子网络（XPIDON）的代理模型实现了对固化过程的高效仿真与实时控制参数优化，预测性能较现有神经算子提升了 50%[64]。在缺陷控制层面，研究者将 LSTM 网络与强化学习集成，构建了热化学耦合固化过程的实时控制框架，通过动态调整固化曲线有效抑制了温度超调和固化不均等缺陷[65]。此外，数字孪生驱动的多区域固化优化框架利用 LSTM 网络预测树脂固化行为，在提升固化均匀性的同时缩短了 12.5%的固化时间[66]。上述研究表明，AI 技术正推动热压罐工艺从经验驱动向数据驱动的智能化缺陷控制模式转变。

总体来看，工艺过程影响因素对于内部缺陷形成机制影响国内外开展了从结果到机理的研究和分析，但受材料体系、测试方法等因素影响，所得的结果及趋势只能作为参考，没有形成所有复合材料结构性能评估及设计的统一依据。此外，针对航天复杂结构件的内部缺陷控制方法主要集中在通过仿真手段结合试验过程进行工艺参数、工装参数等优化，针对舱段复杂结构已实现缺陷分布的定量预测，其他类型结构的普适性有待进一步验证。未来先进复合材料内部制造缺陷控制方面的研究将聚焦数据与机理驱动的全流程主动控制，向三个主体方向发展：利用机器学习建立结构参数-工艺参数-内部缺陷的智能化模型，实现从事后检测分析向工艺设计前主动反馈的重要转变；发展基于 AI 技术的相场理论揭示热-力-化学多场下缺陷演化机制，高效率指导低缺陷成型工艺；从材料设计角度探索自适应固化与动态界面强化策略，实现对微缺陷的原位抑制调控。

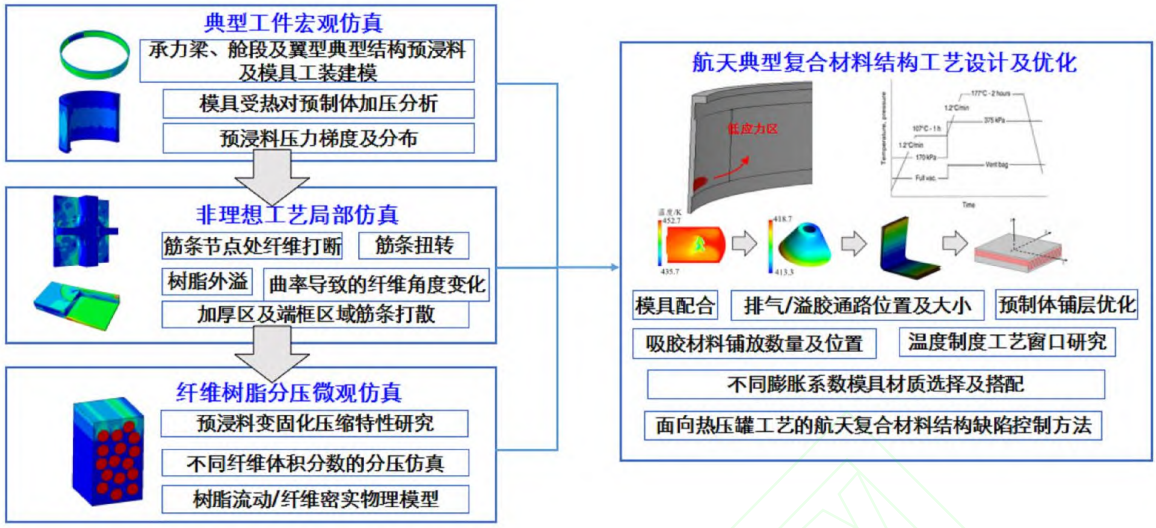


图 8 航天复合材料结构热压罐工艺内部制造缺陷控制方法

Fig. 8 The controlling method for autoclave manufacturing defects of aerospace advanced composite materials

4　结　论

（1）航天复合材料主承力结构大多为柱、锥或异型结构回转体，具有大/变厚度加厚区、开口区、内翻框/插接框、筋条/桁条等复杂结构特征，与航空开放式壁板类结构显著不同，其典型内部缺陷分为气孔、疏松及分层三类。

（2）气孔、疏松的形成机理遵循 Springer 和 Kardos 两个经典模型发展的成核-平衡-生长-迁移四阶段理论；分层缺陷产生由结构因素、工艺因素和材料因素等综合影响，根本原因在于复合材料层间性能远低于面内性能的固有弱点。

（3）现有先进复合材料结构件内部缺陷控制研究主要从工程数据统计分析、经验性/半定量试验方法和工艺过程数字化仿真等多个角度开展，针对舱段复杂结构已实现缺陷分布的定量预测，其他类型结构的普适性有待进一步验证。

（4）未来先进复合材料内部制造缺陷控制研究将聚焦数据与机理驱动的全流程主动控制，向建立结构参数-工艺参数-内部缺陷智能化模型、基于 AI 技术的相场理论及自适应固化/动态界面强化策略三大方向发展。

参考文献（References）

[1] 陈祥宝．先进树脂基复合材料的发展[J]．航空材料学报，2000，20（1）：46-54．
Chen X B.Development of advanced resin matrix composites[J]. Journal of Aeronautical Materials,2000,20(1):46-54(in Chinese).

[2] 郝建伟．先进树脂基复合材料的技术现状及发展方向[J]．航空制造技术，2001，3：22-25．
Hao J W.Technical status and development direction of advanced resin matrix composites[J].Aeronautical Manufacturing Technology,2001,3:22-25(in Chinese).

[3] 陈积懋，余南廷．胶接结构与复合材料的无损检测[M]．北京：国防工业出版社，1987．
CHEN J X,YU N T.Nondestructive testing of bonded structures and composite materials[M].Beijing:National Defense Industry Press,1987(in Chinese).

[4] 杜善义，章继峰，张博明．先进复合材料格栅结构（AGS）应用与研究进展[J]．航空学报，2007，28（2）：419-424．
Du S Y,Zhang J F,Zhang B M.Application and research progress of advanced composite grid structure(AGS)[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2007,28(2):419-424(in Chinese).

[5] 马斌捷，盛祖铭，贾亮，王淑范．轴外压作用下复合材料网格加筋柱壳蒙皮铺层和筋条角度优化分析[J]．导弹与航天运载技术，2009，299（01）：41-47．
Ma B J,Sheng Z M,Jia L,Wang S F.Optimization analysis of skin layup and stiffener angle for composite grid-stiffened cylindrical shell under axial external pressure[J].Missiles and Space Vehicles,2009,299(1):41-47(in Chinese).

[6] 提亚峰，唐国金．在轴、外压联合作用下的 C/E 复合材料网格缠绕结构的设计与分析[J]．导弹与航天运载技术，2005（5）：37-38．
Ti Y F,Tang G J.Design and analysis of C/E composite grid wound structure under combined axial and external pressure[J].Missiles and Space Vehicles,2005(5):37-38(in Chinese).

[7] 王雪明，谢富原，李敏，戴棣，等．热压罐成型复合材料复杂结构对制造缺陷的影响规律[J]．航空学报，2009（4）：757-

762.
Wang X M,Xie F Y,Li Min,Dai D,et al.Influence law of complex composite structure formed by autoclave on manufacturing defects[J].Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009(4): 757-762(in Chinese).
[8] 李健芳，李桂洋，郭鸿俊，等．复合材料网格-蒙皮构件缺陷形成机制及控制技术研究 [J]． 导弹与航天运载技术，2017 （1）：79-83.
Li J F,Li G Y,Guo H J,et al.Research on defect formation mechanism and control technology of composite grid-skin components[J].Missiles and Space Vehicles,2017(1):79-83(in Chinese).
[9] 刘志真，李宏运，益小苏．孔隙率对聚酰亚胺复合材料力学性能的影响[J]．材料工程，2005 （9）：57-58.
Liu Z Z,Li H Y,Yi X S. Effect of porosity on mechanical properties of polyimide composites [J].Materials Engineering,2005 (9):57-58 (in Chinese).
[10] 刘玲，张博明，王殿富，等．聚合物基复合材料中孔隙率及层间剪切性能的实验表征[J]．航空材料学报，2006，26（4）：115-118.
Liu L,Zhang B M,Wang D F,et al.Experimental characterization of porosity and interlaminar shear properties in polymer matrix composites[J].Journal of Aeronautical Materials,2006,26(4): 115-118(in Chinese).
[11] 刘玲， 路明坤， 张博明等． 孔隙率对碳纤维复合材料超声衰减系数和力学性能的影响[J]． 复合材料学报． 2004， 21（5）：116-121.
Liu L,Lu M K,Zhang B M,et al.Effect of porosity on ultrasonic attenuation coefficient and mechanical properties of carbon fiber composites[J].Acta Materiae Compositae Sinica,2004,21(5): 116-121(in Chinese).
[12] 侯日立，王春雨，周平． CCF300/QY8911 层压板破孔损伤快速抢修后的拉伸性能 [J]． 北京航空航天大学学报，2024，50（7）：2172-2183.
HOU R L,WANG C Y,ZHOU P. Tensile properties of rapid repaired CCF300/QY8911 laminates with broken hole damage [J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2024,50 (7):2172-2183 (in Chinese).
[13] Guo T F, Cheng L. Vapor pressure and void size effects on failure of a constrained ductile film[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids,2003, 51(6): 993-1014.
[14] 周睿，关志东，贾云超，等．分层缺陷对复合材料层板压缩性能的影响 [J]． 北京航空航天大学学报，2015，41 （2） ： 311-317． Zhou R， Guan Z D， Jia Y C， et al． Effects of delamination on compressional properties of composite laminate [J]． Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2015，41 （2） ： 311-317 （in Chinese）.
[15] 谢俊， 于洪浩， 冷利， 张罡． 弯曲疲劳下碳纤维复合材料的剩余模量研究[J]．纤维复合材料， 2024，（1）：30-35
Xie J,Yu H H,Leng L,Zhang G. Study on residual modulus of carbon fiber composite under different cycle bending fatigue [J].Fiber Composites,2024 (1):30-35 (in Chinese).
[16] 徐荣章，关志东，刘璐，等。屈曲模态对含缺陷复合材料加筋板后屈曲的影响 [J]． 北京航空航天大学学报，2014，40 （9）：1299-1304.
Xu R Z,Guan Z D,Liu L,et al.Effect of buckling mode on performance of post-buckled composite stringer-tiffened panels with debond[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(9):1299-1304(in Chinese).
[17] 王世勋，石玉红，张希，等。复合材料格栅结构研究进展与应用 [J]． 宇航材料工艺，2017，47 （1）：5-12.
Wang S X,Shi Y H,Zhang X,et al.Application and Research Progress of Composite Lattice Grids Structure[J].Aerospace Materials & Technology,2017,47(1):5-12(in Chinese).
[18] ZHI F,ZHANG Y,SUN J,et al. A new method for detecting internal defects in composite materials based on time of flight[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2022,39(3):314-325.
[19] Hassan, M., Othman, A. & Kamaruddin, S. A review on the manufacturing defects of complex-shaped laminate in aircraft composite structures[J]. Int J Adv Manuf Technol, 2017,91: 4081-4094.
[20] 黄领才．纤维增强聚合物复合材料无损检测方法进展[J]．航空学报，2024，45（5）： 529697.
HUANG L C. Review of nondestructive testing methods for fiber-reinforced polymer composites [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2024,45 (5): 529697 (in Chinese).
[21] 付冬欣， 林莉， 张书宁， 等． 超声检测识别 CFRP 复合材料 PTFE 夹杂与富树脂缺陷[J]． 航空制造技术， 2024， 67（3）：83–88.
Fu D X, Lin L, Zhang S N, et al. Identification of PTFE inclusion and rich resin defects in CFRP composites by ultrasonic testing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(3): 83–88.
[22] Little JE, Yuan X and Jones MI. Characterisation of voids in fibre reinforced composite materials[J].NDT & E Int, 2012,46: 122– 127.
[23] Oromiehie E , Prusty B G , Compston P ,et al.Automated Fibre Placement based Composite Structures: Review on The Defects, Impacts and Inspections Techniques[J].Composite Structures, 2019, 224(SEP.):110987.
[24] Mehdikhani L, S V.Voids in fiber-reinforced polymer composites: A review on their formation, characteristics, and effects on mechanical performance[J].Journal of Composite Materials, 2019, 53(12):1579–1669.
[25] Arns J Y , Oromiehie E , Arns C ,et al.Micro-CT analysis of process-induced defects in composite laminates using AFP[J].Materials and Manufacturing Processes, 2021, 36(2):1-10.
[26] Schell JSU, Deleglise M, Binetruy C, et al. Numerical prediction and experimental characterisation of mesoscale-voids in liquid composite moulding[J]. Compos Part A Appl Sci Manuf ,2007,38: 2460–2470.
[27] Nikishkov Y, Airoldi L and Makeev A. Measurement of voids in composites by X-ray Computed Tomography[J].Compos Sci Technol,2013, 89: 89–97.
[28] Madra A, Hajj NE and Benzeggagh M. X-ray microtomography applications for quantitative and qualitative analysis of porosity in woven glass fiber reinforced thermoplastic[J]. Compos Sci Technol, 2014, 95: 50–58.
[29] Gurdal Z, Tomasino AP and Biggers SB. Effects of processing induced defects on laminate response[J]. Interlaminar tensile strength, Sampe J ,1991,27: 39–49.
[30] Agius SL, Magniez KJC and Fox BL. Cure behaviour and void development within rapidly cured out-of-autoclave composites[J]. Compos Part B Eng, 2013, 47: 230–237.
[31] Hernandez S, Sket F, Gonzalez C, et al. Optimization of curing cycle in carbon fiber-reinforced laminates: void distribution and mechanical properties[J]. Compos Sci Technol, 2013,85: 73–82.

[32] 周晓军，游红武，程耀东。含孔隙碳纤维复合材料的超声衰减模型 [J]. 复合材料学报，1997，14 （3）：99-106.
Zhou X J,You H W,Cheng Y D.Ultrasonic attenuation model of carbon fiber composites containing pores[J].Acta Materiae Compositae Sinica,1997,14(3):99-106(in Chinese).
[33] 华志恒，周晓军，刘继忠。碳纤维复合材料 （CFRP） 孔隙的形态特征 [J]. 复合材料学报，2005，22 （6）：103-107.
Hua Z H,Zhou X J,Liu J Z.Morphological characteristics of pores in carbon fiber reinforced plastic(CFRP)[J].Acta Materiae Compositae Sinica,2005,22(6):103-107(in Chinese).
[34] 陈文龙，吴柯锐，于雅琳，等。纤维增强 802 双马树脂基复合材料成型孔隙演变观测 [J]. 化工新型材料，2025，53 （6）：192-197.
Chen W L,Wu K R,Yu Y L,et al.Observation on pore evolution during forming of fiber reinforced 802 bismaleimide resin matrix composites[J].New Chemical Materials,2025,53(6):192-197(in Chinese).
[35] 周何乐子，周华民，方俊文，等．一种含多挥发物的复合材料成形中孔隙缺陷优化方法及系统：中国，202411519737．4 [P]．2025-02-07.
ZHOU H L Z, ZHOU H M, FANG J W, et al. A pore defect optimization method and system in composite material forming containing multiple volatile substances:China,202411519737.4 [P].2025-02-07(in Chinese).
[36] 周华民，周何乐子，张峰嘉，王飞飞，张云，黄志高，李德群．碳纤维复合材料全过程在线监测方法及监测装置：中国，202010762894．3 [P]．2024-05-28.
ZHOU H M, ZHOU H L Z, ZHANG F J, WANG F F, ZHANG Y, HUANG Z G, LI D Q. Carbon fiber composite whole-process online monitoring method and monitoring device:China,202010762894.3[P].2024-05-28(in Chinese).
[37] Wang X , Zhang Z , Xie F ,et al.Correlated Rules between Complex Structure of Composite Components and Manufacturing Defects in Autoclave Molding Technology[J].Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2009, 28(22):2791-2803.
[38] 谢富原，王雪明，李敏，等．复合材料结构几何要素与制造缺陷的关联分析[J]．材料工程， 2009（S1）：84-92.
Xie F Y,Wang X M,Li M,et al.Correlation Between Geometric Factors of Composite Components and Manufacturing Defects[J].Journal of Materials Engineering,2009(S1):84-92(in Chinese).
[39] 王雪明，谢富原，李敏，等．复合材料构件热压罐成型工艺质量的群子理论分析[J]．复合材料学报， 2010， 27（4）： 70-74.
Wang X M,Xie F Y,Li M,et al.Sub-cluster theory analysis of process quality for composite components by autoclave process[J].Acta Materiae Compositae Sinica,2010,27(4):70-74(in Chinese).
[40] 李桂洋， 赵光辉， 韩志昌， 等．MT300/603 复合材料工艺仿真与缺陷控制 [J]. 航空材料学报，2018，38 （4）：115-122.
LI G Y,ZHAO G H,HAN Z C,et al.MT300/603 composite process simulation and defect control[J].Journal of Aeronautical Materials,2018,38(4):115-122(in Chinese).
[41] Talreja R. 5 – manufacturing defects in composites and their effects on performance. In: Irving PE and Soutis C (eds) Polymer composites in the aerospace industry[M]. UK:Woodhead Publishing, 2015, 99–113.
[42] Huang Y, Varna J and Talreja R. Statistical methodology for assessing manufacturing quality related to transverse cracking in cross ply laminates[J]. Compos Sci Technol 2014, 95: 100–106.
[43] Kardos JL, Dudukovic MP, Dave R. Void growth and resin transport during processing of thermosetting-matrix composites[J]. Adv Polym Sci, 1986, 80: 102-123.
[44] 任明法，黄其忠，陈浩然．复合材料成型工艺中的孔隙发展规律[C]//第 17 届全国复合材料学术会议论文集．2014.
REN M F,HUANG Q Z,CHEN H R.Development law of pores in composite forming process[C]//Proceedings of the 17th National Conference on Composite Materials.2014(in Chinese).
[45] Loos AC and Springer GS. Curing of epoxy matrix composites[J]. J Compos Mater 1983, 17: 135–169.
[46] GU Y Z,LI M,ZHANG Z G,SUN Z J.Measuring method and process analysis of void formation conditions for resin matrix composites[J].Engineering, Materials Science,2009.
[47] 孙凯，李敏，顾轶卓，等． 热压罐零吸胶工艺树脂压力在线测试及其变化规律[J]． 复合材料学报，2010， 27（4）： 94-99.
Sun K, Li M, Gu Y Z, et al. On-line measurement and variation of resin pressure in autoclave zero-absorbent process [J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2010,27 (4):94-99 (in Chinese).
[48] 王科，顾轶卓，李敏，等． 零吸胶工艺复合材料层板成型质量与预浸料特性关联分析[J]． 玻璃钢/复合材料，2011（3）： 28-33.
Wang K, Gu Y Z, Li M, et al. Correlation analysis between molding quality and prepreg characteristics of zero-absorbent composite laminates [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites,2011 (3):28-33 (in Chinese).
[49] 王玲玲，王吉辉，苏一轩，等．一种纤维增强酚醛树脂基复合材料的成型系统： CN202321382410[P]． 2023-11-17.
Wang L L, Wang J H, Su Y X, et al. A molding system of fiber reinforced phenolic resin matrix composites: CN202321382410 [P]. 2023-11-17 (in Chinese).
[50] 马飞， 杨雯， 梁希凤． 厚壁碳/酚醛复合材料热压罐固化工艺优化[J]． 宇航材料工艺， 2017， 47（3）： 12-15.
Ma F, Yang W, Liang X F. Optimization of autoclave curing process for thick-walled carbon/phenolic composites [J]. Aerospace Materials & Technology,2017,47 (3):12-15 (in Chinese).
[51] YANG T, ZHOU J, LI Y G, et al. Investigation of the evolution and movement of volatile bubbles in the process of curing polyimide composites by in-situ observation[J]. Composite Structures, 2025, 366: 119224.
[52] MAGATO J. A method for the in-situ characterization and modeling of polyimide prepreg compaction during composite fabrication[D]. Dayton: University of Dayton, 2018.
[53] 陈超，张娅婷，顾轶卓，等．碳纤维/环氧复合材料孔隙缺陷的工艺影响因素研究[J]．玻璃钢/复合材料，2014（5）：51-55.
CHEN C,ZHANG Y T,GU Y Z,et al.Study on technological influencing factors of pore defects in carbon fiber/epoxy composites[J].Fiber Reinforced Plastics Composites,2014(5): 51-55(in Chinese).
[54] 刘梓楠，于雅琳，王荣，等．热压罐压力对双马树脂基复合材料孔隙及力学性能的影响[J]．高分子材料科学与工程，2025.
LIU Z N,YU Y L,WANG R,et al.Effect of autoclave pressure on porosity and mechanical properties of bismaleimide resin matrix composites[J].Polymer Materials Science & Engineering,2025(in Chinese).
[55] Suriani M J,Rapi H Z,Ilyas R A,et al.Delamination and manufacturing defects in natural fiber-reinforced hybrid composite: a review[J].Polymers,2021,13(9):1323.
[56] Wisnom M R.The role of delamination in failure of fibre-reinforced composites[J].Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences,2012,370(1965):1850-1870.

[57] Fernlund G,Wells J,Fahrang L,et al.Causes and remedies for porosity in composite manufacturing[C]//IOP Conference Series: Materials Science and Engineering.UK:IOP Publishing,2016.
[58] 常文，张佐光，顾轶卓，等．热压成型环氧复合材料层板孔隙缺陷可控性[C]//中国航空学会 2007 年学术年会论文集．2007．
CHANG W,ZHANG Z G,GU Y Z,et al.Controllability of pore defects in hot-pressed epoxy composite laminates[C]// Proceedings of 2007 Annual Conference of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics.2007(in Chinese).
[59] 袁超，李锋，陈静，等．复合材料 C 形梁 R 角孔隙率影响因素研究[J]．复合材料科学与工程，2022（8）：105-109．
YUAN C,LI F,CHEN J,et al.Study on influencing factors of R-angle porosity of composite C-beams[J].Composites Science and Engineering,2022(8):105-109(in Chinese).
[60] 戴宗妙，彭雪峰，刘喜宗，等．铺层方式对碳纤维预浸料不同温度下压缩特性的影响[J]．材料工程，2021，35（Z2）：564-569．
DAI Z M,PENG X F,LIU X Z,et al.Effect of layup mode on compression properties of carbon fiber prepreg at different temperatures[J].Journal of Materials Engineering,2021,35(Z2): 564-569(in Chinese).
[61] 陈争新，何博文，林正．层叠法制造复合材料制件分层原因分析及控制[J]．科技资讯，2011（10）：68．
CHEN Z X,HE B W,LIN Z.Analysis and control of delamination causes of composite parts manufactured by lamination method[J].Science & Technology Information,2011(10):68(in Chinese).
[62] 王志强，郑文雄，郭延鹏，等．基于深度学习的复合材料内部缺陷无损检测与量化方法： CN121707985A [P]． 2026-03-24．
Wang Z Q, Zheng W X, Guo Y P, et al. A non-destructive testing and quantification method for internal defects of composite materials based on deep learning: CN121707985A [P]. 2026-03-24 (in Chinese).
[63] 王峰，张强，张扬，等． 一种热压罐成型工艺中 R 角区域褶皱的预测模型建立方法： CN121787095A[P]． 2026-04-04．
Wang F, Zhang Q, Zhang Y, et al. A prediction model establishment method for R-angle region wrinkling in autoclave molding process: CN121787095A [P]. 2026-04-04 (in Chinese).
[64] Ramezankhani M, Deodhar A, Birru D, et al. An extended physics-informed neural operator for accelerated design optimization in composites autoclave processing[J]. Composites Part B: Engineering, 2025, 305: 112667.
[65] Tang W Y, He L, Hui X Y, et al. A real-time optimization method for thermo-chemical coupled curing process of composites with LSTM network[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2025, 138: 90-99.
[66] Kamath S, Adab N, Srivastava R, et al. Digital twin-driven machine learning optimization framework for multizone curing control in wind turbine blade manufacturing[C]//Proceedings of the NSF Workshop on Advanced Manufacturing and Digital Twins. 2025: 1-8.