



基于组合芯模维形传压的复合材料帽型加筋构件固化过程压力分布及成型质量

常腾飞 湛利华 邓帆 李树健

Pressure distribution and forming quality of composite hat-stiffened structures during curing process based on combined mandrel pressurization method

CHANG Tengfei, ZHAN Lihua, DENG Fan, LI Shujian

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220705.001>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

热模压预成型工艺参数对复合材料帽型长桁质量的影响

Effects of hot stamp forming process parameters on quality of the hat-shaped structure preforms of composites
复合材料学报. 2021, 38(10): 3270–3280 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20201215.004>

基于多学科耦合的复合材料帽型加筋板制造仿真

Simulation of manufacture of the hat-stiffened composite plate based on multidisciplinary coupling
复合材料学报. 2021, 38(12): 4150–4160 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210301.002>

复合材料帽形加筋壁板轴压屈曲与后屈曲性能

Buckling and post-buckling performance of hat-stiffened composite panels under axial compression load
复合材料学报. 2018, 35(8): 2014–2022 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20171120.001>

复合材料帽型加筋壁板的失效机制分析与改进设计

Failure mechanism analysis and design of omega stiffened composite panel
复合材料学报. 2017, 34(11): 2479–2486 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170626.001>

实验分析帽型加筋壁板填充芯材下方蒙皮褶皱成因

Experimental analysis of the causes of skin wrinkles below the radius filler of hat-stiffened skins
复合材料学报. 2020, 37(12): 3064–3070 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200323.002>

非热压罐工艺模具对复合材料加筋壁板固化变形影响的有限元分析

FEM analysis of the mold influence on curing deformation of stiffened composite panel in the out-of-autoclave process
复合材料学报. 2018, 35(2): 347–355 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170412.005>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20220705.001

基于组合芯模维形传压的复合材料 帽型加筋构件固化过程压力分布及成型质量



分享本文

常腾飞¹, 湛利华^{*2}, 邓帆², 李树健¹

(1. 湖南科技大学 机电工程学院, 湘潭 411201; 2. 中南大学 轻合金研究院, 长沙 410006)

摘要: 为改善硅橡胶芯模辅助成型中调型孔工艺窗口过窄, 导致复合材料帽型件成型质量对其敏感性过高问题, 提出硅橡胶芯模&真空袋气囊组合新方法, 并对不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊下成型的复合材料帽型件固化过程中压力分布和固化后成型精度、微观结构与力学性能进行了研究。结果表明: 未开设调型孔&真空袋气囊, 构件内部压力大小波动明显且不均分布, 随着孔占比 X_S 的增大, 在 $X_S=0.40\sim0.53$ 内, 构件内部压力均匀且稳定在所需压力 0.6 MPa, 同时, 构件厚度和型腔高度平均差值仅为 0.046 mm 和 0.40 mm, 其三角区域微观结构质量较高, 平均拉脱性能和增幅分别为 3.42 MPa 和 23.02%。本文提出的方法具有更宽的调型孔工艺窗口, 在复合材料帽型件固化成型领域具备一定应用潜力。

关键词: 复合材料; 帽型加筋构件; 共固化; 组合芯模; 成型质量

中图分类号: TB332 文献标志码: A 文章编号: 1000-3851(2023)05-2609-12

Pressure distribution and forming quality of composite hat-stiffened structures during curing process based on combined mandrel pressurization method

CHANG Tengfei¹, ZHAN Lihua^{*2}, DENG Fan², LI Shujian¹

(1. School of Mechanical Engineering, Hunan University of Science and Technology, Xiangtan 411201, China;

2. Light Alloy Research Institute, Central South University, Changsha 410006, China)

Abstract: In order to improve the problem that the process window for the size of the silicone rubber mandrel was too narrow, which led to the high sensitivity of the forming quality of the composite hat-stiffened structure, a novel mandrel pressurization method combining silicon rubber mandrel and vacuum bag airbag was proposed, and the pressure distributions in the co-curing process and the forming accuracy, microstructure and mechanical properties of the composite hat-stiffened structures formed under the combined mandrel with different adjustable apertures were studied. The results show that the internal pressure fluctuates obviously and unevenly without the opening of adjustable aperture. With the increase of aperture proportion X_S , the internal pressure is uniform and stable at the required pressure of 0.6 MPa within $X_S=0.40\sim0.53$. At the same time, the average differences between the component thickness and the cavity height are only 0.046 mm and 0.40 mm. The microstructure quality of the triangular area is high, and the average pull-off performance and increase rate are 3.42 MPa and 23.02% respectively. The method proposed in this study has a wider process window of adjustable aperture, which has a certain application potential in the forming manufacturing of composite hat-stiffened structures.

Keywords: composite; hat-stiffened structures; co-curing; combined mandrel; forming quality

收稿日期: 2022-05-17; 修回日期: 2022-06-17; 录用日期: 2022-06-18; 网络首发时间: 2022-07-06 09:30:15

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220705.001>

基金项目: 湖南省科技创新计划(2020 RC4001); 湖南科技大学博士科研启动资金(E52077)

Science and Technology Innovation Program of Hunan Province (2020 RC4001); Doctoral Research Startup Fund of Hunan University of Science and Technology (E52077)

通信作者: 湛利华, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为树脂基复合材料构件成形制造 E-mail: yjs-cast@csu.edu.cn

引用格式: 常腾飞, 湛利华, 邓帆, 等. 基于组合芯模维形传压的复合材料帽型加筋构件固化过程压力分布及成型质量 [J]. 复合材料学报, 2023, 40(5): 2609-2620.

CHANG Tengfei, ZHAN Lihua, DENG Fan, et al. Pressure distribution and forming quality of composite hat-stiffened structures during curing process based on combined mandrel pressurization method[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(5): 2609-2620(in Chinese).

作为轻质高性能材料，先进树脂基复合材料具有比强度与比模量高、各向异性及可设计性强等特点，广泛适用于大飞机主承力构件的成型制造^[1-3]。大飞机主承力构件通常由蒙皮和细部长桁组合而成，按加强筋长桁形状一般可分为T型、L型、工型和帽型等^[4-5]，其中，由于结构稳定性好、传递轴向载荷效率高等优点，帽型加筋构件已成为机身段主承力构件的首选^[6]。

在复合材料帽型加筋构件热压成型过程中，其外部一般由刚性模具进行传压和外部轮廓赋形，而内部由于特有的梯形空腔存在，需要内设芯模进行结构支撑来辅助成型。目前，用于帽型加筋构件内部空腔支撑的芯模主要有金属芯模、真空袋气囊、硅橡胶芯模等。其中，金属芯模由于脱模十分困难，在实际制造过程中已不被采用。而真空袋气囊芯模和硅橡胶芯模是两种常用芯模形式。真空袋气囊芯模主要将罐压引入制件帽型件内部空腔，传压均匀、稳定，但柔软的真空袋气囊维形效果较差，同时帽型件固化后不均匀凸起极易引起泄露，导致较高的废品率及安全问题。硅橡胶柔性芯模由于具有良好的受热特性，渐渐成为制造帽型加筋构件的首选辅助模具^[7-8]。关键在于：一方面，得益于硅橡胶芯模随温度升高受热膨胀，对帽型件内部空腔起支撑和传压作用，确保其获得较好的型面精度；另一方面，在固化结束拆卸工装时，硅橡胶芯模受冷收缩，脱模较容易。

针对复合材料帽型加筋构件，众多学者在不同方面开展了大量研究。Sun 等^[9]研究了复合材料帽型加筋构件在面内剪切下的屈曲行为和承载极限。Tarfouai 等^[10]利用冲击实验阐述了复合材料帽型加筋构件的动力力学行为和损伤效应。张国凡等^[11]针对端头斜削的复合材料帽型加筋构件，分析了其在压缩载荷下的失效机制。戴征征等^[12]对含预填块复合材料帽型加筋板弯曲性能进行了研究。李哲夫等^[13]采用热模压装置将复合材料帽型长桁进行预成型，研究了预成温度和速度对预制体质量的影响。Sala^[14]研究了硅橡胶材料加压受热过程中的热膨胀行为，指出材料本身热膨胀系数和弹性模量过大将对加压过程产生影响。Kim 等^[15]分析了不同结构硅橡胶芯模对帽型加筋结构固化过程中表面压力分布影响。Xie 等^[7]提出了利用硅橡胶薄壁气囊辅助成型帽型加筋构件的

方法，该方法改善了真空气囊中易磨损、发生褶皱导致成型质量差的问题，但因硅橡胶厚度较薄，无法有效支撑维形。马成等^[16]对真空气囊辅助成型方法进行了改进，通过在真空气囊外表面放置硅橡胶薄壁气囊，研究了不同硅橡胶材料硬度对帽型加筋构件成型厚度的影响，结果表明：在特定条件下(硬度仅为 HA 50)，构件成型厚度均匀性较好，但在铺放-封装阶段，仍存在难以支撑维形问题。为此，Li 等^[17]采用硅橡胶芯模，并在芯模内部预设圆形孔，研究了其对复合材料帽型加筋构件成型质量的影响。然而，鲜有文献系统深入的开展芯模结构对复合材料帽型加筋构件固化过程压力分布及成型质量的研究。同时，针对硅橡胶芯模辅助成型复合材料帽型加筋构件，上述文献有提出在硅橡胶芯模内部预制调型孔来调节硅橡胶芯模热膨胀量的方法，但研究表明，帽型件梯形空腔结构极度依附预制调型孔尺寸，并且其尺寸范围过窄，比如圆形孔合适尺寸仅为 12 mm，一旦调型孔尺寸超出该指定数值，并无法保持对梯形空腔的支撑维形和传压效果。因此，这种预制调型孔方法仍存在很大的改进空间。

鉴于此，本文在硅橡胶芯模预设调型孔辅助成型基础上，联合真空袋气囊传压均匀、稳定等优势，提出一种硅橡胶芯模&真空袋气囊复合式组合新方法。通过自行搭建的毛细管压力传感器在线监测系统，研究不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊条件下复合材料帽型加筋构件固化过程中压力分布规律，并对其固化后的成型质量及力学性能进行综合分析，为硅橡胶芯膜调型孔的选用提供更宽的工艺窗口。最终实现成型压力稳定、均匀的传递，同时，降低对硅橡胶芯模尺寸的敏感要求，进而解决维形效果差、尺寸精度低等难题。

1 硅橡胶芯模与真空袋气囊组合的维形传压思路

在硅橡胶芯模&真空袋气囊辅助固化成型工艺中，复合材料帽型件预制体位于硅橡胶芯模和外部刚性盖板模具之间，而硅橡胶芯模内预设与帽型件内部梯形空腔结构形状一致的梯形孔，与此同时将圆筒形真空袋气囊穿过整个调型孔，引出后与外部封装真空袋结合，并使用耐高温密封胶将筒形真空袋密封，如图 1 所示。在热压罐设备中对该体系进行升温加压，由于调型孔内部与罐内空气相通，罐内温度和成型压力经真空袋气

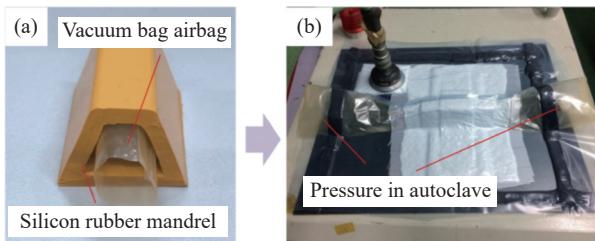


图 1 硅橡胶芯模&真空袋气囊组合模式(a)和封装实物图(b)

Fig. 1 Physical drawing of combination mode and vacuum airbag (a) and packaging (b) of silicon rubber mandrel

囊传递给硅橡胶芯模，并通过硅橡胶芯模将罐内温度和成型压力向预制体传递，在外部刚性模具的配合成型下，实现构件的最终成型。

本文中硅橡胶芯模直接与预制体接触，在体系加热前期即对预制体起支撑作用，避免预制体前期因受热产生较局部结构变形。然而，由于硅橡胶芯模受热发生体积膨胀，并且随着温度的升高，热膨胀量会不断增加。此时，通过在硅橡胶芯模内预设调型梯形孔，考虑芯模受热向外膨胀的同时还会向孔内收缩特性，来抑制硅橡胶芯模的热膨胀，同时利用真空袋气囊将罐内的成型压力引入到预制体内部，不仅能为预制体的固化成型提供稳定、均匀的成型压力，而且因真空袋气囊与预制体间存在柔软的硅橡胶芯模，可有效解决真空袋气囊因破损带来的泄漏问题。因此，是一种基于“维形传压”思路来高效成型复合材料帽型加筋构件的新方法。

2 实验材料及方法

2.1 原材料

实验材料选用单向 T800/环氧树脂预浸料，单层厚度 0.188 mm，树脂体积分数为 35vol%，由商用飞机有限责任公司提供；选用硅橡胶材料由法国 Blue Star 公司生产；固化成型真空袋、透气毡、隔离膜及封装胶带等辅助材料，购于美国 Air Tech 公司。

2.2 设备与仪器

直径 $\phi 1000 \text{ mm} \times 1500 \text{ mm}$ 热压罐系统，大连樱田机械制造有限责任公司；毛细管压力传感器，北京金立石有限公司；光学数码显微镜：OLYMPUS DS \times 500，日本 Olympus 公司；万能拉伸机：CMT5105，珠海市三思泰捷电气设备有限公司；扫描电子显微镜：TESCAN MIRA3 LMU，捷克 TESCAN 公司。

2.3 复合材料帽型加筋构件制备

采用不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊固

化成型复合材料帽型加筋构件。由于硅橡胶芯模外轮廓形状为梯形（并且为等腰梯形），为保证芯模热膨胀均匀性，设置调型孔，并选用与外轮廓相同的梯形孔。对于等腰梯形，以梯形下底中点为坐标原点（图 2(b)），求得形心 C 的坐标 $x_C = 0$, $y_C = h(a+2b)/3(a+b)$ ，其中 a 、 b 、 h 分别代表梯形的长短边和高度。根据硅橡胶芯模外轮廓尺寸，可以获得硅橡胶芯模的形心 C 坐标值为 (0, 17.3)。以该坐标作为芯模梯形孔基点，对芯模分别开设不同尺寸梯形孔。其中，选用专用模具，包括不同尺寸芯模、壳体和盖板，芯模两端具有对心销，可确保硅橡胶芯模精确制作。硅橡胶芯模采用 RHODORSIL RTV3428 A/B，按照质量 10 : 1 搅拌均匀，放置模具中固化取出。

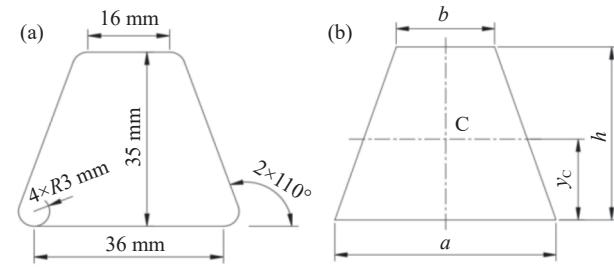
a, b, h—Long side length, short side length and height of trapezoid; C—Centre of form; R—Radius; y_C —Coordinate value

Fig. 2 (a) Outer contour dimension of silicone rubber mandrel;

(b) Schematic diagram of the trapezoidal centroid

为了排除量纲的影响，引入孔占比 X_s ，即调型孔面积与硅橡胶芯模总面积的比值，其公式为

$$X_s = \frac{S_k}{S} \quad (1)$$

式中： S_k 为调型孔面积 (mm^2)； S 为硅橡胶芯模外轮廓面积 (mm^2)。其中，选取 $X_s=0$ 、0.34、0.40、0.48、0.53 及 0.60 共 6 种不同孔占比情况，具体实物图如图 3 所示。

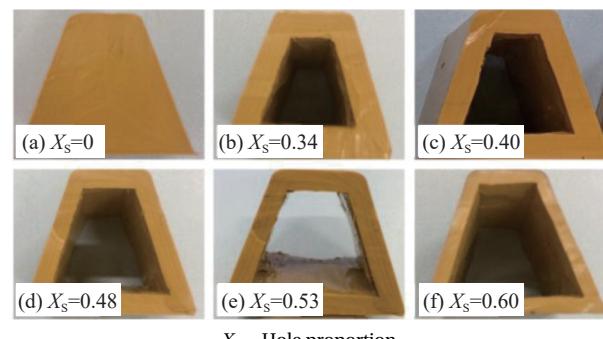


图 3 不同调型孔的梯形孔芯模

Fig. 3 Trapezoidal hole mandrel with different adjustable apertures

复合材料帽型加筋构件的固化成型工艺有共固化成型和胶接固化成型方法^[18]。相比胶接固化成型方法，共固化成型因只需一次完整的固化周期，同时共固化过程不需要使用胶黏剂胶接，既缩短了固化周期，又能够减轻构件质量，并降低各组件之间的装配协调要求。因此，本实验将采用共固化成型方法制备复合材料帽型加筋构件，几何特征如图4所示。

复合材料帽型加筋构件共固化成型过程主要分三步段，如图5所示：(1) 模具准备和预制体铺层设计，模具主要包括金属铝合金平板模具、外部复合材料刚性盖板及预设调型孔的硅橡胶芯模，而预制体的铺层设计分帽型筋条和蒙皮壁板两部分，均为20层，对称铺层，铺层信息分别为

$[\pm 45/0/90/0/90/0/90/0/90]_S$ 和 $[\pm 45/90/-45/\pm 45/45/90/-45/45]_S$ ；(2) 阶段1是将帽型筋条部分按铺层要求置于硅橡胶芯模上进行贴合赋形，然后阶段2是准备筒形真空袋，将筒形真空袋穿入硅橡胶芯模内孔；(3) 帽型件的封装及抽真空固化。

为精确考量不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊条件的影响，实验均采用相同固化工艺路线，即热压罐以 $1.5^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 的升温速率从常温加热至 180°C ，保温 150 min ，随后以 $1.5^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 的降温速率冷却至 60°C 。期间在 60°C 时，罐内压力值由热压罐预设程序控制，加压至 0.6 MPa ，当温度降至 60°C 时卸压。

2.4 毛细管压力传感器系统在线监测

根据帕斯卡定律，施加在密闭液体上的压强，

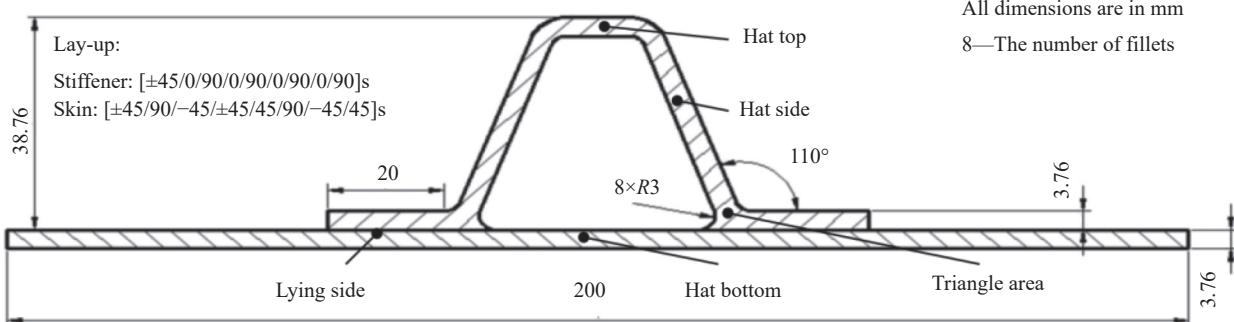


图4 复合材料帽型加筋构件几何尺寸

Fig. 4 Geometric dimension of composite hat-stiffened structure specimen

Step 1: Preparation of mold and materials Step 2: Stage 1: Lay-up of hat stiffener Step 2: Stage 2: Rolling the vacuum bag into a barrel

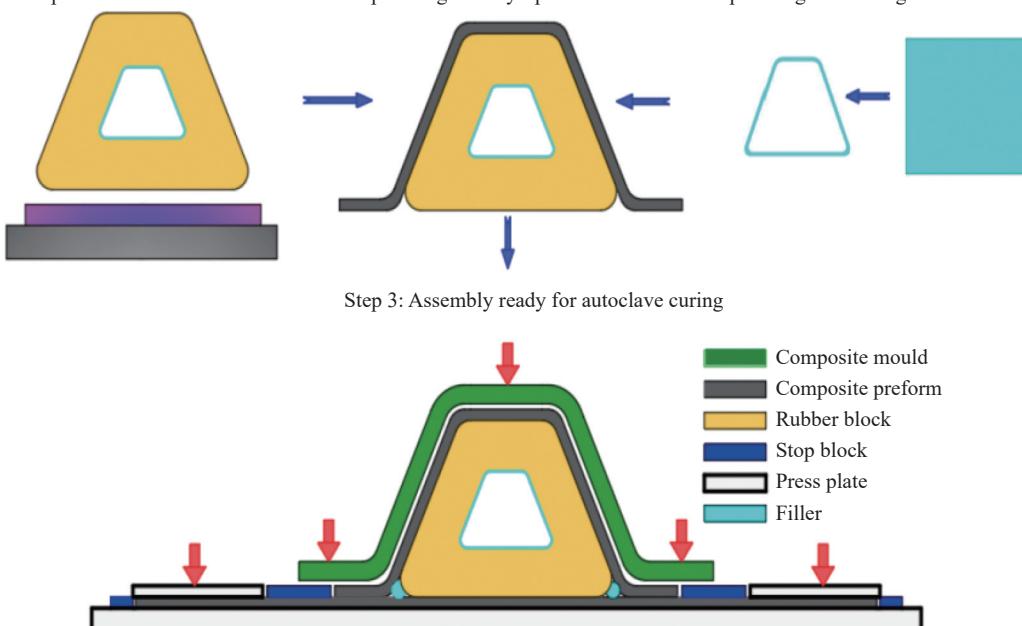


图5 复合材料帽型加筋构件共固化工艺流程

Fig. 5 Co-curing process flow of composite hat-stiffened structure

能够大小不变地由液体向各个方向传递。基于此，自行设计毛细管压力测试系统^[19-20]，如图6所示。从图中可以看出，毛细管压力监测系统核心系统为毛细管压力传感器，主要由毛细管、压力传感器及储油腔组成，压力传感器与储油腔的连接方式为螺纹连接，为了便于排除毛细管和储油腔中残留的气泡，在储油腔上方开设透气孔，并用螺栓进行密封。其中，选用的毛细管为不锈钢管，外管径0.8 mm，管壁厚0.1 mm，硅油为甲苯基硅

油，黏度选用0.1 Pa·s，同时为了确保测压装置更好地响应外界压力的变化，施加压力对应温度为60℃。在进行预制体铺层时，将压力传感器右端连接的毛细管布放在需要监测部位的预制体中间层。由于预制体在常温下具有一定黏度，能够确保毛细管稳定地放置于预制体内，从而实现固化过程中压力有效监测。其中，选取帽型件的帽顶、帽边、帽底、卧边及三角区等关键部位作为压力监测点。

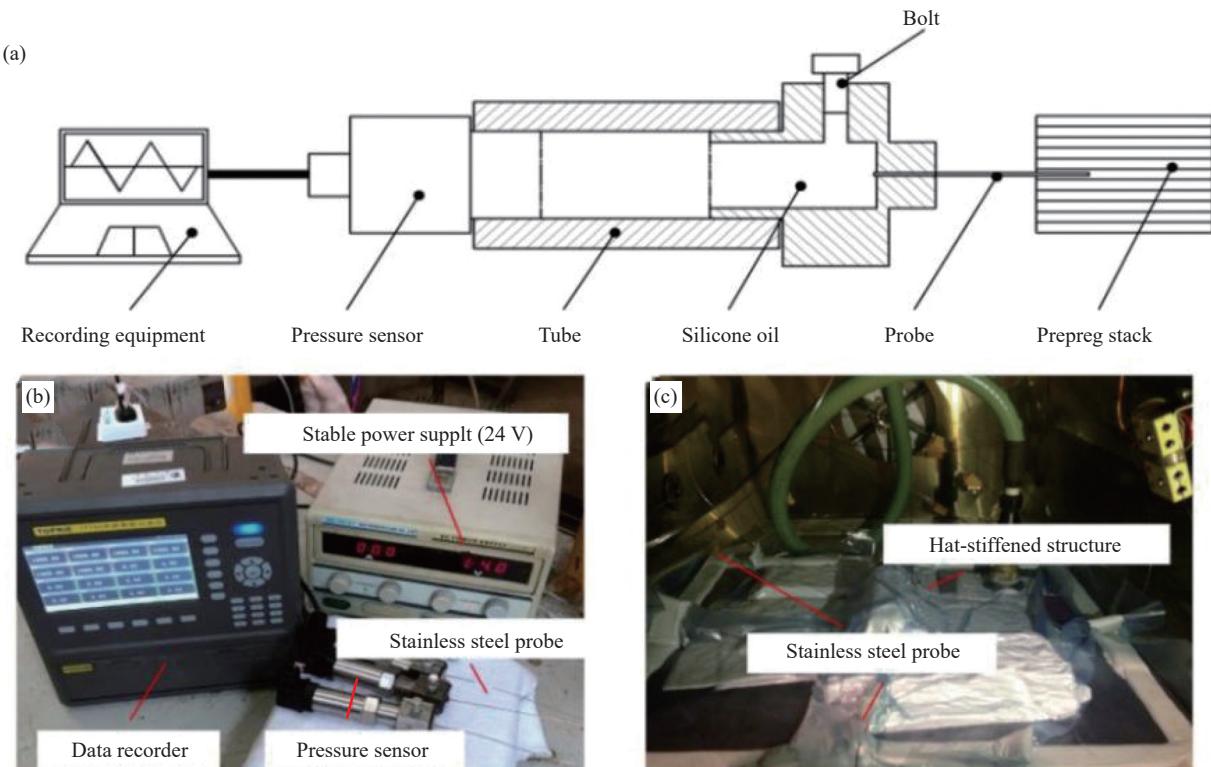


图6 毛细管压力测试系统示意图：(a) 基本原理；(b) 系统组成；(c) 构件封装

Fig. 6 Schematic diagram of capillary pressure test system: (a) Basic principles; (b) Physical system; (c) Packaging to the autoclave

2.5 成型质量表征方法

2.5.1 成型精度检测

不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊对帽型件的成型精度影响，主要表现为帽型件不同位置的厚度差异和型腔高度差异及实际厚度/高度与目标厚度/高度之间产生的厚度/高度超差，选取帽顶、帽边和帽底等关键区域。帽型件厚度和型腔高度的测量工具分别采用千分尺和游标卡尺，其中，型腔高度取值到小数点后一位。

2.5.2 光学显微镜分析

在复合材料帽型件相同的三角区域切割尺寸为10 mm×10 mm试样。依据国家标准GB/T 3365—

2008^[21]，试样由环氧树脂镶嵌，经600#、1 000#、1 500#防水砂纸打磨，打磨好的试样用1 μm金刚石溶液在抛光机上进行抛光，并用超声清洗后，在OLYMPUS DSx500光学显微镜进行试样微观结构形貌分析。

2.5.3 力学性能测试

力学性能测试主要是进行拉脱性能实验。拉脱实验中，选用万能拉伸机设备，并将帽型件试样固定在自制拉脱夹具中，加载速率为0.5 mm/min向上拉伸，直至试样发生断裂，帽型筋条和蒙皮结合处完全脱离，拉脱测试平台和试样破坏如图7所示。

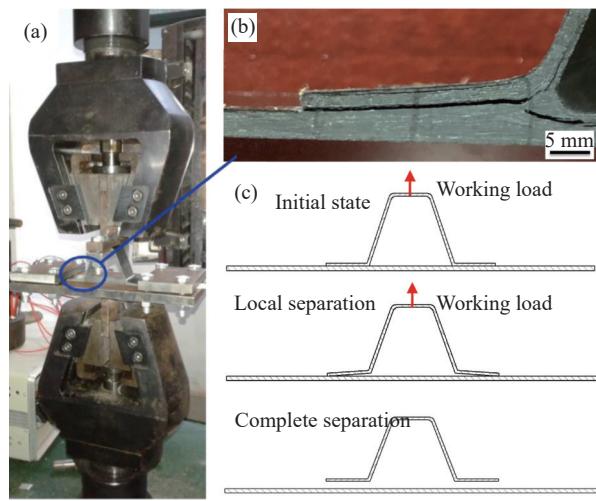


图 7 复合材料帽型加筋构件拉脱破坏试验: (a) 构件夹持;
(b) 界面开裂; (c) 破坏过程示意图

Fig. 7 Pull off failure test of composite hat-stiffened structure: (a) Component clamping; (b) Interface cracking; (c) Failure process diagram

试样长×宽为 200 mm×30 mm, 每组测试试样个数为 5 个, 分别记录最大拉伸载荷, 代入下式进行拉脱性能计算:

$$\sigma_{\text{pull}} = \frac{F_{\max}}{2ab} \quad (2)$$

式中: σ_{pull} 为拉脱性能 (MPa); F_{\max} 为最大拉伸载荷 (N); a 为拉脱性能的界面长度 (mm); b 为拉脱性能的界面宽度 (mm)。试样完全破坏后, 采用扫描电子显微镜对试样断口形貌进行观察, 用于帽型筋条和蒙皮结合界面状态分析。

3 结果讨论与分析

3.1 复合材料帽型加筋构件压力分布结果

通过自行搭建的毛细管压力传感器监测平台, 研究不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊对复合材料帽型件固化过程中压力分布的影响。图 8 为不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊条件下, 帽顶、肋边、帽底、卧边及三角区共 5 个监测点的压力分布情况。

按照预设工艺路线, 当热压罐从室温升温到 60°C 时, 热压罐开始加压至 0.6 MPa。从图 8 可以看出, 当热压罐升温至 60°C 并开始加压时, 帽型结构各监测位置的压力响应具有较高的一致性, 随着热压罐加压至 0.6 MPa, 硅橡胶芯模&真空袋气囊的传压作用逐渐显现, 并开始向预制体施压内部压力。从监测结果来看, 当 $X_S=0$ 时, 即硅橡胶芯模未开设预制孔, 由于主要受硅橡胶芯模热膨胀的影响, 此时帽型件各监测区域的压力分布

波动较大, 而对于开设调型孔&真空袋气囊, 不同 X_S 条件的各监测点压力值大小较稳定, 几乎没有波动现象, 由此说明, 采用孔硅橡胶芯模&真空袋气囊能较好地将罐内压力传输到帽型件中。

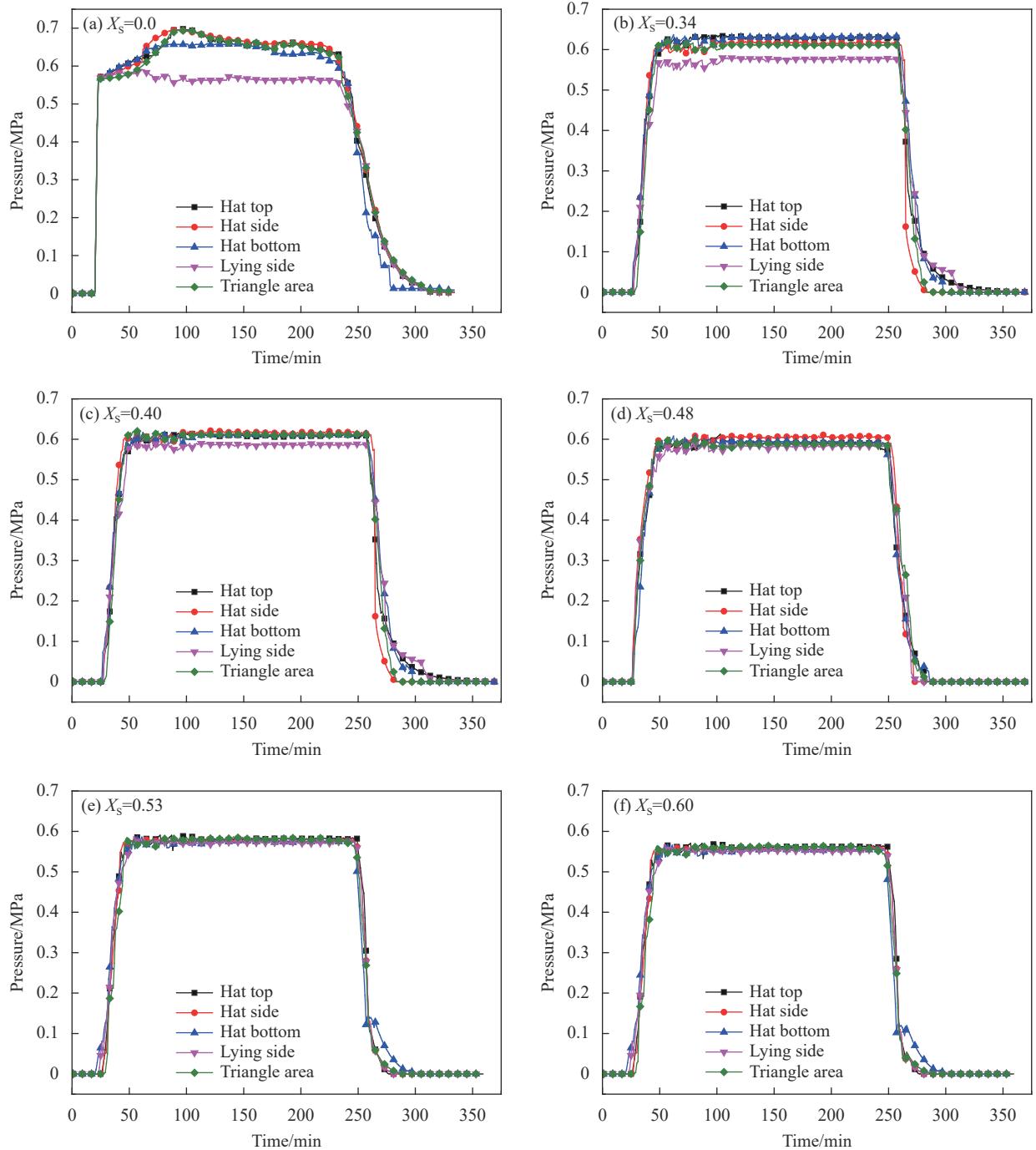
表 1 为不同 X_S 条件下的各监测点稳定阶段的压力分布情况。可以看出, 在压力稳定阶段, 当 $X_S=0$ 时, 即未开设调型孔 & 真空袋气囊, 各监测点的压力大小均匀性非常差, 最大差值达到 0.108 MPa, 不利于最终构件的成型质量; 而当 $X_S=0.34$ 时, 各监测点压力大小虽依旧存在, 分布在 0.577~0.630 MPa 之间, 但要优于未开设调型孔 & 真空袋气囊, 导致各监测点压力大小不均现象主要与硅橡胶芯模热膨胀和收缩有关。硅橡胶芯模在受热膨胀的同时, 由于其调型孔的存在还会向内收缩, 如果孔较小, 则向外膨胀较大, 在罐内压力和热膨胀压力的共同作用下, 导致帽型件内部压力值偏大且不均分布; 随着 X_S 值的增大, 硅橡胶芯模向内收缩程度得到提高, 且不断逼近于硅橡胶芯模向外热膨胀量, 因此, 各监测点的压力大小均匀性得到提高, 当 $X_S=0.40\sim0.53$ 之间时, 各监测点的压力值均逼近 0.6 MPa, 即固化工艺设定的压力值, 同时最大压力差值仅为 0.019 MPa, 这说明在此工艺区间, 硅橡胶芯模&真空袋气囊组合能较好地为帽型件固化成型提供均匀稳定的罐内压力, 同时确保帽型件固化成型所需的罐内压力工艺需求。而当 X_S 增大至 0.60 时, 各监测点压力大小相对偏小, 数值接近至 0.55 MPa, 低于帽型件固化成型所需的罐内压力工艺要求, 表明此时硅橡胶芯模因调型孔过大, 硅橡胶芯模内缩程度大于其热膨胀程度, 由于硅橡胶芯模无法对帽型件内部型腔进行有效的支撑, 进而导致帽型件内部型腔的坍塌而发生大变形, 弱化了硅橡胶芯模&真空袋气囊“维形传压”的作用。

由此可以得出, 采用硅橡胶芯模&真空袋气囊辅助成型, 极大地拓宽了硅橡胶芯模调型孔选用的工艺窗口。在 $X_S=0.40\sim0.53$ 的范围内, 帽型件内部能保持稳定、均匀的罐内压力, 进一步可以推测: 在该工艺区间内, 复合材料帽型加筋构件的成型质量较高。

3.2 复合材料帽型加筋构件成型质量

3.2.1 成型精度结果

在不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊条件下成型的帽型件不同位置厚度尺寸及厚度超差情

图 8 不同孔占比 X_s 条件下复合材料帽型加筋构件各监测点的压力分布曲线Fig. 8 Pressure variation curves at each monitoring position with different hole proportion X_s values of composite hat-stiffened structure

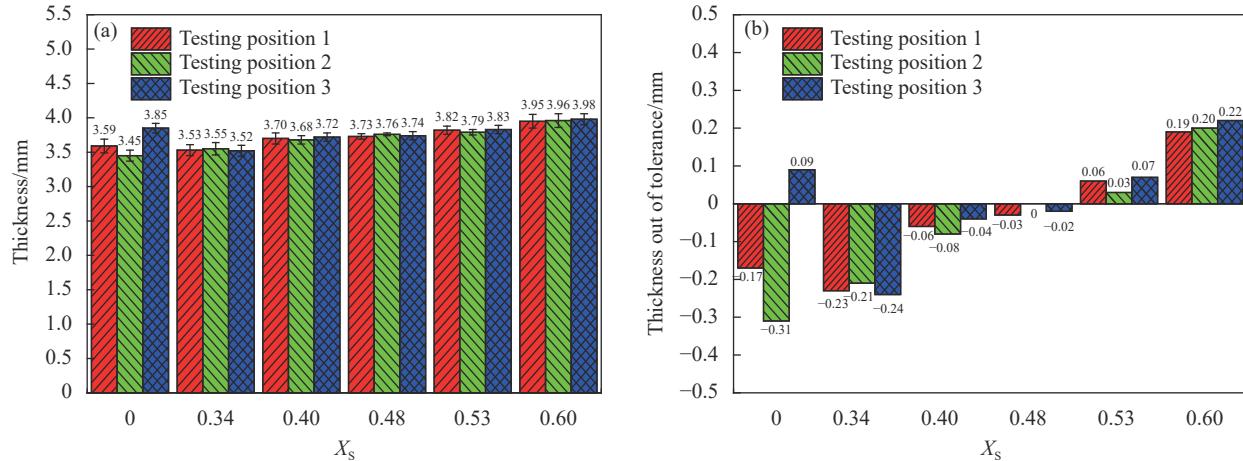
况如图 9 所示。3 个位置设计厚度为 3.76 mm，可以看到，当 $X_s=0$ 时，即未开设调型孔&真空袋气囊，各测试点的厚度尺寸不均分布，且测试点 2 和测试点 3 处存在较大的厚度偏差。工程上将这类实际构件厚度与目标厚度之间的厚度差值称为厚度超差。导致上述现象的主要原因在于此时帽型件的成型压力是由外部罐内压力和内部硅橡胶

模热膨胀压力共同提供，从图 8(f)可以看出，各监测点压力大小均匀性较差，且存在较大波动，由此导致不同位置区域受压密实效果不一致，进而造成帽型件不同位置厚度尺寸不均分布和厚度差值现象。而引入了硅橡胶芯模&真空袋气囊后，可以发现：帽型件不同位置的厚度尺寸均匀性较好，但仍然存在与目标尺寸之间的厚度差值。经

表 1 复合材料帽型加筋构件各监测点稳定阶段的压力分布

Table 1 Corresponding pressure in stable stage of the monitoring positions of composite hat-stiffened structure

X_S	Monitoring positions pressure/MPa					Pressure difference (Max)
	Hat top	Hat side	Hat bottom	Lying side	Triangle area	
0.00	0.681	0.665	0.669	0.671	0.573	0.108
0.34	0.631	0.615	0.630	0.577	0.610	0.054
0.40	0.614	0.610	0.602	0.595	0.612	0.019
0.48	0.591	0.586	0.594	0.588	0.592	0.008
0.53	0.578	0.582	0.576	0.575	0.583	0.008
0.60	0.556	0.558	0.550	0.548	0.553	0.010

图 9 不同孔占比 X_S 条件下复合材料帽型加筋构件各测试位置厚度 (a) 和厚度超差 (b)Fig. 9 Thickness (a) and thickness out of tolerance (b) at each testing position with different hole proportion X_S of composite hat-stiffened structure

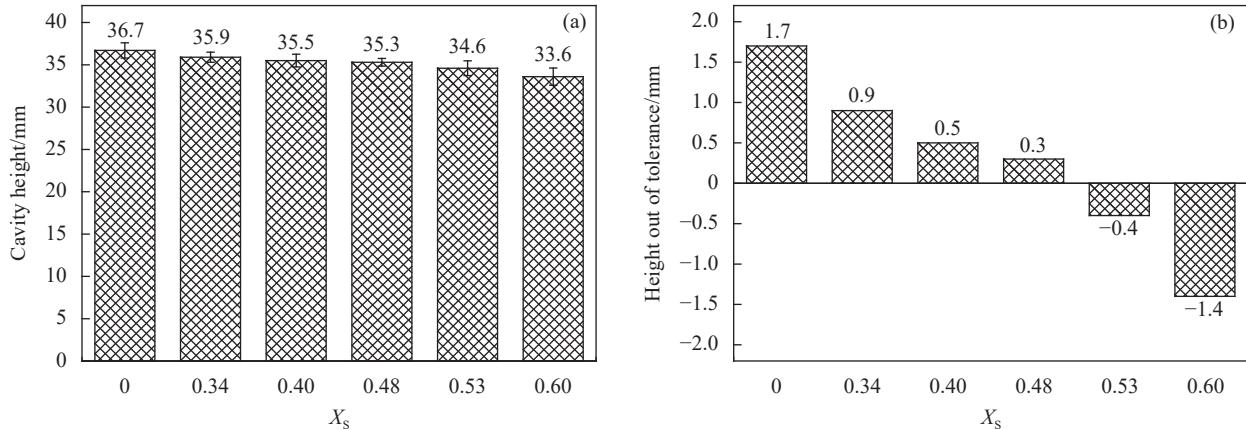
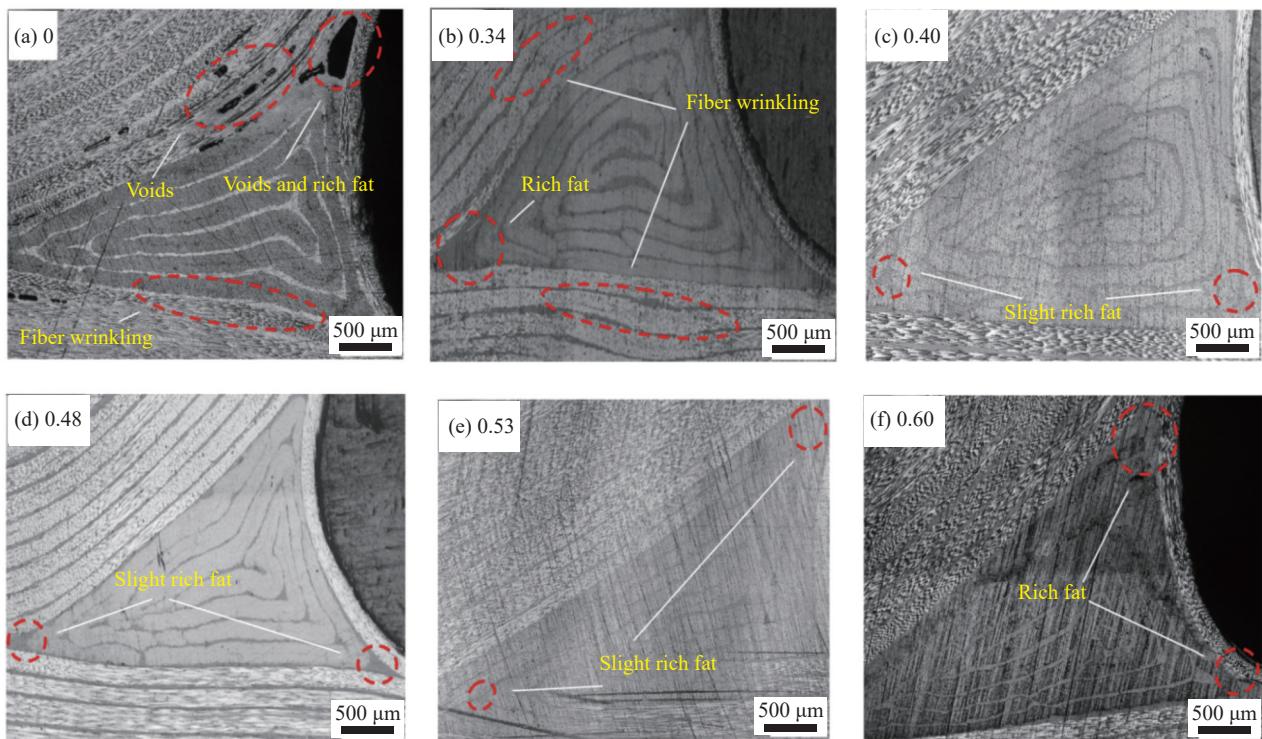
统计, $X_S=0.34$ 时, 平均厚度超差绝对值达到 0.227 mm, 而当 $X_S=0.40$ 时, 平均厚度超差大幅降低, 其绝对值为 0.06 mm, 明显优于以上情形, 即使厚度超差现象存在, 也在合理误差范围内; 随着 X_S 的持续提高, 当 $X_S=0.48$ 时, 平均厚度超差绝对值仅为 0.017, 几乎与设计尺寸大小一致, 这说明此时成型质量非常符合设计要求; 但当 $X_S=0.60$ 时, 则出现了较大的厚度偏差, 平均厚度超差绝对值达到 0.203 mm, 这与 $X_S=0.34$ 所反映的厚度超差现象一致, 厚度误差较大, 在工程实际中是不能忍受的。从实验结果可以看出, 当 $X_S=0.40\sim 0.53$ 时, 平均厚度超差绝对值仅为 0.046 mm, 复合材料帽型件可获得较理想的厚度几何精度。

不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊条件下成型的帽型件内部型腔的高度尺寸及高度超差情况如图 10 所示。可知, 随着硅橡胶芯膜调型孔的增大, 帽型件内部型腔的高度尺寸呈逐步减小变化。当 $X_S \leq 0.48$ 时, 帽型件内部型腔的高度均大于设计尺寸 35 mm, 其中, $X_S=0$ 所对应的高度超差绝对值最大, 数值为 1.7 mm, 这是由于硅橡胶芯膜

受热膨胀, 对帽顶和帽底区域产生热膨胀压力, 进而将预制体向外顶起; 而当 $X_S > 0.48$ 时情况则相反, 帽型件内部型腔的高度均小于设计尺寸 35 mm, 其中, $X_S=0.60$ 时所对应的高度超差绝对值最大, 数值为 -1.4 mm, 这是由于调型孔尺寸过大, 使得硅橡胶芯膜的刚度变小, 调型孔内收缩大于硅橡胶芯膜向外膨胀, 帽型件内部型腔产生了整体向下趋势。综合来看, 当 $X_S=0.40\sim 0.53$ 时, 平均型腔高度超差绝对值仅为 0.4 mm, 几乎和设计高度一致, 也进一步验证了所选硅橡胶芯膜调型孔的工艺窗口是合适的。

3.2.2 光学显微结构

帽型件三角区域的微观成型质量是表征构件微观成型质量优劣的又一参考指标。不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊条件下成型的帽型件三角区域微观结构如图 11 所示。在复合材料帽型件固化成型过程中, 受限构件结构特征和制造环境影响, 完全杜绝帽型件三角区域缺陷产生在工程中是很难达到的, 如富脂缺陷等。但可以通过调整硅橡胶芯模&真空袋气囊组合模式下的调型孔

图 10 不同孔占比 X_s 条件下复合材料帽型加筋构件型腔高度 (a) 和高度超差 (b)Fig. 10 Cavity height (a) and height out of tolerance (b) under different hole proportion X_s of composite hat-stiffened structure图 11 不同孔占比 X_s 条件下复合材料帽型加筋构件三角区微观结构Fig. 11 Microstructure of triangular region under different hole proportion X_s of composite hat-stiffened structure

尺寸，尽量弱化这些缺陷对性能的影响。未设置调型孔条件下成型的帽型件，其三角区域出现严重富树脂缺陷和孔隙缺陷，在帽型筋条和蒙皮结合处也出现了纤维折皱情况，如图 11(a) 所示。随着引入硅橡胶芯模&真空袋气囊，当 $X_s=0.34$ 时，帽型件三角区域内部孔隙缺陷已消失，富脂缺陷有减少趋势，但在帽型筋条和蒙皮结合处的纤维折皱并没得到较大改善，如图 11(b) 所示，这主要是由硅橡胶芯模热膨胀变形导致挤压压力过大

造成的。当 $X_s=0.40\sim0.53$ 的范围时，此时帽型件三角区域仅出现轻微富脂缺陷，其整体微观质量相对较好，如图 11(c)~11(e) 所示。然而，当 X_s 较大时，如孔占比为 0.60，如图 11(f) 所示，严重富脂缺陷随之产生，微观质量较差，影响构件最终使用性能。这是由于随着 X_s 的继续增加，硅橡胶芯膜的刚度变小，难以有效地支撑帽型件内部型腔，降低了帽型件固化成型所需的压力，从而导致树脂流动性降低，因此在缺陷局部的树脂发生

固积，产生严重的富脂现象。

由此可以得出，当硅橡胶芯模&真空袋气囊的 $X_S=0.40\sim0.53$ 时，帽型件内部成型质量控制相对较好，可明显弱化其微观缺陷对构件性能影响。

3.2.3 力学性能结果

在力学性能测试方面，针对硅橡胶芯模&真空袋气囊不同 X_S 条件下成型的帽型件，进行了拉脱性能实验，通过力学性能对 X_S 的优化结构设计进行评估。不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊条件下成型的帽型件力学性能如图 12 所示。可以看出，当 $X_S=0$ 时，即未开设调型孔&真空袋气囊，帽型件拉脱性能最低为 2.78 MPa。随着 X_S 的增加，帽型件的拉脱性能在同步增加，当 $X_S=0.40\sim0.53$ 的范围时，构件的力学性能达到相对较高的水平，其拉脱平均性能为 3.42 MPa，较未开设调型孔&真空袋气囊条件下，强度提高了 23.02%。之后，随着 X_S 的进一步增加，构件的拉脱性能反而下降。因此，在 $X_S=0.40\sim0.53$ 范围内的硅橡胶芯模&真空袋气囊来辅助成型的复合材料帽型件，可获得较好的力学性能。从而从构件的力学性能方面验证了硅橡胶芯模调型孔最佳工艺窗口的准确性。

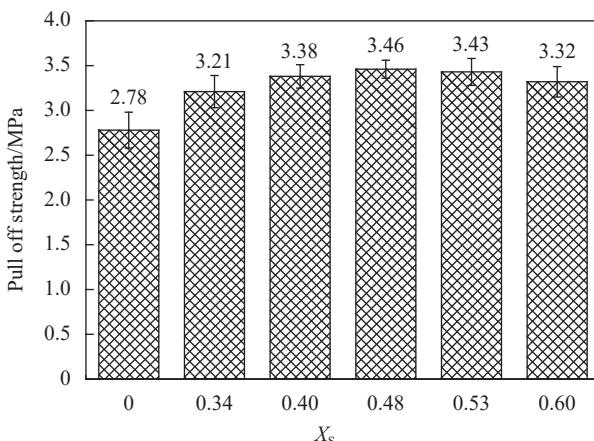


图 12 不同孔占比 X_S 条件下复合材料帽型加筋构件拉脱性能

Fig. 12 Pull off performance of composite hat-stiffened structure under different hole proportion X_S

为了探寻不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊辅助成型对帽型件拉脱性能影响的机制，进一步对拉脱性能实验的破坏试样进行 SEM 扫描电镜观察。不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊条件下实验破坏劈裂面 SEM 形貌图如图 13 所示。

图 13(a) 为未开设调型孔&真空袋气囊下帽型件破坏劈裂面，可以看出 $X_S=0$ 时帽型件断口表面粘附了少量树脂，个别碳纤维之间存在间隙，同

时部分树脂呈现大块团状，这主要原因在于因未开设调型孔&真空袋气囊，硅橡胶芯模受热膨胀，帽型件内部压力分布极度不均，层间界面结合不稳定，导致明显孔隙缺陷，并出现树脂积聚的现象，拉脱性能较低；当 $X_S=0.34$ 时，帽型件内部层间界面得到一定改善，大部分碳纤维间隙内填充了树脂，树脂呈现条形状，但仍然可以看出因压力不均分布导致的纤维折皱缺陷，如图 13(b) 所示。图 13(c)~13(e) 为 $X_S=0.40\sim0.53$ 范围内帽型件破坏劈裂面 SEM 图像，可以看出它们表面形貌差别不大，纤维表面均有粘附树脂，碳纤维间隙树脂填充均匀，因拉伸力的作用纤维之间出现大小较一致鳞屑状拉拔树脂，且方向有序，这表明帽型件层间界面结合状态良好。进一步也说明帽型件内部传递压力均匀性越好，树脂在碳纤维之间流动性越均匀，进而改善了树脂和碳纤维界面结合状态，提高了帽型件拉脱性能。然而，随着 X_S 的进一步增加，由于帽型件内部传递的压力大小整体降低，导致树脂流动性降低，往往产生较严重的富脂缺陷，个别碳纤维处出现了团状树脂现象，进而影响帽型件的拉脱性能，如图 13(f) 所示。

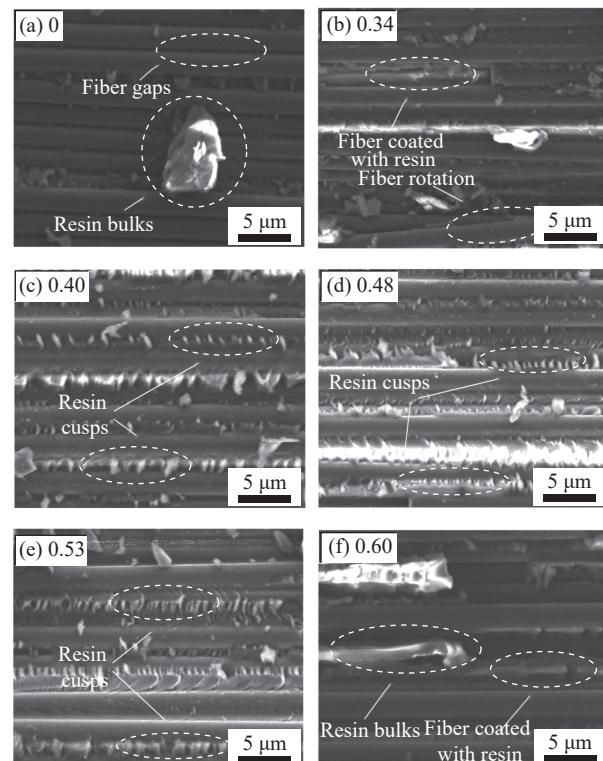


图 13 不同孔占比 X_S 条件下复合材料帽型加筋构件拉脱破坏 SEM 图像

Fig. 13 Pull off failure morphologies by SEM with different hole proportion X_S of composite hat-stiffened structure

示。因此,对于复合材料帽型件,为了保证构件形性俱佳,采取 $X_S=0.40\sim0.53$ 范围内的调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊组合模式是合适的。

4 结论

提出了一种硅橡胶芯模&真空袋气囊复合式组合成型新方法,制备了不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊条件下成型的复合材料帽型件,探究了不同调型孔硅橡胶芯模对复合材料帽型件固化过程中压力分布规律、固化后成型精度、微观结构及力学性能的影响,得出以下结论:

(1) 利用毛细管压力传感器在线监测系统,有效实现了复合材料帽型件共固化过程中压力变化监测。通过分析不同调型孔硅橡胶芯模&真空袋气囊的影响,当孔占比 $X_S=0.40\sim0.53$ 范围内,帽型件各监测位置的压力大小均稳定在0.6 MPa左右,压力分布均匀性较好;

(2) 通过对复合材料帽型件成型精度、微观形貌及力学性能分析发现,相比成型精度中不同位置厚度和型腔高度的设计要求,在 $X_S=0.40\sim0.53$ 范围内,帽型件厚度和型腔高度的平均超差绝对值仅为0.046 mm和0.40 mm;同时,帽型件三角区域的微观结构质量较好,平均拉脱性能为3.42 MPa,较未开设调型孔&真空袋气囊成型模式增幅23.02%;

(3) 综合说明,硅橡胶芯模&真空袋气囊组合模式拓宽了硅橡胶芯膜调型孔的工艺窗口,实现了复合材料帽型件共固化成型中压力传递的稳定、均匀,同时保证了构件固化后的成型质量,这将为复合材料帽型件共固化成型的工程应用带来了可能。

参考文献:

- [1] DEVARAJU S, ALAGAR M. Polymer matrix composite materials for aerospace applications[J]. Encyclopedia of Materials: Composites, 2021, 1: 947-969.
- [2] 单忠德,范聪泽,孙启利,等.纤维增强树脂基复合材料增材制造技术与装备研究[J].*中国机械工程*,2020,31(2): 221-226.
SHAN Zhongde, FAN Congze, SUN Qili, et al. Research on additive manufacturing technology and equipment for fiber reinforced resin composites[J]. *China Mechanical Engineering*, 2020, 31(2): 221-226(in Chinese).
- [3] 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 Jiazen, YUE Guangquan, et al. Appli-

cation of composites in new generation of large civil aircraft[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(2): 317-322(in Chinese).

- [4] SUDHIN A, REMANAN M, AJEESH G, et al. Comparison of properties of carbon fiber reinforced thermoplastic and thermosetting composites for aerospace applications[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2020, 24(2): 453-462.
- [5] ZHAO Y, SUN H, LI Z. Manufacturing technology and its application of aerospace advanced polymer matrix composites[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2016, 46(4): 1-7.
- [6] 沈真,张晓晶.复合材料飞机结构强度设计与验证概论[M].上海:上海交通大学出版社,2011: 25.
SHEN Zhen, ZHANG Xiaojing. *Introduction to strength design and verification of composite aircraft structure*[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2011: 25.
- [7] XIE P P, ZHU S, PENG W F, et al. Feasibility analysis of autoclave co-curing polymer composite hat-stiffened panels with Silicone airbag mandrels[J]. *Iranian Polymer Journals*, 2019, 28: 505-514.
- [8] 蒲永伟,湛利华.航空先进复合材料帽型加筋构件制造关键技术探究[J].*航空制造技术*,2015,4: 78-81.
PU Yongwei, ZHAN Lihua. Study on the key manufacturing technology of aeronautical advanced composite hat-stiffened structures[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2015, 4: 78-81(in Chinese).
- [9] SUN Z Y, LEI Z K, ZOU J C, et al. Prediction of failure behavior of composite hat-stiffened panels under in-plane shear using artificial neural network[J]. *Composite Structures*, 2021, 272(15): 114238.
- [10] TARFAOUI M, MOURMEN A E. Dynamic behavior of top-hat bonded stiffened composite panels: Experimental characterization[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2018, 149(15): 216-226.
- [11] 张国凡,孙侠生,吴存利.复合材料帽型加筋壁板的失效机制分析与改进设计[J].*复合材料学报*,2017,34(11): 2479-2486.
ZHANG Guofan, SUN Xiasheng, WU Cunli. Failure mechanism analysis and design of omega stiffened composite panel[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2017, 34(11): 2479-2486(in Chinese).
- [12] 戴征征,余章杰,张琪,等.含预填块复合材料帽型单筋板弯曲性能研究[J].*南京航空航天大学学报*,2022,54(1): 103-113.
DAI Zhengzheng, YU Zhangjie, ZHANG Qi, et al. Bending property of composite hat-stiffened panel with pre-filled blocks[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2022, 54(1): 103-113(in Chinese).
- [13] 李哲夫,谈源,张俭,等.热模压预成型工艺参数对复合材料帽型长桁质量的影响[J].*复合材料学报*,2021,38(10): 3270-3280.

- LI Zhefu, TAN Yuan, ZHANG Jian, et al. Effects of hot stamp forming process parameters on quality of the hat-shaped structure preforms of composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2021, 38(10): 3270-3280(in Chinese).
- [14] SALA G. Advances in elastomeric tooling technology[J]. *Material & Design*, 1996, 17(1): 33-42.
- [15] KIM G H, CHOI J H, KWON J H. Manufacture and performance evaluation of the composite hat-stiffened panel[J]. *Composite Structures*, 2010, 92: 2276-2284.
- [16] 马成, 赵聰, 刘兴宇, 等. 气囊硬度对固化后帽型长桁厚度的影响[J]. *航空学报*, 2019, 40(6): 422667.
- MA Cheng, ZHAO Cong, LIU Xingyu, et al. Effect of airbag hardness on thickness of hat-shaped stringer[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(6): 422667(in Chinese).
- [17] LI S J, PU Y W, ZHAN L H, et al. Effect of mandrel structures on co-curing quality for polymer composite hat-stiffened structures[J]. *Fibers and Polymers*, 2015, 16(9): 1898-1907.
- [18] 邢丽英, 蒋诗才, 周正刚. 先进树脂基复合材料制造技术进展[J]. *复合材料学报*, 2013, 30(2): 1-9.
- XING Liying, JIANG Shicai, ZHOU Zhenggang. Progress of manufacturing technology development of advanced polymer matrix composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2013, 30(2): 1-9(in Chinese).
- [19] XIN C B, GU Y Z, LI M, et al. Online monitoring and analysis of resin pressure inside composite laminate during zero-bleeding autoclave process[J]. *Polymer Composites*, 2011, 32(2): 314-323.
- [20] GU Y Z, XIN C B, LI M, et al. Resin pressure and resin flow inside tapered laminates during zero-bleeding and bleeding processes[J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2012, 31(4): 205-214.
- [21] 中国国家标准化管理委员会. 碳纤维增强塑料孔隙含量和纤维体积含量试验方法: GB/T 3365—2008[S]. 北京: 中国标准出版社, 2008.
- National Standardization Administration of China. Test method for void content and fiber volume content of carbon fiber reinforced plastics: GB/T 3365—2008[S]. Beijing: China Standards Press, 2008(in Chinese).