

基于预浸料-树脂传递模塑成型工艺的复合材料纵横加筋舱段一体化制备与验证

李伟东 温小雪 马征峥 罗楚养 包建文 钟翔屿 胡晓兰 程功

Integration manufacturing and testing verification for composite cross stiffened cabin via hybrid prepreg-resin transfer moulding process

LI Weidong, WEN Xiaoxue, MA Zhengzheng, LUO Chuyang, BAO Jianwen, ZHONG Xiangyu, HU Xiaolan, CHENG Gong

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220901.001>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于RTM技术的碳纤维/聚酰亚胺复合材料舵面一体化制备与验证

Integration manufacturing and testing verification for RTMable carbon fiber/polyimide composite rudder

复合材料学报. 2020, 37(9): 2152–2162 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200429.002>

变刚度碳纤维/环氧树脂复合材料薄壁圆管轴向压溃响应与破坏机制

Axial crushing response and failure mechanism of variable stiffness carbon fiber/epoxy resin composite thin-walled tube

复合材料学报. 2021, 38(11): 3586–3600 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210126.002>

预浸料的超薄化对碳纤维/环氧树脂复合材料拉伸破坏行为的影响

Effect of ultra-thinning of prepreg on tensile failure behavior of carbon fiber/epoxy resin composites

复合材料学报. 2020, 37(4): 800–807 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190628.001>

超薄预浸料对碳纤维/环氧树脂复合材料导电性能的影响

Effect of ultra-thin prepreg on conductive properties of carbon fiber/epoxy composites

复合材料学报. 2020, 37(3): 539–545 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190527.002>

碳纤维/环氧树脂复合材料缠绕接头拉伸失效机制

Tensile failure mechanism of carbon fiber/epoxy composite winding joint

复合材料学报. 2020, 37(9): 2163–2172 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200102.001>

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>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20220901.001

基于预浸料-树脂传递模塑成型工艺的
复合材料纵横加筋舱段一体化制备与验证



分享本文

李伟东¹, 温小雪², 马征峥², 罗楚养², 包建文^{*1}, 钟翔屿¹, 胡晓兰³, 程功⁴

(1. 中航复合材料有限责任公司 航空工业复合材料技术中心, 先进复合材料重点实验室, 北京 101300;
2. 东华大学 民用航空复合材料协同创新中心, 上海 201620; 3. 厦门大学 材料学院, 厦门 361005;
4. 中国空空导弹研究院, 航空制导武器航空科技重点实验室, 洛阳 471009)

摘 要 : 针对舱段的结构特点设计了一种预浸料-树脂传递模塑 (RTM) 成型工艺。研究了预浸料树脂 (AC631) 与 RTM 树脂 (6421A) 的流变特性, 结果表明两种树脂体系具有良好的共成型工艺基础。结合舱段结构设计、铺层设计、模具设计, 开展了基于预浸料-RTM 共成型技术的复合材料纵横加筋舱段一体化制备工艺验证, 结果表明舱段结构具有良好的表观质量、尺寸精度及内部质量。常温、高温两种条件静强度试验验证了其使用强度, 高温破坏试验研究了其失效机制与破坏模式。常温力学试验结果表明: 在 125% 严酷机械载荷下, 复合材料舱段能够保持良好的结构完整性, 其最大应变仅为 -1.283×10^{-6} , 满足常温静强度设计要求。100℃ 下静强度试验结果显示, 舱段在 125% 严酷机械载荷下未出现失稳、破坏等异常状态, 最大应变仅为 -1.315×10^{-6} , 满足热力耦合工况条件下的强度设计要求。150℃ 高温破坏试验结果显示, 舱段在 143.2% 严酷机械载荷下, 加载侧纵向加强筋发生断裂破坏, 裂纹向两侧延伸, 舱段丧失承载能力, 破坏模式为轴向筋条断裂导致蒙皮局部屈曲失稳破坏。

关键词 : 复合材料; 纵横加筋舱段; 预浸料-树脂传递模塑共成型工艺; 力学响应; 破坏机制

中图分类号: TB332; V214.8 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2023)05-2628-11

Integration manufacturing and testing verification for composite cross
stiffened cabin via hybrid prepreg-resin transfer moulding process

LI Weidong¹, WEN Xiaoxue², MA Zhengzheng², LUO Chuyang², BAO Jianwen^{*1},
ZHONG Xiangyu¹, HU Xiaolan³, CHENG Gong⁴

(1. National Key Laboratory of Advanced Composites, AVIC Composite Technology Center, AVIC Composite CO. LTD., Beijing 101300, China; 2. Collaborative Innovation Center for Civil Aviation Composites, Donghua University, Shanghai 201620, China; 3. College of Materials, Xiamen University, Xiamen 361005, China; 4. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Airborne Guided Weapon, China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: A hybrid prepreg-resin transfer moulding (Prepreg-RTM) process was proposed to realize the integration manufacturing of composite cross stiffened composite cabin. The rheological properties of prepreg resin (AC631) and RTM resin (6421A) were studied. The results show that the two resin systems have good co-forming processes basis. Combined with cabin structure design, layup design and mould design, the integrated preparation process of composite cross stiffened cabin based on hybrid Prepreg-RTM technology was verified. The results show that the cabin structure has good surface quality, dimensional accuracy and internal quality. The service strength of

收稿日期: 2022-06-20; 修回日期: 2022-08-03; 录用日期: 2022-08-21; 网络首发时间: 2022-09-01 16:33:55

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220901.001>

基金项目: 青年人才托举工程 (2016 QNRC001); 中央高校基本科研业务费专项资金 (2232022D-28)

Young Elite Scientists Sponsorship Program (2016 QNRC001); Fundamental Research Funds for the Central Universities (2232022D-28)

通信作者: 包建文, 博士, 研究员, 研究方向为碳纤维增强高韧性树脂基复合材料、耐高温聚酰亚胺树脂基复合材料、液体成型复合材料等高性能复合材料及其成型工艺 E-mail: 13693594304@qq.com

引用格式: 李伟东, 温小雪, 马征峥, 等. 基于预浸料-树脂传递模塑成型工艺的复合材料纵横加筋舱段一体化制备与验证 [J]. 复合材料学报, 2023, 40(5): 2628-2638.

LI Weidong, WEN Xiaoxue, MA Zhengzheng, et al. Integration manufacturing and testing verification for composite cross stiffened cabin via hybrid prepreg-resin transfer moulding process[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(5): 2628-2638(in Chinese).

cabin was verified by static strength tests at room temperature and high temperature, and its failure mechanism and failure mode were studied by high temperature failure test. The results of static strength test at room temperature show that the cabin maintains good structural integrity under 125% service load, and the maximum strain of the cabin is $-1\ 283\times10^{-6}$ which meets the static strength design requirements. The static strength test results at 100℃ reveal that the maximum strain of the cabin is $-1\ 315\times10^{-6}$. There is no abnormal state such as instability and failure occurred in the cabin, which meets the requirements of thermal-mechanical coupling condition design. The high temperature failure experiment results demonstrated that the cross stiffened composite cabin failed under 143.2% service load at high temperature of 150℃, caused by the fracture of the longitudinal stiffener in loading side, where the crack propagated to both sides. The failure model of the cabin is local buckling of skin due to the fracture of the longitudinal stiffener.

Keywords: composite; cross stiffened cabin; hybrid prepreg-resin transfer moulding process; mechanical response; failure mechanism

先进复合材料由于比强度、比刚度高，耐腐蚀、性能可设计等特点，不仅可以满足航空航天领域对新材料的需求，而且与传统的铝合金结构材料相比，其综合性能更加优越，目前已成为航空航天结构材料的主流^[1-3]。以高性能碳纤维复合材料为代表的先进复合材料在导弹中得到了广泛应用，如导弹舱体^[4-6]、舵翼面^[7]、发动机壳体^[8-9]等主承力部件。

热压罐工艺是当前国内外复合材料的主流成型工艺，在航空航天产品中应用广泛^[10-13]，其主要应用于飞机机身、机翼、整流罩等大尺寸壁板加筋结构^[14-16]，具有成型质量稳定、模具简单等优点。但是，热压罐工艺也存在诸如生产效率低、能耗大、成本高等问题^[17-18]。因此，低成本的非热压罐成型技术已经成为世界复合材料研究领域的热点和核心问题^[19]。树脂传递模塑 (Resin transfer moulding, RTM) 工艺是目前非热压罐成型技术中发展较迅速的一种先进成型工艺，其成型制件具有表面质量优、精度高、孔隙率低等优点，并且工艺设备简单、挥发物少、制造成本低，因而在航空航天领域得到广泛的应用^[20-22]，目前其主要用于飞行器的蒙皮^[23-24]、舵面^[25]、连杆^[26]、连接环^[27]、筋^[28]及肋^[29]等复合材料构件的制备。

导弹舱段是导弹壳体的重要组成部分，外部通常为带有开口的筒状结构，内部含有轴向和环向分布的加强筋，该结构使外来作用力均匀分散于筒体表面，可以显著提高其扭转和轴向刚度，因其具有轻质高强的特点，被广泛应用于航空航天领域^[30]。同等质量下，纵横加筋圆筒结构与纯圆筒结构、环肋圆筒结构相比，可以有效提高屈曲破坏临界压力，降低初始缺陷对临界压力的影响，这种结构大幅度提升了舱段的承载性能，但

也大大增加了舱段一体化成型的难度。对于高尺寸精度要求的复合材料纵横加筋舱段而言，如果采用传统预浸料-热压罐成型工艺胶接共固化成型，单面模具型面覆型很难既保证舱段结构的外蒙皮尺寸精度又保证舱段纵横加强筋型面精度；如果采用 RTM 成型工艺制备，可以保证纵横加筋段的内外型面尺寸精度，但是在纵横加强筋交汇处局部纤维体含量高，在 RTM 工艺注射过程中存在树脂无法完全浸透的风险，进而影响舱段结构的内部成型质量。可见，如何实现复合材料纵横加筋舱段的高质量一体化制备仍具有较大的挑战。

随着航空航天对复合材料整体结构和多功能结构的极致追求，将传统的成型工艺进行有机整合，从而实现复杂结构和多功能结构一体化制备，近年来也成为了复合材料制造领域关注的焦点之一^[31]。典型的代表有等合格率树脂传递模塑 (Same qualified resin transfer moulding, SQRTM) 工艺^[32]、贫胶预浸料-RTM 工艺^[33]、预浸料-RTM 工艺^[34-35]。同时采用预浸料和 RTM 工艺进行共固化，有望解决复杂舱段结构的一体化制造，满足导弹舱段结构对高成型质量和高性能的要求^[36]。然而，当前针对预浸料-RTM 共成型工艺的研究仅限于平板类材料级的验证，关于复杂典型结构的应用研究仍鲜有报道，更没有针对此种工艺在实际结构中的力学响应研究。作为一种可实现复合材料复杂结构高质量一体化制备的工艺，有必要对其在典型结构上的应用进行系统研究。因此，本文首先分析了预浸料双马树脂 (AC631) 和 RTM 双马树脂 (6421A) 的流变特性；然后采用预浸料-RTM 成型工艺实现了纵横加筋舱段结构的高精度一体化制备；最后对纵横加筋舱段进行了常温 and 高温力学验证，探索了复合材料纵横加筋舱段的

一体化设计与验证技术，为预浸料-RTM 成型工艺及复合材料纵横加筋舱段的工程应用奠定了基础。

1 预浸料-RTM 成型工艺可行性分析

预浸料-RTM 成型工艺关注的核心问题是在 RTM 注射过程中，预浸料树脂对 RTM 树脂流动特性的影响。本文选取航空工业复合材料技术中心研制的 AC631 双马树脂和 6421A 双马树脂进行预浸料-RTM 共成型工艺的可行性分析。图 1 为两种树脂的流变特性，可以看出，在 110℃ 的注射温度下，6421A RTM 双马树脂具有较低的黏度(约为 0.33 Pa·s)，有利于 RTM 树脂向定型织物预成型体内流动并浸润干态纤维丝束。然而 110℃ 下，AC631 双马树脂的黏度约为 20 Pa·s，在该黏度下树脂几乎不具备流动性能，可以认为在 RTM 注射过程中预浸料中的 AC631 双马树脂不会对 6421A 树脂的流动特性产生影响，说明这两款双马树脂具备开展共成型工艺的基础。

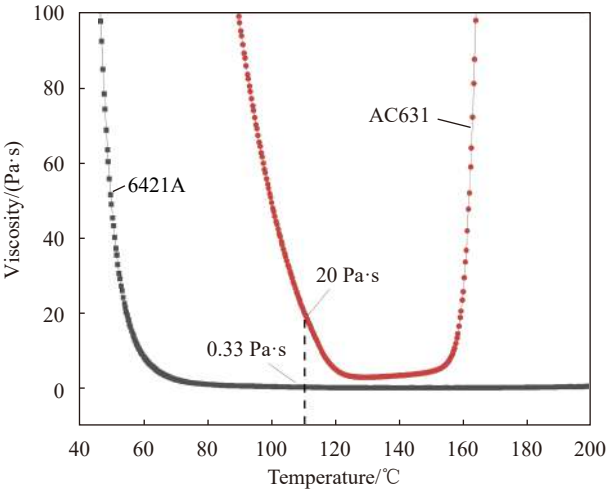


图 1 6421A 树脂传递模塑 (RTM) 双马树脂与 AC631 预浸料双马树脂黏度对比

Fig. 1 Viscosity comparison of 6421A resin transfer moulding (RTM) bismaleimide resin and AC631 prepreg bismaleimide resin

2 复合材料纵横加筋舱段的制备

2.1 结构与铺层设计

设计的纵横加筋舱段如图 2 所示，舱段含 5 根纵筋和 3 根环筋，舱段两端螺钉连接处局部加厚，舱段正下方中间有 150 mm×200 mm 的开口，开口区附近局部加厚。蒙皮厚度为 2.40 mm，纵横加强筋和局部加厚处厚度均为 2.26 mm。舱段纵横加强筋及补强部分首层采用织物预浸料 (AC631/CF8611) 进行铺覆、其他铺层采用单向预

浸料 (AC631/CCF800H) 进行铺覆，蒙皮采用单向定型织物 (ET-280/U-8190) 进行铺覆。蒙皮的铺层方案为 $[-45/0/0/45/0/90]_S$ ，轴向为铺层 0° 方向，周向为铺层 90° 方向。纵横向加强筋的铺层方案分别为 $[0/0/45/0/0/0/-45/0]_S$ 和 $[-45/0/45/0/45/0/-45/0]_S$ ，其中沿加强筋长度方向为铺层 0° 方向。两端补强和中框开口补强部分的铺层方案分别为 $[-45/90/45/90/45/0/-45/0]_S$ 和 $[-45/0/45/0/45/90/-45/0]_S$ ，铺层坐标系与蒙皮相同。

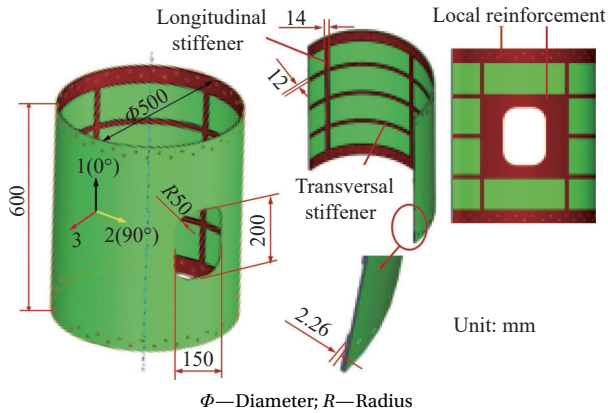


图 2 复合材料舱段结构与铺层方案

Fig. 2 Structure and layout scheme of composite cabin

2.2 原材料

所采用的原材料包括 AC631/CCF800H 单向预浸料、AC631/CF8611 平纹织物预浸料、ET-280/U-8190 单向定型织物和 6421A RTM 双马来酰亚胺树脂，均由航空工业复合材料技术中心提供。预浸料及定型织物的物理性能如表 1 所示。

表 1 预浸料及定型织物物理性能

Table 1 Physical property parameter of prepreg and tackified fabric

Project	Area density of fiber/(g·m ⁻²)	Resin content/wt%	Ply thickness/mm
AC631/CCF800H	133±5	33±2	0.125±0.010
AC631/CF8611	196±7	40±3	0.260±0.010
ET-280/U-8190	190±7	6±1	0.200±0.010

2.3 模具设计

成型模具要求具有良好的密封效果，同时应根据制件的结构形式综合设计合模机构、脱模机构、密封系统、流道结构 (包含进、出胶口) 及相应的辅助工装。根据复合材料纵横加筋舱段结构特点，设计了如图 3 所示的预浸料-RTM 共成型模具。该模具由上模、下模、“O”型内芯模、组合外芯模和 4 个侧向模组成。在侧向模开设密封

槽，利用耐高温密封条密封，分别在模具的上下模设置出胶孔和注胶孔。4个侧模采用定位槽进行组合，上下模采用螺栓进行紧固，以保证模具的密封效果及其在高压注射情况下不会发生树脂渗漏现象。由于舱段结构含纵横加强筋及局部加厚，因此需将芯模分成可拆卸的组合外芯模和一体的“O”型芯模。在上模沿舱段上端面均匀开设10个出胶孔，在下模开设1个注胶孔，并沿下模面内侧与舱段下端面接触位置开设环向树脂流动通道，使树脂在注射过程中沿舱段下端面均匀流向上端面的出胶孔。同时，为了监测树脂的流动过程，在每个侧模中间位置开设1个出胶孔。模具型面抛光处理，表面粗糙度 $R_a \leq 0.1$ 。

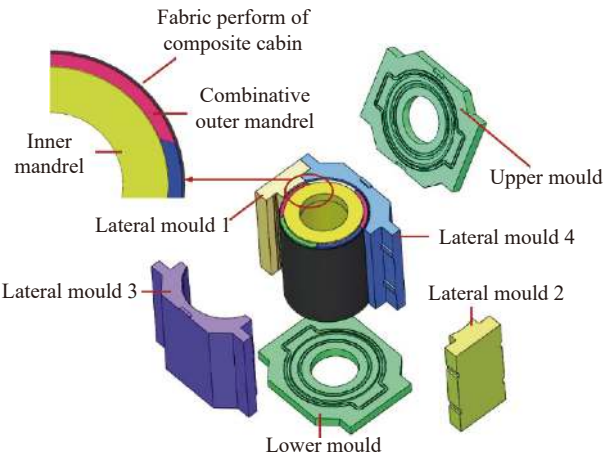


图3 复合材料纵横加筋舱段成型模具
Fig.3 Mould of cross stiffened composite cabin

2.4 制备工艺

预浸料-RTM成型工艺与传统RTM成型工艺类似，包括模具清理、下料、铺覆预制、合模、注射、固化、脱模、检测等工艺流程，如图4所示。不同的是，预浸料-RTM共成型工艺中的铺层里有部分采用预浸料铺覆，而传统RTM则全部为干态纤维定型织物铺覆。

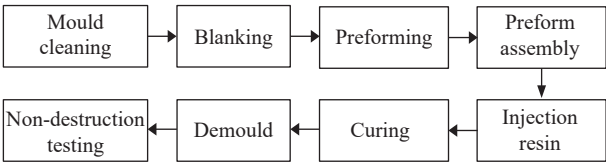
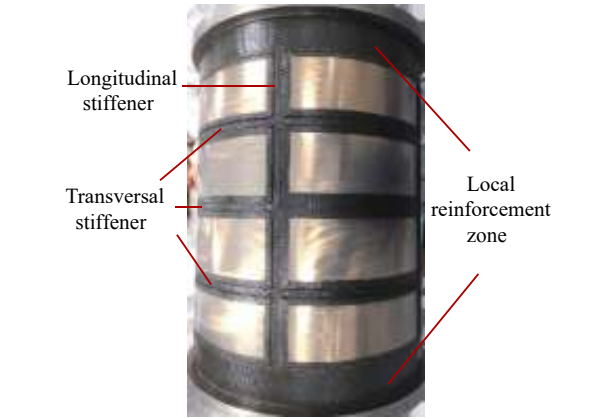


图4 纵横加筋复合材料舱段制备工艺流程
Fig.4 Preparation process of cross stiffened composite cabin

根据舱段结构特点，并充分考虑6421A RTM树脂的固化要求，复合材料纵横加筋舱段制备流

程如下：首先，采用丙酮将模具型面清理干净并均匀涂抹高温脱模剂；然后，裁切符合制件规格形状的预浸料和定型织物，根据设计的铺层方案进行预成型体制备，在芯模首层铺覆AC631/CF8611织物预浸料，避免制件成型后加强筋厚度方向铺层截面裸露在外。首层铺覆结束后，通过真空预定型(80~90℃/1 h，真空度为-0.100~-0.092 MPa)工艺使首层预浸料与芯模型面紧密贴合，如图5(a)所示。按照铺层顺序，将AC631/CCF800H单向预浸料铺放在纵横加强筋、前后端和开口处的局部加强位置，铺覆完成后进行真空预定型。然后按蒙皮铺层顺序，将ET-



(a) Effect of cross stiffener and reinforcement zone after draping



(b) Composite cabin preform



(c) Composite cabin after curing

图5 复合材料舱段制备

Fig.5 Preparation of composite cabin

280/U-8190 定型织物铺覆于芯模表面, 铺层过程中采用熨斗进行辅助铺覆, 铺覆完成的预成型体进行真空袋封装, 并将其置于烘箱中加热至 80~90℃ 定型 1 h(真空度为 -0.100~-0.092 MPa)。预成型结束后对蒙皮铺层进行修剪, 铺覆完成后的舱段如图 5(b) 所示。最后, 将铺覆好预成型体的芯模放置在下模上, 并依次放置侧模和上模完成模具合模; 此后, 将合模后的模具与注胶管道进行连接, 对其进行升温并抽真空(真空度为 -0.100~-0.092 MPa), 当模具和注胶罐内树脂温度均达到 110℃ 时, 开始注射 6421A RTM 树脂, 待出胶孔全部有树脂流出后, 关闭所有出胶孔阀门。为了实现对预浸料预制体的进一步压实, 同时使 RTM 树脂充分浸润蒙皮部位的定型织物预制体, 分别进行了 0.2 MPa 恒压 1 h、0.3 MPa 恒压 1 h、0.4 MPa 恒温 1 h 的带压循环注射。完成全部注射工艺后, 拆除管路, 并将注胶罐移出烘箱, 模具继续升温至 180℃, 恒温 2 h, 继续升温至 200℃, 恒温 6 h 完成固化, 待模具自然冷却至 60℃ 以下脱模, 最终获得了如图 5(c) 所示的纵横加强筋复合材料舱段试验件。

从图 5(c) 可以看出, 舱段具有良好的表面质量, 这得益于舱段结构的预制体内外表面均由钢质模具(表面粗糙度 $R_a \leq 0.1$) 进行赋形, 在 RTM 注射过程中, 6421A 树脂沿蒙皮部位流动并浸润该区域的干态预制体, 同时注射过程中 RTM 树脂的液态压力也会对纵横加强筋部位预浸料预制体进行压实, 有利于提高纵横加强筋舱段的表面成型质量。纵横加强筋的高度检测结果为 2.29 mm, 如图 6 所示, 高度公差为 1.33%, 满足高度公差要求 ($h \leq 3\%$)。

按 GJB 1038.1 A—2004^[37] 检测方法对纵横加强筋复合材料舱段进行全覆盖超声波无损检测, 检测结果表明舱段内部成型质量满足 HB 7224—1995^[38] 一级要求。采用光学显微镜分析了纵横加强筋与蒙皮交汇部位的内部成型质量, 如图 7 所示。可以看出, 加强筋部位的预浸料铺层、蒙皮部位的织物铺层及加强筋与蒙皮结合部位均未见孔隙缺陷。

进一步研究了纵横加强筋舱段不同部位的耐温性能(图 8), 切取舱段工艺边缘, 分别对蒙皮部位、加强筋部位及蒙皮与加强筋交汇部位进行玻璃化转变温度测试, 结果表明采用 RTM 工艺(6421A 树脂基体) 制备的蒙皮其玻璃化转变温度

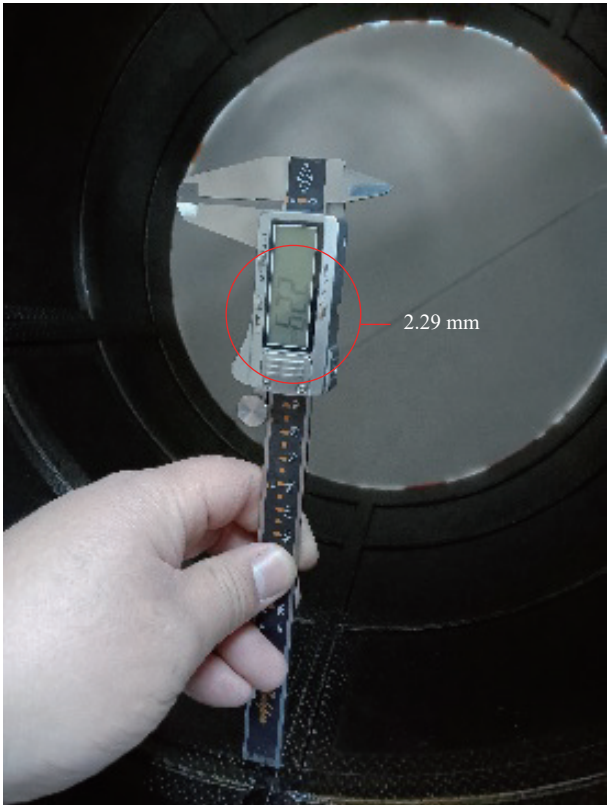


图 6 纵横加强筋高度检测

Fig. 6 Height inspection of cross stiffeners

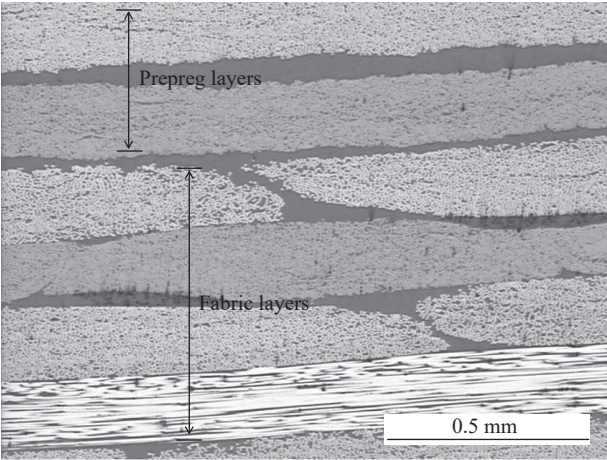


图 7 纵横加强筋舱段内部质量检测

Fig. 7 Internal quality inspection of cross stiffened cabin

为 248℃, 采用预浸料 (AC631/CCF800H) 铺覆的加强筋部位的玻璃化转变温度为 243℃, 蒙皮与加强筋交汇部位的玻璃化转变温度为 245℃。分析其原因可能是 6421A RTM 成型双马树脂中不含增韧剂, 在文中所述的固化制度下使复合材料具有更好的耐热性能, 而 AC631 双马树脂中含有一定量的热塑性增韧剂, 增韧剂的存在使复合材料

的耐温性能降低了约 5℃。另外，由于 6421A 和 AC631 均采用 4, 4'-双马来酰亚胺基二苯甲烷和二烯丙基双酚 A 作为主组分，在加强筋与蒙皮交汇部位两种树脂共混后可发生交联反应，文中实测该部位复合材料的玻璃化转变温度为 245℃。

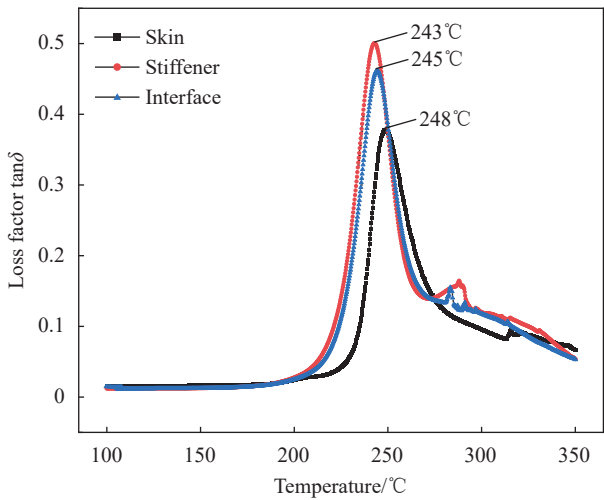
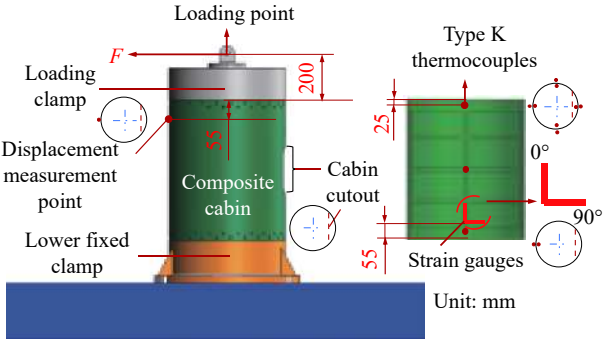


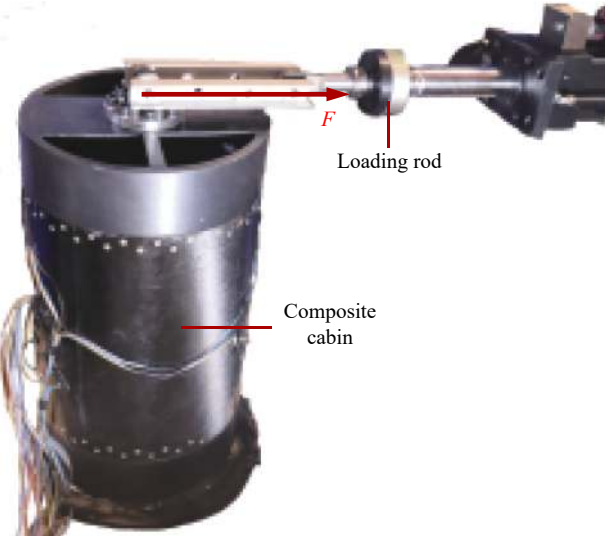
图 8 纵横加筋舱段蒙皮、加强筋及界面部位玻璃化转变温度
Fig. 8 Glass transition temperature of cross stiffened cabin on skin, stiffener and their interface position

3 纵横加筋舱段常温静强度试验

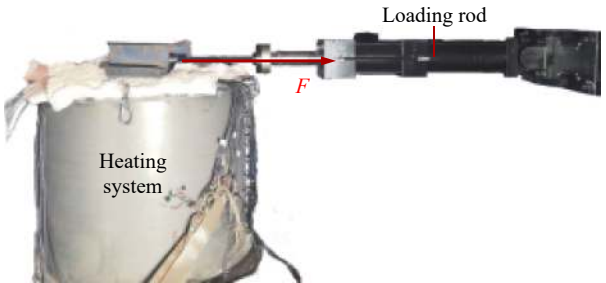
图 9(a) 为舱段常温静强度试验装夹示意图。试验件两端通过 48 个 M6 的沉头螺钉分别与固定工装及加载工装相连接，固定工装通过安装底座与试验台连接，调整使试验件孔面法线与试验加载轴线平行。采用 MTS-10 作动器控制系统 (MTS 系统公司，美国) 控制加载，加载方向与舱段开口方向相反，加载点位于图 9(a) 所示的加载双耳夹具最上端，距舱段上端面 200 mm 处。同时采用应变片和位移计对其进行应变和位移测量，应变片分布在试验件未开口侧靠近固定端的内外表面，内表面应变片粘贴在加强筋上，外表面应变片粘贴在对应的外蒙皮上，距离试验件下端面 55 mm 处。位移计安装在距试验件上端面 55 mm 处的外表面。图 9(b) 为舱段常温静强度试验装夹现场图。试验环境为室温大气，试验中以试件发出异常声响、载荷/位移曲线发生明显下降或观察到明显裂纹来判断初始损伤。舱段的使用载荷为 31 kN(100% 严酷机械载荷)，常温静强度设计载荷为 39 kN(125% 严酷机械载荷)。以力作为控制方式，每增加 5% 加载级别作为一个控制点，加载 10 s，并保载 5 s，试验加载至 125% 严酷机械载荷



(a) Loading scheme



(b) Static strength of composite cabin at room temperature



(c) Static strength of composite cabin at high temperature

F—Tensile load

图 9 舱段力学试验

Fig. 9 Static strength test of composite cabin

后，开始按 5% 严酷机械载荷为一个台阶进行卸载，当试验载荷卸载至 0 时结束。收集每个控制点对应的应变片和位移计读数并观察试验件损伤情况。图 10 为舱段加载过程中载荷-位移曲线。可见，当载荷稳定加载至 125% 严酷机械载荷后，舱段产生最大位移为 3.4 mm；舱段的载荷-位移曲线在整个加载过程中呈现线性关系。图 11(a) 为舱段在加载过程中固定端根部内外表面应变-载荷曲线。可见，内表面纤维 0° 和 90° 方向的最大应

变分别为 $-1\,283\times10^{-6}$ 和 690×10^{-6} ；外表面纤维 0° 和 90° 方向的最大应变分别为 $-1\,082\times10^{-6}$ 和 762×10^{-6} ；应变-载荷曲线在整个加载过程中总体呈现良好的线弹性；内外表面最大应变均出现在 0° 方向，这是由于在弯曲载荷下，内部加强筋预浸料铺设方向和蒙皮碳纤维铺覆方向主要为 0° 方向，承担了绝大部分的载荷。此外，图 11(a) 还发现在 0° 方向，内表面最大应变大于对应方向外表面最大应变，造成这一现象的主要原因是试验件为环形构件，根据变形协调理论^[39]，内外表面的变形应协调一致，但其内部加强筋主要承担轴向载荷，承力面积较小，内表面应力大于外表面应力，试验件为保持内外部平衡，导致其变形产生差异，内表面应变大于外表面应变。 90° 方向内表面应变小于相应方向外表面应变，这是由于内表面环向加筋能够将应力更加均匀分布到蒙皮内部表面。整个试验过程中舱段未出现异响，试验结束后观察试验件外观无损坏，结合载荷-应变曲线可知，在设计载荷下舱段保持结构完整性，满足常温静力强度试验要求。

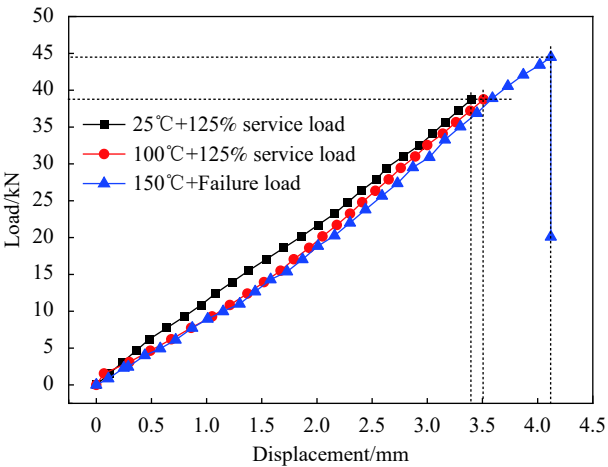


图 10 舱段载荷-位移曲线
Fig. 10 Load-displacement curves of cabin

4 纵横加筋舱段高温静强度试验

高温静强度试验采用高温炉对试验件进行加热，提供高温环境，载荷施加方式与常温试验相同，见图 9(a)。图 9(c) 为舱段高温静强度试验装夹现场图。先将完成常温静强度试验的试验件从试验台取下，更换应变片为高温应变片，以便进行高温环境下的应变测量，再将测温用的热电偶固定在试验件的内外表面相应测点处，最后安装加载夹具与固定工装。在距舱段两端面 25 mm 处

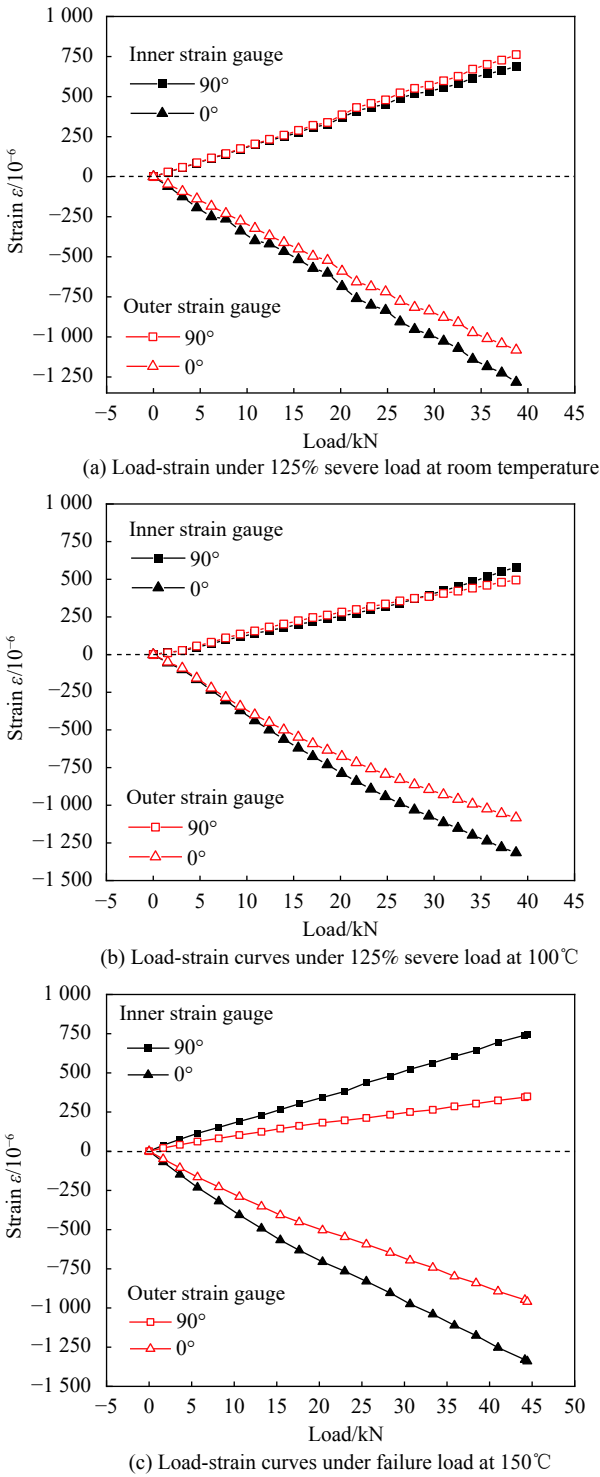


图 11 舱段载荷-应变曲线
Fig. 11 Load-strain curves of cabin

的内外表面处按 4 个象限均匀设置各 4 个 K 型热电偶。同样地，在舱段中间截面的内外表面各设置 3 个 K 型热电偶，如图 9(a) 所示。试验中施加温度为给定的表面控制温度，温度施加方式为调节高温炉内通过发热电阻电流，改变其内部空气

温度，通过热对流和热辐射的方式使试验件表面温度达到设定值。试验温度测试系统为东华DH3280 静态测试系统与五环 PT00 温度收集系统相结合。采用 MTS-10 作动器控制系统控制力载荷的施加，试验开始前先对加热系统进行检定。待舱段试验件温度基本稳定在 $(100\pm5)^{\circ}\text{C}$ 后进行加载，高温静强度设计载荷为 39 kN(125% 严酷机械载荷)，试验步骤及数据测量方式与常温静强度试验相同。由舱段 100°C 、125% 严酷机械载荷强度试验加载过程中位移测点的载荷-位移曲线 (图 10) 可知，当加载载荷为 125% 严酷机械载荷 (39 kN) 时，最大位移为 3.51 mm；在 0~15 kN 加载范围内，曲线呈现线性增加，在加载至 15 kN 后，曲线斜率出现轻微的增大，一方面可能是由于常温静强度试验后，试验夹具和加载工装重新安装，加载初期出现轻微偏轴，导致加载初期的位移偏大，另一方面，加载初期的装配间隙也会导致位移变大。对比高温与常温条件下位移-载荷曲线，可知，在相同载荷条件下高温试验位移均大于常温试验位移，这是由于高温条件下，树脂发生软化，引起复合材料的模量下降，尤其是 90° 拉伸模量 E_2 、层间拉伸模量 E_3 、面内剪切模量 G_{12} 、层间剪切模量 G_{13} 、层间剪切模量 G_{23} 等与树脂性能密切相关的参数，导致结构的刚度较常温时低。图 11(b) 为舱段在 100°C 、125% 严酷机械载荷试验加载过程下固定端根部内外表面载荷-应变曲线。可知，应变在整个加载过程中始终呈现线性变化；内表面纤维 0° 和 90° 方向的最大应变分别为 $-1\,315\times10^{-6}$ 和 581×10^{-6} ；外表面纤维 0° 和 90° 方向的最大应变分别为 $-1\,083\times10^{-6}$ 和 495×10^{-6} 。观察常温与高温两条载荷-应变曲线，可知，高温试验最大应变大于常温试验最大应变，但差异较小，这是由于 100°C 的试验温度远小于复合材料的玻璃化温度 ($\geq 243^{\circ}\text{C}$)，复合材料压缩模量随温度变化较小；试验结束后，试验件没有明显残余应变和损伤，也未出现失稳、破坏等异常状态，由此可知复合材料纵横加强筋舱段满足热力耦合工况条件下的强度设计要求。

100°C 下 125% 严酷机械载荷试验结束后调整高温炉的温度设定值，使试验件升温至 $(150\pm5)^{\circ}\text{C}$ ，待舱段整体温度稳定后，以每秒 1% 的严酷机械载荷 (即 310 N) 进行连续加载至试验件破坏，加载同时记录各级载荷下的应变、位移测量点数据。

在试验结束后，记录试验件破坏模式及试验破坏载荷。观察高温破坏试验的载荷-位移曲线 (图 10) 可知，当加载载荷为 44.4 kN(143.2% 严酷机械载荷) 时，复合材料舱段发生破坏，破坏位移为 4.12 mm；在对应载荷下，破坏试验位移均大于高温试验位移，这是由于破坏试验温度高于高温试验温度，温度增加会进一步加剧基体和界面性能退化，从而降低复合材料的力学性能^[40-42]。图 11(c) 为高温破坏试验过程中载荷-应变曲线。可知，舱段最大破坏应变为 $-1\,325\times10^{-6}$ ；在相同载荷下破坏试验的内外表面应变差值大于高温试验，这是由于舱段内外表面存在温差，外表面蒙皮的温度高于内表面加强筋的温度，导致蒙皮刚度下降比筋条刚度下降更明显，进而引起内外表面应变差值增大。试验结束后检查试验件，发现舱段在下部发生破坏，图 12 为纵横加强筋舱段结构破坏示意图，舱段结构局部破坏较明显。由舱段受载形式可知，开口侧主要受拉应力，加载侧主要受压应力。试验前期，试验件位移-载荷曲线基本呈现线性上升，试验件未出现较大变形，随着载荷增加逐渐靠近欧拉临界值，舱段内部抵抗力与外力达到不稳定平衡状态，载荷主要集中在加载侧舱处段轴向筋条，其内部部分纤维受压断裂，随着载荷继续施加，加载侧两根轴向筋条发生断裂破坏，基本丧失承载能力，裂纹迅速向两侧周向扩展，加载侧蒙皮发生折断与局部屈曲，最终导致试验件沿加载方向坍塌破坏。因此，本次高温破坏试验纵横

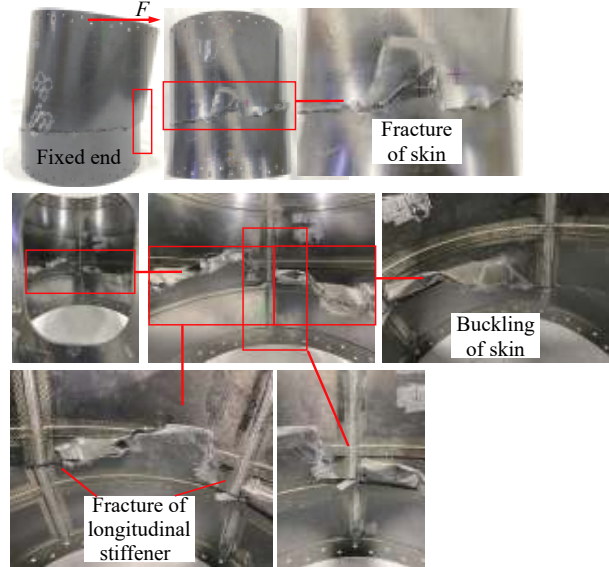


图 12 舱段破坏形貌

Fig. 12 Failure morphology of cabin

加筋复合材料舱段的失效模式为轴向筋条断裂和蒙皮屈曲失稳后断裂。传统热压罐成型的纵横加筋壁板发生屈曲后,由于筋条与蒙皮三角区为富树脂区且易出现应力集中现象,因此筋条和蒙皮会出现脱胶分离,发生界面损伤,在界面裂纹扩展过程中,载荷由筋条转移至蒙皮,从而造成纤维受压损伤并发生变形,导致结构刚度下降,加筋壁板迅速失效^[43-44]。但本文采用预浸料-RTM成型工艺制备的试验件,在屈曲失效时筋条和蒙皮并未发生脱胶分离现象,且其载荷-位移曲线在破坏发生前未出现明显的降载,可知该工艺的一体化成型可以有效提高加纵横加筋壳体的屈曲承载能力。

5 结论

(1) 针对纵横加筋舱段结构提出了一种预浸料-树脂传递模塑 (Resin transfer moulding, RTM) 成型工艺,预浸料树脂 (AC631) 与 RTM 树脂 (6421A) 流变特性分析表明两种树脂体系具有良好的共成型工艺基础。采用预浸料铺覆纵横加强筋及补强部位,采用干态定型织物铺覆舱段蒙皮部位,然后向成型模具内注射 6421A RTM 树脂,成功实现复合材料纵横加强筋舱段的一体化制备,显著提高了产品的表观质量与尺寸精度,为复合材料纵横加筋舱段的工程应用奠定基础。

(2) 常温静强度试验结果显示在 125% 严酷机械载荷下,复合材料舱段表现出良好的线弹性,结构保持完整,最大位移为 3.40 mm,最大应变为大小为 -1.283×10^{-6} ,发生在舱段内壁纵向加强筋处,满足舱段常温静强度设计要求;高温静强度试验结果显示,舱段在 100℃、125% 严酷机械载荷下未出现失稳、破坏等异常状态,最大应变为 -1.315×10^{-6} ,最大位移为 3.51 mm,满足热力耦合工况条件下强度设计要求。

(3) 高温破坏试验结果表明,舱段在 150℃ 高温条件下的破坏载荷为 44.4 kN (143.2% 严酷机械载荷)。舱段首先在加载侧轴向筋条受压断裂,之后裂纹沿周向扩展,试验件沿加载方向坍塌并破坏;破坏模式为轴向筋条断裂和蒙皮局部屈曲失稳破坏,最大应变为 -1.325×10^{-6} ,最大位移为 4.12 mm。

参考文献:

- [1] 罗楚养, 张朋, 李伟东, 等. 高温复合材料在空空导弹上的应用研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(1): 19-24.
- [2] 庄丰澎, 文子豪, 江晟达, 等. 耐高温复合材料舵面根部结构设计及验证[J]. 复合材料科学与工程, 2022(2): 45-51.
- [3] SUDHIN A U, REMANANB M, AJEESH G C, et al. Comparison of properties of carbon fiber reinforced thermoplastic and thermosetting composites for aerospace applications[J]. Materials Today, 2020, 24: 453-462.
- [4] 罗楚养, 孙毓凯, 王文博, 等. 空空导弹结构技术的研究进展[J]. 航空兵器, 2019, 26(5): 1-10.
- [5] LUO Chuyang, SUN Shukai, WANG Wenbo, et al. Research and development on structure technology of air-to-air missile[J]. Aero Weaponry, 2019, 26(5): 1-10(in Chinese).
- [6] 张国庆, 罗楚养, 胡凯征. 耐高温复合材料舱体口盖设计方法研究[J]. 机械设计与制造, 2021(2): 23-26.
- [7] ZHANG Guoqing, LUO Chuyang, HU Kaizheng. Study on design method of high temperature composite material hatch cover[J]. Machinery Design and Manufacture, 2021(2): 23-26(in Chinese).
- [8] SEIF M A, KHASHABA U A, ROJAS-OVIEDO R. Residual stress measurements in CFRE and GFRE composite missile shells[J]. Composite Structures, 2007, 79(2): 261-269.
- [9] 罗楚养, 吴催生, 魏仲委, 等. 高温复合材料舵面研制与试验验证[J]. 复合材料学报, 2014, 31(5): 1312-1320.
- [10] LUO Chuyang, WU Cuisheng, WEI Zhongwei, et al. Manufacturing and testing for high temperature composite rudder[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(5): 1312-1320(in Chinese).
- [11] 房雷. 复合材料壳体在空空导弹固体火箭发动机中的应用研究[J]. 航空兵器, 2013(2): 42-45.
- [12] FANG Lei. Study on application of composite case in solid rocket motor in airborne missile[J]. Aero Weaponry, 2013(2): 42-45(in Chinese).
- [13] HARDWICK J G. CFRP rocket motor tubes wound with continuous pre-impregnated fibres[J]. Composites, 1981, 12(1): 41-47.
- [14] 王强. 面向复合材料J字型加强筋的自动化成型工艺设计[D]. 大连: 大连理工大学, 2021.
- [15] WANG Qiang. Automated molding process design for J-shaped reinforcing ribs of composite materials[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021(in Chinese).
- [16] CZAPSKI P, JAKUBCZAK P, BIENIAŚ J, et al. Influence of autoclaving process on the stability of thin-walled, com-

- posite columns with a square cross-section—Experimental and numerical studies[J]. *Composite Structures*, 2020, 250: 112594.
- [12] DONG C C, ZHOU J X, YIN Y J, et al. Study of the curing process of carbon fiber reinforced resin matrix composites in autoclave processing[J]. *Procedia Manufacturing*, 2019, 37: 450-458.
- [13] 岳波, 许英杰, 徐宁鑫, 等. 热压罐成型框架式模具结构拓扑优化设计[J]. *航空学报*, 2022, 43(3): 541-553.
- YUE Bo, XU Yingjie, XU Ningxin, et al. Technology optimization of frame mold for autoclave process[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(3): 541-553(in Chinese).
- [14] 徐竹. 栅格天线反射面的热压罐成型工艺研究[J]. *工业加热*, 2021, 50(11): 21-23.
- XU Zhu. Research on autoclave forming process of reflecting surface of grid antenna[J]. *Industrial Heating*, 2021, 50(11): 21-23(in Chinese).
- [15] 李树健, 湛利华, 彭文飞, 等. 先进复合材料构件热压罐成型工艺研究进展[J]. *稀有金属材料与工程*, 2015, 44(11): 2927-2931.
- LI Shujian, ZHAN Lihua, PENG Wenfei, et al. Research progress of autoclave molding for advanced composite components[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2015, 44(11): 2927-2931(in Chinese).
- [16] 李奇辉, 郭俊刚. 圆柱形复合材料螺旋单元的成型技术研究[J]. *复合材料科学与工程*, 2020(4): 125-128.
- LI Qihui, GUO Jungang. The research on molding technology of cylindrical spiral element in composite material[J]. *Composite Science and Engineering*, 2020(4): 125-128(in Chinese).
- [17] 陈磊. 复合材料热压罐成型固化回弹变形预测及其优化[D]. 长沙: 湖南大学, 2017.
- CHEN Lei. The prediction and optimization of the spring back of composite structure for autoclave molding[D]. Changsha: Hunan University, 2017(in Chinese).
- [18] STARK W, JAUNICH M, MCHUGH J. Carbon-fibre epoxy prepreg (CFC) curing in an autoclave analogue process controlled by dynamic mechanical analysis (DMA)[J]. *Polymer Testing*, 2013, 32(8): 1487-1494.
- [19] 凌辉, 周宇, 尚呈元, 等. 非热压罐预浸料成型技术研究进展[J]. *宇航材料工艺*, 2019, 49(5): 6-11.
- LING Hui, ZHOU Yu, SHANG Chengyuan, et al. Research progress of out-of-autoclave prepreg processing technology[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2019, 49(5): 6-11(in Chinese).
- [20] 曾竟成, 尹昌平, 刘钧. 软模辅助RTM成型舱段构件及其性能研究[J]. *材料工程*, 2006(6): 28-32.
- ZENG Jingcheng, YIN Changping, LIU Jun. Fabrication of the cabin component by flexible-mould assisted RTM process and its performance[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2006(6): 28-32(in Chinese).
- [21] POODTS E, MINAK G, MAZZOCCHETTI L, et al. Fabrication, process simulation and testing of a thick CFRP component using the RTM process[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014, 56: 673-680.
- [22] VITA A, CASTORANI V, GERMANI M, et al. Comparative life cycle assessment of low-pressure RTM, compression RTM and high-pressure RTM manufacturing processes to produce CFRP car hoods[J]. *Procedia CIRP*, 2019, 80: 352-357.
- [23] 李琼, 王强, 朱成香, 等. RTM整体成型机尾罩结构设计技术研究[J]. *教练机*, 2016(3): 57-61.
- LI Qiong, WANG Qiang, ZHU Chengxiang, et al. Study on structural design techniques of tail fairing integrally formed using RTM[J]. *Trainer*, 2016(3): 57-61(in Chinese).
- [24] AOKI Y, ISHIKAWA T, TAKEDA S I, et al. Fatigue test of lightweight composite wing structure[J]. *International Journal of Fatigue*, 2006, 28(10): 1109-1115.
- [25] 江晟达, 罗楚养, 张朋, 等. 基于RTM技术的碳纤维/聚酰亚胺复合材料舵面一体化制备与验证[J]. *复合材料学报*, 2020, 37(9): 2152-2162.
- JIANG Shengda, LUO Chuyang, ZHANG Peng, et al. Integration manufacturing and testing verification for RTM able carbon fiber/polyimide composite rudder[J]. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2020, 37(9): 2152-2162(in Chinese).
- [26] LIU G, LUO C Y, ZHANG D J, et al. Mechanical performance and failure mechanism of thick-walled composite connecting roads fabricated by resin transfer moulding technique[J]. *Applied Composite Material*, 2015, 22(4): 423-436.
- [27] 罗楚养, 江晟达, 陈梦熊, 等. 基于高温RTM工艺的碳纤维/聚酰亚胺复合材料连接环制备与验证[J]. *航空学报*, 2021, 42(7): 69-81.
- LUO Chuyang, JIANG Shengda, CHEN Mengxiong, et al. Preparation and evaluation for carbon fiber/polyimide composite attaching collars based on resin transfer mould process[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(7): 69-81(in Chinese).
- [28] 罗维, 郭强, 赵文琛, 等. 复合材料纵横加筋隔框RTM成型工艺[J]. *宇航材料工艺*, 2021, 51(6): 44-48.
- LUO Wei, GUO Qiang, ZHAO Wenchen, et al. Composite frame with stringer-stiffened feature by resin transfer moulding[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2021, 51(6): 44-48(in Chinese).
- [29] 陈吉平, 苏佳韩, 韩小勇, 等. 复合材料工型肋的RTM工艺模拟与优化[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2017(7): 82-87.

- CHEN Jiping, SU Jiazhi, HAN Xiaoyong, et al. Simulation and optimization of RTM technology for composite “I” section rib parts[J]. *Composites Science and Engineering*, 2017(7): 82-87(in Chinese).
- [30] 张明龙, 肖加余. 气囊辅助RTM工艺成型导弹舱段构件[J]. *复合材料学报*, 2008(1): 23-27.
ZHANG Minglong, XIAO Jiayu. Missile cabin fabrication by bladder-assisted RTM[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2008(1): 23-27(in Chinese).
- [31] 蒋诗才, 包建文, 张连旺, 等. 液体成型树脂基复合材料及其工艺研究进展[J]. *航空制造技术*, 2021, 64(5): 70-81, 102.
JIANG Shicai, BAO Jianwen, ZHANG Lianwang, et al. Research progress of liquid molding resin matrix composites and its technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2021, 64(5): 70-81, 102(in Chinese).
- [32] 赵秀芬, 刘刚, 李伟东. 液态成型复合材料在直升机上的应用[J]. *航空制造技术*, 2017, 536(17): 60-64.
ZHAO Xiufen, LIU Gang, LI Weidong. Application of liquid molding composites in helicopter[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 536(17): 60-64(in Chinese).
- [33] 李伟东, 刘刚, 包建文, 等. 贫胶预浸料-RTM成型工艺及其复合材料力学性能研究[J]. *航空材料学报*, 2014, 34(3): 57-62.
LI Weidong, LIU Gang, BAO Jianwen, et al. Research of processing characteristics and mechanical properties of semi-prepreg RTM composites[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2014, 34(3): 57-62(in Chinese).
- [34] 郑亚萍, 陈伟, 李江红, 等. RTM和预浸料共固化树脂体系界面层特性[J]. *复合材料学报*, 2013, 30(3): 35-38.
ZHENG Yaping, CHEN Wei, LI Jianghong, et al. Interface properties of RTM and prepreg process co-curing system[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2013, 30(3): 35-38(in Chinese).
- [35] 何先成, 刘刚, 包建文. 预浸料在RTM工艺中的应用研究[J]. *玻璃钢/复合材料*, 2015(4): 71-75, 34.
HE Xiancheng, LIU Gang, BAO Jianwen. Application of prepreg in RTM process[J]. *Composites Science and Engineering*, 2015(4): 71-75, 34(in Chinese).
- [36] 许亚洪. 巡航导弹树脂基结构复合材料的应用与发展[J]. *热固性树脂*, 2008, 23(S1): 36-38, 46.
XU Yahong. Application and development of resin matrix structural composite for cruise missile[J]. *Thermosetting Resin*, 2008, 23(S1): 36-38, 46(in Chinese).
- [37] 国防科学技术工业委员会. 纤维增强复合材料无损检验方法第1部分 超声波检验: GJB 1038.1 A—2004[S]. 北京: 国防科工委军标出版社, 2004.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. Non-destructive inspecting methods of fiber reinforced composite Part 1: Ultrasonic testing: GJB 1038.1 A—2004[S]. Beijing: Military Commission for Science, Technology and Industry for National Defense Press, 2004(in Chinese).
- [38] 中国航空工业总公司. 复合材料构件通用技术条件: HB 7224—1995[S]. 北京: 中国航空工业总公司第301研究所出版社, 1995.
China National Aviation Corporation. General specification for composite components: HB 7224—1995[S]. Beijing: China Aviation Industry Corporation 301st Research Institute Press, 1995(in Chinese).
- [39] 郭志峰, 郭丽敏, 许文刚, 等. 受内压复合材料压力容器应力状态数值模拟[C]//第十五届玻璃钢/复合材料学术年会论文集. 北京: 2003, 7-12.
GUO Zhifeng, GUO Limin, XIAO Wengang, et al. Finite element analysis on the stress of composite pressure vessel under internal pressure loading[C]//Proceedings of the Fifteen Annual FRP/Composites Conference. Beijing: 2003, 7-12(in Chinese).
- [40] 马少华, 费昺强, 许良, 等. 热氧老化对碳纤维双马树脂基复合材料性能的影响[J]. *材料工程*, 2017, 45(12): 50-57.
MA Shaohua, FEI Bingqiang, XU Liang, et al. Influence of thermal-oxidative aging on property of carbon fiber bis-maleimide resin composites[J]. *Material Engineering*, 2017, 45(12): 50-57(in Chinese).
- [41] 邹田春, 安涛, 杨旭东, 等. 干燥温度对CFRP力学性能的影响及作用机理[J]. *塑料*, 2019, 48(3): 12-15, 18.
ZOU Tianchun, AN Tao, YANG Xudong, et al. Effect of dried temperatures on mechanical properties and mechanism of CERP[J]. *Plastic*, 2019, 48(3): 12-15, 18(in Chinese).
- [42] EFTEKHARI M, FATEMI A. Tensile behavior of thermoplastic composites including temperature, moisture, and hygrothermal effects[J]. *Polymer Testing*, 2016, 51: 151-164.
- [43] 张荣荣. 开孔变刚度复合材料壁板结构的压缩屈曲性能及失效分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
ZHANG Rongrong. Research on variable-stiffness composite thin plates with holes of buckling and failure under compression[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017(in Chinese).
- [44] 邹华民. 含初始分层缺陷复合材料加筋壁板承载性能分析[D]. 大连: 大连理工大学, 2017.
ZOU Huamin. Bearing capacity analysis of composite stiffened panels with initial delamination defects[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2017(in Chinese).