

无人机超轻碳纤维复合材料结构件成型技术研究

孔娜 王增加 王希杰 王华 师慧

(西安康本材料有限公司, 高性能碳纤维制造及应用国家地方联合工程研究中心, 西安 710089)

摘 要 以国家某重点项目平流层长航时固定翼无人机项目为依托, 研究无人机机翼结构件的成型技术。在保证无人机机翼结构强度、刚度、稳定性的前提下, 通过外模压内气压的加压方式并结合热板烘箱加热技术固化成型碳纤维复合材料泡沫夹芯结构主梁和前缘; 对主梁产品进行加载试验和有限元分析, 根据分析结果对主梁产品表面补强。结果表明, 补强后的主梁产品可满足2.5倍额定载荷要求, 同时可承受102 N·m扭矩, 且总重7.2 kg, 前缘产品重0.19 kg, 实现机翼结构部件的轻量化; 本文研制产品满足各项技术指标, 为超轻碳纤维复合材料结构件的成型提供新的技术手段。

关键词 无人机, 超轻, 碳纤维复合材料, 成型技术

中图分类号: TB332

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2024.06.009

Research on Molding Technology of Ultra-light Carbon Fiber Composites Parts for UAV

KONG Na WANG Zengjia WANG Xijie WANG Hua SHI Hui

(Xi'an Carbon Materials Co. Ltd., National and Local Union Engineering Research Center of High-performance Carbon Fiber Manufacture and Application, Xi'an 710089)

Abstract This paper is based on a national key project stratospheric long-endurance fixed-wing UAV project, which studies the manufacturing technology of wing structural components for unmanned aerial vehicles. To meet the strength, stiffness and stability of the wing structure, the main beam and leading edge of the carbon fiber composite foam sandwich structure were solidified using external molding and internal pressure, combined with hot plate oven heating technology. Load test and finite element analysis were conducted on the main beam products. According to the analysis results, the surface of the main beam product was reinforced. The results indicate that the reinforced main beam product can withstand 2.5 times the rated load and bear a torque of 102 N·m, and the total weight of the main beam products was 7.2 kg and the leading edge products weighed 0.19 kg, achieving the lightweight of the wing structural components. The developed products meet the requirements of various indicators, and provide a new technical approach for the forming of ultra-light carbon fiber composite structural parts.

Key words UAV, Ultra-light, Carbon fiber composite, molding technology

0 引言

固定翼无人机的结构设计对质量非常敏感, 质量系数控制在30%以下, 可以为无人机系统的燃油动力、有效载荷和隐身补偿等留出质量空间, 减少动力耗损, 达到增强续航能力的效果^[1]。平流层长航时固定翼无人机的结构轻量化设计主要从材料选择和结构设计两方面开展。在材料选择方面, 轻质高强的复合材料逐渐取代使用已久的金属材料, 其中碳纤维复合材料是应用最广泛的轻量化材料, 除此之外还有芳纶纤维复合材料、玻璃纤维复合材料等^[2]。

如表1所示, 碳纤维复合材料密度是金属材料的4/7~1/5, 比模量与比强度是金属材料的3~4倍, 同时兼具耐高温、耐辐射、耐酸碱、抗燃等优异的性能。在结构设计方面, 夹芯结构是实现有效减重常用技术手段, 该结构一般由薄的高强度高模碳纤维复材面板和厚的低密度芯材组成, 具有较高的弯曲刚度^[4]。常用的芯材有蜂窝和泡沫, 其结构见图1。

常用的几种芯材性能参数如表2所示, 铝蜂窝芯材压缩强度和剪切强度较低, 与碳纤维面板共同使用时可能发生电化学腐蚀。芳纶蜂窝芯材性能优

收稿日期: 2022-12-26

第一作者简介: 孔娜, 1992年出生, 工程师, 研究方向为碳纤维复合材料成型。E-mail: 15091762021@163.com

良,但容易出现如蜂窝孔开裂、局部分层、胶条开裂等缺陷,且蜂窝芯材与碳纤维面板粘接面积小,蜂窝孔壁会导致面板纤维发生弯曲产生富胶区域,使整体结构力学性能下降^[5]。泡沫芯材性能优良,其夹芯结构具有力学性能稳定和生产成本低的优势,复杂结构件的成型工艺简单且制品表面平整,具有更好的应用发展前景^[6]。因此,本研究采用碳纤维复合材料泡沫夹芯结构。

表1 常用复合材料与金属材料性能^[3]

Tab. 1 Properties of widely used composite materials and metal materials^[3]

材料	密度 /g·cm ⁻³	拉伸模量 /GPa	拉伸强度 /MPa	比强度 /10 ⁶ m ² ·s ⁻²	比模量 /10 ⁷ m ² ·s ⁻²
碳纤维/环氧	1.57	138	1520	0.97	9
芳纶纤维/环氧	1.38	86	1520	1.10	6
玻璃纤维/环氧	2.0	55	1790	0.90	3
超高强钢	7.83	207	1750	0.22	3
高强铝合金	2.7	72	647	0.24	3

表2 常用芯材性能参数^[7-8]

Tab. 2 Properties of widely used core material^[7-8]

材料	密度 /g·cm ⁻³	压缩强度 /MPa	剪切强度/MPa	
			纵向	横向
PMI泡沫	0.05	0.85	0.85	
PVC泡沫	0.07	0.95	0.85	
铝蜂窝	0.03	0.45	0.44	0.24
芳纶蜂窝	0.05	2.43	1.37	0.80

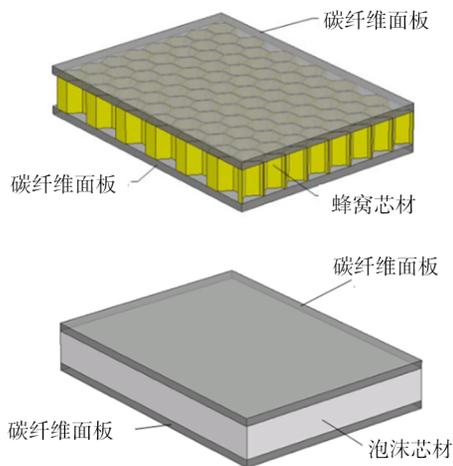


图1 蜂窝夹芯结构与泡沫夹芯结构

Fig. 1 Honeycomb sandwich structure and foam sandwich structure

本文以国家某重点项目平流层长航时固定翼无人机项目为依托,研制碳纤维复合材料泡沫夹芯结构主梁和前缘。碳纤维基材选用高强平纹碳布和高模单向碳纤维,树脂选用中温固化环氧树脂,制品可

于-75~80℃下长期使用,具有良好的机械性能和优良的抗冲击韧性。泡沫选用聚甲基丙烯酸酯亚胺(PMI)泡沫,热变形温度为180~240℃,抗压强度在0.5MPa以上,与树脂体系相容性好,是综合性能较好的新型高分子结构泡沫材料^[9]。

1 超轻主梁

1.1 研制成型

主梁作为无人机机翼结构的主要承力件,承受飞行过程中的大部分升力和过载^[10]。目前常见的碳纤维复合材料主梁有圆形和矩形两种封闭截面,美国航境公司研发的太阳能无人飞行器“太阳神”(Helios)HP01型和HP03型样机,意大利研发的Heliplat太阳能高空长航时无人机^[11-12],其机翼主梁均为蜂窝夹芯圆管结构,如图2所示。主梁内外壁为碳纤维,芯材为Korex或Nomex蜂窝^[13]。圆形截面翼梁受曲率限制,曲率越小制造难度越大,矩形截面梁与圆形截面梁相比,具有较好的抗弯特性。



图2 Heliplat无人机机翼结构

Fig. 2 Wing structure of the Heliplat UAV

本文主梁由两段中梁、两外梁和6个连接件组成,如图3所示。中梁为90mm×70mm×6600mm长直矩形管,外梁为5900mm变截面矩形管,管件的截面由90mm×70mm过渡到25mm×20mm,在正视方向有6°上反角,俯视方向向后有1°前掠角。主梁的内、外层为高强平纹碳布,中间由4块3mm厚的PMI泡沫板组成,在内层碳布层与泡沫之间有高模单向碳纤维加强层。

传统的碳纤维复合材料矩形管成型多采用手糊、RTM法、缠绕法^[14],但是,这些成型方法制得的产品强度较差,含胶量不易控制,尤其是在制备大长径比结构件时产品质量的一致性较难保证,产品表面需进行二次加工。北京航空航天大学的曹晓明采用硅橡胶热膨胀成型工艺制备碳纤维复合材料矩形管^[15],研究发现对于大长径比的碳纤维复合材料管件,硅胶芯膜本体柔软较难入模,同时难以保证在膨胀过程中均匀施加压力,产品质量一致性较差。在加热固化方面,目前碳纤维复合材料制品多选用热

压罐成型^[16],热压罐虽然可以同时提供均匀的温度和压力,但当产品尺寸大于6 000 mm时,对于模具的要求严格,且较长的加热冷却周期使得制造成本迅

速增加。因此,大长径比复合材料结构件的一体化成型技术,既是保证产品质量的重要环节,也是降低制造成本的关键措施。

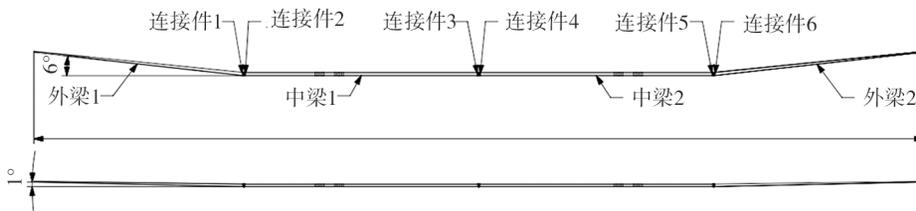


图3 机翼主梁结构

Fig. 3 Wing spar structure

为解决以上成型问题,本文主梁采用外模压+内气压成型工艺。充分利用风管耐热性、柔软性、可延展性等优点,在风管充气膨胀过程中,对主梁管件四面均匀施加压力,并依靠模具型腔使碳布层和泡沫层充分接触,紧密粘合。加热固化采用热板烘箱加热技术,如图4所示,加热板的数量和位置根据产品

尺寸需求进行设计和组合。在模具上下两侧放置加热板,通过螺栓调整下侧加热板与模具紧贴,外套保温罩保证模具各处温度均匀。成型后的碳纤维复合材料泡沫夹芯结构中梁产品及截面如图5所示,内外表面平整光滑,尺寸精度高。

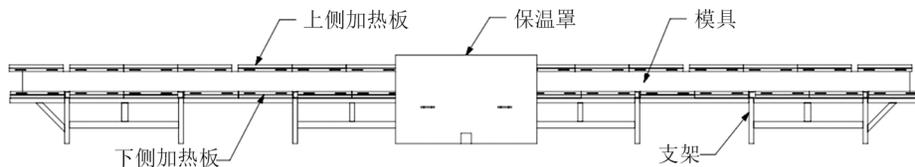


图4 热板烘箱

Fig. 4 Hot plate oven



图5 碳纤维复合材料泡沫夹芯结构中梁及截面

Fig. 5 Carbon fiber foam sandwich structure mid-win beam and cross-section

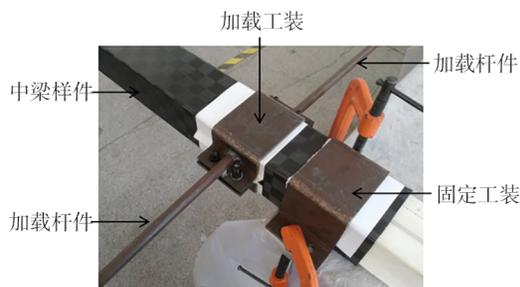


图6 碳纤维泡沫夹芯结构主梁抗扭试验

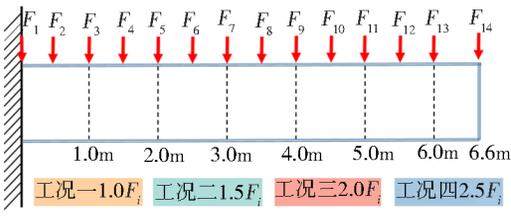
Fig. 6 Torsion test of main beam of carbon fiber composite foam sandwich structure

1.2 抗扭实验

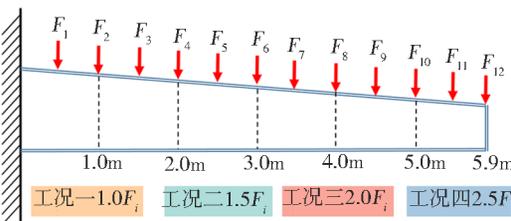
机翼根部扭矩较大,为验证主梁产品抗扭力学性能,对碳纤维复合材料泡沫夹芯结构主梁进行抗扭试验。因仅在主梁管件根部施加载荷做破坏性试验,制作长1 000 mm中梁样件,将中梁样件一端根部安装固定工装及加载工装,在加载工装两侧的加载杆件上分别施加向下的作用力和向上的作用力,加载点距梁腹板1 000 mm处,如图6所示。中梁样件在承受102 N载荷时发生破坏变形,拆卸工装后,断裂面如图8(c)所示,通过试验验证,碳纤维复合材料泡沫夹芯结构主梁可承受102 N·m扭矩。

1.3 抗弯实验

中梁和外梁分别进行抗弯试验,以达2.5倍额定载荷要求为指标,如图7所示。中梁一端根部为固定端,沿梁长度方向在凸缘各处施加集中载荷,载荷如表3所示,施加载荷过程中,中梁的弯曲主要发生在固定端附近,加载1.5倍载荷后,中梁在距固定端处150 mm发生断裂,由于中梁的另一端为自由端撞击地面,导致中间段位置约3 000 mm处发生二次弯曲断裂;外翼梁截面90 mm×70 mm端为固定端,施加载荷方式与中梁相同,载荷如表4所示,加载2倍载荷后,在距外梁固定端约2 700 mm处发生断裂破坏。



(a) 中梁抗弯试验



(b) 外梁抗弯试验

图7 碳纤维泡沫夹芯结构主梁抗弯试验

Fig. 7 Bending test of main beam of carbon fiber foam sandwich structure

表6 碳纤维面板性能参数

Tab. 6 Performance parameters of carbon fiber panel

密度 /g·cm ⁻³	弹性模量/GPa		压缩强度/MPa		拉伸强度/MPa		剪切强度 /MPa	剪切模量 /GPa	主泊松比
	0°	90°	0°	90°	0°	90°			
1.80	158.0	9.42	1200.0	250.0	1500.0	250.0	70	5.0	0.3

表7 加强层板性能参数

Tab. 7 Strengthen the performance parameters of the laminates

密度 /g·cm ⁻³	拉伸强度 /MPa	拉伸模量 /GPa	剪切强度 /MPa	断裂伸长率 /%	泊松比
1.91	4029	540	61	0.8	0.29

仿真结果见图8,抗弯试验初始加载,在梁根部上凸缘的边缘出现压应力集中区域,下凸缘和中间区域凸缘仅承受小部分压应力,在距固定端较远的位置施加载荷,应力将更集中在凸缘上的边缘区域

表3 中梁抗弯试验载荷

Tab. 3 Bending test load of mid-wing beam

F_i	加载位置/m	加载载荷/N	F_i	加载位置/m	加载载荷/N
F_1	0.0	-5.1	F_8	3.6	6.9
F_2	0.5	6.9	F_9	4.1	6.9
F_3	1.0	6.9	F_{10}	4.6	7.2
F_4	1.5	6.9	F_{11}	5.1	7.4
F_5	2.0	6.9	F_{12}	5.6	7.4
F_6	2.5	6.9	F_{13}	5.9	7.4
F_7	3.1	6.9	F_{14}	6.6	3.7

表4 外梁抗弯试验载荷

Tab. 4 Bending test load of outer-wing beam

F_i	加载位置/m	加载载荷/N	F_i	加载位置/m	加载载荷/N
F_1	0.5	7.5	F_7	3.6	5.0
F_2	1.0	7.0	F_8	4.1	4.6
F_3	1.5	6.7	F_9	4.6	4.1
F_4	2.0	6.2	F_{10}	5.1	3.7
F_5	2.5	5.8	F_{11}	5.6	2.6
F_6	3.1	5.4	F_{12}	5.9	2.6

1.4 仿真及结果分析

采用Ansys软件对试验结果仿真分析,建立碳纤维复合材料泡沫夹芯结构主梁的仿真模型,材料性能参数见表5~表7。将主梁几何体形状划分为六面体网格,在主梁的一端根部设置固定支撑约束,另一端为自由端,并在主梁凸缘位置施加两种载荷,使主梁截面处于不同的荷载状态。

表5 泡沫板性能参数

Tab. 5 Performance parameters of foam board

密度 /g·cm ⁻³	压缩强度 /MPa	拉伸强度 /MPa	拉伸模量 /MPa	剪切强度 /MPa	剪切模量 /MPa	泊松比
0.05	0.85	1.68	83	0.85	30	0.33

以及腹板。此时,主梁根部应力集中区域的内部泡沫最先产生失稳破坏,然后断裂纹扩展至泡沫与外层碳纤维截面,外部纤维扭曲变形导致凸缘和腹板断裂破坏[图8(a)(b)]。抗扭试验扭矩使主梁根部主要承受剪切力,应力集中区域在腹板处从而产生腹板断裂破坏[图8(c)]。结果表明,承载时,由于主梁管件内外层只有一至两层碳纤维,3 mm厚PMI泡沫的密度较小且薄,会最先发生破坏,该设计方案主梁强度需提升。泡沫作为主梁芯材,无法进行强度提升,因此需对主梁受力集中区域进行外表面补强。

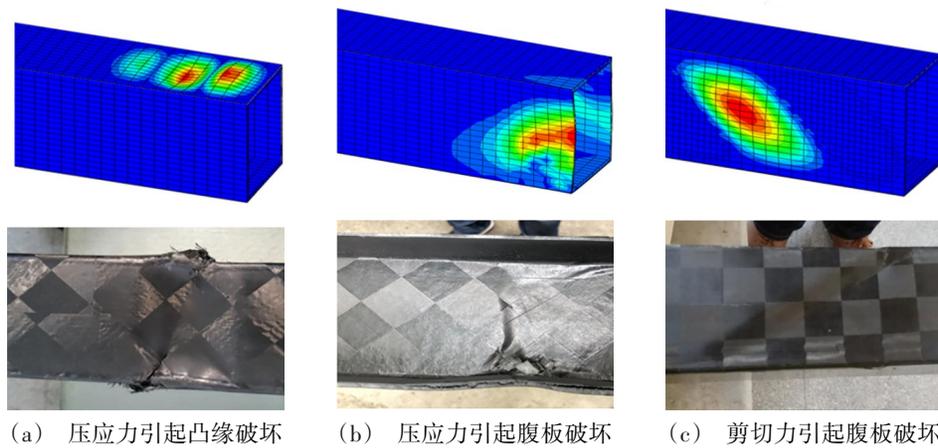


图8 碳纤维复合材料泡沫夹芯主梁断裂受力分析

Fig. 8 Fracture force analysis of carbon fiber composite foam sandwich spar

1.5 产品补强

在进行补强前需要对主梁受压面进行清理,并在受压面应力集中区域铺放高模碳纤维预浸料单向带和加强筋,如图9所示。首先铺放与梁等长度50 mm宽的加强带,将数层8~10 mm宽高模碳纤维预浸料堆叠成一定高度的加强筋,沿主梁受压面中线放置,最后在外侧包覆一层高强平纹碳布,对补强区域进行局部升温固化获得补强后的主梁产品。

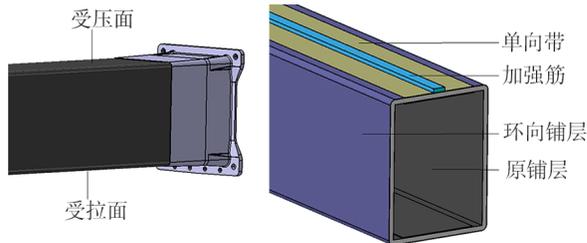


图9 碳纤维复合材料泡沫夹芯主梁表面补强

Fig. 9 Surface reinforcement of carbon fiber composite foam sandwich spar

表面补强后的主梁产品再次进行抗弯试验,满足2.5倍额定载荷要求,同时可承受102 N·m扭矩,有良好的抗弯和抗扭力学性能。通过壁厚检测发现,各面壁厚均匀性较好,尺寸精度高,内外表面光洁。该结构四段主梁总重7.2 kg,是同尺寸碳纤维复合材料实芯结构主梁质量的1/7,减重效果显著,实现了机翼结构轻量化设计需求。

2 超轻前缘

现有机翼前缘普遍采用金属制作成翼面锥形构件,南京航空航天大学华小歌研究了一种玻璃纤维-铝锂合金板机翼前缘结构^[17]如图10所示,采用0.3 mm厚新型铝锂合金作为金属基板,与90°/0°纤维层固化成型,制成金属/纤维层间混杂复合结构。但是铝锂合金线胀系数为 $22.68 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$,玻璃纤维线胀系数为 $4.89 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$,金属与复材不同线胀系数会对

薄壁结构造成显著影响,在温度极端的环境下构件会出现“张开式”回弹现象。

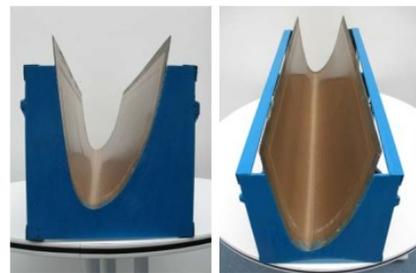


图10 玻璃纤维-铝锂合金板机翼前缘结构

Fig. 10 The leading-edge of the wing with glass fiber-aluminum-lithium alloy plate

为解决在低高温环境下的回弹现象,本文选用的碳纤维复合材料线胀系数为 $-0.56 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$,PMI泡沫线胀系数为 $0.299 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$,与玻璃纤维-铝锂合金板机翼前缘此相比,PMI泡沫线胀系数与选用碳纤维复材相近,且与树脂相容性较好,粘结强度高。前缘外侧为一层高强平纹碳布,内侧间隔放置2~3 mm厚PMI泡沫,截面为“C”形。采用抽真空一体化成型,外侧碳纤维层与模具型腔紧贴,通过真空袋膜抽真空均匀施加压力,使C形泡沫与碳纤维层紧密粘接。前缘结构件最长6 600 mm,质量小于0.19 kg。在温度极端的高空环境下可以保持前缘翼面光滑,减少飞行过程中气体摩擦阻力,前缘产品见图11。



图11 碳纤维复合材料前缘

Fig. 11 Front edge and rear beam of carbon fiber composite material

3 结论

(1)本文采用外模压+内气压的热板烘箱加热方式,解决了大长径比碳纤维复合材料结构件加热固化对大型加热设备的依赖问题,此成型工艺制造产品具有外形尺寸精度高、表面光洁等优点,同时热板烘箱加热具有通用性强、效费比高和重复利用的显著优势。

(2)本文对主梁产品进行加载试验和有限元分析,找到强度薄弱环节并通过对主梁产品表面补强,使主梁产品各向力学性能满足指标要求,满足2.5倍额定载荷要求,同时可承受102 N·m扭矩,有良好的抗弯和抗扭力学性能。

(3)本文采用碳纤维泡沫夹芯结构制备的主梁产品总质量7.2 kg,6 600 mm长前缘产品结构质量0.19 kg,实现机翼结构部件的轻量化。

参考文献

- [1] 陈绍杰. 无人机上复合材料的应用与研究[J]. 飞机设计, 2003(03):26-30.
- CHEN Shaojie. Application and research of composite for UAV[J]. Aircraft Design, 2003(03):26-30.
- [2] 袁立群, 单杭英, 杨忠清, 樊芑. 复合材料在无人机上的应用与展望[J]. 玻璃纤维, 2017(06):30-36.
- YUAN Liqun, SHAN Hangying, YANG Zhongqing, et al. The application and prospect of composite materials in UAV[J]. Fiber Glass, 2017(06):30-36.
- [3] 矫桂琼, 贾普荣. 复合材料力学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2008.
- JIAO Guiqiong, JIA Purong. Mechanics of composite materials [M]. Xi ' an: Northwestern Polytechnical University Press Co. Ltd, 2008.
- [4] 郝巍. 夹层结构复合材料芯材制造技术[N]. 中国航空报, 2015-06-06(T02).
- HAO Wei. Sandwich structure composite core material manufacturing technology [N]. China Aviation News, 2015-06-06(T02).
- [5] 胡培. 航空航天泡沫夹层结构的设计[J]. 航空制造技术, 2012(18):99-104.
- HU Pei. Design of aerospace foam sandwich structure [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012(18):99-104.
- [6] 魏浩. 复合材料泡沫夹芯结构抗冲击性能研究[D]. 武汉理工大学, 2015.
- WEI Hao. Study on the low velocity impact behavior of composite foam sandwich structures [D]. Wuhan University of Technology, 2015.
- [7] 马立, 朱大雷. 卫星结构用PVC泡沫芯与铝蜂窝芯夹层板的比较[J]. 航天制造技术, 2013(01):18-20+6.
- Ma Li, Zhu Dalei. Comparison between PVC foam core and aluminum core sandwich panel in satellite structure [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(01):18-20+6.
- [8] 王盈聪, 何志平, 白江坡, 等. 过拉伸芳纶纸蜂窝的性能研究[J]. 高科技纤维与应用, 2022, 47(02):33-37.
- WANG Yingcong, HE Zhiping, BAI Jiangpo, et al. Properties of the overstretched aramid paper honeycomb [J]. Hi-Tech Fiber and Application, 2022, 47(02):33-37.
- [9] 原崇新, 董青海, 何斌. PMI泡沫夹层碳纤维复合材料的制备及力学表征[J]. 复合材料科学与工程, 2021(04):89-95.
- YUAN Chongxin, DONG Qinghai, HE Bin. Manufacturing and virtual test model of PMI foam sandwich composite structures [J]. Composites Science and Engineering, 2021(04):89-95.
- [10] 方宜武, 王显峰, 孙成, 等. 复合材料机翼翼梁的制造及应用概况[J]. 玻璃钢/复合材料, 2014(02):69-74.
- FANG Yiwu, WANG Xianfeng, SUN Cheng, et al. The manufacture and application of composite wing spars [J]. Fiber Reinforced Plastic/Composites, 2014(02):69-74.
- [11] FRULLA G, CESTINO E. Design, manufacturing and testing of a HALE-UAV structural demonstrator [J]. Composite Structures, 2008, 83:143.
- [12] FRULLA G, ROMEO G. Numerical/experimental structural characterization of composite advanced joints for HALE-UAV platforms [J]. Composites:Part B, 2008, 39:656.
- [13] 杨扬. 复合材料蜂窝夹芯管结构设计、制备工艺及性能表征[D]. 国防科技大学, 2012.
- YANG yang. Design, manufacturing and mechanical properties of composites honeycomb sandwich pipes [D]. National University of Defense Technology, 2012.
- [14] 穆建桥, 祖磊, 王继辉, 等. 纤维缠绕复合材料方管设计研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(7):22-26.
- MU Jianqiao, ZU Lei, WANG Jihui, et al. Research on design of filament wound composite square tubes [J]. Fiber Reinforced Plastic/Composites, 2015(7):22-26.
- [15] 曹晓明, 顾轶卓, 李超, 等. 碳纤维复合材料方管硅橡胶热膨胀成型工艺研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2012(6):64-68.
- CAO Xiaoming, GU Yizhuo, LI Chao, et al. Fabricating square tube of carbon fiber composites using thermal expansion process with silicone rubber [J]. Fiber Reinforced Plastic/Composites, 2012(6):64-68.
- [16] 李奇辉, 徐小伟. 大长径比薄壁管复合材料零件的热压罐成型模具设计[J]. 模具工业, 2020, 46(04):53-55.
- LI Qihui, XU Xiaowei. Design of forming die for thin-walled composite autoclave with large length to diameter ratio [J]. Die&Mould Industry, 2020, 46(04):53-55.
- [17] 华小歌, 李华冠, 陆一, 等. 玻璃纤维-铝锂合金层板机翼前缘结构的成型工艺研究[J]. 航空制造技术, 2017(16):58-63.
- HUA Xiaoge, LI Huaguan, LU Yi, et al. Forming process of glass fiber/aluminum-lithium laminates leading edge structure [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(16):58-63.