

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2023.07.015

复材框架结构泡沫夹芯舱门制造技术

白娅萍, 成艳娜, 刘训新, 肖光明, 邓飞飞

(中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089)

摘要: 复材框架结构泡沫夹芯舱门组件由多种次级零件叠层胶接装配, 次级零件热压蠕变特性、不同叠层装配区域容差分配、工装结构细节设计都将影响舱门制造精度。为了解决这一难题, 研究了厚度70 mm Cascell 52WH-HT低密度泡沫芯材, 在 (0.25 ± 0.02) MPa压力下热压蠕变情况, 泡沫芯厚度方向较固化前出现热压蠕变比率为-0.7%, 并确定了泡沫芯工艺补偿量计算方法; 依据舱门气动外形面高精度指标要求, 分类设计了不同叠层装配区域容差计算方法, 形成了叠层装配区容差计算公式, 并实践验证了理论公式可行性; 结合舱门框架加强的结构特点, 设计并制造了专用成型胶接夹具; 采用二次胶接工艺完成复材框架结构泡沫夹芯舱门零件制造, 各项指标满足工程技术要求。

关键词: 复材框架; 泡沫夹芯舱门; 容差分配计算; 泡沫热压蠕变; 二次胶接

中图分类号: TQ328.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2023)07-0091-05

Manufacturing Technology of Foam Sandwich Door of Composite Frame Structure

Bai Yaping, Cheng Yanna, Liu Xunxin, Xiao Guangming, Deng Feifei

(AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an 710089, China)

Abstract : The foam sandwich door of composite frame structure is assembled by laminated bonding of various secondary parts. The hot pressing creep characteristics of secondary parts, tolerance distribution of different laminated assembly areas, and detailed design of tooling structure will affect the manufacturing accuracy of the door. In order to solve this problem, the hot-pressing creep of 70 mm thickness Cascell 52WH-HT low density foam core was studied under the pressure of (0.25 ± 0.02) MPa. The ratio of -0.7 % hot-pressing creep in the thickness direction was compared with that before curing, and the calculation method of foam core process compensation was determined. According to the requirements of the high precision index of the aerodynamic shape surface of the door, the tolerance calculation method of different laminated assembly areas was designed, the tolerance calculation formula of the laminated assembly areas was formed, and the feasibility of the theoretical formula was verified by practice. Combined with the structure characteristics of the door frame reinforcement, a special shaped bonding fixture was designed and manufactured. The foam sandwich door of composite frame assembly meeting the engineering requirements is manufactured by secondary bonding technology.

Keywords : composite frame structure; foam sandwich door ; tolerance distribution calculation ; hot pressing creep of foam ; secondary bonding

随着材料技术发展和国防的需要, 复合材料以比强度高、比刚度大、可设计性强及优异的减重性能^[1], 逐渐成为衡量飞机先进性的指标^[2]。轻质高强的复合材料制件以其优异的可设计性成为航空飞行器应用的关键材料^[3]。

复合材料夹芯结构由高强度层压蒙皮和轻质芯材组成, 轻质芯材的引入提高了面板截面惯矩,

增加了弯曲刚度, 可有效地弥补单纯实体层压结构的性能不足, 承载效率高^[4]。夹芯结构质量轻、强度高, 具有较好的成型工艺性, 可满足航空飞行器特殊性能要求^[5]。飞机中复合材料舱门结构多选用泡沫夹芯结构^[6], 服役过程中舱门组件中外蒙皮承受气动力, 舱门组件承受的气动载荷通过门体复材框架传递至铰链接头, 进而传递至机身^[7]。飞机

通信作者: 白娅萍, 硕士, 高级工程师, 主要从事航空复合材料制造技术研究

收稿日期: 2023-05-24

引用格式: 白娅萍, 成艳娜, 刘训新, 等. 复材框架结构泡沫夹芯舱门制造技术[J]. 工程塑料应用, 2023, 51(7): 91-95.

Bai Yaping, Cheng Yanna, Liu Xunxin, et al. Manufacturing technology of foam sandwich door of composite frame structure[J]. Engineering Plastics Application, 2023, 51(7): 91-95.

中常用聚甲基丙烯酸酯亚胺(PMI)泡沫作为夹层芯材,芯材上下配合使用高强纤维增强的层合板作为蒙皮,以胶黏剂复合制成泡沫夹芯结构复合材料^[8]。

复合材料结构已逐渐成为国内外飞机中舱门应用主流,如起落架舱门、登机舱门、货舱门等^[9]。常用刚度较大的蜂窝夹层结构、加筋板结构复合材料作为起落架舱门,以承载气动载荷引起的变形^[10]。徐子澎^[11]对比分析了蜂窝夹层、I型加筋板、Z型加筋板、T型加筋板四种舱门结构特征,并且基于有限元动力学建立了蜂窝夹层起落架舱门结构力学分析规律,进行了蜂窝夹层起落架舱门结构设计优化和抗冲击性能研究。朱成香等^[12]采用树脂传递模塑(RTM)成型舱门骨架、热压罐成型舱门壁板,二次胶接组合成舱门,实现了舱门由金属转为复合材料。王璐璐等^[13]分析了蒙皮上布置横梁、框等组合式宽体舱门,实现了半堵塞式复合材料舱门在民用飞机上的设计应用。陈龙辉等^[14]设计并制造了缝合工艺复合材料真空辅助(VARI)成型的含泡沫帽型材加强的壁板类舱门,实现了小厚度舱门轻量化工程应用。高波等^[15]借助多岛遗传算法和序列二次规划优化了蜂窝夹芯复合材料起落架舱门设计,较金属舱门减重效果显著。邓飞飞等^[16]实现了大尺寸大厚度泡沫夹芯舱门制造,总结了类似结构常用工艺流程及制造细节。

近年来,大厚度复材框架泡沫夹芯舱门组件逐渐成为舱门设计主流。该种结构需以梁、框等复材层合结构作为框架,大厚度泡沫作为夹芯材质,内外蒙皮包覆组成舱门本体。舱门作为气动外形部件,精确成型需要从次级零件协调、模具修型补偿、胶接方案优化等方面加以实施,给已有的制造经验带来挑战。为解决这一难题笔者从泡沫芯材热压蠕变、叠层装配容差控制和舱门组件制造等方面进行研究。

1 研究对象

1.1 舱门结构形式

近年来国内常见典型飞机舱门结构为全高度

泡沫夹芯结构,上外蒙皮面板为实体层压结构,芯材为全高度 PMI 泡沫材质,内型面结合工程需求设置躲避凹槽,根据装配需求在铰链安装区增加玻璃钢垫块以提高承载,典型全高度泡沫夹芯舱门结构示意图见图 1。

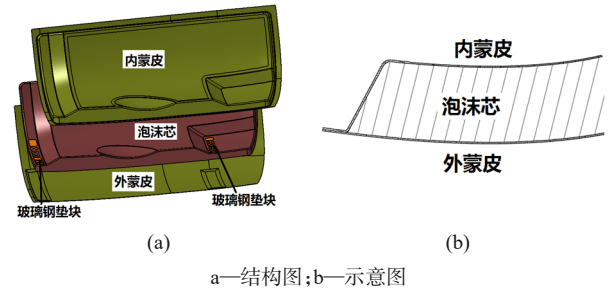


图1 典型全高度泡沫夹芯舱门结构示意图

新一代飞机的舱门结构采用复材框架与低密度泡沫夹芯结构胶接装配而成,以更轻的质量实现高度灵活机动、高强度远程运输的工程要求。舱门由内蒙皮、泡沫芯材、边梁、加强框、玻璃钢垫块、外蒙皮组成,舱门总长 6 000 mm,总宽 1 900 mm,门体总厚度 80 mm,复材框架泡沫夹芯舱门结构示意图见图 2。

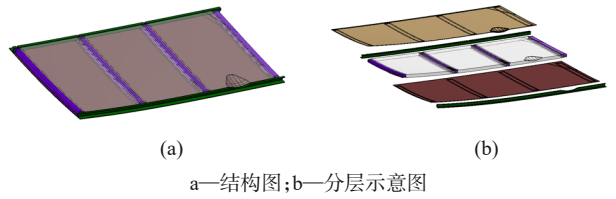


图2 复材框架泡沫夹芯舱门结构示意图

1.2 舱门材料分析

舱门边梁为 C 型截面梁结构,中间加强框等为双封闭腔体工型框,在工型框缘条面之间预埋玻璃钢垫块用于铰链与舱门结构连接;内蒙皮、外蒙皮为实体层压碳纤维层合板;芯材为低密度 PMI 泡沫;各次级零件之间使用单层厚度 0.24 mm 的 J-375 高耐温环氧胶膜黏接;受制于泡沫芯材毛料尺寸和曲率限制,使用 SY-P1B 带状发泡胶拼接泡沫芯。舱门选用材料信息见表 1。

表1 舱门选用材料信息

序号	材料名称	材料牌号	制造商	应用零件
1	高温固化环氧树脂碳纤维(T800级)预浸料	AC531/CF8611	中航复合材料有限责任公司	内蒙皮、外蒙皮、加强框、边梁
2	玻璃布层压板	1009-09	北京玻璃钢院复合材料有限公司	垫块
3	聚甲基丙烯酸酯亚胺闭孔刚性泡沫塑料	Cascell 50WH-HT	浙江中科恒泰新材料科技有限公司	泡沫芯
4	J-375 高耐温等级环氧结构胶膜	J-375	黑龙江省科学院石油化学研究院	二次胶接时用
5	带状发泡胶	SY-P1B	黑龙江省科学院石油化学研究院	泡沫芯拼接用

1.3 固化参数

边梁、加强框、内蒙皮、外蒙皮手工铺贴热压罐固化成型,基于毛料泡沫芯材双面数控铣切后拼接。二次胶接时固化压力直接影响组件内部黏接质量,若固化压力过小,制件内部夹裹气体在固化周期中无法排除,固化后各次级零件黏接质量差,制件内部易出现孔隙脱黏等内部缺陷;若固化压力过大,泡沫芯材易出现塌陷收缩变形。对于该舱门组件使用J-375胶膜在 (0.25 ± 0.02) MPa压力下,升温至 $(180\pm 5)^{\circ}\text{C}$ 固化温度保温120~180 min,固化周期见图3。

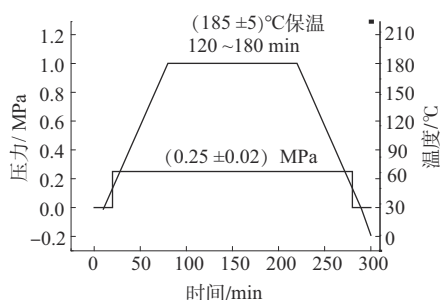


图3 二次胶接制造舱门的固化周期

2 研究过程及结果讨论

2.1 泡沫芯热压蠕变

(1) 试验过程。

泡沫芯的固化周期收缩变形决定了舱门组件的气动外形^[7]。结合该舱门选用泡沫芯材厚度,选用同材质泡沫芯,制备理论厚度 δ_0 为70 mm,长宽尺寸150 mm×150 mm试样,测量经历图3中固化周期,即在 (0.25 ± 0.02) MPa压力下,采用不大于 $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 升降温速率,测试了 $(180\pm 5)^{\circ}\text{C}$ 固化温度保温120~180 min后泡沫厚度变化。固化前后厚度实测数据见表2。

表2 泡沫芯固化前后厚度数据分析

项目	试样序号						平均值
	1 [#]	2 [#]	3 [#]	4 [#]	5 [#]	6 [#]	
δ_1/mm	70.83	70.87	70.84	70.84	70.87	70.87	70.85
δ_2/mm	70.48	70.35	70.38	70.36	70.42	70.38	70.385
泡沫芯固化收缩量/mm	-0.35	-0.52	-0.46	-0.48	-0.45	-0.49	-0.465
$\omega/\%$	-0.5	-0.7	-0.6	-0.7	-0.6	-0.7	-0.7

注: δ_1 为固化前厚度实测值; δ_2 为固化后厚度实测值; ω 为泡沫芯固化收缩率。

分析数据并按照公式(1)计算得到泡沫芯固化后收缩量平均值为-0.465 mm,固化收缩率 ω 为-0.7%,负值代表固化后实测厚度小于固化前实测厚度,固化后泡沫芯厚度方向收缩。

$$\omega = \frac{\delta_2 - \delta_1}{\delta_1} \times 100\% \quad (1)$$

式中: δ_1 ——固化前厚度实测值,mm;

δ_2 ——固化后厚度实测值,mm;

ω ——泡沫芯固化收缩率,%。

Cascell 50WH-HT泡沫理论厚度 δ_0 为70 mm,在 (0.25 ± 0.02) MPa压力下,采用不大于 $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 升降温速率,经 $(180\pm 5)^{\circ}\text{C}$ 固化温度保温120~180 min后,泡沫厚度较固化前变化量比率为-0.7%,即固化后泡沫芯在厚度方向出现热压蠕变。

(2) 热压蠕变工艺补偿。

胶接组合舱门时泡沫芯与上外蒙皮叠层装配见图4,外蒙皮靠近成型胶接夹具工装,内蒙皮靠近真空袋一侧,多次级零件装配的组件所有制造公差将会向靠近真空袋面累积,按式(2)得到舱门组件经历固化周期后泡沫芯材理论收缩量为0.49 mm。为便于工程制造,在泡沫芯厚度方向与内蒙皮配合表面预留0.5 mm工艺补偿,以抵消固化后泡沫芯热压蠕变引起的型面偏差。

$$\delta_2 = \delta_0 \times \omega \quad (2)$$

2.2 基于高精度气动外形不同叠层装配容差控制

依据舱门气动外形面高精度指标要求,以总体气动外形面为基准,分区设计不同叠层装配容差控制方案,并形成不同叠层装配容差计算公式。

(1) 泡沫芯与上外蒙皮叠层装配。

泡沫芯与上外蒙皮叠层装配关系如图4所示,容差分配需考虑上外蒙皮固化后厚度制造偏差、泡沫芯固化后热压蠕变,建立此处容差分配公式(3):

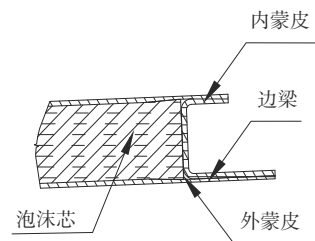


图4 泡沫芯与内/外蒙皮装配关系示意

$$\Delta_{\text{理论}} = \delta_{\text{内蒙皮}} + \delta_{\text{泡沫芯}} + \delta_{\text{外蒙皮}} \quad (3)$$

上外蒙皮与泡沫芯配合面处理论厚度2.86 mm,层压蒙皮厚度实测平均偏差+4%,即固化后实际厚度比理论大+0.11 mm,“ $\delta_{\text{内蒙皮}} + \delta_{\text{外蒙皮}}$ ”实际型面较理论偏差+0.22 mm。舱门最终型面控制目标为0,按式(3)求得泡沫芯厚度制造偏差-0.22 mm,根据2.1节试验结果,泡沫芯理论厚度70 mm,泡沫芯厚度方向与内蒙皮配合表面需预留+0.5 mm热压蠕变

补偿,因此,实际泡沫芯型面补偿量应为+0.28 mm,即泡沫芯靠近内蒙皮一侧厚度方向预留+0.28 mm工艺余量。

(2)边梁与上内蒙皮叠层装配。

边梁与上内蒙皮典型装配关系如图4所示,通过调整边梁内型面即工装型面偏差实现容差分配,建立此处容差分配公式(4):

$$\Delta_{\text{理论}} = \delta_{\text{内蒙皮}} + \delta_{\text{边梁}} + \delta_{\text{外蒙皮}} \quad (4)$$

上内蒙皮与边梁配合处实际型面较理论偏差+0.22 mm;边梁理论厚度5.06 mm,厚度实测平均偏差+4%,即固化后实际厚度比理论大+0.20 mm。按式(4)求得工装理论型面需设置-0.42 mm方可满足气动外形要求,考虑工装制造公差,边梁工装实际型面设置为-0.52~-0.32 mm。

(3)加强框处叠层装配。

加强框处叠层装配如图5所示,玻璃钢垫块放置于泡沫芯中,二者整体装配至双封闭腔工型框中形成骨架,之后上内蒙皮与框及边梁胶接成型,建立此处容差分配公式(5):

$$\Delta_{\text{理论}} = \delta_{\text{内蒙皮}} + \delta_{\text{工型框}} + \delta_{\text{玻璃钢垫块}} + \delta_{\text{泡沫芯}} + \delta_{\text{外蒙皮}} \quad (5)$$

“ $\delta_{\text{内蒙皮}} + \delta_{\text{外蒙皮}}$ ”实际型面较理论偏差+0.22 mm;泡沫芯装配于工型框内部,工型框内部泡沫芯材固化后热压蠕变简化略去。工型框理论厚度14.96 mm,厚度偏差+4%,即加强框实际厚度比理论大+0.60 mm,对于工型框工装型面按照-0.60 mm设置,可抵消固化后厚度累积偏差,考虑工装制造公差,工型框工装实际型面设置为-0.70~-0.50 mm,因此与工型框配合的玻璃钢垫块厚度公差应按-0.70~-0.50 mm以满足装配。

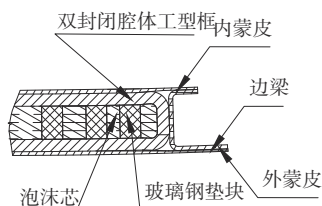


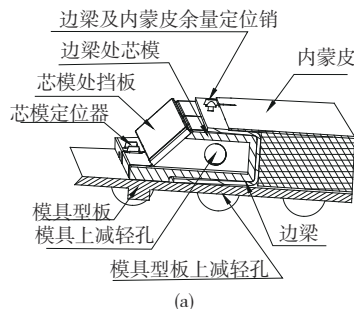
图5 工型框与其余次级件装配关系示意图

2.3 舱门组件制造

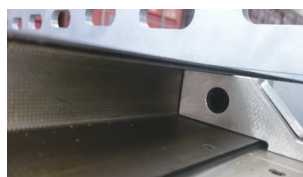
(1)模具结构。

以舱门气动外形面为成型胶接夹具型面,模具材质为殷钢以减小制件与模具间热膨胀差异导致的变形。边梁处芯模固化过程中支撑C型边梁缘条以抑制固化后边梁收口变形,芯模型面要求与边梁工装型面要求一致,定位销提供胶接固化时定位准

确度,芯模及模具型板上均设置减轻孔,减轻模具质量。工装模型及实物局部见图6。



(a)



(b)

a—工装模型;b—实物局部

图6 边梁处芯模工装模型和实物局部图

(2)制造工艺流程。

按照容差分配方案制造各次级零件,使用成型胶接夹具,按照图7工艺流程图经过次级零件制造、预装、胶接装配、制袋、固化、脱模、数控铣切、切割修整、无损检测、外形检测、边缘密封、喷漆、标识检验、保护移交等工序,完成了复材框架泡沫夹芯舱门组件制造,组件型面满足工程装配精度。

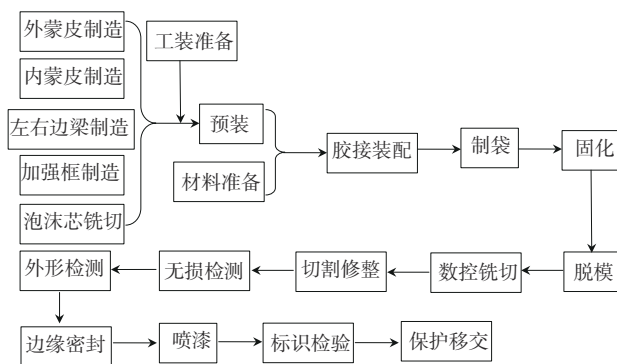


图7 制造工艺流程图

3 结论

(1)试验验证了70 mm厚度 Cascell 52WH-HT 泡沫芯材,在(0.25±0.02)MPa 压力下,采用不大于3 °C/min 升降温速率,经(180±5)°C 固化温度保温(120~180)min 后,泡沫芯厚度方向较固化前出现热压蠕变比率为-0.7%。

(2)叠层胶接装配时制造公差向靠袋面即内蒙皮侧累积,在泡沫芯厚度方向与内蒙皮配合面预留

0.5 mm工艺补偿量,可有效保证气动外形面。

(3)以总体气动外形面为基准,按装配件思路分区设计了不同叠层装配容差控制方案,不同装配区域建立容差计算公式,实践制造验证了理论公式可行性,实现了舱门气动外形面高精度指标要求。

(4)以舱门气动外形面为成型胶接夹具型面,成功实现了框架式泡沫夹芯复合材料舱门组件研制,为后续设计更大尺寸、更大厚度、同结构舱门提供技术支撑和试验数据。

参考文献

- [1] 张玉龙. 先进复合材料制造技术手册[M]. 北京:机械工业出版社,2003.
Zhang Yulong. Advanced composite manufacturing technology handbook[M]. Beijing: China Machine Press, 2003.
- [2] 程健男,徐福泉,张体磊. 树脂基复合材料在直升机的应用及其制造技术[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1):109-114.
Cheng Jiannan, Xu Fuquan, Zhang Tilei. Application and manufacturing technology of composites in helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1):109-114.
- [3] 刘国春,赵平,魏桂明,等. 胶接修理方式对复合材料层合板拉伸性能的影响[J]. 工程塑料应用, 2019, 47(11):47-53.
Liu Guochun, Zhao Ping, Wei Guiming, et al. Effects of bonding repair methods on tensile properties of composite panels[J]. Engineering Plastics Application, 2019, 47(11):47-53.
- [4] 耿育科. 飞机装配工装复合材料结构设计技术研究[J]. 中国设备工程, 2020(24):133-134.
Geng Yuke. Research on composite structure design technology of aircraft assembly tooling[J]. China Plant Engineering, 2020(24):133-134.
- [5] 张广平,戴干策. 复合材料蜂窝夹芯板及其应用[J]. 纤维复合材料, 2000, 17(2):25-27, 6.
Zhang Guangping, Dai Gance. Composite honeycomb sandwich panel and its application[J]. Fiber Composites, 2000, 17(2):25-27, 6.
- [6] Poodts E, Minak G, Dolcini E, et al. FE analysis and production experience of a sandwich structure component manufactured by means of vacuum assisted resin infusion process[J]. Composites, Part B:Engineering, 2013, 53B(10):179-186.
- [7] 陈尧渠. 某型飞机复合材料舱门结构设计及分析[J]. 科技与创新, 2020(10):20-24.
Chen Yaoqu. Structural design and analysis of composite door for a certain aircraft[J]. Science and Technology & Innovation, 2020(10):20-24.
- [8] Li G, Chakka V S. Isogrid stiffened syntactic foam cored sandwich structure under low velocity impact[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2010, 41(1):177-184.
- [9] Liu H. A structural design comparison of metallic and composite aircraft pressure retaining doors[D]. Bedford: Cranfield University, 2012:35-41.
- [10] 修英姝,崔德刚. 复合材料层合板稳定性的铺层优化设计[J]. 工程力学, 2005, 12:212-216.
Xiu Yingshu, Cui Degang. Ply optimization design for stability of composite laminates[J]. Engineering Mechanics, 2005, 12:212-216.
- [11] 徐子澎. 起落架舱门结构优化设计和抗冲击性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012:19-26.
Xu Zipeng. Structure optimization and impact resistance research on landing gear door[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012:19-26.
- [12] 朱成香,张改华,高永强,等. 金属改复合材料中舱门结构优化设计[J]. 教练机, 2017(4):47-52.
Zhu Chengxiang, Zhang Gaihua, Gao Yongqiang, et al. Optimum structural design of metal-modified-to-composite mid-cabin door [J]. Trainer, 2017(4):47-52.
- [13] 王璐璐,杨炎通,凌宇. 民用飞机复合材料舱门优化设计[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(4):102-106.
Wang Lulu, Yang Yantong, Ling Yu. Optimized design of a composite door for civil airplane[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2019(4):102-106.
- [14] 陈龙辉,王强,付杰斌,等. 复合材料舱门设计研究[J]. 教练机, 2016(2):16-19.
Chen Longhui, Wan Qiang, Fu Jiebin, et al. Study on door design of composite material[J]. Trainer, 2016(2):16-19.
- [15] 高波,赵彬,甘建,等. 飞机复合材料起落架舱门优化设计[J]. 航空计算技术, 2014, 44(1):52-55.
Gao Bo, Zhao Bin, Gan Jian, et al. Optimum design of a composite landing gear door[J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(1):52-55.
- [16] 邓飞飞,肖光明,成艳娜,等. 大尺寸、大厚度泡沫夹层舱门制造技术研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(5):18-23.
Deng Feifei, Xiao Guangming, Cheng Yanna, et al. Research on manufacturing of large-size and large-thickness foam sandwich door parts[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(5):18-23.
- [17] 袁超,邱启艳. 复合材料泡沫夹层结构翼尖小翼成型技术研究[J]. 科技与创新, 2019(6):62-63.
Yuan Chao, Qiu Qiyan. Research on winglet forming technology of composite foam sandwich structure[J]. Science and Technology & Innovation, 2019(6):62-63.