

doi:10.3969/j.issn.1001-3539.2024.03.011

民用飞机机翼翼尖端部全高度泡沫芯壁板制造技术

苏霞¹, 刘训新¹, 李春媛¹, 张皓彧¹, 张瑞琪¹, 元振毅²

(1. 中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089; 2. 西安理工大学机械与精密仪器工程学院, 西安 710048)

摘要: 民用飞机机翼翼尖端部组件结构为全高度泡沫夹芯壁板, 由“C”形端隔板、尾边条、楔形块、泡沫芯、外蒙皮组成, 型面公差要求严, 装配关系复杂, 制造过程极易引发内部无损与结构变形, 对结构制造工艺的可行性与稳定性提出了严重挑战。通过对泡沫胶接质量验证、泡沫芯进行压缩试验验证, 验证了胶膜黏接质量可靠性, 同时得出泡沫芯厚度的1%作为蠕变压缩的工艺补偿量。采用AIRPAD-碳布叠层压力垫结构形式, 使其在高温固化过程中进行膨胀从而有效进行压力均匀传递, 保证端隔板零件制造厚度和消除表面皱褶。对外蒙皮加强层、整层、迎风面进行铺层展开可行性分析, 对于无法展开区域按平行于纤维方向进行工艺分片, 按照规范拼层错缝调整, 在满足设计要求下进行剪口处理, 从而保证料片外形与产品外形一致性。为控制组件共胶接质量, 采用上/下组合模形式, 组合模选用复合材料结构上半模, 保证其具有随热压预浸料厚度下降而适应性形变的韧性。通过上述研究成功研制符合设计要求的合格产品并进行装机应用。

关键词: 复合材料; 泡沫夹芯壁板; 蠕变; 闭合模; 厚度控制

中图分类号: TB322 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3539(2024)03-0064-06

Manufacturing technology of full-height foam core panels at the tip of civil aircraft wings

SU Xia¹, LIU Xunxin¹, LI Chunyuan¹, ZHANG Haoyu¹, ZHANG Ruiqi¹, YUAN Zhenyi²

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

2. School of Mechanical and Instrument Engineering, Xi'an University of Technology, Xi'an 710048, China)

Abstract : The component structure of the tip section of the civil aircraft wing is a full-height foam sandwich panel, which consists of "C"-shaped end bulkheads, trailing edge strips, wedge-shaped blocks, foam core and outer skin, with strict profile tolerances, complex assembly relationships, and a manufacturing process that is prone to internal non-destructive and structural deformations, which poses a serious challenge to the feasibility and stability of the structural manufacturing process. By verifying the quality of foam bonding and foam core compression test, the reliability of adhesive film bonding quality was verified, and at the same time, 1% of the foam core thickness was derived as the process compensation amount for creep compression. The AIRPAD-carbon cloth laminated pressure pad structure was used to allow for expansion during the high temperature curing process, thus effectively transmitting pressure uniformly, guaranteeing the thickness of the end spacer parts and eliminating surface wrinkles. Feasibility analysis of the outer skin reinforcement layer, the whole layer, the windward side of the spreading of the layer to unfold the area cannot be unfolded according to the direction of the fiber parallel to the technology of the slice, in accordance with the specification of the staggered layer of the adjustment of the wrong seam, in order to meet the design requirements for the shear processing, so as to ensure that the shape of the piece of material and the consistency of the shape of the product. In order to control the quality of component co-gluing, the upper/lower combination mold form was adopted, and the upper half mold of composite structure was selected for the combination mold to ensure that it has the toughness of adaptive deformation with the decrease in thickness of hot-pressing prepreg. Through the above research, qualified products have been successfully developed that meet the design requirements and have been installed and applied.

Keywords : composite ; foam sandwich panel ; creep ; closed mold ; thickness control

基金项目: 中国博士后科学基金 项目(2022MD713799), 陕西省重点研发计划项目(2023-YBGY-387)

通信作者: 元振毅, 博士, 讲师, 研究方向为复合材料高质量成型

收稿日期: 2024-01-20

引用格式: 苏霞, 刘训新, 李春媛, 等. 民用飞机机翼翼尖端部全高度泡沫芯壁板制造技术[J]. 工程塑料应用, 2024, 52(3): 64-69.

SU Xia, LIU Xunxin, LI Chunyuan, et al. Manufacturing technology of full-height foam core panels at the tip of civil aircraft wings[J]. Engineering Plastics Application, 2024, 52(3): 64-69.

先进复合材料具有比强度高、比模量大、抗疲劳、耐腐蚀以及可设计性强等优异特性,目前在航空航天领域得到广泛应用。尤其是随着工艺成熟度的提高、材料与制造成本的下降,最先进的现代民用飞机,例如波音 787 与空客 350 的复合材料用量已经达到 50%,其应用部位已由次承力部件过渡到机翼、机身等主承力部件^[1-3]。在众多的复合材料零部件中,复合材料面板与芯材相结合构成的轻质夹芯结构,由于芯材的引入增加了结构弯曲刚度,更是在结构比刚度、比强度、结构稳定性等力学性能上得到质的提升^[4],在零件厚度要求较小的次承力结构中得到广泛使用,例如飞机翼面的前缘、后缘壁板,翼面的操纵面/操纵面的后缘以及机身舱门等结构^[5]。

在上述轻质夹芯结构中,常见的又有蜂窝夹芯、波纹夹芯、泡沫夹芯等结构。而闭孔刚性聚甲基丙烯酸酯亚胺(PMI)泡沫芯材具有密度小、抗冲击、吸能减震、隔音降噪以及良好的可加工特性,非常适合复杂曲率夹芯结构的成型,目前以全高度夹芯结构的形式应用于 ARJ21-700 飞机的翼梢小翼、C919 起落架舱门及 A380 增压舱后压力框等结构^[6-7]。针对泡沫夹芯结构,王丹等^[7]研究表明,对于机身内部需要足够空间放置任务载荷和设备的小型无人机,其在机翼与机身上使用泡沫夹芯复合材料,可以兼具结构强度、质量优化、制造成本及装配一体化的优势。孟翠翠等^[8]以大尺寸泡沫填充帽型复合材料加筋壁板为对象,从壁板内 R 区加捻量、透气毡的铺放方式、压力垫的放置方式三个工艺参数来研究其对零件内、外部质量的影响规律,并提出相应的质量控制方法。Hasan 等^[9]针对夹芯厚机翼蒙皮,从铺层模具、芯模、填充材料、牺牲层材料等多个角度进行研究,并推荐采用共固化的方式来降低整体结构固化变形。田旭军等^[10]对比了泡沫夹芯结构与钢制板格结构的振声效果,结果表明夹芯复合材料结构前三阶固有频率可以提高两倍以上,可以在减重的同时大幅度提高结构整体刚度。Li 等^[11]研究了不同材料、不同孔径的芯模对复合材料帽型结构成型质量的影响。阮心怡等^[12]将超材料吸波体与 PMI 泡沫夹芯壁板相结合,设计制造出满足双频带、宽频带超材料吸波体。王士杰等^[13]采用落锤冲击试验研究了 PMI 泡沫芯对复合材料抗低速冲击性能的影响,结果表明复合材料层合板加入泡沫芯

之后吸能效果显著提高。Kappel^[14]针对带圆角的泡沫夹芯结构进行了固化变形研究,结果表明随着泡沫芯材厚度的增加结构固化变形会降低。彭坚等^[15]研究了共固化过程温度、压力、时间与 PMI 泡沫芯尺寸变化率以及夹芯复合材料力学性能之间的关系,最终优化得到满足夹芯结构尺寸稳定性与复合材料性能的固化参数。Cinar 等^[16]针对 L 型泡沫夹芯结构进行了四点弯曲试验,结果表明该类结构最初的失效机制为泡沫与面板分层,而后才是泡沫拉伸断裂。然而,目前国内外针对该类复杂结构的制造工艺研究还相对较少。该类典型应用结构通常尺寸较小、结构异性且装配关系复杂,导致其制造难度大,制造过程极易引发内部无损与结构变形,这对结构制造工艺的可行性与稳定性提出了严重挑战。

为此,笔者以民用飞机 MA700 机翼翼尖端部全高度泡沫夹芯组件为研究对象,通过一系列关键制造技术与试验件制造验证,研究了泡沫与胶膜黏接性能、盒状封闭结构端隔板厚度及表面质量控制、次级零件公差/胶接配合、夹芯胶接质量控制,骨架零件厚度控制,上/下闭合模胎热压罐固化成型控制等关键技术,成功研制出符合设计要求的合格产品并进行装机应用,为后续类似结构的零件制造提供技术参考和工程借鉴。

1 实验部分

1.1 主要原材料

民用飞机 MA700 机翼翼尖端部组件为全高度泡沫夹芯壁板,端部组件结构为全高度泡沫夹芯壁板,由 C 形端隔板(高温固化环氧标模碳纤维预浸料 CYCOM970/T300)、尾边条、楔形块(环氧酚醛玻璃布板 3240)、泡沫芯(PMI, ROHACELL WF051)、外蒙皮(高温固化环氧标模碳纤维预浸料 CYCOM970/T300)组成,外表面整层铜网表面膜(LOCTITE EA 9837.1),如图 1 所示。发泡胶为 LOCTITE EF562,负责泡沫芯与端隔板、泡沫芯与楔形块的间隙填充。外蒙皮与泡沫芯骨架胶接采用胶黏剂 LOCTITE-EA-7000-050-NW-AERO。

1.2 试样制备

复合材料组件成型工艺分为共固化(组合构件均未固化)、共胶接、二次胶接(组合构件均已固化)3 种,为控制翼翼尖端部组件内部质量和外形,采用干态端隔板、楔形块、尾边条、泡沫芯材先进行骨架胶

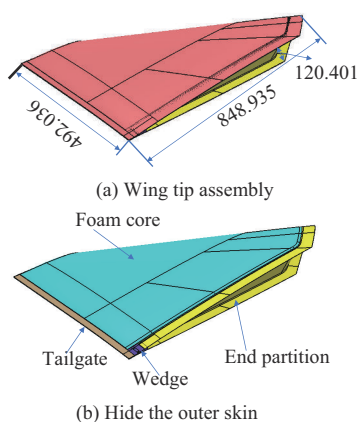


图1 机翼翼尖端部组件

Fig. 1 Wing tip component

接,然后骨架与湿态外蒙皮共胶接。共胶接时为保证组件外部表面质量,控制型面精度,采用金属半模与复合材料半模上下合模固化成型。制造工艺流程如图2所示。机翼翼尖端部为全高度泡沫整体组件,外形复杂,为气动外形I区,气动外缘型值要求高,公差 ± 1.2 mm,厚度公差 $\pm 8\%$,外形尺寸公差 ± 0.3 mm;内部无损质量要求严,孔隙率小于2%。

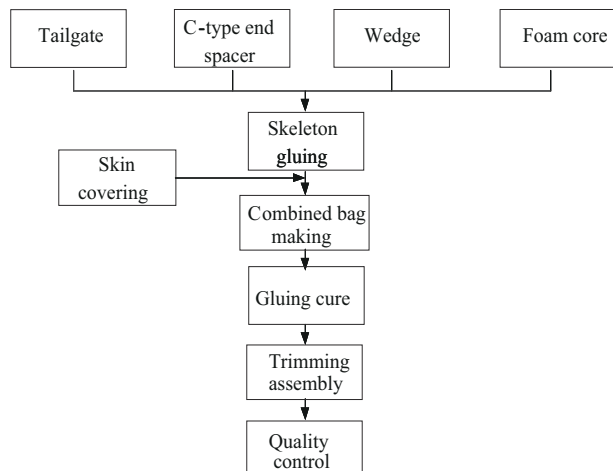


图2 制造工艺流程图

Fig. 2 Manufacturing process of wing tip

1.3 制造难点分析

翼翼尖端部组件为全高度泡沫夹芯组件,采用闭合模成型,成型工艺流程长,组合装配关系复杂,在制造过程中次级零件制造质量、泡沫芯黏接质量、次级零件配合公差、外蒙皮铺贴质量、上/下闭合模结构形式及固化过程中压力传递等因素直接影响产品质量。其制造难点主要有以下几点:一是上下合模工艺过程控制、半模材质刚性等对组件最终内、外部质量存在潜在影响;二是泡沫芯固化收缩影响蒙皮配合,最终易造成夹芯区板-芯脱黏;三是

端隔板与夹芯、封严件配合三角区,胶黏剂不完全发泡易造成胶接固化后蒙皮对应位置失压凹陷。四是次级隔板零件外形拐折、一端为盒状封闭结构,厚度难以控制,易在前缘端缘条出现褶皱等配合面不平整。

2 产品制造过程控制

2.1 泡沫胶接质量验证

为了使夹层结构的各要素能协同承载,面板与芯材之间的黏接层必须能传递载荷。为了验证PMI泡沫塑料与胶膜的胶接性能和工艺参数的可操作性和稳定性,选择一个批产的泡沫芯材 ROHACELL® WF 051 HT + sanding 和胶膜 LOCTITE EA7000 050NW AERO 进行组合,设置3组(每组5件)单向拉伸试验。按照产品固化条件,高温180℃,保温125 min,固化压力0.3 MPa进行试验件制备。制备之后,按照ASTM C297进行测试,观察试样的破坏形式,实验结果如图3所示。由图3可以看出,所有试验件破坏形式均在泡沫处断裂。这是由于胶接层泡沫芯材表面的孔隙中由于填充了胶黏剂,提高了胶接层泡沫的强度,因此采用胶膜 LOCTITE EA7000 050NW AERO 胶接泡沫芯,其胶接性能稳定。

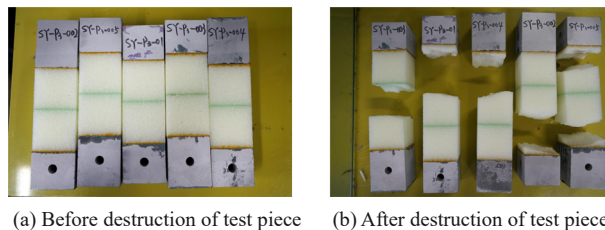


图3 泡沫芯胶接质量验证

Fig. 3 Verification of foam core glue joint quality

2.2 泡沫芯固化收缩工艺补偿量研究

PMI泡沫材料具有一定的热压缩蠕变性能,且该蠕变性能和压力、温度及时间都有关系。在加温、加压固化时,为了保证成形后泡沫夹层结构不发生变形,以满足飞机外形要求,一方面材料在使用前必须作干燥热处理,以提高其耐压缩蠕变性,另一方面工艺设计时需要考虑泡沫的热压缩蠕变,进行工艺补偿。为了精准泡沫蠕变的工艺补偿量,开展泡沫芯固化收缩基础试验,按照产品泡沫芯厚度区域,设置3组不同厚度泡沫(150, 60, 50 mm),每个厚度2个试验件,每个试验件选取三个不同位置分别测量固化前后的厚度,试验结果见图4(图4a中,P-1-1代表第一个试验件的第1个测量位置,P-1-

2代表第一个试验件的第2个测量位置,P-1-3代表第一个试验件的第3个测量位置;P-2-1代表第二个试验件的第1个测量位置,P-2-2代表第二个试验件的第2个测量位置,P-2-3代表第二个试验件的第3个测量位置,依次类推)。泡沫芯按照产品固化条件,180℃,0.3 MPa,保温125 min,进行固化压缩前后厚度数据对比,将泡沫芯收缩基础试验数据运用于端部组件泡沫芯工艺模型的构建,将泡沫芯的固化收缩纳入组件成型流程控制进行工艺补偿,提高上下合模成型组件内部无损质量稳定性和气动外形设计符合性。综合考虑机翼翼尖气动外缘I区型值公差0~+1.2 mm的设计要求与泡沫芯固化收缩量实验结论,最终设定泡沫芯厚度的1%作为蠕变压缩的工艺补偿量。

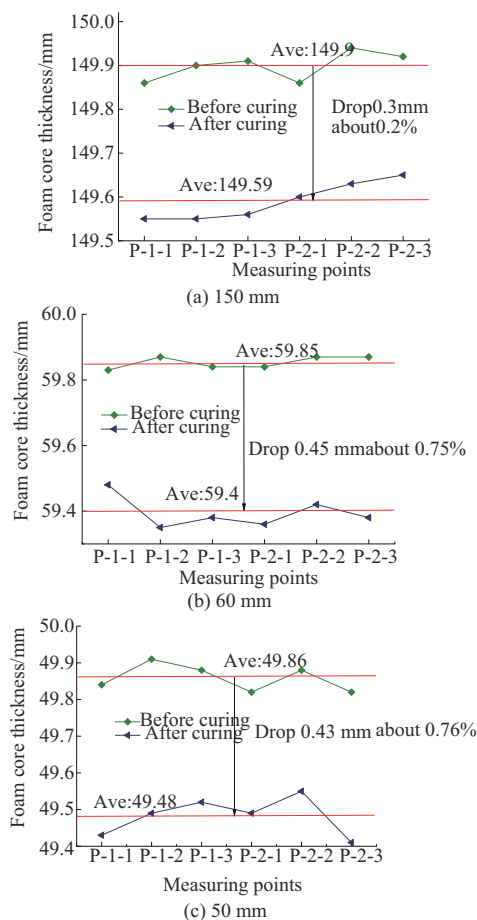


图4 不同厚度泡沫芯固化前后厚度比较

Fig. 4 Thickness comparison before and after curing of different foam core thicknesses

2.3 C型盒状端隔板厚度及表面质量控制

次级零件端隔板零件结构为C型盒型件,外形拐折,一端为盒状封闭结构,零件结构如图5所示,制造过程中厚度难控制,且易在前缘端缘条出现褶

皱。在此,通过改进压力垫结构及材质,验证了AIRPAD-碳布叠层、膨胀硅橡胶两种压力垫对封闭结构缘条厚度、表面质量改善效果。通过试验发现AIRPAD-碳布叠层压力垫对端隔板厚度控制和表面褶皱改善较佳。AIRPAD-碳布叠层压力垫具有一定的刚性能够在一定程度上阻止预浸料在固化过程中的滑移,同时AIRPAD在高温固化过程中膨胀能够有效进行压力均匀传递,有助于厚度控制和表面褶皱消除。采用AIRPAD-碳布叠层压力垫制造后的零件状态和厚度如图6所示,随机对零件6个位置进行厚度测量,结果表明实际零件厚度符合设计要求。制件表面光洁平整,织物纤维清晰可见,表面纤维树脂均匀覆盖,制件翻边及R区厚度均匀一致。

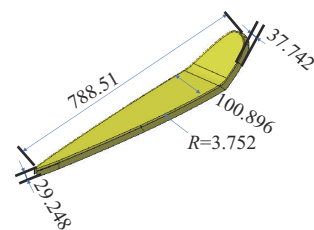


图5 C形端隔板结构

Fig. 5 C-shaped end bulkhead construction

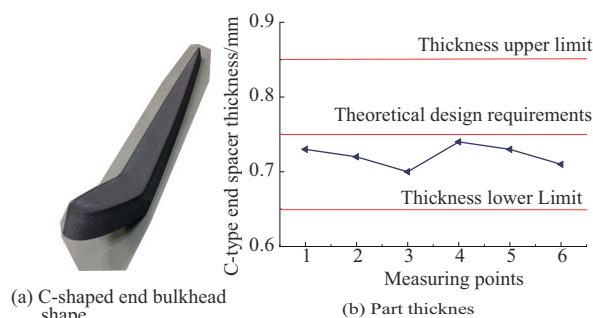


图6 C型端隔板及零件厚度

Fig. 6 C-type end spacer and part thickness

2.4 异形蒙皮铺贴工艺研究

分别对外蒙皮加强层、整层、迎风面进行铺层展开可行性分析见图7。加强层预浸料能够展开铺贴,而整层预浸料红色区域无法展开,对于图示无法展开区域按平行于纤维方向进行工艺分片,对0°/90°铺层5,±45°铺层2、铺层7在尖端沿纤维角度进行料层分片,并按照规范拼层错缝调整。迎风面尖端部位需要进行剪口处理,避免产生皱褶,剪口采用对接铺贴,剪口错缝间距不小于5 mm,同时最外层表面膜进行剪口处理,剪口使用搭接铺贴。利用工艺模型进行数控下料,减少人工操作,保证料片

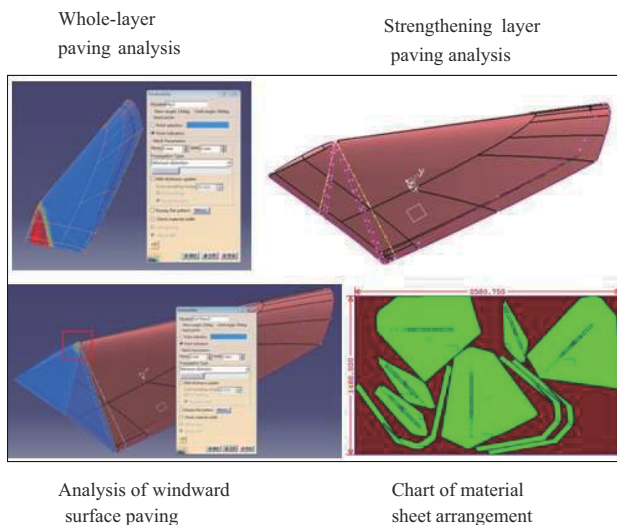


图7 外蒙皮铺贴可展开性分析及数控下料

Fig. 7 Expandability analysis and CNC undercutting of the outer skin layout

外形与产品外形一致性,提高材料的利用率。

2.5 上/下闭合模结构形式研究

机翼翼尖端部组件为气动外形I区,气动外缘型值要求高,为保证组件制造精度和表面质量,固化工装结构采用上、下组合模结构。对上半模,其“腔内”型面需有适当刚性,整体需有随热压预浸料厚度下降而适应性形变的韧性,迎风面合模缝处刚性足够高以避免纤维褶皱,从而保证固化过程压力的有效传递与零件内部质量。为了满足上述要求,上半模设计为碳布与AIRPAD组合形式,碳布保证上半模的刚性,AIRPAD保证上半模随形的韧性,拐角处使用同树脂体系的单向带预浸料加捻填充三角区代替AIRPAD硅橡胶填充,增强锐边刚性,达到减少铺层褶皱的目的。下半模为殷钢框架式结构,表面布置有C形端隔板支撑定位芯模、围边条限位挡块等,同时上下芯模通过定位销实现定位与匹配功能,如图8所示。经验证,此种结构的上/下闭合模能够保证零件的成型质量。

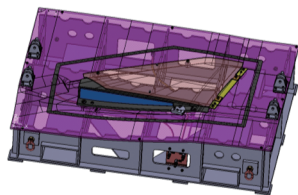


图8 上、下芯模构成闭合模

Fig. 8 Upper and lower mandrels form a closed mould

2.6 骨架发泡-蒙皮共胶接成型工艺控制

机翼翼尖端部组件由C形端隔板、尾边条、楔形

块、泡沫芯、外蒙皮组成,外表面整层铜网表面膜,次级零件多,且装配关系复杂,在制造过程中发泡胶填充量、上/下模组合间隙、外蒙皮及表面膜铺贴质量等都会影响组合固化压力传递,造成组件外部表面质量和内部无损缺陷。为了尽量减少工艺影响变量,在此采取多步法成型。第一步:泡沫芯与已固化成型/铣切的骨架零件端隔板、尾边条进行发泡胶接;第二步:将楔形块预装、修整,包裹高温胶膜进行套合,控制胶膜用量,用于调整补偿组件航向、厚度方向的装配误差;第三步:以组合好的骨架、泡沫芯为“芯模”铺贴外蒙皮、表面膜进行共胶接成型,如图9所示。组件组合固化过程中规范胶缝的二次填充、改善板-板/板-芯胶接变厚度区配合,对蒙皮铺层进行翻转定位等,对多变量逐一优化控制,提升产品外形匹配、内部无损质量,实现全高度泡沫夹芯零件高质量成型,机翼翼尖端部组件实物如图10所示。按照设计验收技术条件对其进行超声、外形、尺寸检测,检测结果表明,该试验件符合验收要求,继而进行装机应用。



图9 零件共胶接示意图

Fig. 9 Schematic diagram of part co-gluing



图10 机翼翼尖端部组件实物

Fig. 10 Actual wing tip assembly

3 结论

通过对泡沫胶接质量验证、泡沫芯固化收缩工艺补偿量、盒状封闭结构端隔板厚度及表面质量控制、异形蒙皮铺贴工艺分析、上/下闭合模结构形式研究、骨架发泡-蒙皮共胶接成型工艺控制等关键细节研究控制,采用合理工艺设计,胶接质量过程分解控制,解决零件制造、组件胶接制造过程中的内、外部质量问题,验证了一种上下合模全高度泡沫夹芯结构制造技术,成功研制出民用飞机机翼翼尖端部全高度泡沫夹芯组件,并进行装机应用。该研究

为此类复杂结构零件成型提供一种新的成型思路,进而提升国内夹芯结构零件制造技术水平。

参考文献

- [1] 肖遥,李东升,吉康,等.大型复合材料航空件固化成型模具技术研究与应用进展[J].复合材料学报,2022,39(3):907-925.
XIAO Yao, LI Dongsheng, JI Kang, et al. Research and application progress of curing tooling technology for large composite aeronautical components[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2022, 39(3): 907-925.
- [2] FAN S, ZHANG J, WANG B, et al. A deep learning method for fast predicting curing process-induced deformation of aeronautical composite structures[J]. Composites Science and Technology, 2023, 232. DOI:10.1016/j.compscitech.2022.109844.
- [3] 曹正,李树健,龙习坤.温度制度对纤维增强复合材料挖补修复过程的温度场影响[J].宇航材料工艺,2022,52(6):19-27.
CAO Zheng, LI Shujian, LONG Xikun. Effect of cure cycle on temperature field of fiber reinforced composites during scarf repair [J]. Aerospace Materials & Technology, 2022, 52(6):19-27.
- [4] 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.
- [5] 杜昀桐,熊健,张睿,等.面芯增强泡沫夹芯结构复合材料工艺技术及力学性能[J].复合材料科学与工程,2021(7):111-120.
DU Yuntong, XIONG Jian, ZHANG Rui, et al. Fabrication technologies and mechanical properties of composite foam sandwich structure with a reinforcement between face sheets and core[J]. Composites Science and Engineering, 2021(7):111-120.
- [6] 熊健,李志彬,刘惠彬,等.航空航天轻质复合材料壳体结构研究进展[J].复合材料学报,2021,38(6):1 629-1 650.
XIONG Jian, LI Zhibin, LIU Huibin, et al. Advances in aerospace lightweight composite shell structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2021, 38(6):1 629-1 650.
- [7] 王丹,李俊斌,孟要伟.复合材料泡沫夹芯结构在小型无人机中的应用[J].纤维复合材料,2023,40(3):113-117.
WANG Dan, LI Junbin, MENG Yaowei. Application of composite foam sandwich structure in small drone[J]. Fiber Composites, 2023, 40(3):113-117.
- [8] 孟翠翠,徐小伟,何煜文,等.大尺寸泡沫填充帽型复合材料加筋壁板成型工艺研究[J].航空兵器,2023,30(2):59-63.
MENG Cuicui, XU Xiaowei, HE Yuwen, et al. Study on manufacturing process of large size foam-filled composite hat-stiffened panel[J]. Aero Weaponry, 2023, 30(2):59-63.
- [9] HASAN Z, RADER J, OLSON A, et al. Design, analysis and fabrication of thick co-cured wing structures[J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 177. DOI:10.1016/j.compositesb.2019.107335.
- [10] 田旭军,胡刚义,黄国兵.泡沫夹芯复合材料加筋结构振动特性研究[J].玻璃钢/复合材料,2019,(7):103-108.
TIAN Xujun, HU Gangyi, HUANG Guobing. Study on vibration and acoustic characteristics of foam sandwich composite reinforced structure[J]. FRP/CM, 2019(7):103-108.
- [11] LI Shuijiang, PU Yongwei, ZHAN Lihua, et al. Effect of mandrel structures on co-curing quality for polymer composite hat-stiffened structures[J]. Fibers and Polymers, 2015, 16: 1 898 - 1 907.
- [12] 阮心怡,杨家骅,邱夷平,等.含超材料吸波体的夹芯复合材料设计、制备及性能[J].航空材料学报,2022,42(3):45-54.
RUAN Xinyi, YANG Jiahua, QIU Yiping, et al. Design, fabrication and properties of sandwich composites with metamaterial absorbers integrated[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2022, 42(3):45-54.
- [13] 王士杰,余木火,孙泽玉,等.PMI泡沫对碳纤维复合材料抗低速冲击性能的影响[J].玻璃钢/复合材料,2019(8):53-58.
WANG Shijie, YU Muhuo, SUN Zeyu, et al. Effect of PMI foam on low-velocity impact resistance of carbon fiber composites[J]. FRP/CM, 2019 (8):53-58.
- [14] KAPPEL E. Spring-in of curved CFRP/foam-core sandwich structures[J]. Composite Structures, 2015, 128:155-164.
- [15] 彭坚,程勇,杨永忠,等.PMI泡沫夹芯复合材料共固化参数研究[J].化工新型材料,2023,51(1):195-198.
PENG Jian, CHENG Yong, YANG Yongzhong, et al. Study on co-curing parameters of PMI foam core sandwich composite[J]. New Chemical Materials, 2023, 51(1):195-198.
- [16] CINAR K, INAM O. Failure prediction of syntactic foam core L-shaped sandwich structures[J]. Composite Structures, 2023, 323. DOI:10.1016/j.compstruct.2023.117465.