

用于整体化结构成型的复合材料 工装设计和制造技术研究

付景丽,李璐璐,蔡骏文

(中航通飞华南飞机工业有限公司,珠海 519040)

[摘要] 介绍了轻型公务机中机身增压仓的制造方法。中机身是一个半封闭舱体,考虑到成型后零件的可脱模型,工装不能制作为一个整体,同时考虑加工和成型简便性,采用上下两部分来制造,解决零件铺贴空间不足的问题。上、下模分别铺贴完成后进行合模成型,采用整体共固化成型方法。这样,可以实现机身的承力要求,还可以达到结构减重 30% 的目的,为国内全复合材料主承力构件民机适航道路奠定基础,而且全复合材料共固化成型的机身无紧固件连接、无二次胶接,比照原有非整体化机身结构,减少工装数量 100 件以上,简化了整个工艺成型方法。

关键词: 增压舱; 整体成型; 共固化; 复合材料工装; 定位技术; 过渡模

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.17.046



付景丽

高级工程师,研究方向为工艺装备设计制造与应用技术。

成本、周期,是决定通用飞机实现经济性能的主要因素^[1]。

复合材料构件以其优越的材料性能,在飞机零部件中得到广泛的应用。轻型公务机 AG300 采用全复合材料机身结构,整体成型、共固化技术在其中得到了研究应用^[2]。

复合材料构件在飞机上的应用

本文研究的轻型公务机复合材料中机身整体长约 4.5m、高约 1.5m、宽约 1.5m,为碳纤维预浸料/夹芯整体成型结构,整个机身上的开口采用增加铺层厚度进行加强。整个中机身采用整体成型工艺,中机身结构如图 1 所示。

整个机身增压舱采用整体共固化的成型方法,分别对上半机身和下半机身进行铺贴,然后通过工装进行合模,实现对接区域一一对应搭接连接,

然后共固化,一次成整机身增压舱^[3]。

这样,可以实现机身的承力要求,还可以达到结构减重 30% 的目的,并为国内全复合材料主承力构件民机适航道路奠定基础,而且全复合材料共固化成型的机身无紧固件连接、无二次胶接,比照原有非整体化机身结构,减少工装数量 100 件以上,简化整个工艺成型方法。

工装设计及制造研究

1 零件成型分析及工装结构

中机身是一个半封闭舱体,考虑到成型后零件的可脱模、工装加工和成型简便,确定采用上下两部分分模制造,设计工艺分离面作为工装的分离面。这样铺贴时可以上下两部分同时铺贴,而且每个工装均是开敞的区域,可以增加铺贴空间,解决工装铺贴空间不足的问题。上、下半模分别铺贴完成后进行合模成型。为保

工欲善其事必先利其器,工装作为零件生产制造工具,在飞机产品研发开发过程中占有举足轻重的地位。尤其在通用飞机研制中,工装的设计、制造技术直接决定了飞机研制的

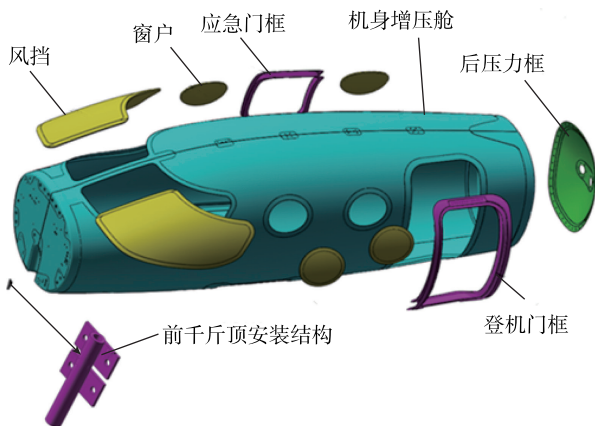


图1 中机身示意图
Fig.1 Schematic diagram of mid-fuselage

证空气流通及零件表面质量,此工装采用凹模成型。由于上、下模完成零件铺贴后需要合模固化,因此上模要尽量轻便,综合考虑工装的重量和各种材料的热膨胀系数,选择采用碳纤维复合材料作为工装的材料^[3]。

为了保障热膨胀系数的一致性,上下模底部加强结构均采用复合材料型板,与金属支撑结构的连接设计成便于快速拆卸的结构,以利于工装翻转及起吊合模,给定连接热膨胀可调整空间,解决比热容不一致的问题。图2~4为工装设计结构示意图。

2 成型工装的制造

上下两个成型模及周边门框、风挡外形辅助档边均需要相应的设计制造过渡模工装,然后在过渡模上铺制出成型工装。过渡模采用TB750材料,该材料具有可二次加工优点,若因产品更改或者过渡模型面损坏,可以对其进行二次加工。过渡模工装结构如图5~7所示。

3 成形工装定位技术

由于工装较大,合模时已不适宜采用传统的销钉定位结构,定位困难且容易出现销钉折断的风险。此工装采用球头和球窝的定位方式,在上成型模的4个角设置4个球头,在下成型模的4个角设置4个球窝,协调上下模型面,起到导向作用,实现快速定位功能。定位结构如图8所示。

为了准确定位产品中的夹芯蜂窝和预埋零件,在工装设计中,通过预制定位装置,实现准确定位功能,如图9所示。预埋零件与夹芯蜂窝之间采用填充胶,以起到固化连接的作用。

4 成型工装支撑加强技术

在采用复合材料制造工装的同时,一定要考虑到工装支撑加强技术。一般工装的支撑加强方式为硬性连接,即支撑加强板与工装型板之间无间隙。而这种方式会使复合材料工装在加热时的线性膨胀得不到

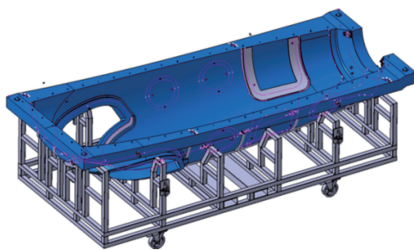


图2 上模成型模
Fig.2 Upper mold forming die

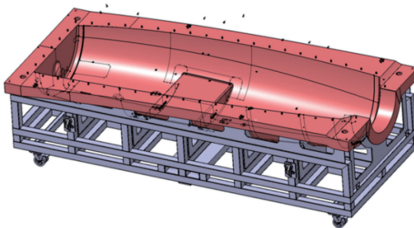


图3 下模成型模
Fig.3 Lower die forming die

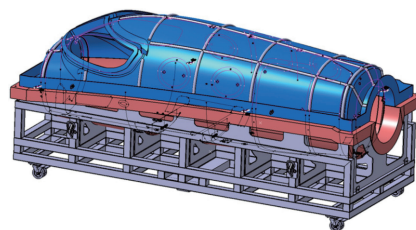


图4 上下合模工装示意图
Fig.4 Drawing of upper and lower clamping tooling

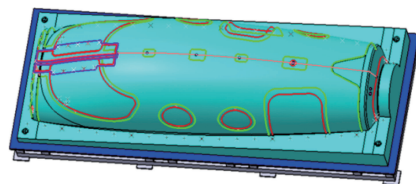


图5 上模成型过渡模
Fig.5 Transition die for upper mold forming

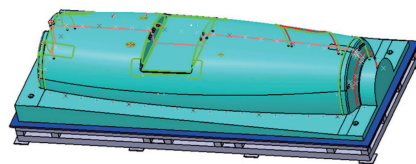


图6 下模成型过渡模
Fig.6 Transition die for lower mold forming

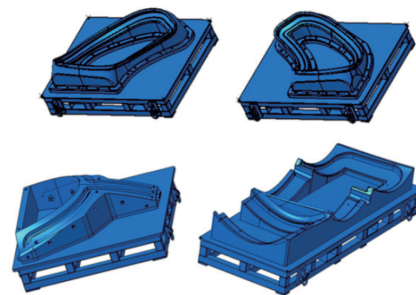


图7 辅助档边过渡模
Fig.7 Auxiliary gear transition die

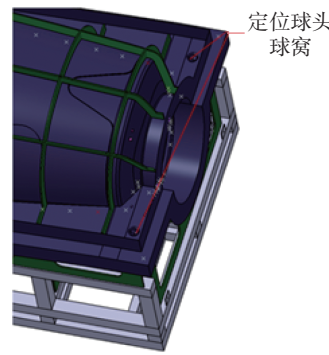


图8 工装定位结构示意图
Fig.8 Indication of fixture positioning structure

补偿,使用时间久了会影响模具的精度,甚至会破坏模具的支撑加强板。考虑到以上问题,在中机身成型模中,使用了弹性连接(支撑加强板与工装型板之间预留 2~3mm 的间隙或间隙用硅橡胶填充),如图 10 所示。

5 制件工艺参数优化试验和原因分析

由于中机身零件尺寸大,多处拐

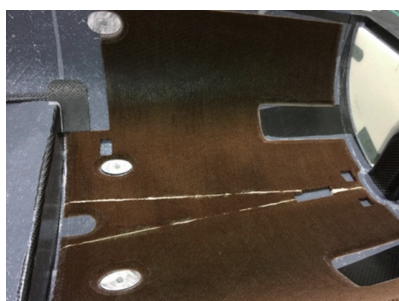


图9 蜂窝芯定位
Fig.9 Honeycomb core location

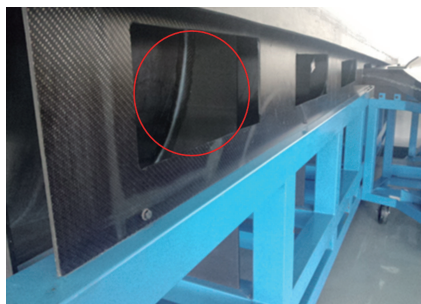


图10 工装弹性连接结构示意图
Fig.10 Illustration of elastic connection structure of tools

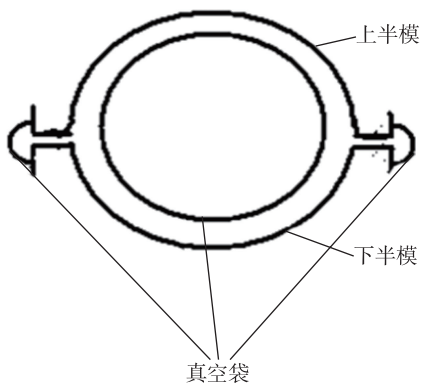


图11 合模后制真空袋示意
Fig.11 Schematic diagram of making vacuum bag after mold closing

角,造成真空袋制袋困难,容易产生架桥,局部区域气流不畅通,造成真空袋排气不彻底。通过模拟分析,最终确定采用整体制作真空袋的方法,将上、下模合模,采用内外两层制袋将产品整体包裹。在机身内部各处闭角附近放置抽气接口,并确保放置的各抽气接口之间透气层的连贯性,避免出现假真空状态。图 11 为合模后真空袋状态。

(1)单台阶固化验证。

在中机身的成型过程中,模拟增压舱铺层按照常规的材料工艺性进行固化,从室温升至 120°C,保温 2h,然后降温至 70°C,试验发现固化保温过程中局部位置有温度骤变现象,存在集中热量释放情况,如图 12 所示^[4]。检测发现制件表面存在气孔,无损检测确定试验件整体疏松,超声波底波衰减量超过 50%。

分析原因主要是由于工装结构是一端封闭,且零件各部位铺层厚度不一致,整体温度场不均匀,影响零件固化质量。

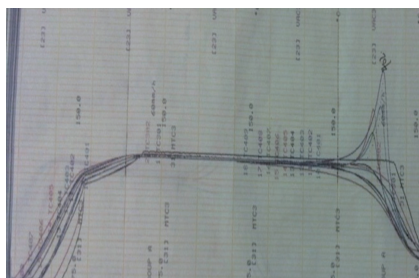


图12 单台阶固化曲线
Fig.12 Curing curve of single step

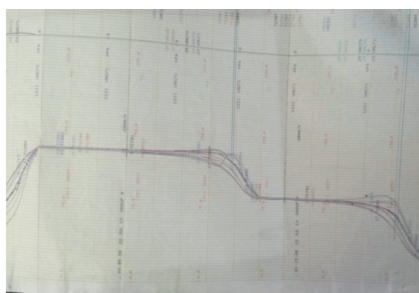


图13 双台阶固化曲线
Fig.13 Curing curve of double steps

(2)双台阶固化验证。

为解决单台阶固化时导致的温度突变及缺陷的产生,对成型固化温度进行了调整,采用材料规范中材料温度,在凝胶点 87°C 附近设置保温段,避免凝胶过程中热量的累积,导致局部过热,采用双台阶固化曲线(图 13)。

结果表明固化曲线在树脂凝胶点 87°C 保温 2h(第 1 台阶),零件树脂进行了固化,释放了一定的固化热量,能够减小在最终固化温度 120°C 固化过程中的固化反应热释放,降低了温度场变化,有利于保证固化度均匀性。同时,在凝胶点附近设置保温段,减少了零件的孔隙,提高了产品质量。

(3)三台阶固化验证。

采用双台阶曲线进行固化还是会有少量缺陷,如经过试验件制备发现铺层多于 20 层的采用双台阶固化曲线固化时试验件剖面上仍有一些可见孔隙。初步分析是由于升降速率过快,以及厚度集中区域的放热加剧反应不平衡造成的。根据国内外复材零件生产经验,对于铺层较厚的零件可以采用增设固化过程中的保温点,提高固化后零件的质量。通过参考国外某型号复合材料飞机的固化工艺,在双台阶固化工艺的基础上在(100±5)°C 增设保温点,采用三台阶固化曲线进行了试验^[5]。

对经过三台阶固化后的增压舱试验件随炉试板进行分析,发现短梁剪切、90° 拉伸的力学性能数值都明显高于双台阶曲线。同时,对采取三台阶固化曲线典型厚铺层零件梁(铺层约为 140 层)进行生产检测,发现成型后的试验件致密,没有可见孔隙。

结果表明,对于中机身结构形式的典型桶装半封闭式结构、局部铺层过厚的零件,采用多个保温点的固化工艺,在凝胶点和低于最高温处分别设定保温段,才能够保证固化过程中较厚的铺层中挥发组分排

除、固化完全,无明显孔隙,从而保证制件质量。除此之外,综合分析工装的结构缺陷,对其进行优化改造,减少模具热分布差异,保证制件固化质量。

6 工装结构的优化

最初的设计是在合模后整个工装压力框处留开口,如图 14 和 15 所示,可以看出,合模后的工装结构为一端开口的桶状结构。经过试验验证,发现这种结构存在以下不足,主要表现为:

(1) 合模后内部光线差,难以在内部进行合模后的铺贴工作;

(2) 内部空气无法与外界形成循环,导致模具内外温差较大,影响零件成型质量;

(3) 合模后因为内部空气不流通,模具内部温度升高过快,然后出现集中放热,出现短期内内部温度超过预浸料固化温度。

综合分析工装存在的不足,对工

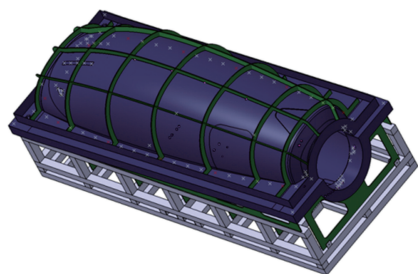


图14 改进前工装合模示意图

Fig.14 Schematic diagram of mould-closing tooling before improvement



图15 改进前工装合模制造零件实物图
Fig.15 Parts made by mould-closing tooling before improvement

装进行改造,将工装上风挡处开通(图 16),这样合模后舱内空气可以贯通,与外部空气形成循环,大大降低模具内外的温差,零件成型时间缩短 10%,同时提高零件质量^[6]。

结论

(1) 工装制造技术改进。

通过在过渡模上规划成型模需要的刻线、定位孔信息,在制造成型模时实现一次完成;设置同材质背部支撑,保障成型模工装的强度和热熔一致性;采用球窝定位方式,实现上下模精准定位;采用碳纤维复合材料成型工装高温变形小,热熔比较低,保证各个方向上的变形与复合材料零件成型精度和产品质量,且工装重量轻,方便使用。

(2) 工程化应用情况。

对于型面复杂、尺寸较大且要求稳定性较高的复合材料构件,依靠金属模具加工的单一手段已无法满足日益提高的复合材料成型工艺技术要求,引进碳纤维复合材料工装,有利于保证型面复杂工装的外形要求和大尺寸零件的成形精度。全复合材料共固化成形的机身无紧固件连接、无二次胶接,比照原有非整体化机身结构,减少工装数量,简化整个工艺成型方法。复合材料工装较轻便,不会产生锈蚀,非常适合湿热海洋气候的地区应用,极大地降低了工装维护保养的成本。

(3) 复合材料工装的优点。

复材工装和复合材料制件热膨胀系数相匹配,热熔比较低、重量轻、

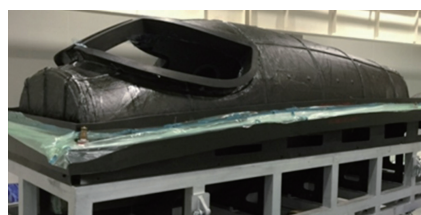


图16 改进后的中机身工装实物
Fig.16 Modified tooling for mid-fuselage

便用移动,一个过渡模可以生产多套成型工装,对成型工装有批量要求时,整个工装成本开始下降。

参考文献

[1] 吴承思,张振龙.我国民用客机复合材料国产化问题的探讨[J].纤维复合材料,2012(2):30-33.

WU Chengsi, ZHANG Zhenlong. Discussion on the domestication of composite materials for civil aircraft in China[J]. Fiber Composites, 2012(2): 30-33.

[2] 刘东辉.复合材料低成本化进展与分析[J].纤维复合材料,2012(2):41-44.

LIU Donghui. Progress and analysis of low cost composites[J]. Fiber Composites, 2012(2): 41-44.

[3] 李贤德,王彬,朱辉,等.通用飞机全碳纤维复合材料机身整体成型技术[J].航空制造技术,2015,58(14):52-55.

LI Xiande, WANG Bin, ZHU Hui, et al. General purpose aircraft all-carbon fiber composite fuselage integral molding technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(14): 52-55.

[4] 李贤德,付景丽.先进复合材料基体成型模制造工艺[C]//探索·创新·交流——第六届中国航空学会青年科技论坛.沈阳,2014.

LI Xiande, FU Jingli. Manufacturing technology of advanced composite matrix molding mould[C]//6th China Aviation Society Youth Science and Technology Forum. Shenyang, 2014.

[5] 刘亚威.航空复合材料制造正在经历非热压罐变革[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛.沈阳,2014.

LIU Yawei. Manufacturing of aeronautical composite materials is undergoing a transformation of non-hot-pressing tanks[C]//6th China Aviation Society Youth Science and Technology Forum. Shenyang, 2014.

[6] 陈亚莉.复合材料结构在通用飞机上的应用[J].国际航空,2008(9):63-64.

CHEN Yali. Application of composite structures in general aircraft[J]. International Aviation, 2008(9): 63-64.

通讯作者:付景丽, E-mail: lily-f@163.com.

(下转第57页)

Research on Geometric Error Modeling of CNC Machine Tools Based on Support Vector Regression

ZHOU Hengfei, YE Wenhua, GUO Yunxia, LIANG Ruijun, ZHANG Ting

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

[ABSTRACT] Aiming at the problem that the data samples are small and nonlinear in the modeling of geometrical error items of CNC machine tools, the SVR (support vector regression) with unique advantages in the nonlinear regression analysis of small sample data sets is studied, and based on which the geometric error prediction model of CNC machine tools is established. This paper analyzes the problems of the difficulty of measuring points and the calculation of cumulative error in the nine-line method commonly used in the detection of geometric error, and then proposes an improved method to increase the measurement of the straightness of each measurement line and the calculation model of the correction error term. The Gaussian Radial basis kernel function is chosen as the kernel function of the SVR model, and the cross-validation method is used to select the appropriate model parameters to solve the convex quadratic programming problem, and then the geometric error prediction model is established. Taking the *X*-axis of the QLM27100-5X five-axis gantry machine as an example, the geometric error sample data is obtained by measuring and identifying based on the improved nine-line method, and then the geometric error item prediction model is established based on the support vector regression machine and the least squares method respectively, and the prediction accuracy of the two models is compared. The results show that the predictive MSE of the former is 0.0238, which is less than 0.072 of the latter. It proves that the support vector regression model has higher predictive accuracy in small sample set.

Keywords: Support vector regression; CNC machine tools; Geometric error; Prediction model; Nine-line method

(责编 铃兰)

(上接第49页)

Research on Design and Manufacturing Technology of Composite Material Tools for Integrated Structural Forming

FU Jingli, LI Lulu, CAI Junwen

(AVIC GA Hua'nan Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

[ABSTRACT] This paper introduces the manufacturing method of the middle fuselage plenum of the light business jet. The middle fuselage is a semi-closed cabin. Considering the detachable mold of the formed parts, and the ease of processing and forming, the tooling cannot be made into a whole. It is manufactured by using the upper and lower parts to solve the problem of insufficient space for parts. After the upper and lower molds are respectively laid and finished, the mold is formed by a co-solidification molding method. In this way, the bearing capacity requirements of the fuselage can be achieved, and the structural weight reduction can be achieved by 30%, and the foundation for the civil airworthiness road of the domestic main bearing composite component is laid. Compared with the original non-integrated fuselage structure, the fuselage of the composite material is co-cured, no fastener connection, no secondary bonding, reducing the number of tooling more than 100, simplifying the entire process of molding.

Keywords: Supercharger tank; Integral molding; Co-curing; Composite material tooling; Positioning technology; Transition die

(责编 铃兰)