

复合材料飞机机身工装模具一体化设计及验证*

薛继佳¹, 李鹤², 马少华²

(1. 辽宁省通用航空研究院, 沈阳 110136;
2. 沈阳航空航天大学机电工程学院, 沈阳 110136)

[摘要] 针对RX1E复合材料轻型飞机一体成型、胶结连接为主的工艺特性,进行了工艺方案的总体设计,包括装配顺序的确定和装配工装基准的选择等。其次,进行了一体化工装的结构设计,细化了制件模具的成型方案和结构零件的定位夹紧形式。最后,重新进行了尾翼、阻力板等较小部件制造,对一体化工装的实际使用进行了验证,类比分析了工装模具一体化的方案在复合材料结构轻型飞机机身上的技术可行性和先进性。研究成果可为复合材料飞机工装提供设计思路和参考。

关键词: 复合材料; 轻型飞机; 成型模具; 装配工装; 一体化

Integrated Design and Validation of Composite Material Aircraft Fuselage Tooling

XUE Jijia¹, LI He², MA Shaohua²

(1. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China;
2. College of Electromechanical Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

[ABSTRACT] Aiming at the process characteristics of integral forming and cementing connection of light composite material aircraft, the overall design of the process scheme was carried out. It included the determination of assembly order, the choice of assembly tooling benchmarks. Then, the integration of the tooling structure is designed, refinement of the mold forming and positioning and clamping of the structural parts are also studied. Finally, small parts like tail, drag plate are manufactured again. The practical use of integrated tooling is verified, meanwhile the feasibility and advancement of integrated tooling design on light composite material aircraft fuselage is verified by analogy analysis. The study can provide reference for design of composite material aircraft.

Keywords: Composite; Light aircraft; Forming mold; Assembly tooling; Integration

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.11.097

飞机制造过程中需要采用多种成套工艺装备,工装的设计制造占用大量人力和财力。飞机生产准备周期、工装制造成本占研制周期及研制成本相当大的比例。现有的工装,特别是装配型架,占地面积大,制造周期长,使用复杂,导致整个飞机的生产周期长。为减小装配过程中结构的变形并保证准确定位,飞机的装配工装一般采用刚性结构,一套工装只能用于一个对象的装配,因此,飞机生产过程中需要用到多套装配工装。通过开展复合材料轻型飞机装配工装与成型模具一体化设计的研究,充分利用复合材料成型性好的优势^[1-7],将装配工序在成型模具中进行,可大幅度减少装配工装的

数量,既可以减少工装的制造周期,又可以减少生产工序,缩短制造周期。同时工装与成型模具一体化后,装配工作在成型模具中进行,重要零件可不脱模装配,因此可避免传统工艺脱模后装配零回弹所产生的误差;零件不脱模装配工装的基准即为成型模具,直至装配结束,基准不变,也可避免传统装配中多次定位造成的误差累计。因此,复合材料轻型飞机装配工装与成型模具采用一体化设计可以实现减少累计误差,提高装配精度;减少工装数量,节约管理及维护成本;减少工序数量,提升生产效率。

目前国外已经实现了复合材料构件的无图设计、制造,达到了复合材料由手工设计制造向数字化设计制造的转变;国内这方面还处于起步阶段,CATIA、FiberSIM

* 基金项目: 辽宁省教育厅项目(L201611); 沈阳市科技计划项目(18-013-0-25)。

等软件的推广使用使数字化设计应用于复合材料零部件的制造^[8-10],但在成型模具方面的研究与应用未得到足够重视,装配工装与成型模具的一体化设计与研究更是少有涉及。为达到提高产品质量和生产效率的目的,利用复合材料成型过程依赖模具的特点,本文将对传统工装进行改进,设计一套模具一体化的工装。

1 一体化工装制造工艺流程

一般装配的工装中包含卡板、托板、成品件和标准件等部件。在压紧装置中一般选择标准件,这样可以缩短制造周期。定位器的设计要考虑到加工性和装配性。全复合材料结构轻型飞机的蒙皮是在模具上固化成型,面积大。部件所含零件少,连接以胶接为主,少有机械连接。装配时可以直接利用大面积蒙皮成型模具,将其作为装配工装的一部分,不仅可以减少工装数量,更能提高装配精度,提高工作效率。

复合材料具有以下工艺特点:

(1)蒙皮的成型模具具有一定刚性。

复合材料包括预浸料单向带和纤维编织布,成型之前质地柔软,也因此可以制造出不同形状的零件。而作为其成型基础的模具需要具有一定的强度。另外,复材成型固化后的外形精度完全依赖于模具的外形,所以模具必须有足够刚性以使复材成型零件尺寸稳定。因模具刚性大,在其上附加一些工装也不会使成型模具变形。

(2)蒙皮零件与模具贴合,故可以在模具上选取定位基准。

无论是金属结构飞机还是复合材料结构飞机,在装配时都需要确定定位基准。以蒙皮类零件为例,金属结构装配时以工装为准,先将蒙皮与桁条和框等结构零件分别固定在工装上,再进行相互之间的连接;复合材料蒙皮就是在模具上成型,其与模具有非常好的贴合性,因此模具可以直接作为工装进行下一步工作,避免脱模之后因二次定位产生定位误差。

(3)复合材料多用胶接,无机械穿透孔,无需对蒙皮外表面进行操作。

金属结构飞机蒙皮与内部结构之间为铆接,铆钉会穿透蒙皮,在蒙皮外侧也会留下铆钉头,而复材结构多为胶接,不会破坏蒙皮,也无需在蒙皮外侧进行操作,只需要在内侧相应位置涂结构胶即可,所以不会对模具造成损伤,也不会影响后续的生产。

利用一体化工装生产的工艺方案是将机身蒙皮成型模具当作工装基础,将内部结构零件的定位工装连接至机身蒙皮成型模具,在机身蒙皮脱模之前进行内部结构的装配,最后整个机身一同脱模。新工艺有以下优点:首先,因为蒙皮类零件属于大面积薄壁类零件,非常容易变形,新工艺可以避免蒙皮单独脱模产生的形变;其次,避免蒙皮取下后进行装配,产生二次定位误差。具体流程如图1所示。

2 工装结构设计

机身蒙皮成型模具设计与传统模具较为接近,结合上文进行设计。成型模具上还应根据工装的设计情况预留定位销钉孔及固定用连接孔。RX1E飞机机身结构件典型定位工装结构样式如下。

2.1 飞机一框

一框为整个机身装配中最为关键的零件,其影响飞机动力输出方向及前起落架安装角度,对飞机的滑行性能和飞行性能都起到重要影响。一框在成型固化后利用成型模具上的钻套,在脱模前完成电机架与前起落架安装孔的钻孔操作。定位工装借用电机安装孔,如图2所示,固定一框与机身蒙皮制件模具的相对位置,为尽量减少一框发生倾转,减小孔销配合误差的影响,一框与机身蒙皮模具上分别选取3个固定点以实现一框的空间定位。

2.2 机身普通框

机身普通框从结构作用上定义为维持气动外形防止

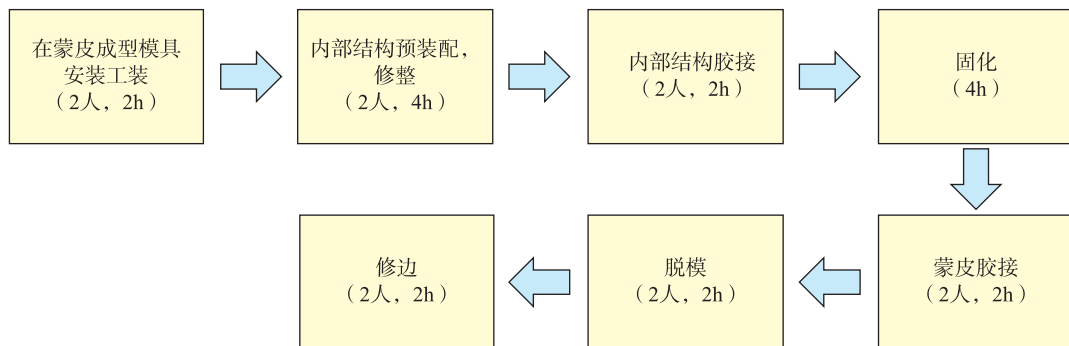


图1 制造工艺流程图

Fig.1 Manufacturing process flow chart

蒙皮被压瘪,其定位精度要求相较于一框次之,因此定位工装使用单梁结构横跨机身蒙皮模具上下,工装梁上装有两个角片,角片与框通过框上预留工艺孔连接固定,对框与蒙皮空间上的相互位置进行固定,如图3所示。

2.3 舱门框及系统安装箱体

舱门框与机身间存在类似于锥形的配合面,其沿航向前后及上下方向可通过形面配合基本定位,左右方向定位影响胶缝尺寸,胶缝尺寸偏大会造成口框与后期装配的座椅零件干涉;结构件胶结所使用胶液为触变性,即不施加外力胶液不会流动。因此舱门口框定位工装只需限制口框沿左右方向胶缝过大即可,使用3个“L”型工装限制其位置并保证平整性,即胶缝均匀性。操纵系统安装盒零件为多个需要与机身蒙皮粘接的相对独立的箱体,而箱体之间的相对位置关系会影响操纵系统的安装,所以应优先保证各个箱体之间的位置定位,再将其与机身蒙皮连接,如图4所示。

2.4 垂尾结构

垂尾结构零件中,垂尾上部需要与平尾连接,其准确性决定平尾的安装精度,因此需要对垂尾前后墙上端

连接件进行定位,使用整体机械加工零件作为定位工装,保证前后两相对位置关系以及二者与机身蒙皮的相对位置关系,如图5所示。上端固定的前后墙零件形成悬臂结构,只需对下端进行限位防止墙零件变形产生位置偏差。

3 工艺验证及效能评估

3.1 一体化工装工艺验证

为确保理论的可行性及可靠性,同时为减少验证成本,对研究结果率先使用RX1E飞机上部分尺寸较小的部件进行实践验证。针对上述方案使用平尾作为典型件进行验证,新制过渡模具雕刻及制件模具翻制过程中增加三维扫描,验证模具曲面的准确性,经测量使用钢架加固后的平尾模具,整体成型表面误差在 $\pm 1.5\text{mm}$ 以内,优于无钢架结构,具体结果如图6所示。

成型模具主要用于保证产品外形的准确性,平尾组件完成后应保证钢索安装肋与铰链轴线相对位置的准确性、两个连接耳片间距及位置的准确性、6个铰链轴的同轴性等定位关系。

铰链轴的定位工装排布在复合材料成型面之外,直接在成型模具边界设计安装平面。钢索安装肋空间位置在两个连接耳片之间,将二者的定位工装进行合并设计,以减少工装数量;3个关键零件均穿过复材成型面,

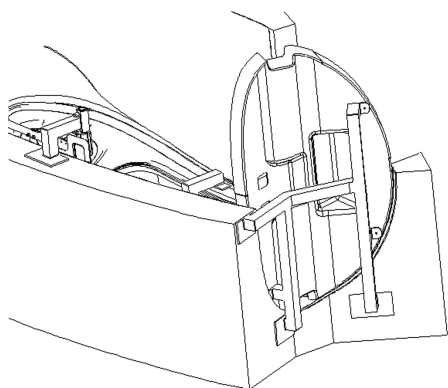


图2 一框定位工装
Fig.2 Positioning tooling of first frame

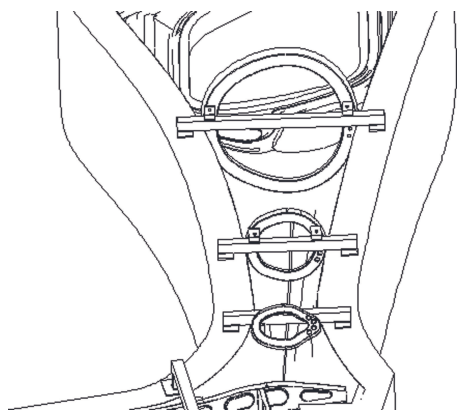


图3 机身框定位工装
Fig.3 Positioning tooling of fuselage frame

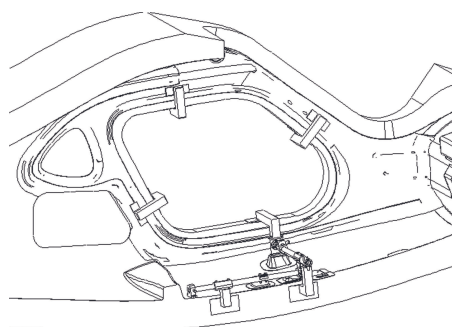


图4 操纵安装箱体及门口框定位工装
Fig.4 Positioning tooling of control box and door frame

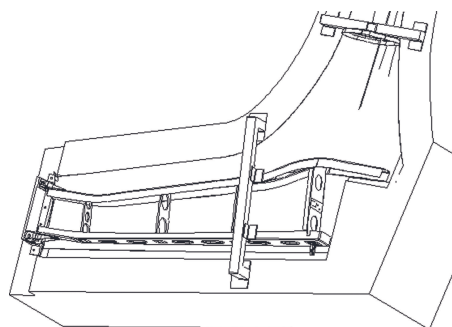


图5 尾翼结构定位工装
Fig.5 Positioning tooling of empennage

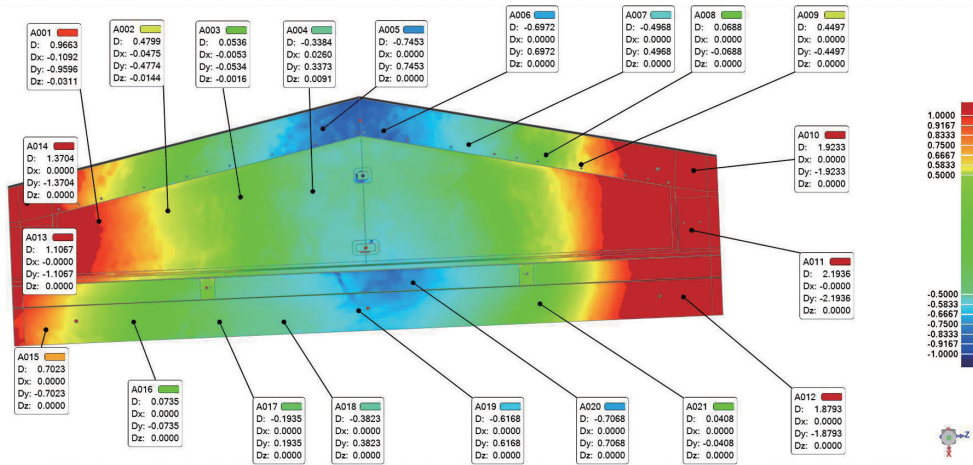


图6 三维扫描结果

Fig.6 3D scanning results

为防止定位工装破坏成型面,使用活块设计,即制件完成后拆除局部成型模具,替换为定位工装,既不影响复材成型,又能保持复合材料蒙皮一直在模具中,实现有效定位。两组定位工装的相对位置关系借助于成型模具的自身刚性及合理的定位销钉孔得以保障。图7~9分别为平尾部件一体化工装三维模型、工装模具及装配完成的平尾。

3.2 效率分析

通过对工艺流程的设计分解和对比分析,结合上述较小部件的实践验证可以判断,定位工装与成型模具的一体化设计方案在零件制造及部件装配过程中对产品质量稳定性及生产效率都将带来提升。

装配工装从无到有,简化了工人的操作过程,减少了人为测量造成不确定误差的概率,也大大提高了制件的重复精度,进而为后期装配的一致性和互换性都带来了改善,基本可以避免原型机制造时后期单次修正装配的多余工作量的产生,工装与结构零件的一一对应关系降低了零件领取或装配时遗漏的可能。装配工装是飞机工装中比较重要的一部分,研制周期比较长,占用生产准备周期的50%以上,而且工装的误差较小,通常为产品误差的33%左右。

装配工作由繁到简,减少了操作工序,特别是胶液固化过程的等待时长;降低了装配操作对技工水平的要求,基本可实现“傻瓜式”操作;结构零件空间定位后胶缝相对稳定,简化了涂胶操作前胶缝测量的工作,也可实现胶液用量的精确控制。RX1E飞机使用一体化工装进行机身部件制造与原型机制造工艺及相应工时对比情况见表1。

通过表1对生产信息的统计,可以发现采用新工艺后,工序数量减少3步(包括一次固化的等待工序),总

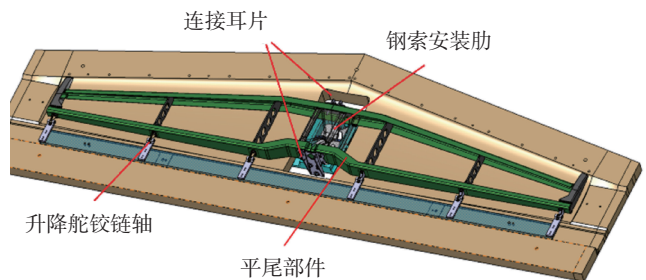


图7 平尾一体化工装示意图

Fig.7 Integrated tooling of horizontal tail

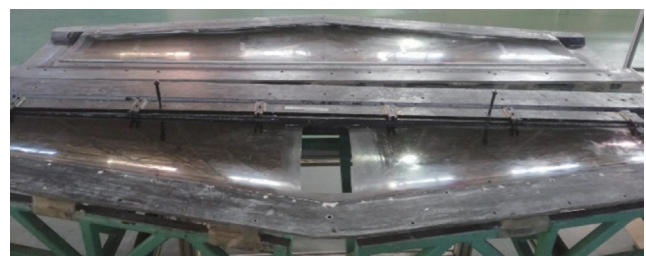


图8 平尾模具照片

Fig.8 Integrated mold of horizontal tail



图9 平尾部件

Fig.9 Photo of horizontal tail

表1 RX1E飞机使用一体化工装前后工序对比

Table 1 Comparison of RX1E aircraft manufacturing procedure with and without integrated tooling

工序号	原型机制造工序			使用一体化工装制造工序		
	内容	工装	工时(人×时)	内容	工装	工时(人×时)
5	零件铺制	成型模具	6×5	零件铺制	成型模具	6×5
10	真空固化	成型模具	1×20	真空固化	成型模具	1×20
15	脱模修边	无	2×3	结构件胶结	一体化工装	2×5
20	蒙皮胶结	成型模具	4×4	固化	一体化工装	1×8
25	固化	成型模具	1×8	左右组合	成型模具	4×2
30	框胶结	定位卡板/尺子	2×3	固化	成型模具	1×8
35	固化	无	1×8	座椅胶结	一体化工装	2×3
40	内饰件胶结	目测	4×3	固化	无	1×8
45	固化	无	1×8	脱模切割	机身形面/卡板	2×6
50	盒体胶结	工艺件	2×4	—	—	—
55	固化	无	1×8	—	—	—
60	余料切割	机身形面/卡板	1×5	—	—	—

工时数由 85 缩短至 60,生产效率得到大幅度提升,提升超过 20%。

4 结论

(1) 针对复合材料结构在飞机上大量使用的优势与特殊性,结合 RX1E 飞机的实际工艺情况,设计了一体化工装的工艺方法。

(2) 使用一体化设计理念,在结构较简单的小尺寸部件上进行验证,对其制件模具及装配工装进行重新设计,并进行试制,结果表明使用新的工装对产品成型质量及生产效率均有较大提升。机身工装模具一体化设计研究结果可为其他复合材料轻型飞机高效率生产提供技术支撑。

参考文献

- [1] 邱宏波. 复合材料在世界通用飞机的应用发展趋势[J]. 装备制造技术, 2013(7): 160-162
- QIU Hongbo. The development trend of composite material application in the world general aircraft[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2013(7): 160-162.
- [2] 陈绍杰. 先进复合材料的民用研究与发展[J]. 材料导报, 2010(11): 22-25
- CHEN Shaojie. Research and development of advanced composite materials[J]. Materials Review, 2010(11): 22-25.
- [3] 陈绍杰. 先进复合材料的近期发展趋势[J]. 材料工程, 2009(4): 41-47

CHEN Shaojie. Recent development trend of advanced composite materials[J]. Journal of Materials Engineering, 2009(4): 41-47.

[4] MICHAELS K. Aerospace composites market will quadruple by 2026[J]. High Performance Composites, 2007, 15(1): 7-10.

[5] BLACK S. Advanced materials for aircraft interiors[J]. High Performance Composites, 2006, 14(6): 24-28.

[6] KARTHIGEYAN P, RAJA M S, HARIHARAN R, et al. Performance evaluation of composite material for aircraft industries[J]. Materials Today: Proceedings, 2017, 4(2): 3263-3269.

[7] 赵稼祥. 民用航空和先进复合材料[J]. 高科技纤维与应用, 2007, 32(2): 6-10.

ZHAO Jiayang. Civil aviation and advanced composite materials[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2007, 32(2): 6-10.

[8] 杨汉, 陈佳, 兰勇, 等. 数字化技术在航空钣金成形模具制造中的应用[J]. 航空制造技术, 2012, 55(17): 60-62.

YANG Han, CHEN Jia, LAN Yong, et al. Application of digital technology in the manufacture of aviation sheet metal forming die[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(17): 60-62.

[9] 王巍, 贺平, 万良辉. 飞机柔性装配技术研究[J]. 机械设计与制造, 2006(11): 88-90.

WANG Wei, HE Ping, WAN LiangHui. Research on aircraft flexible assembly technology[J]. Machinery Design & Manufacture, 2006(11): 88-90.

[10] MARSH G. Composites consolidate in commercial aviation[J]. Reinforced Plastics, 2016, 60(5): 302-305.

通讯作者: 马少华, 高级工程师, 研究方向为航空材料结构强度及完整性, E-mail: msh1980@tom.com.

(责编 铃兰)