

飞机复合材料结构少无应力装配方法探讨

王 宁

(沈阳飞机工业(集团)有限公司, 辽宁 沈阳 110000)

摘 要 当前在飞机机体上开始广泛利用复合材料, 而且复合材料的使用量也非常多, 对于装配质量和装配方法提出严格的要求, 从而保障复合材料结构的质量。本文主要分析了飞机复合材料结构少无应力装配方法, 以期对实际工作起到参考作用, 从而提高飞机复合材料结构的质量和使用性能, 推动我国航天事业可持续发展。

关键词 飞机; 复合材料结构; 少无应力装配方法

中图分类号: V22

文献标识码: A

文章编号: 2097-3365(2023)10-0007-03

复合材料零件的组装特征决定了复合材料零件组装的新要求; 而新一代大飞机的长寿命和高可靠性对其组装的品质也有很高的要求。为提升我国大型民航装备的核心竞争力, 国际上许多航空公司都将采用“少无应力”组装技术。其核心思想是: 在组合部件组装过程中, 对组合部件的锚固扭矩大小及锚固次序进行合理的设计, 以实现组合部件的合理预加载, 进而实现对组合部件的有效调控与降低组合部件的组装应力, 提升组合部件的力学性能与疲劳性能, 提升大型客机的安全性和可靠性。

1 飞机复合材料结构少无应力装配技术概述

在组装飞机时, 采用了少无应力组装技术来控制零件的内应力。目前, 国内外相关学者较多地考虑了材料在成型时由于材料的热膨胀系数差异所引起的凝固应力和加工时的部分应力, 而忽视了组装时的应力。复合材料是温度、应力敏感的材料, 其拼装方式选择不当, 易引起构件的应力集中, 导致构件的破坏与脱粘, 进而影响构件的承载能力与疲劳性能。本项目拟通过研究我国新一代大客机复杂结构的精密组装需求, 结合大机型复杂结构的组装特征, 突破大机型高精度精密组装的关键技术, 为我国新一代大机型的发展奠定基础, 延长大型客机的使用寿命^[1]。

2 飞机复合材料结构少无应力装配的关键技术

2.1 容差分配和优化技术

为了保证在飞机组装完毕之后, 能够满足规定的结构强度、气动性能指标, 同时也要防止出现密封差、噪声、残余应力超标等会对飞机的疲劳寿命、可靠性产生影响的严重问题, 因此, 对飞机组装精度的要求十分苛刻。飞行器装配精度包含了组件内部位置精度、相对位置精度和空气动力学形状精度, 其公差配置是

实现飞行器精确装配的关键。公差的选取、分配和优化贯穿于飞行器设计、制造和装配的全流程, 直接关系到飞行器的装配工艺、制造成本以及飞行器的整体性能。当公差要求过于宽松时, 尽管能够减少零部件的生产费用, 并减少了超差率, 但也会造成装配精度的损失, 从而造成了装配精度的浪费。相反, 如果对公差的需求过于苛刻, 则即使有较高的装配精度和较好的装配工艺性, 也会增加生产费用, 增加超差率。因而利用容差分配与优化技术, 是降低制造成本, 提升制造品质的重要手段。

为了避免在进入实际组装阶段之后, 发生尺寸超差的情况, 就必须对通过经验得出的容差分配方案展开预测和分析, 并对方案的合理性进行验证。(1) 基于误差分布模型建立了误差分布模型, 并对影响零件组装质量的主要参数进行了误差分析。(2) 将其与主要参数的误差控制需求相比较, 输出误差分析的结果。(3) 若由本模式运算所得之误差解析值在所需之误差控制值之内, 则可判断此误差配置之合理性。另外, 为了防止由于设计误差引起的部件返工或修补, 还必须对其进行进一步改进^[2]。

目前, 在复合材料构件生产中, 普遍应用了共熔技术, 其连接紧固件的数目大幅降低, 整体结构的体积也随之增大。大型复合构件的精密组装要求特殊加工设备(以下简称“模具”)的开发与生产, 而模具精度的调控是提升组装品质的关键。在组装过程中, 因生产及工艺误差的积累, 会导致组装过程中出现异常现象。除了将部件送回工厂或修理之外, 组装人员还可以利用橡胶层来弥补组装过程中的不足。按照航空总成工装夹板的内形大小, 在其理论轮廓上减 1 毫米, 再用 1 毫米的橡胶粘贴进行补强。当所装零件的设计形状出现部分偏差时, 相应部位的胶皮可以移除,

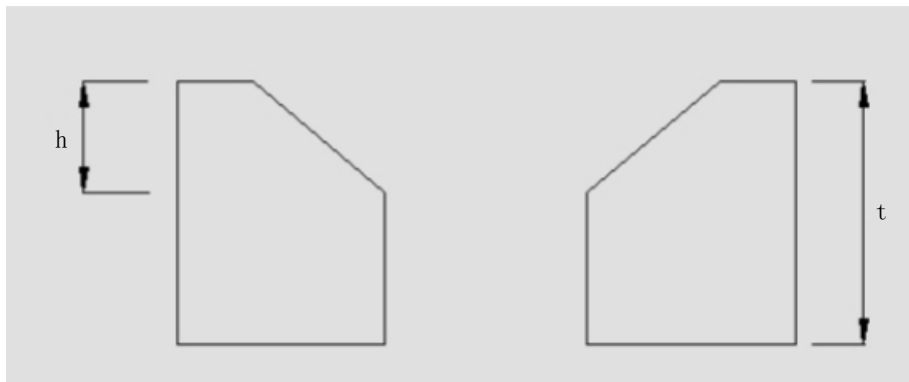


图1 铤窝结构示意图

以确保组装过程的顺畅。此外，所述的橡胶层也能用于对所述复合部件进行防护。

2.2 复合材料制孔技术

在航天领域使用最多的是玻纤、炭纤，玻纤由于其机械强度低，且容易成型，多应用于非承载部件，例如盖板等；由于其具有高刚性、高强度等特点，目前广泛应用于飞行器的承载部件中，但是由于其难切削性，在制造孔洞时极易产生缺陷。由于其各向异性、非均质和非连续应力应变以及层间强度较差等特点，导致了其制造孔洞的难度较大。在常规工艺制备的复合材料零件中，由于受到剪切、拉伸、弯曲和挤压等多因素的影响，孔边容易产生缩孔、毛刺、分层和裂纹等缺陷，且工具的损耗较大。为了防止或降低在组合零件钻孔过程中发生的以上问题，并取得较好的钻孔质量，有必要开展有针对性的制孔技术的研究^[3]。

1. 设计制孔夹具：在复合材料构件制孔过程中利用专用工装，通过钻套精准定位制孔位置，在制孔过程中需要压紧上下压板，使制孔部位的刚度因此提高，优化入钻、出钻阶段的钻削条件，保障制孔质量。

2. 选择刀具材料和钻头：金刚石具有较高的强度，整体使用寿命比较长，因为投入成本的影响，在工程中普遍利用低价的高速钢，如果制孔数量骄傲多，通常是利用硬质合金钻头^[4]。

3. 合理选择制孔工艺参数：在切削过程中，进给速度、进给量等对制孔质量有重要影响。为了保障整体制孔质量，需要控制进给量，同时需要提高进给速度的合理性，在加工过程中，如果进给速率过大，会导致接触面上的轴向作用力增大，从而导致材料的脱层、剥落；如果进给速度太慢，不能将纤维切割下来，进给速度太快，又会因摩擦而产生的热量而使母材融化，因此只有控制好进给速度，才能确保制孔工作效率。另外，在制孔时，要尽可能地使用断续送料，并要及

时清理产生的碎屑。

4. 制孔常见问题：（1）断臂及脱层：如果在入钻的一侧发生，通常是由于钻机在钻孔过程中的进给率太高，当钻机开始与工件接触时，应降低进给速率；若在出钻的一侧产生，应为进给力过大或刀头已磨平造成，前一种情况可在钻透前减速，后一种情况应立即进行更换刀具。综上所述，必须重视出、入井时的进料速率的控制。（2）铤窝：制沉头孔时，在制孔之后需要开展铤窝。铤窝不能过深，否则剩下部分的厚度就会变得很小，从而影响到结合部的强度。结合图1， h/t 应小于 $2/3$ ，而且 $(t-h)$ 应该超过 0.5mm ^[5]。

2.3 复合材料结构连接技术

一架飞行器由很多部件（如壁板、蒙皮、横梁、框架）组成，并通过螺钉、胶粘或铆接等方法将其联接起来，从而组成小部件，小部件再通过联接而组成大部件，最后再由大部件联接而组成全飞行器。因为复合材料的层间强度较低，耐冲击性能较低，所以通常不会使用铆接，而是以胶接或螺钉为主。可移除的螺钉联接，不仅适用于那些必须进行维护和替换的建筑，而且在航空器上的一些关键承载构件也是常用的；而粘合则可以大大降低扣件数目，从而减轻重量。

2.3.1 螺栓连接

锚栓连接方式具有较多的优势，例如具有较高的抗剥离强度，而且检查维护难度较低，因此在飞机装配过程中广泛利用，这主要负责连接复合材料件，同时可以连接复合材料件和金属件。根据有无搭接板分析螺栓连接方式，主要分为搭接和对接两种形式，根据受力分析分析螺栓连接，可以分为单搭和双搭两种方式^[6]。

在飞行器的各种构件中，联接节点是其破坏的主要来源。由于空洞的出现，使得空洞截面变小，并与空洞本身载荷相互影响，造成了较大的应力集中。在螺栓连接的类型中，它可以被划分为两种，一种是凸

头螺栓连接,另一种是沉头螺栓连接,在这两种类型中,凸头连接的使用更为普遍。

复合材料层压板的主要失效模式有以下几种。(1)抗张失效:受力方向上的纤维比率偏小或宽度比偏小。

(2)剪力失效:与荷载作用相比,纤维所占的比值太少或边缘间距太少。(3)挤压破坏:以孔边缘层化和基质破碎为主要特征的挤毁失效,通常需要将连接件采用挤毁失效,避免出现大面积失效问题。

复合材料的锚杆联接有别于一般的金属结构,为了避免在锚杆联接过程中产生的基质破碎、脱层等问题,必须采用专用的联接刀具及扣件。此外,钉头的安装倾斜,紧固件的安装扭矩过大,钉孔的配合缝隙过大,以及衬垫的选择不当,也会导致联接节点的应力集中,进而导致复合材料基质破碎和剥离^[7]。

2.3.2 胶接

在传统的飞行器制造工艺中,往往要用到大量的紧固件,而将飞行器的力学性能与力学性能相结合,将会使飞行器的重量减轻 20%,并将其强度提升 30%,这对于飞行器的发展具有十分重要的意义。粘合的特征是:(1)具有良好的密封性和轻质,能够抵抗电位的侵蚀;(2)由于不需要制造孔洞,所以在结合部的应力很低,因此不会引起复合材料的脱层;(3)相对于焊接而言,由于不会受到所连接的材料种类和厚度的限制,因此可以扩展设计的选择材料的范围,从而可以有效地减少费用;(4)能够抑制裂缝的扩散,提高断裂的安全性和延长其疲劳寿命;(5)保证空气动力剖面的流线型和平滑。

与此同时,粘合也有不可避免的缺陷。(1)粘接对粘接工序的控制、粘接部位的表面处理等有较高的要求,并需有专用的模具及固化装置。(2)由于对复材粘接节点的时效特性和机械特性的研究尚不完善,因此,在需要高性能的复材粘接节点之间,粘接过程的应用受到了一定的限制。(3)粘合连接处的强度分散度通常只有 20%,而点焊与焊接的稳定性较差,前者为 15%,而后者只有 8%。(4)因为该胶的主要成分是聚合物,而且对水分的变化很敏感,所以它的应用领域受到了很大的限制。为使胶接在工程中得到更好的使用,需要综合考虑其技术的优势与劣势,特别是连接部分的表面处理与胶接节点的设计等关键问题。

2.4 精益化工艺补偿

在飞机装配过程中因为零件外形制造误差和工装定位等方面的影响,可能会出现零件的形状不协调等情况。为了避免装配过程中产生装配应力,技术人员可以利用工艺补偿措施,及时修正配合不协调的情况,

例如可以增设垫片补偿间隙,或者可以打磨处理相关零件,实现孔精加工^[8]。

原来在实施工艺补偿的过程中主要是利用工艺人员的手工祖业,不利用库保障工艺修正效果,而且不利于控制装配应力,会延长产品装配周期,增加整体生产成本。而新一代飞机结构中主要是利用复合材料构建,对比金属构件,复合材料构件尺寸变动较大,因此不适合利用传统的手工作业,需要利用精益工艺补偿技术。

2.5 基于力控制的装配策略

当前很多飞机制造商利用力传感元件监测构件装配力,例如在对接机身大部件的时候可以利用柔性对接工装 POGO 柱,在各 POGO 柱的支撑部位装设有力传感器,可以监测对接过程中的机身部件装配力,如果超过了限值,工作人员需要利用工艺补偿措施进行调整。在实际工作中需要加强研究柔性工装实时自动调整,保障构件装配力自适应控制。

3 结语

当前,国内新一代飞机主体结构中,复合材料的使用仅局限于翼型,而根据未来的发展趋势,其在主体构件上的使用将会越来越广泛。通过研究飞机复合材料结构少无应力装配方法,有利于提高复合材料构件组装品质,促进其在机体构件上的广泛应用,并为新一代飞机的发展提供相关的基础科学依据和关键技术支持。

参考文献:

- [1] 巴晓甫,薛红前,李西宁.飞机装配生产线工装少冗余约束重组方法[J].航空制造技术,2021,64(16):51-57.
- [2] 周新房,许斌.飞机装配中激光雷达测量场布局规划方法探讨[J].航空制造技术,2021,64(08):72-77.
- [3] 郭皓辰,汪含,楼林,等.基于知识工程的飞机装配过程故障智能诊断技术[J].航空制造技术,2022,65(07):90-95,109.
- [4] 祁若龙,张珂,赵吉宾,等.双工位 4-PPPS 飞机装配对接系统几何参数标定方法[J].机械工程学报,2021,57(07):33-43.
- [5] 王明明.飞机柔性装配方法在飞机装配中的应用研究[J].科学技术创新,2020(18):17-19.
- [6] 马腾,贾晓亮,孙冰洋.飞机装配生产线资源追踪及可视化研究[J].航空制造技术,2020,63(06):64-72.
- [7] 赵东平,张辉,郭津呈.基于关键特性的飞机装配公差分析方法[J].西安航空学院学报,2020,38(01):3-8.
- [8] 郑鹏宇.飞机柔性装配方法在飞机装配中的应用[J].中小企业管理与科技(下旬刊),2019,567(02):167-168.