

飞机复合材料结构 装配连接技术

Assembly and Fastening Technology for Composites Structure in Aircraft

哈尔滨飞机工业集团有限责任公司 常仕军 肖红 侯兆珂 董楹



常仕军

毕业于西北工业大学航空宇航制造工程专业,现为中航工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司主管工艺员,主要从事直升机和通用飞机的胶接、铆接、总装工艺指导工作。

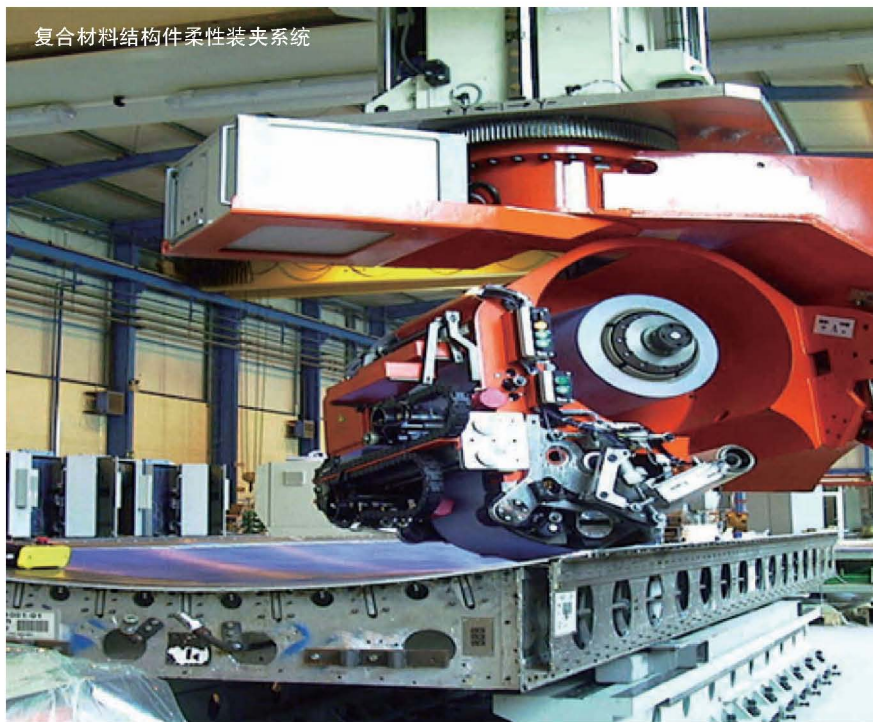
近年来,复合材料以其较高的比强度、比模量、较好的延展性、热膨胀系数小、抗疲劳能力和抗振能力强、抗腐蚀、独特的耐烧蚀性、各向异性和可设计性等特点,以及采用共固化、共胶接为核心的整体成型技术;能够大幅度地减少零件、紧固件和模

具数量,简化装配工序,提高整体结构的综合性能,缩短生产周期,降低制造成本,成为新一代飞机机体结构四大主要材料之一。从空客 A380 飞机上复合材料用量占机体重量的 25%,到波音 787 飞机的 50%,再到 A350 的 52%,复合材料在机体结构上的应用以年均 9% 的速率增长^[1-2]。随着复合材料在飞机结构上应用比例的大幅度提高,复合材料结构装配连接方面存在的问题逐渐突出。与国外飞机制造公司相比,我国复合材料结构制造装配基础差、技术水平低,复合材料结构装配连接技术已成为我国飞机研制过程中的关键技术之一。

具数量,简化装配工序,提高整体结构的综合性能,缩短生产周期,降低制造成本,成为新一代飞机机体结构四大主要材料之一。从空客 A380 飞机上复合材料用量占机体重量的 25%,到波音 787 飞机的 50%,再到 A350 的 52%,复合材料在机体结构上的应用以年均 9% 的速率增长^[1-2]。随着复合材料在飞机结构上应用比例的大幅度提高,复合材料结构装配连接方面存在的问题逐渐突出。与国外飞机制造公司相比,我国复合材料结构制造装配基础差、技术水平低,复合材料结构装配连接技术已成为我国飞机研制过程中的关键技术之一。

复合材料结构装配 连接方法

由于受实际生产中复合材料成型工艺技术水平的限制,并考虑到设计、工艺、维修、运输等方面的需求,从制造、装配、使用和维护的实际需要出发,复合材料结构设计还保留着大量的设计分离面和工艺分离面,这些分离面需要在装配阶段与其他复合材料结构件或金属结构件进行装配连接。与金属结构相比,复合材料层间强度低、抗冲击能力差等弱点^[3],决定了其结构的装配连接难度大、技术要求高。合理和灵活地运用复合材料的连接形式及方法,是提



复合材料结构件柔性装夹系统

高复合材料结构件强度、减轻结构重量、充分发挥复合材料优异特性的重要条件之一。

复合材料零件之间或复合材料与金属零件之间的装配连接,通常有机械连接、胶接和混合连接3种方法。

在复合材料连接工艺技术中,选用何种连接方法,主要是根据实际使用要求而定的。一般来讲,当承载较大、可靠性要求较高时,宜采用机械连接;当承载较小、构件较薄、环境条件不十分恶劣时,宜采用胶接连接;在某些特殊情况下,为提高结构的破损-安全特性时,可采用混合连接。

1 机械连接

复合材料的机械连接是指将复合材料被连接件局部开孔,然后用铆钉、销钉和螺栓等将其紧固连接成整体。在复合材料的连接中,机械连接仍是主要的连接方法。

机械连接的优点是:

- 连接的结构强度比较稳定,能传递大载荷;
- 抗剥离能力强,安全可靠;
- 维修方便,连接质量便于检查;

· 便于拆装,可重复装配。

机械连接的缺点是:

- 复合材料结构件装配前钻孔困难,刀具磨损快,孔的出口端易产生分层;
- 开孔部位引起应力集中,强度局部降低,孔边易过早出现挤压破坏;
- 金属紧固件易产生电化学腐蚀,需采取防护措施;
- 复合材料结构在实施机械连接过程中易发生损伤;
- 增加紧固件或铆钉的重量,连接效率低。

按照所用紧固件及连接工艺的不同,机械连接又可分为铆接、螺接和专用紧固件连接。其中铆接是一种不可拆卸的连接;螺接可传递大载荷,便于装卸,其安装工艺基本与金属结构相同;为了满足某些特殊要求,如在结构不开敞、难于触及、密封、表面曲率大等情况下,可采用特殊紧固件连接,如高锁螺栓、环槽钉、锥形螺栓、单面抽钉等。

(1) 铆接。

铆接是复合材料结构机械连接

的主要形式,铆接连接就是利用铆钉的塑性变形而产生的夹紧力,使2个零件成为一个整体。其主要工艺流程是:制铆钉孔→镗埋头窝→放钉→压紧铆接件→形成镢头→完成铆接→检查。常见的铆接方法有压铆和锤铆^[4]。

压铆是利用挤压力而形成镢头的铆接方法,其主要特点有:

- 铆钉杆在形成过程中膨胀较均匀,对孔的填充较好;
- 钉杆端头镢粗也比较均匀,能控制镢头一定的高度,不易发生鼓包、压伤、铆缝下陷及其他表面缺陷;
- 铆接时零件紧密贴合,外形好,连接强度较高;
- 劳动强度低,无振动和噪声,有利于复合材料结构件的铆接,可防止复合材料的局部损伤。

锤铆就是在铆接过程中,用铆枪或榔头锤击铆卡,铆卡锤击铆钉,产生间隙冲击力和顶铁的反作用力,使铆钉杆镢粗而形成镢头的铆接方法。锤铆分为正铆和反铆2种,正铆法是用顶铁顶住铆钉头,铆卡锤击铆钉杆而形成镢头的铆接法;反铆法则是用顶铁顶住铆钉杆,用铆卡锤击铆钉头的铆接方法。正铆铆接变形小,表面质量好,铆接强度较高,适于薄壁复合材料结构件的铆接;但劳动强度大,顶铁较重,铆接件不易自动压紧,容易使铆缝产生间隙,层压复合材料易产生分层缺陷。反铆顶铁较轻,能促使铆接件贴紧,削除铆接件间的间隙,但铆接件易变形,铆钉处会产生局部凹陷,容易导致薄壁复合材料结构件产生裂纹,铆接件表面易产生伤痕,不光滑。

复合材料结构件铆接时,铆钉杆的镢粗使孔区产生较大的变形,由于复合材料的相对延伸率较小,很容易导致破坏特征,而压铆可以获得较为稳定的铆接接头,所以压铆在复合材料结构件的铆接中获得了广泛应用。

(2) 螺接。

复合材料结构的螺接连接包括螺纹连接和螺栓连接。螺纹连接需要在连接件上攻螺纹,为解决在复合材料结构上攻丝出现崩扣和掉渣现象的难题,实际装配过程中要在复合材料件上预埋螺钉或钢丝螺套。由于螺栓连接的预紧力容易控制,而且拆卸方便,所以复合材料结构的螺接工艺中多采用螺栓连接。

螺接过程中,镗窝容易造成复合材料结构件孔边周围的损伤,降低连接强度,最好在螺母下加金属垫圈,以防止过大的拧紧力矩造成复合材料结构表面出现凹坑和裂纹等缺陷。

(3) 专用紧固件连接。

飞机上有一些特殊的部位对连接有特殊的要求,如结构不开敞、只能从单面安装,结构表面倾斜度大或结构有密封要求等。在这些情况下,前面提到的螺接和铆接方法往往难以实现或达不到要求,因此国内外又研制出了一些特种紧固件,常见的有环槽钉、螺纹抽钉等。这些紧固件因具有装配力小、夹紧力可控、密封等优点而在复合材料结构上得到了广泛的应用。

2 胶接

复合材料的胶接是指借助胶粘剂将胶接零件连接成不可拆卸的整体,是一种较实用、有效的连接工艺技术,在复合材料结构连接中应用较普遍。

胶接连接的优点是:

- 表面光滑,外观美观,工艺简便,操作容易,可缩短生产周期;
- 不会因钻孔和焊点周围应力集中而引起疲劳龟裂;
- 胶层对金属有防腐保护作用,可以绝缘,防止电化学腐蚀;
- 胶接件通常表现出良好的阻尼特性,可有效降低噪声和振动;
- 可以减轻结构重量,提高连接效率。

胶接连接的缺点是:

- 质量控制比较困难,并且不能

检测胶接强度;

- 胶接性能受环境(湿、热、腐蚀介质)的影响;
- 被胶接件必须进行严格的表面处理;
- 存在一定的老化问题;
- 胶接连接后一般不可拆卸。

值得注意的是,胶接接头传递载荷是不均匀的,主要集中在两端,中间是低载弹性槽。这个槽形分布低载部分的作用是抑制胶层蠕变破坏,当出现缺陷时为应力重新分布留有余地。这对防止蠕变损伤积累、提高胶接接头的耐久性是非常重要的。除此之外,复合材料的胶接接头承载能力与所选用的胶粘剂性能密切相关,在实际应用中除考虑胶接静强度外,更重要的是考察其疲劳性能和湿热环境效应,以确保复合材料构件连接质量稳妥可靠^[5]。

3 混合连接

将胶接与机械连接结合起来,从工艺技术上严格保证两者变形一致、同时受载,其承载能力和耐久性将会大幅度提高,可以排除2种连接方法各自的固有缺点。混合连接主要用于提高破损安全性、胶接连接的维修、改善胶接剥离性能等。

复合材料结构装配 连接关键技术

飞机的复合材料结构装配连接是一个复杂的过程,涉及多个环节,包括复合材料零部件的设计、生产、工装设计和制造、复合材料切边钻孔、零件在工装上的定位和夹紧、测量等过程。过程中每一个环节都对装配连接的质量和效率有着或多或少的影响。

随着复合材料在机体结构中比例的增加,复合材料结构件的制造和装配连接技术也逐步发展起来。在集柔性装配、自动钻铆等先进技术于一体的航空复合材料大型部件自动装配中,涉及到了飞机产品数字化定

义、柔性装配流程、装配工装设计、装配工艺优化、数字化装配技术、自动定位与控制、精密切钻、柔性夹持、自动检测和测量等关键技术。通过这些关键技术来减少装配工装的数量和种类、提高零部件的制造精度和装配协调度、缩短装配周期、降低生产成本、满足设备和工装模块化可重组的先进装配技术。

先进装配连接工艺和方法

随着航空制造技术的进一步发展,先进装配连接技术(如自动钻铆技术、电磁铆接技术、干涉配合铆接、新型紧固件、孔挤压强化技术、自动化装配技术等)在国内外发展极为迅速,不断提高复合材料结构件装配连接的工作效率,改善装配连接的质量,使装配连接结构达到飞机对疲劳寿命、防腐、密封性和减轻结构重量的要求。

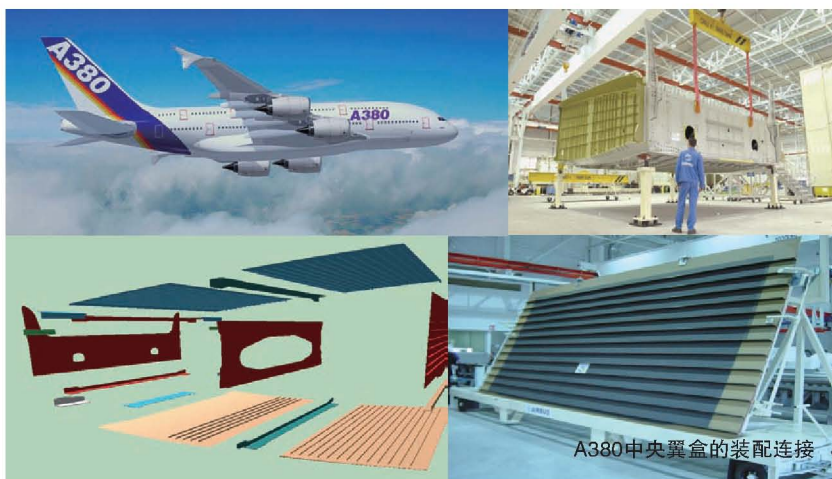
(1) 自动钻铆技术。

自动钻铆是指在一台设备上一次性地连续完成夹紧、钻孔、镗窝、注胶、放铆、铣平等工序。自动钻铆技术是为了保证连接质量、提高机体的疲劳寿命。自动钻铆多采用硬质切削刀具,分步钻孔,以保证复合材料结构件不分层、层间不会产生毛刺和进入切屑,保持孔周围结构的完整性。采用精密自动化工装夹具,使铆钉镗头高度保持一致,以减小疲劳载荷下发生磨蚀损伤的程度,有利于提高接头的疲劳强度。

目前我国飞机制造的机铆系数仅为15%,且多是在转包生产中为了满足国外装配要求而使用了自动钻铆系统。而国外从20世纪70年代起就在普遍采用该技术^[6],其机铆系数已高达80%,如A380机翼装配就采用了自动化可移动钻孔设备。

(2) 电磁铆接技术。

电磁铆接是在电磁成形工艺的基础上发展起来的一种新型铆接工艺,目前只有美国、俄罗斯和中国能



A380中央翼盒的装配连接

够制造电磁铆接设备。电磁铆接加载速率极高,铆钉在几百 μs 到 1ms 的瞬间完成镦头的成形,它是冲击距离为 0 的一次脉冲加载,不会引起工件的振动,对结构产生的冲击损伤远小于普通锤铆方法,能够防止复合材料结构件的挤压破坏。因此,复合材料结构采用电磁铆接是提高连接质量的一条有效途径。目前关于复合材料结构电磁铆接工艺研究虽然已有一定的基础,但要进入工程应用还需进一步研究。

国外电磁铆接技术应用已比较普遍,多个型号的飞机均采用了电磁铆接技术,在波音、空客系列飞机制造中得到了应用,最新研制的 A380 飞机也采用了电磁铆接技术。尽管西北工业大学、北京航空制造工程研究所、成都飞机工业(集团)有限责任公司等单位在电磁铆接设备和电磁铆接工艺方面已进行了一定的研究,但我国目前该技术在型号中的应用还是一个空白^[7]。

(3) 干涉配合铆接。

所谓干涉配合,就是过盈配合。施铆时钉杆膨胀,对孔壁造成径向压缩,钉孔受钉杆挤压而产生一种径向应力,这样就形成了干涉配合。干涉配合铆接是沿整个叠层厚度的埋头窝和孔内都获得规定的钉-孔干涉量的铆接方法,即铆接后铆钉杆与钉孔之间为紧配合。它是一种连接

强化技术,能显著提高结构的疲劳寿命,并能获得良好的密封性。

复合材料结构的干涉配合连接在国内外已有多年研究历史,国内在复合材料结构干涉配合连接工艺研究以及复合材料结构干涉配合紧固件开发方面也开展了一些工作,但都处于试验阶段。

(4) 新型紧固件。

飞机上有一些特殊的部位对连接有特殊的要求,如结构不开敞、只能从单面,安装结构表面倾斜度大或者结构有密封要求等。在这些情况下,前面提到的螺接和铆接常难以实现或达不到要求,因此国内外又研制出了一些特种紧固件,常见的有环槽钉、高锁螺栓、单面抽钉、螺纹抽钉等。这些紧固件因具有装配力小、夹紧力可控、密封等优点而在复合材料结构装配连接上得到了广泛的应用。

(5) 孔挤压强化技术。

孔挤压是一种使孔的内表面获得形变强化的工艺措施,效果明显。孔挤压是利用棒、衬套、模具等特殊工具,对零件孔或周边连续、缓慢、均匀地挤压,形成塑性变形硬化层。塑性变形层内组织结构发生变化,引起形变强化,并产生残余压应力,降低了孔壁粗糙度,对提高材料疲劳强度和应力腐蚀能力很有效。

在复合材料结构件的装配连接中,通常针对螺接,在孔内装衬套,使

其获得均匀、适量的干涉量,以提高连接强度和疲劳寿命。

(6) 自动化装配技术。

自动化装配对保证装配质量和提高装配效率起到了很好的作用。复合材料结构自动化装配技术包括自动化精确制孔、自动化铆接、自动化检测技术、自动化无损探伤技术、自动化装配过程在线检测技术等。

国外发展的自动化装配系统主要有柔性机翼壁板装配系统、柔性翼梁装配系统、复合材料升降舵柔性装配系统、机身壁板集成单元(IPAC)、机器人柔性装配系统、机身柔性装配系统等^[8]。飞机复合材料结构自动化装配系统的最新进展是波音 787 机身第 43 段的复合材料整体筒体与钛合金框件的自动化装配^[9]。该系统采用内外 2 套独立的装置,在装配时实现自动定位、夹紧、制孔、安装环槽钉,并完成环圈自动镦铆,铆接驱动依靠电磁铆接动力头实现,目前已在日本三菱重工投入使用。

参考文献

- [1] 陈绍杰. 复合材料技术与大型飞机. 航空学报, 2008 (3): 606-610.
- [2] SARA BLACK. Advanced materials for aircraft interiors. High Performance Composites, 2006, 14 (6): 24.
- [3] 曹增强. 新机研制中的复合材料结构装配关键技术. 航空制造技术, 2009 (15): 40-42.
- [4] 胡宝刚. 复合材料结构件的机械连接工艺. 导弹与航天运载技术, 1995 (6): 46-52.
- [5] 沃西源. 复合材料连接方法. 航天返回与遥感, 2007, 18 (4): 31-39.
- [6] 陈先有. 先进装配连接技术在航空领域的应用分析. 机械制作, 2007, 45 (519): 53-55.
- [7] Assadi M D, Boad C L, Osawa T. True off set fastening. SAE Paper, 2006-01-3170, 2006.
- [8] 曹增强. 应对我国大飞机研制的装配连接技术. 航空制造技术, 2009 (2): 88-91.
- [9] 许国康. 大型飞机自动化装配技术. 航空学报, 2008, 29 (3): 735-740.

(责编 小颖)