



Summary of Manufacturing Technology of Large Composite Primary-Load-Carrying Structure

中航工业西安飞机工业(集团)有限公司 袁晓龙 田 卫 高兰宁



袁晓龙

复合材料制造工程师,主要从事国内军民机和波音转包复合材料零件制造技术工作。

及早针对大型复合材料主承力构件关键制造技术进行攻关,进行典型件试验验证,解决生产制造中的各种关键技术,为大型复合材料主承力构件设计和研制积累经验。使大飞机的大型复合材料主承力构件制造技术实现突破,促进我国大型飞机制造技术水平的不断提升。

国外大型客机上复合材料主承力构件应用状况

飞机上复合材料的应用大致分为4个阶段,首先用于受力很小的构件,如前缘、口盖、整流罩、扰流板等,用量在2%左右;第二阶段用于受力较小的部件,如升降舵、方向舵、襟翼、副翼等,用量在8%左右;第三阶段用于受力较大的部件,如水平尾

翼、垂直尾翼、发房等部件,规模已较大,用量在15%左右;第四阶段,即现阶段,用于机翼、中央翼、机身等主要承力结构,规模已很大,用量在25%以上。

空客公司大型客机A380上大约有1/4的材料是碳纤维增强复合材料,主要零件有中央翼盒、襟翼和整个后机身部件,包括垂尾、水平安定面和后机身压力隔框,尤其是压力

隔框与后舱门紧邻,承受很大的压力。仅中央翼盒就用复合材料 5.3t,实现减重 1.5t,板厚可达 45mm,对接主交点处厚达 160mm,连接钉直径可达 25.4mm。

B787 复合材料占全机结构重量 50% 以上,主要应用部位包括机翼、机身、垂尾、平尾、发房、地板梁、部分舱门、整流罩等,甚至还包括了起落架后撑杆、发动机机匣、叶片等部位。应该特别指出这是世界上第一个采用复合材料机翼和机身的大型客机,其应用水平远远超过 B777 和 A380。

A400M 是欧洲空客集团正在研发的大型军用运输机,为减重以增加有效载荷已大量应用复合材料,复合材料约占其结构总重的 40% 左右,主要应用部位包括机翼、垂尾、平尾、部分机身和 32 个螺旋桨桨叶,仅桨叶就用复合材料 2t 多。机翼主承力盒 23m×4m,重达 3t,为空客迄今为止最大的复合材料制件,碳纤维复合材料占机翼结构重量比例高达 85%,开创了使用复合材料为主要材料制造大型运输机机翼的先例。

大型复合材料主承力构件,是大型飞机的主要承力件,关系到大型飞机的结构强度、安全可靠性和经济性,是大型飞机的关键。该类构件研制对国内复合材料制造业提出了极高的要求,为了突破诸多瓶颈和困难,需要国内航空制造单位联合起来,及早针对大型复合材料主承力构件关键制造技术进行攻关。大型复合材料主承力构件研制在材料、制造、装配、质量控制和检测方面面临如下研究内容:

主承力构件材料及其工艺性

1 主承力构件材料

大型复合材料主承力构件必须选用高强中模型(Intermediate Modulus)碳纤维和高韧性环氧树脂组合的碳纤维复合材料(CFRP),

其中具有代表性的是 T800H/3900-2(P2302) 和 IM7/8551-7。通用级 T300 碳纤维其 CFRP 主要用来制造飞机的副翼、方向舵、升降舵、内装材料、刹车片及直升机的叶片等次承力构件(二次结构部件)。例如, Narmco 公司 1972 年研制成功的美国的 T-300/5208 体系性能好,能在 177℃ 环境下使用。T300/5208 被用来制造 B757、B767 和 B777 的次承力构件(二次结构部件),其主要缺点是吸水性大,且在湿热条件下 T_g、模量及压缩强度下降严重、韧性差、复合材料 90° 方向的延伸率小、层间剥离强度低、耐冲击性能差,尤其是冲击后压缩强度(Compression after impact, CAI) 低、对缺口敏感性大,不能满足飞机主翼、尾翼和机体等主受力构件(一次结构部件)的要求。

高强中模型碳纤维使抗拉强度、抗拉模量、断裂伸长等性能有了大幅度提高,目前应用的高强中模型碳纤维有东丽公司的 T700SC 和 T800H、东邦人造丝公司的 IM400 和 IM600、三菱人造丝公司的 MR50 及赫克塞尔(Hexcel)公司的 IM7、IM7-500、IM7-600 等。高韧性环氧树脂体系(180℃ 固化)是第三代环氧树脂体系,已直接用于商业飞机的承力构件中。该种材料具有优异的损伤容限,尤其是在高能量冲击后,其冲击后压缩强度(CAI) 仍可保持在较高的水平上,能够有效传递纤维载荷,在中高温条件下仍表现出优良的耐湿热性能,同时具有较低的放热峰值,使部件一次固化厚度达到几十毫米。高强中模型碳纤维与高韧性环氧树脂复合的 CFRP 专门为制造大型飞机的主承力构件(一次部件)研制。

我国碳纤维材料品种单一、规格单一,碳纤维来源大部分依赖于进口,只能生产 T300 的碳纤维,对于高强碳纤维 T800、T1000,尚处于研

制阶段。其韧性环氧树脂性能和国外同类产品存在一定差距。T300 预浸料在材料的物理性能、工艺性、质量和供货能力上往往不能满足航空工业化要求,T800 的韧性环氧树脂预浸料尚处于起步阶段。

2 高强中模型碳纤维增韧环氧预浸料工艺性和工艺参数优化

大型复合材料主承力构件使用材料为高强中模型碳纤维增韧环氧预浸料以及配套的胶粘剂体系,需要进行材料相关试验研究,同时需研究复合材料构件制造过程中的模具温度场以及构件的温度场状况,结合产品完成材料的固化工艺参数试验;另外需分析树脂体系与选用胶粘剂的工艺匹配性、材料相容性,并通过试验完成材料规范和工艺规范的编制。

主承力复材构件制造

1 工艺方案

大型复合材料主承力构件是飞机中载荷最严重、协调关系最复杂的结构件,再加上主承力构件大尺寸、大厚度,铺层复杂、其内部质量、外形精度、尺寸精度、位置度等指标要求严格,零件各种定位公差和厚度公差不易保证,产品内部质量不易保证,梁类零件变形控制难度大。因此,非常有必要针对性地开展典型结构工艺试验(如工字型长桁与蒙皮共胶接工艺方案、长桁位置度控制方法研究等),通过主承力构件工艺方案设计、分析和足够的工艺试验验证,并最终确定主承力复材构件的工艺方案。

2 设计制造一体化

在零件设计阶段,制造和装配工艺人员参与设计,使零件的设计在工艺方案保证的基础上进行,真正实现面向制造的设计。这对缩短研制周期、提高结构设计工艺性、避免不协调因素,保证设计质量很有帮助,实现复合材料结构设计和制造技术协同发展。



波音737碳纤维复合材料垂尾壁板和垂尾翼盒

3 零件工艺数模设计

由于大型复合材料主承力构件的外廓尺寸大、铺层数量多、铺层角度繁杂、厚度尺寸变化多,因此不论是下料,还是铺贴,传统的方法操作非常困难。必须采用复合材料专用软件 CATIA CD3 和 FIBERSIM 进行数模工艺设计,优化每一层料片形状、拼接位置、角度和零件边沿余量,明确零件拼接区域和非拼接区域范围,为零件采用数控下料、激光定位和自动铺带进行前期工艺数模设计分析。

4 零件数字化制造

采用全新的复合材料数字化制造技术进行主承力构件研制,包括:数控下料、自动铺带或激光铺层定位、数控铣切和数控测量。复合材料数字化制造技术能减少工人下料、铺叠时的操作难度、增加定位精度,使制件的质量得到较大的提升。大型复合材料主承力构件的外形和装配孔采用复合材料数控铣床进行铣切钻孔,并通过测量机或在线检测,数字化制造技术能大大提高了装配协调性,减少了装配工作量和装配时间。

5 工装设计制造

国内军民机多年来普遍采用钢、铝作为复合材料结构的工装模具材料,带来的问题主要体现在制件的变

形、尺寸偏差及成品率较低等方面。国际上大型主承力复材构件的工装普遍采用殷钢模具和复合材料模具,由于其材料的热变形属性与复合材料接近或相同,使复合材料制件的质量和成品率得到有效控制。

(1) 工装选材和结构设计。

对于大型高精度复合材料制件的首选应当是采用殷钢模具或复合材料模具。国内在用殷钢模具或复合材料模具生产复合材料产品制件方面的经验非常缺乏,尤其是国内目前还没有成熟的殷钢模具设计和加工的配套技术。目前正在进行这方面的试验工作。通过研究复合材料构件在制造过程中热膨胀因素对其形位尺寸和内部质量的影响规律,确定其模具的选材方案;分析大型壁板工装的温度场的影响因素,研究框架式蒙皮模具的结构形式和结构尺寸与其温度场的关联规律,研究针对自动铺带技术的工装结构形式,完成框架式蒙皮大型工装的设计。

(2) 工装设计方案优化。

主承力复材大型壁板采用加强筋为工形、J形和T形加筋结构,且要求采用胶接共固化工艺,因此长桁及加强筋的成形模、定位方式、加压结构设计非常关键,直接影响产品的定位精度和内部质量,需要开展前期

试验进行验证。

(3) INVAR 合金工装成型制造。

需要进行 INVAR 合金的切削、焊接、成型工艺性能试验,制造出满足气密、重量、热分布等使用要求的 INVAR 合金工装。

6 自动铺带技术

国外在机翼、尾翼、中央翼蒙皮类等主承力复材构件上已经普遍应用了自动铺带技术。自动铺放技术 (Automated Tape Laying, ATL) 在欧美已成熟,铺带机械系统、CAD/CAM 软件、铺放工艺技术已大规模应用于航空复合材料结构件的制造。其中美国海军 A6 轰炸机机翼, F-22 战斗机机翼, 波音 777 飞机机翼、水平和垂直安定面蒙皮, B787 机翼、中央翼盒, A380 中央翼盒等都使用该项技术。在大飞机项目中,由于主承力复材构件尺寸大、内部质量要求的提高,人工已经无法完成大型零件的铺贴工作。为了提高铺层的稳定性以及铺层角度精度,提高材料利用率和成品率,提高工业化生产的效率,保证大型主承力复材构件铺贴质量,必须进行自动铺带技术研究。

采用复合材料专用软件 CATIA CD3 和 FIBERSIM 对零件进行可铺敷性分析,开展预浸带分切技术研究,开展自动铺带技术对制件几何形状的适应范围以及自动铺带设备对预浸带几何形状的加工能力研究,选取典型结构(如平面、变曲率)进行单方向、多方向、变厚度等进行铺带工艺试验,根据试验结果分析工艺可实现性,并确定参数。

采用基于 CATIA 的内置集成模块和第三方软件(如 TapeLay),进行蒙皮自动铺带轨迹规划和工艺参数优化,生成 APT 文件,经后置处理,最后生成零件程序(*.mpf),供铺带设备读取,在铺带设计和铺带制造中不断调整工艺参数,既要保证铺放程序的合理、正确,保证构件的

铺放质量,又要考虑缩短铺放时间、节省废料等,从而使铺带轨迹达到最优,在充分试验的基础上完成自动铺带规范编制。

7 构件固化技术

大型复合材料主承力构件厚度较厚,一般都在5mm以上,有的甚至达到45mm。厚度精度要求2%~5%,远比以往的8%~10%的精度要求高,因此需要研究升温速率和保温时间等参数,解决大厚度内外因热传导不一致而导致的固化应力和变形问题,确保达到内外一致的固化率,避免内层假固化。

主承力复材构件装配连接

主承力复材构件装配连接技术主要包括:柔性装配、紧固件安装、复合材料制件和金属件之间连接。

(1) 主承力复材构件柔性装配。

基于主承力构件结构特点,研究应用产品数字量尺寸传递和数字化控制系统来完成针对主承力构件的定位、夹紧等操作,建立自动化生产单元和集成化生产系统。建立无型架数字化装配平台,涵盖了柔性工装、精确定位与测器、数据采集/处理系统,减少飞机装配对型架的依赖性。实现主承力构件的快速研制、低成本制造及工装可重组模块化。

(2) 紧固件安装。

研究典型的复合材料结构进行紧固件安装工艺方法,通过制作模拟典型件验证紧固件安装工艺方法以及所需的刀具设计与制造。结合电磁铆接技术和自动钻铆技术,研究在复合材料制件上制孔、镗窝、安装、铆接工艺;掌握钛合金铆钉和高锁螺栓在复合材料上安装的工艺技术;掌握复材壁板的高精度制孔、镗窝技术,满足主承力复材构件装配要求。

(3) 大型整体主承力复材构件装配协调。

由于大型主承力复材构件一般为整体结构,加之尺寸大,结构复杂,表面层一般不允许破坏,传统的打磨修配和加垫的方式不能适应需求,因此对装配协调和精确对接要求更高,必须选取典型结构形式配合特点进行加工试验,研究工艺配合面的工艺补偿方法和措施。

主承力复材构件 质量控制和检测

1 变形控制

研究复合材料构件的变形因素,分析变形与各个因素之间的关系,并建立数学模型;从模具、固化工艺参数、结构参数等方面入手,结合主承力复材典型构件的试验,研究控制变形的有效途径和方法。结合典型壁板的试验研究获取控制变形的有效

途径和方法,开展变形因素研究,进行最终零件变形预测研究。

2 厚度控制

研究厚度控制技术可以提高产品树脂含量均匀性和力学性能,降低零件空隙率,通过调整预吸胶温度、压力和时间等,控制吸胶量,掌握低树脂含量预浸料的预吸胶技术,可保证零件质量,提高厚度精度。

3 无损检测

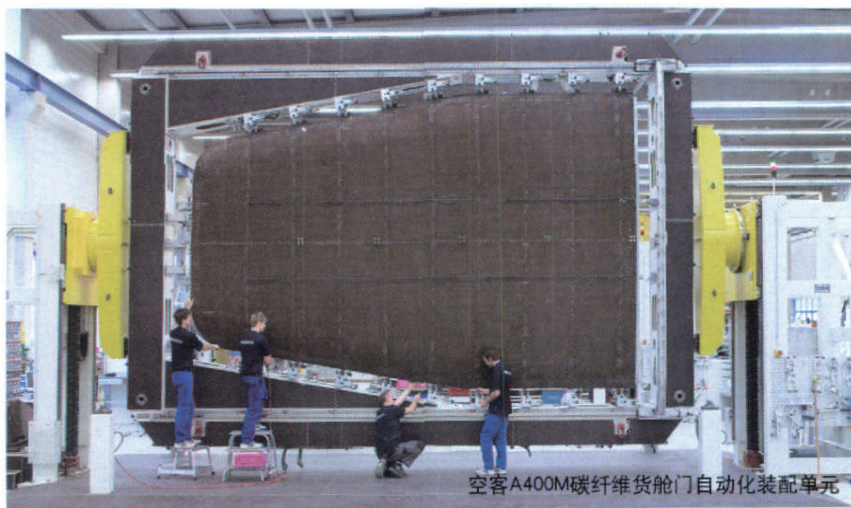
用于大飞机复合材料检测的主要是超声无损检测法,其中涉及到大面积的快速检测和复杂结构的检测主要还是超声检测法。研究主承力复材构件缺陷、孔隙率的快速自动无损检测技术,建立相应构件缺陷、损伤标准的。进行诸如材料内部缺陷表征、性能测试、缺陷基本判据的建立、无损检测物理数学模型的建立等材料无损检测研究;进行主承力复材构件无损检测所需的仪器设备等检测手段的建立、信号处理技术、缺陷判别、标准建立与完善等结构无损检测研究;进行主承力复材构件在服役过程中残余寿命、剩余强度、损伤扩展等综合信息的研究。

结束语

大型复合材料主承力构件,是大型飞机的主要承力件,关系到大型飞机的结构强度、安全可靠性和经济性,是我国大飞机研制关键技术之一。及早针对大型复合材料主承力构件关键制造技术进行攻关,进行典型件试验验证,解决生产制造中的各种关键技术,为大型复合材料主承力构件设计和研制积累经验。使大飞机的大型复合材料主承力构件制造技术实现突破,促进我国大型飞机制造技术水平的不断提升。

本文有参考文献7篇,由于篇幅所限未能一一列出,读者如有需要,请向本刊编辑部索取。

(责编 小颖)



空客A400M碳纤维货舱门自动化装配单元