

大型飞机结构复合材料 相关技术基础

Technical Basis for Large Aircraft Structures of Composites

江西洪都航空工业集团有限责任公司 龙国荣



龙国荣

毕业于西北工业大学高分子材料专业,工学硕士,江西洪都航空工业集团公司副总工程师,研究员级高级工程师,中国复合材料学会理事,南昌航空大学、南昌大学兼职教授,优秀留日回国人员,享受政府特殊津贴。30多年来,一直从事环氧树脂体系的研究和改性及其复合材料结构件的制造技术。参加过多个型号的研制工作,主持并参加过多项科研项目,获国家发明奖三等奖1项,部级科技进步一等奖1项,二等奖2项,三等奖4项;部级型号及预研二等功2次,三等功3次,发表过多篇有关树脂基复合材料方面的论文。

国内飞机环氧树脂基复合材料在30多年的发展历程中,在材料、设计、制造、检测等工程链方面积累的工程应用经验和所形成的标准规范,可为大型飞机复合材料结构应用的扩大提供有益的借鉴。

国内飞机环氧树脂基复合材料在30多年的发展历程中,在材料、设计、制造、检测等工程链方面积累的工程应用经验和所形成的标准规范,可为大型飞机复合材料结构应用的扩大提供有益的借鉴。

1975年,复合材料(这里指碳纤维增强环氧树脂基复合材料)首次在国内某型飞机上应用,拉开了复合材料作为飞机结构用材的序幕。之后,以环氧树脂体系为基体的碳纤维复合材料技术得到了系统的研发和批量的应用。在此过程中,结合热压罐法共固化、共胶接、二次胶接成型工艺的特点,开展了树脂体系的增韧和工艺优化、变形控制技术、工艺过程数值模拟、结构连接技术、在线监控技术、成型模具设计制造、损伤修复、结构件自动化无损检测技术等方

面的研究;世界领先的复合材料专用设计/制造软件Fibersim在工程应用中取得了一定的效果,复合材料结构设计/制造数字化生产线正在打通,设计制造能力不断增强,可以说,以环氧树脂体系为基体的复合材料结构在大型飞机上扩大应用的时期已经到来。

本文着重介绍环氧树脂基复合材料方面的技术基础情况,意对国内大型飞机复合材料结构设计中涉及的国内复合材料某些工程问题提供探讨的基础。

批量的环氧树脂基 复合材料结构件 经过了多年的使用考核

环氧树脂基体以其综合性能优异、工艺性好、价格低等诸多优点,

2010年第1期·航空制造技术 49

在马赫数 1.5 以下飞机上的用量远远大于双马来酰胺树脂基体,以 A400M、波音 787 飞机为例,复合材料分别占飞机结构重量的 36% 和 50%,其中,复合材料结构基本为环氧树脂基类。

近年来,针对环氧树脂基体韧性不足、耐湿热性较差的问题,国内相关单位开展了多方面的改性研究,使其复合材料冲击后的压缩强度达到了 250MPa 以上,复合材料饱和和吸湿后 120℃ 下的综合性能的保持率均与国外同类树脂体系相当。其多墙式复合材料层压板共固化、共胶接结构,全高度蜂窝夹层结构已在马赫数 1.5 以下的飞机上得到了工程化应用,并且有的复合材料结构经过了近 20 年的使用考核,质量情况保持良好。

疲劳试验的结果表明,在给定的设计载荷下,复合材料结构件 30 年的飞行寿命是可靠的。使用经验表明,这类复合材料是一种性能优异的材料,它已经逐渐开始走向成熟。碳纤维织物增强的 5224 环氧树脂基复合材料结构已经在直升机上得到了大量的使用,单向碳纤维增强的 NY9200 环氧树脂基复合材料结构在近 400 架飞机上应用,另外,在飞机结构上开始采用的 BA9916 和 5228 环氧树脂基体系,这些应用所沉淀的工程经验均可以为国内大型飞机复合材料结构选材提供有益的参考和借鉴。

环氧树脂体系对碳纤维品种适应性研究在国内也取得了成果,特别是国产碳纤维增强的环氧树脂基复合材料已通过了一系列性能考核。以 NY9200 环氧树脂体系为例,与纤维界面有关的复合材料 0° 压缩和面内剪切性能与国外同类纤维增强的环氧树脂基复合材料相当(见表 1),界面破坏形貌基本相似(如图 1 和图 2 所示),并开始进入飞机结构上的应用。

表1 两种复合材料性能比较

性能项目	CCF300 增强复合材料(强度所测) (3 批数据平均值)		T300 增强复合材料(北航测) (3 批数据平均值)	
	测试值	测试标准	测试值	测试标准
0° 压缩强度 /MPa	1410	ASTMD6641	1430	GB/T3356
0° 压缩模量 /GPa	132	ASTMD6641	143	GB/T3356
面内剪切强度 /MPa	125	ASTMD3518	89	GB/T3355
面内剪切模量 /GPa	4.5	ASTMD3518	4.9	GB/T3355

热压罐成型方法形成了完整的生产线

为了满足飞机树脂基复合材料的发展,据不完全统计,国内航空主机制造企业已有热压罐 30 余台,其中 1/3 是从国外进口的,生产面积达 20 万 m²,大多数设备的技术参数和厂房条件可满足民机复合材料结构件生产的要求。以此成型方法为基础,在材料改性、工艺参数优化、厚度尺寸和变形控制、模具设计及制造,无损检测、损伤修复等方面进行了大量的实验研究,其成果在工程化中得

到验证,并且形成了相关标准规范。特别是进入 21 世纪后,为了提高复合材料结构件的生产效率和保证复合材料结构件质量的一致性,各主机制造企业先后购置复合材料专用设计 / 制造软件(如 Fibersim 软件)和与之相配套的预浸料自动下料机、激光投影仪、自动 C 扫描无损检测设备以及五坐标数控钻铣设备。有的航空企业还购置了或正在购置自动铺带机、超声波蜂窝铣床以及带柔性夹具的数控加工设备。复合材料结构设计 / 制造完整的数字化生产线正在被打通,年产 85t 以上复合材料结构件的生产能力已经形成。因此这其中至少有 1/2 的剩余生产力可以用于大型飞机复合材料结构件的生产。

近年来,热压罐成型方法被视为“高成本”的复合材料结构制造方法,而被排除于“低成本方法”概念体系之外,将树脂转移方法与之形成新旧对势,似乎热压罐成型方法应走向淘汰之路。其实,热压罐成型方法在工程应用上无论在成熟度还是在规模化方面仍是当今复合材料结构件的主要成型方法,这是由它的特点决定的:

(1) 罐内压力和温度均匀。在它们共同作用下,可满足复合材料高纤维含量的要求,其复合材料具有较高的力学性能和较稳定的物理性能,例如复合材料结构件的孔隙率低,树脂含量均匀。

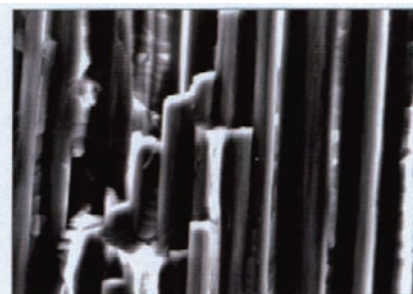


图1 T300纤维增强复合材料断面形貌



图2 CCF300纤维增强复合材料断面形貌

(2) 热压罐成型方法适用范围广。例如层压结构、夹芯结构、胶接结构和缝纫结构。模具相对比较简单,效率高,尤其适用于大型的具有高性能要求的复合材料结构件的成型。

至于热压罐成型方法如何降低成本,国内也做了不少的研究工作,例如,预浸料“零吸胶”的实现,辅助材料的国产化,共固化模具结构热效率的提高和组装形式的优化,结构件进罐的合理组合以及随炉件测试项目的合理化等方面都有效地促进了制造成本的降低。以某飞机复合材料结构件为例,每生产 1kg 复合材料结构件,可以节约制造成本 1200 多元。若在制造大型复合材料结构件中预浸料铺覆改为采用自动铺叠,生产效率会明显提高,制造成本将继续下降。因此,将其视为“高成本”的制造方法是不准确的,该成型方法经过了 30 多年的技术发展,其完整性及成熟度无疑对大型飞机结构复合材料的应用进入快行道具有重要的意义。

另外,由于真空辅助成型(VARI)工艺在降低复合材料制造成本及大型构件整体成型方面的优势,近年来受到业界的广泛重视。国内有关单位开发了适用于 VARI 工艺的树脂体系,并验证了其工艺方法,研究了其复合材料的性能,试制了相关的典型件。尽管该工艺试制的复合材料性能与热压罐法的基本相当,但要满足高性能复合材料结构的要求还有不少的研究工作要做。因此,现阶段应发挥热压罐加压固化的优点,弥补 VARI 工艺真空加压的不足,扬长避短,这也是降低热压罐成型方法制造成本的一条有效技术途径。

复合材料结构设计、性能表征技术趋于成熟

随着计算机技术的飞速发展和

有限元分析手段的不断完善,有限元方法在复合材料结构强度分析上虽然工作量大,但该方法已发挥了重要作用,显示了其较高的准确性,这在环氧树脂基复合材料结构件工程应用中已得到验证,利用这些工程验证的数据,进行整理,摸出规律,使用有效的数值分析方法和先进的优化算法进行综合与折中,可使设计过程由复杂变为简单。

经过对多种飞机复合材料结构的设计分析,国内主要的设计、强度研究所基本掌握了树脂基复合材料结构设计的选材原则、使用值计算、铺层规则、加筋结构设计、连接接头设计以及试验分析等方面的技术,这些技术大部分经过了工程应用的验证。例如,静强度试验可以覆盖疲劳试验,典型铺层开孔拉压试验可以覆盖各种常见缺陷/损伤试验,冲击损伤试验可以覆盖湿热试验;铺层尽可能均匀对称、同种角度连续铺层不能超过 4 层;应力集中区域局部加强、结构变厚区域每层台阶宽度相近且应大于 3mm;加筋与蒙皮的刚度、泊松比匹配的计算;防止端部的应力集中和减少连接接头产生剥离应力的措施等都可以为大型飞机复合材料结构的设计分析提供帮助。

树脂基复合材料在制造和使用过程中,配合连接和低速冲击损伤是人们较为关注的两大问题。在这方面,国内研究单位和相关院校开展了大量的研究工作,建立了复合材料配合连接(例如干涉连接)的强度分析方法和以低速冲击损伤为基础的冲击阻抗和损伤容限设计方法。结合具体的树脂体系,对复合材料结构连接孔的干涉量进行了分析研究,并得出了具体的数据,也有试验考核结果。在低速冲击损伤方面,对冲击能谱,受外来冲击的动力响应和接触历史,冲击损伤的起始与发展及影响损伤的诸因素,冲击损伤对结构的影响等都进行了较为深入的研究。某型

号飞机复合材料结构件疲劳寿命评估试验中也取得了这方面的数据,这些都值得我们去总结提高,真正为大型飞机复合材料结构设计分析提供帮助。

大家知道,复合材料结构设计标准完善与否是限制复合材料有效应用的重要原因。鉴于此,国内复合材料界的科技工作者在 1990 年编制出版了复合材料设计手册,经过 10 多年的使用和提高,2001 年出版了复合材料结构设计手册,与之配套的中国航空材料手册(第二版)第 6 卷先进复合材料手册和聚合基复合材料手册分别于 2002 年、2003 年和 2004 年正式出版,还有新版的复合材料力学性能表征方面的标准以及复合材料结构设计及强度验证要求、复合材料热压罐成型工艺、航空复合材料制件工艺质量控制、预浸料物理性能及层压板力学性能试验方法、复合材料构件固化模设计与制造、复合材料构件的连接与装配、复合材料无损检测、复合材料构件基于 CATIA 建模要求等 60 多项行业或国家标准都是在总结国内复合材料的发展成果和参考国外相关技术的基础上编制的,可为大型飞机复合材料相关标准的编制提供参考,有的成果可直接应用。

质量控制手段进入了国际先进行列

随着复合材料应用的扩大和其结构大型整体化的实现,其检测技术也在不断发展。目前,比较成熟的无损检测方法包括超声 C 扫描系统、射线检测法、电磁测厚法等。这些检测方法可针对孔隙率超标、分层、脱粘、蜂窝芯变形、节点脱开、发泡胶空洞等主要缺陷的检测,其可靠度相当高。特别是进入 21 世纪后,大型自动化超声 C 扫描系统购置和外场在位检测的便携式超声 C 扫描系统研制成功,标志着国内复合材料结构件质量

控制手段已进入了国际先进行列。

在无损检测技术方面,国内针对复合材料特点,研究了缺陷的识别及成像方法,研制了高分辨率无盲区超声换能器系列化超声检测仪器和大型复杂复合材料结构件超声自动扫描成像检测设备,形成了较独特的复合材料检测技术体系和有关检测标准。这些检测技术较为频繁地在工程中得到应用,所积累的丰富经验推动着国内无损检测技术向着国际化水平发展。另外,根据复合材料结构件在外场使用的环境条件,国内发展了在役飞机复合材料结构的无损检测技术,除了声阻法、声谐振法、超声法、射线法以外,还研制出了便携式智能超声 C 扫描仪, X 射线非胶片成像技术和红外热成像技术,这些新技术新方法的出现,将对保障在役飞机复合材料结构件的飞行安全起到重要作用。

复合材料结构损伤修补技术开始进入工程应用

随着树脂基复合材料在飞机结构中应用的不断扩大,其损伤的修补技术也受到重视。近年来,国内有关单位结合复合材料典型结构件使用年限的延长对修补技术的需求,在补片的形式、中温胶膜和高温胶膜对结构铺层形式的适应性,挖补深度和挖补直径对复合材料强度和模量的影响,修补效果的验证与表征等方面进行了系统的工程化研究,得到了典型复合材料结构件各区域的损伤容限、修理容限值、考核了修补工艺的合理性、掌握了修补设计技术、开发了专用的挖补工具、形成了相应的修补规范,并开始在工程中应用。大量的试验结果表明,在现有的修补工艺条件下,对于复合材料层压板结构损伤修补后的强度可达到母材的 75% 以上,蜂窝夹层结构可达到母材的 85% 以上,这也为大飞机复合材料修补规范的编制提供了借鉴。

飞机结构复合材料技术基础的升级在于扩大应用

国内 30 多年飞机结构复合材料的发展历史清楚地告诉我们,没有应用就没有发展,就国内固定翼飞机而言,虽然复合材料用量只占结构重量的 10% 左右,但牵引着国内树脂体系不断改性,国产碳纤维质量不断稳定,成型方法不断完善,检测技术不断发展。反之,这些方面的技术成熟度又将推动着复合材料在飞机结构上应用的扩大。

从目前国内飞机结构复合材料的发展基础来看,大型飞机结构复合材料用量近期目标为 25% 左右是比较合理的,这一目标的实现必将带动国内飞机结构复合材料技术基础的跨越式提升。当然实现这一跨越的关键在于如何吸取国内外复合材料在飞机上应用的经验和利用国内已取得的研究成果。特别是在复合材料结构配合连接、许用值以及局部加强等方面的设计分析中,应深刻理解复合材料的特点。这就是说,对于复合材料本身来讲,强度不是常数,不同部位、不同场合其表现不同,同时由于界面产生也将影响复合材料的强度性能,这些都是传统强度概念所无法包含的。因此,结构稳定性分析和试验验证要做到充分准确。当然也应避免去一种新的结构一旦出现,什么试验项目都统统做一遍的作法。这样做既费资金,又抓不到重点,必须根据结构形式,分类考核。在详细设计阶段,利用现代先进的设计软件,充分发挥工程知识的作用,借鉴国内外应用的经验(特别是国内的),对关键的结构和部位进行反复的仿真和优化,在设计分析细节上狠下功夫,这是决定复合材料结构设计成败的关键。

复合材料结构设计性能的实现,关键要靠制造技术来保证,国内在这方面的研究有一定的深度和广度,且

积累了较多的工程经验。就热压罐成形方法而言,目前应结合适航审定的要求在预浸料质量的一致性,成型模具设计制造技术,复合材料构件的装配技术、数字化制造的全面实现等方面做进一步研究。

制造过程的控制是保证复合材料结构件质量一致性的重要环节,任何细节操作和规范执行不到位都会给复合材料成型件带来缺陷。因此,复合材料结构件的制造工程师们应在现有的制造工艺规范的基础上,注重制造过程中对每一个环节的具体要求,要充分理解复合材料结构件使用的预浸料,其过程中的化学稳定性和工作环境洁净度的保证至关重要,这是因为复合材料结构件性能是靠一个化学反应过程使几种材料形成一个优良的界面所获得的。这种特殊性必须作为制造过程中的关键点加以强调。

结束语

我国飞机复合材料的发展历史与国外先进国家几乎是同步的,但应用的深度和广度方面却与国外相差甚远。

以固定翼飞机为例,复合材料在飞机结构上的用量最少差 3 倍,应用的部位也落后近 2 级。究其主要原因是国内复合材料技术基础没有得到有效的继承,工程技术人员对复合材料的优良性能和自身特点认识不足,加上管理上的落后,导致复合材料在国内飞机上的应用举步维艰。国内大型飞机结构对复合材料的需求和国外飞机结构复合材料的快速发展已不允许我们再耽搁了,必须克服以往在复合材料技术研究方面的一些不良作法,高度重视知识工程,将国内复合材料所取得的成果和工程化应用经验发挥好、总结好,努力做到成果共享,共同把国内飞机结构复合材料的应用推向快行道。

(责编 金卯)