

航空预浸料 - 热压罐工艺 复合材料技术应用概况

Application Status of Prepreg-Autoclave Composites Technology in Aviation

中航工业北京航空制造工程研究所 梁宪珠 孙占红 张 铨 刘天舒



梁宪珠

毕业于北京航空航天大学飞行器设计专业, 研究员, 毕业至今一直从事飞行器复合材料制造技术研究工作, 主持完成了多个型号的尾翼、机翼和机身复合材料结构的制造技术攻关项目和预研课题。荣获集团科技进步一等奖 3 项、二等奖 2 项、三等奖 2 项, 国防科技进步奖二等奖 1 项、三等奖 1 项。

先进复合材料自问世以来, 由于其轻质、高强、耐疲劳、耐腐蚀等诸多优势, 一直在航空材料领域得到重视。随着近几十年来的发展, 尤其是最近 10 年在大型飞机上井喷式的应用, 先进复合材料已经证明了其在未

虽然近年来各种各样的低成本制造技术层出不穷, 也在航空飞行器复合材料结构制造当中得到较大的应用, 但预浸料 - 热压罐工艺仍以其优异的产品质量占据着重要的地位。且随着自动化、数字化水平的不断提高及相关技术的不断完善, 其一直让人诟病的成本高、周期长的缺点也逐渐得到了改善, 并被相关领域的人们所接受。

来航空领域的重要地位, 它在飞机上的用量和应用部位也已经成为衡量飞机结构先进性的重要标志之一^[1]。如目前代表世界最先进战机的美国 F-22 和 F-35, 其复合材料占飞机结构重量达到了 26% (F-22 机身、机翼、襟翼、垂尾、副翼、口盖、起落架舱门; F-35 机身、机翼、进气道、操纵面、副翼、垂尾), 欧洲 EF-2000 战机更是达到了 35%~40% (机翼、垂尾、方向舵)^[2]; 民机领域的两大巨头波音和空客, 在其最新型的大型客机波音 787、A350XWB 机型中, 大幅使用复合材料, 分别达到 50% 和 52%^[3], 在机身主承力结构中, 除一些特殊需要外, 基本上实现了全复合材料化。

从当前新机型的复合材料应用来看, 航空复合材料具备以下几个方面特点: 在材料方面, 飞机主承力结构应用高韧性复合材料; 在工艺

方面, 呈现出以预浸料 - 热压罐工艺为主, 积极开发液体成型工艺及其他低成本成型工艺的态势, 对复合材料构件的制造综合考虑性能 / 成本因素; 在结构方面, 随着全复合材料飞机^[4]设计理念的广泛认知, 复合材料已逐渐在主承力结构上站稳了脚跟, 而且, 为了进一步将复合材料的优点充分发挥, 飞机结构设计越来越趋向于整体化和大型化。

复合材料在主承力结构上的应用技术是体现航空复合材料水平及应用程度的重要标志。目前复合材料主承力构件仍是以预浸料 - 热压罐工艺为主。基于此, 本文旨在介绍目前与航空预浸料 - 热压罐工艺相关的复合材料技术。

主承力结构用预浸料

1 高性能复合材料体系

“设计是主导,材料是基础,工艺是关键”^[5]。复合材料的制造技术与材料的发展息息相关。航空预浸料-热压罐工艺高性能复合材料到目前已经历了3个阶段。

第一阶段的复合材料采用通用T300级碳纤维和未增韧热固性树脂,具有明显的脆性材料特征,主要用于飞机承力较小的结构件。第二阶段的复合材料其韧性有了较大改善,应用范围扩大到垂尾、方向舵和平尾等部件。第三阶段的复合材料为高韧性复合材料,其应用扩大到机翼、机身等主承力结构。为了将复合材料应用于飞机主承力结构,波音公司首先提出了高韧性复合材料预浸料标准BMS8-276,概述了主承力结构复合材料性能目标,并提出采用冲

击后压缩强度(CAI)作为复合材料结构应用性能的评价指标。据此波音公司进一步提出改进通用碳纤维性能,要求碳纤维拉伸弹性模量提高30%、拉伸强度提高50%,同时,开发高抗分层能力的韧性树脂基体,以将复合材料结构设计许用应变提高到0.6%~0.8%。1985年NASA发布RP1142碳纤维/热固性韧性树脂复合材料标准规范。1989年中模/高强碳纤维T800达到波音公司碳纤维材料标准BMS9-17要求,并与同期研发的180℃固化高韧性环氧树脂构成的复合材料(如T800H/3900-2)达到波音公司材料标准BMS8-276要求^[6]。国外部分飞机主要复合材料结构设计选材见表1。国内复合材料体系的发展也同样经历相应的

阶段,目前已在韧性复合材料体系上取得一定的成果。国内外部分复合材料性能如表2、表3所示。

2 预浸料工艺性

随着预浸料-热压罐工艺在航空主承力复合材料结构上的应用,结构设计逐渐趋于大型化和整体化,其目的是为了能够更好地发挥复合材料的优势、降低成本和减轻重量。但由此也带来了相关构件制造上的困难。如过去热固性预浸料的固化过程需要吸胶,在预浸料升到一定温度并保持一段时间后才能对其施加压力,以保证制件的质量。随着复合材料构件大型化和整体化程度的不断提升,其在热压罐内固化过程中的温度场分布也变得越来越不均匀,如还采用传统的保温再加压的固化工艺,则难以保证预浸料加压带的要求,从而导致制件制造质量的下降和固化成型时间的增加。

为解决这一问题,需要改善预浸料本身的工艺特征,以适应复合材料结构变化所带来的新需求。为此,国内外通过大量的研究,均已开发出多种可实现“零吸胶”、“常温加压”工艺的预浸料,从而保证了热压罐工艺复合材料制件的质量一致性,并减少了进罐时间。国内开发的环氧树脂预浸料碳Ⅷ/BA9918预浸料、碳Ⅷ/BA9916-II预浸料、CCF300/BA9916-II预浸料和双马树脂预浸料CCF300/QY9511、碳Ⅷ/QY9611,都可做到“零吸胶”、“常温加压”,部分预浸料已用于多个型号产品的生产。

表1 国外部分飞机主要复合材料结构设计选材^[7-8]

机型	部位	预浸料
A380	水平安定面翼盒蒙皮 垂直安定面翼盒蒙皮 中机身翼盒蒙皮	T800S/ Hexply M21 IM600/ Cytec 977-2
	后机身蒙皮	AS4/ Hexply 8552
波音 787	机身筒形件 机翼壁板	T800S/3900-2
F-22	机翼蒙皮	IM7/5250-4

表2 国内外部分双马树脂基韧性复合材料性能^[9]

性能	碳Ⅷ/QY9611		IM-7/5250-4	CCF300/QY9511	
	室温	150℃/湿	室温	室温	150℃/湿
CAI/MPa	322	/	214	239	/
开孔拉伸强度/MPa	529	511	441	396	356
开孔压缩强度/MPa	377	278	310	390	248

注: CAI值的冲击能量为4.45J/mm。

表3 国内外部分环氧基韧性复合材料性能

性能	碳Ⅷ/BA9918	CCF300/BA9916-II	T800级/X850
	室温	室温	室温
CAI/MPa	313	260	315
开孔拉伸强度/MPa	535	331	532
开孔压缩强度/MPa	301	351	277

注: CAI值冲击能量为6.67J/mm。

航空复合材料主承力结构的预浸料-热压罐成型工艺

1 整体化成型工艺

随着复合材料结构设计的发展,考虑进一步减重和降低成本,航空复合材料主承力结构件已越来越倾向于使用整体化制造工艺,将多个构件一体化制造,以减少复合材料之间的

装配连接。目前,预浸料-热压罐工艺的整体化制造技术可分为共固化、共胶接和二次胶接3种方案。每种均有各自的特点,因此需根据实际的结构和工艺要求来选择相应的整体化制造技术。

在整体化制造中,各构件之间连接区域的制造质量得以保证是其中最为关键的环节,因为它往往是整个结构最为薄弱的环节。如盒段整体结构中,骨架与蒙皮连接的R区(T形或 π 形接头的拐角区域),与金属相比,其弱点是承受面外载荷的能力较差,因此需要使用一些手段对该位置面外拉伸方向的性能进行加强。从目前的研究来看,Z-PIN、缝合技术虽然能改善面外拉伸性能,但其对结构的面内力学性能有一定的影响。

针对整体化结构R区的面外承载能力弱的特点,国内有关研究在这方面开辟蹊径,从提高材料性能的角度,开发了ZXC195、ZXC190、ZXC185等系列增强芯材。该类增强芯材主要通过改善整体结构中R区材料的韧性,来提高整体结构接头的面外承载能力,因此对于该区域结构的面内性能没有任何影响。目前,部分增强芯材已完成了相关整体化结构的工程应用,并取得了很好的应用效果^[10]。

2 各主承力结构成型工艺

2.1 壁板类成型工艺

飞机复合材料壁板主要用于飞机尾翼、机翼和非筒体成型的机身。该类结构主要由蒙皮和长桁组成。由于复合材料结构设计经历过等代设计,早期复合材料制造的壁板通常是由各自成形好的蒙皮和长桁通过机械连接组装而成。这样的方式增加了结构的自重,不能很好地发挥复合材料的优点。随着复合材料整体化制造技术的出现,壁板类复合材料结构也逐渐摆脱了机械连接,实现了一体化制造。其制造工艺方案主要有以下几类。

(1) 蒙皮与长桁共固化。

分别铺叠蒙皮和长桁;通过模具工装将其组合在一起,接触面铺胶膜(或不铺胶膜);之后整体进热压罐完成共固化。

(2) 蒙皮先固化,再与长桁共胶接。

先蒙皮固化;铺叠长桁,通过模具工装将其固定在已固化好的蒙皮上,接触面铺胶膜,之后进罐完成共胶接。

(3) 长桁先固化,再与蒙皮共胶接。

先固化长桁,并进行必要的机加;铺叠蒙皮,通过模具工装将固化的长桁与其组装,接触面铺胶膜,之后进热压罐完成共胶接。

(4) 二次胶接。

分别固化蒙皮和长桁;将长桁进行必要的加工;通过模具工装将蒙皮与长桁组装,接触面铺胶膜,之后进热压罐完成二次胶接。

(5) 混合工艺。

该工艺主要用于结构复杂的壁板结构。其制造工艺根据蒙皮和加筋的先后固化顺序分为多种工艺方案,统称为混合工艺。图1为采用混合工艺成型的国内某纵横向加筋机身壁板。

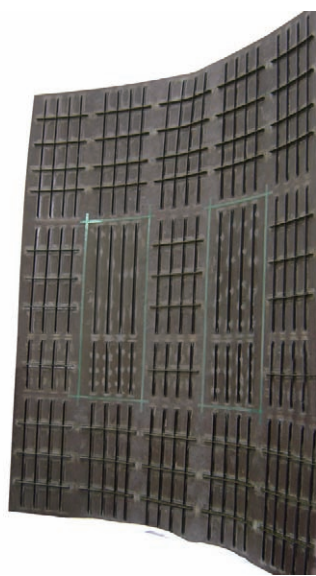


图1 国内某纵横向加筋机身壁板

以上的壁板类制造工艺方案各自具有不同的优缺点,在实际的工艺方案制定时,设计人员需要考虑具体的情况和相应的工程经验,来选用不同的成型工艺。

2.2 大长细比长桁和C形梁成型工艺

在飞行器复合材料构件中,有一类大长细比的结构件,如机翼长桁、机翼C形梁、机身长桁、机身地板梁等。这类构件结构虽然相对简单,但却无法使用自动铺带设备直接铺叠出毛坯,如果用手工铺叠却又不能在成本和周期上满足批量生产的要求。基于这类构件的结构特征,国内外工艺研发人员相继开发出了基于自动铺带技术的适用于大长细比构件的毛坯制备工艺。

(1) 隔膜成型。

隔膜成型工艺是在欧洲推出的ALCAS计划中,开发的一种用于加工飞机前梁的一种典型成型工艺方法。隔膜成型原是一种为热塑性复合材料开发的成型工艺,后发现用于热固性复合材料具有很广泛的用途。它具有成型过程中纤维不易滑动、不易产生皱褶的特殊功效,非常适于加工大型飞机机翼前梁的C形截面^[11]。在近年推出的A400M飞机的C形前梁的毛坯制备采用了这种工艺方法。

需要指出的是,该工艺方法并非针对所有的预浸料都适用,相应的树脂应具有一定的流动性。有资料表明,空客A350XWB在选材中由于坚持选用三代增韧的M21E/IMA预浸料,其所用树脂是用热塑性树脂韧化的,缺乏流动性,用隔膜成型较困难,因此只好用自动铺丝技术来完成^[12]。

(2) 叠层滑移工艺。

叠层滑移工艺是国内研发的专用于大长细比构件的毛坯制备工艺。该工艺首先将构件的复合材料模型进行平面展开,并可用自动铺带机铺叠展开后的平面毛坯。将平面毛坯放入专用装置并进行加热软化,利用压力使其贴于相应的模具表面,形成

最终的制件毛坯^[13]。

基于这种工艺,国内已研制出了10m“C”形梁以及10m“工”形、“J”形、“T”形长桁,且构件的质量完全满足要求。

2.3 盒段整体结构

在现行的飞机翼面类复合材料整体化结构中,有多种结构设计方案,较为经典的如上、下蒙皮与骨架一体成型的整体盒段,下蒙皮与骨架一体成型并与上蒙皮机械连接的整体盒段等。针对这些不同的复合材料结构形式,需要开发相应的制造工艺方案。几种典型的成型工艺方案如下:

(1)基于“π”形接头的盒段结构成型工艺。

这一类结构方案主要用于飞机平尾、垂尾。其成型路线是先成型上、下“π”形加筋壁板和腹板,然后将

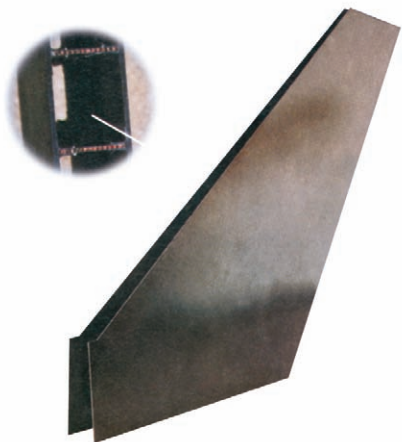


图2 国内研制的“π”形接头盒段结构

腹板与上、下“π”形加筋壁板合拢胶接,组成盒段整体结构。目前该种结构和成型工艺已在我国某机型的垂直安定面上得到应用,图2为国内研制的“π”形接头盒段结构。

(2)基于T形接头的骨架与上、下蒙皮一体成型工艺。

该类结构先铺叠(或固化)上、下蒙皮,通过模具工装将未固化的骨架与上、下蒙皮毛坯(或上、下蒙皮)组装在一起,接触部位填充胶膜,再放入热压罐内完成上、下蒙皮毛坯

(或上、下蒙皮)与骨架和胶膜的共固化(或共胶接)。通常这类结构适用于飞机平尾、垂尾部分,如目前波音787的平尾即采用了这类成型工艺。如图3所示为国内采用骨架与上下蒙皮一体成型工艺研制的盒段件。

(3)基于T形接头的骨架与下蒙皮一体成型工艺。

该类结构先铺叠(或固化)下蒙皮,通过模具工装将未固化骨架与下蒙皮毛坯(或下蒙皮)组装,接触面放置胶膜,整体进热压罐完成共固化(或共胶接);固化上蒙皮;上蒙皮再与骨架/蒙皮一体成型下壁板进行机械连接。该类结构主要用于战



图3 国内采用骨架与上下蒙皮一体成型工艺研制的盒段件

斗机的机翼主承力结构,目前有多种飞机机翼采用了该类结构,如欧洲EF2000机翼、日本F2机翼。国内对于该类结构的成型工艺已完成了相关的工程验证,并得到应用。

2.4 机身筒体成型工艺

目前使用复合材料制造机身的结构方案有两类,一类是将机身的每段筒体分为四块壁板分别成型后,再用机械连接方式对接,空客A350XWB即为这种工艺方案;另一类则是将机身每段筒体整体成型,其代表机型是波音787。

波音787的机身是用直径5.8m的成型模胎成型,模胎安装在一旋转夹具上面沿长轴转动,用纤维铺放头进行纤维铺放,先铺长桁然后铺蒙皮。结果可形成外表光滑的变厚度的壳体以及共固化的桁条组成的机

身段(如图4),经过热压罐固化后,取下模胎,这一工艺可以代替由上百块蒙皮壁板、加强筋及长桁、上千个紧固件组成机身的工艺。

复合材料数字化 / 自动化制造技术

1 自动铺带 / 铺丝技术

一直以来,预浸料-热压罐工艺都属于先进复合材料制造工艺中成本较高的成型方式,其中在复合材料毛坯的制造过程中,预浸料的裁减和铺叠是人工成本和人工时间消耗最大的一个环节,在国外人工成本高昂的问题尤其突出。特别是在制件批

量生产的前提下,不改变这种局面,制件的制造成本无法降低到市场能够接纳的程度。基于此原因,以及考虑到大尺寸构件制造的质量一致性,自动铺带/铺丝技术应运而生^[14]。

(1) 自动铺带技术。

自动铺带机根据铺放制件的几何特征可分为平面铺带和曲面铺带两类。随着自动铺带设备、编程、计算机软件、铺带技术以及材料的进一步发展,自动铺带的效率变得更



图4 一体成型的波音787机身段

高,性能更可靠,操作性更友好。与手工相比,先进铺带技术可降低制造成本的30%~50%,可成型超大尺寸和形状复杂的复合材料制件,且质量稳定,缩短了铺层及装配时间,工件近净成型,切削加工及原材料耗费减少。

目前,所有波音787翼面及翼盒构件均采用自动铺带技术制造,A400M机翼后梁的平板毛坯也同样采用了自动铺带技术。

国内自动铺带技术起步较晚,随着近年来国内复合材料井喷式的发展与应用,自动铺带技术也同样得到了发展,并取得了一定的应用成果。如北京航空制造工程研究所成功研制了6m×20m大型自动铺带机,并已在新型飞机的复合材料构件研制中得到应用(如图5)。

(2) 自动铺丝技术。

与自动铺带相比,自动铺丝束技术可以成型更复杂的结构件,材料消耗率低。目前自动铺丝技术的代表是美国辛辛那提机床公司Viper纤维铺放机系统。Viper纤维铺放系统将缠绕、特型铺带及计算机控制结合起来,自动生产需要大量手工铺层的复杂零件,从而缩短铺层及装配时间,其铺叠生成的工件近净成型,切削加工及原材料耗费比自动铺带技术更少。

目前,自动铺丝机在飞机复合材料制件制造上已成功大面积使用,

其对复合材料的重要性相当于铣床对金属材料结构的重要性。如美国的波音787机型,其23%的机身(包括5.8m×7m的47段及4.3m×4.6m的48段)均使用了辛辛那提公司的自动铺放机Viper600^[4];A380的尾锥、A350XWB的尾锥和C形梁同样使用自动铺丝设备制成。

2 手工铺叠的自动化/数字化技术

与传统手工铺叠相比,目前手工铺叠工艺具有明显的数字化特征,在整个铺叠过程中使用了许多专用设备来控制 and 保证铺层的质量,如复合材料预浸料自动剪裁下料系统和铺层激光定位系统等。采用专门的数控切割设备来进行预浸料和辅助材料的平面切割,从而将依赖于样板的制造过程转变为可根据复合材料设计软件产生的数据文件进行全面运作的制造过程,大大增加了手工铺叠的工作效率和铺叠质量。目前我国在研和批量生产的航空用先进复合材料构件大部分仍在手工铺叠,其在数字化水平上已完全与国外看齐。

结束语

预浸料-热压罐工艺是高性能热固性复合材料较早开发的成型方法。随着先进复合材料研发与应用的不断进步,这一成熟的制造工艺也同样追随着时代的步伐与时俱进。虽然近年来各种各样的低成本制造技术层出不穷,也在航空飞行器复合

材料结构制造当中得到较大的应用,但预浸料-热压罐工艺仍以其优异的产品质量占据着重要的地位。且随着自动化、数字化水平的不断提高及相关技术的不断完善,其一直让人诟病的成本高、周期长的缺点也逐渐得到了改善,并被相关领域的人们所接受。随着航空飞行器的进一步发展,预浸料-热压罐工艺仍需要不断地进步,以满足复合材料发展和应用的进一步需求。

参考文献

- [1] 段跃新,王志,梁志勇.航空用先进复合材料制造工艺进展.航空复合材料预研二十年回顾展望研讨会,2001:122-132.
- [2] 郭恩明.航空复合材料技术的发展现状.2003年复合材料学术年会,2003:53-60.
- [3] 杜善义,关志东.我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考.复合材料学报,2008,25(1):1-10.
- [4] 陈亚莉.复合材料在飞机上的新应用.航空维修与工程,2005,3:31-32.
- [5] 杨乃宾.国外复合材料飞机结构应用现状分析.航空制造技术,2002(9):21-22.
- [6] 杨乃宾,梁伟.民机复合材料结构研发技术.航空制造技术,2009(25):108-112.
- [7] 赵稼祥.碳纤维复合材料在民用航空上的应用.高科技纤维与应用,2003,28(3):1-4.
- [8] CFRP.用作空中客车飞机水平安定面(HTP)的研发.高科技纤维与应用,2006,31(3):36-38.
- [9] 张和善.复合材料在F-22上的实际应用.航空工程与维修,1999,2:23-25.
- [10] 梁宪珠,常海峰,孙占红.环氧复合材料整体结构用增强芯材ZXC180.//复合材料:创新与可持续发展(上册).北京:中国复合材料学会,2010:642-646.
- [11] 陈亚莉.复合材料成型工艺在A400M军用运输机上的应用.航空制造技术,2008(10):32-35.
- [12] 陈亚莉.从A350XWB看大型客机的选材方向.航空制造技术,2009(12):34-37.
- [13] 梁宪珠,薛向晨,王永贵,刘红武.叠层滑移工艺制备L型、π型、Z型、Ω型毛坯.//复合材料:创新与可持续发展(上册).北京:中国复合材料学会,2010:647-650.
- [14] 郝建伟,陈亚莉.先进复合材料主要制造工艺和专用设备.航空制造技术,2008(10):40-45.

(责编 晓立)



图5 国内自动铺带技术应用