

国外飞机先进复合材料技术

Advanced Composite Technology of Foreign Aircraft

中航工业北京航空制造工程研究所 刘善国



刘善国

中航工业北京航空制造工程研究所研究员,长期从事复合材料技术和航空工艺研究,发表《国外飞机先进制造技术发展趋势》、《先进飞机装配技术及其发展》等多篇论文,并主持《伊尔 76 工艺分析》、《国外飞机自动化装配技术选编》等著作编写。

国外复合材料技术较系统的持续发展计划促进了高性能碳纤维、高温高韧性树脂基体和先进的复合材料自动化制造技术、液体成形技术不断发展,推动了复合材料整体结构件在飞机上的应用,大幅提升了新一代飞机复合材料用量。国外飞机结构复合材料技术的发展可作为我国新一代飞机结构采用复合材料技术的借鉴。

由政府 and 军方组织、高校与科研机构参加的多个复合材料发展计划。这些计划的实施突破了航空复合材料结构设计、材料、工艺等关键技术,推动了复合材料技术的迅速发展,起到了显著的效果。

国外复合材料研究计划及应用

为了推动复合材料在飞机上大量应用,欧洲和美国从 1986 年开

始先后启动了 TANGO (Technology Application to the Near-term Business Goals and Objectives of the Aerospace Industry)、ALCAS (Advanced and Low Cost Airframe Structure)、ACT (Advance Composite Technology) 和 CAI (Composite Affordable Initiative) 等计划,见表 2。

通过上述计划的实施,大幅提升了复合材料在飞机结构上的用量,F35 复合材料用量达到结构重量的

表1 不同材料性能表

材料	密度 / ($\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$)	拉伸强度 /MPa	拉伸模量 /GPa	比强度 / ($\text{MPa}/\text{g}^{-1}\cdot\text{cm}^3$)	比模量 / ($\text{MPa}/\text{g}^{-1}\cdot\text{cm}^3$)
钢	7.8	1100	210	141	27
铝	2.7	500	75	185	28
钛	4.5	1500	120	333	27
CFRP	1.5	1600~3000	130~180	1067~2000	87~120

先进复合材料比模量、比强度高(见表 1),抗疲劳、耐腐蚀、可设计和工艺性好,因此复合材料受到飞机结构设计师的青睐,当前飞机整体复合材料结构技术成为了发展的重要方向。

数十年来欧美发达国家实施了

表2 国外复合材料研究计划

计划	年限	投入经费	主要目标
美国飞机能效计划 (ACEE)	1976~1986	5 亿美元	加速复合材料在飞机舵面、机翼和机身等结构上的应用,大幅降低飞机燃油成本
美国经济可承受复合材料研究计划(CAI)	1996~2006	1.52 亿美元	实现先进复合材料设计理念和低成本制造技术质的飞跃,使复合材料用量达到飞机结构重量的 60%,综合成本 90%
美国先进亚声速技术计划(AST)	1992~2002	4.34 亿美元	进一步扩大复合材料在主承力构件的应用范围,完成全尺寸复合材料机翼盒段的设计和地面试验验证,为大型客机飞机复合材料机翼复合材料结构应用提高技术储备
欧洲机翼、机身复合材料计划(TANGO)	2001~2005	0.85 亿欧元	通过 4 个验证平台,采用复合材料和先进金属材料制造技术进行技术验证,实现目标减重 20%,降低成本 20%
欧洲先进和低成本机体结构计划(ALCAS)	2005~2009	1.01 亿欧元	选用 2 种飞机机身和机翼 4 验证平台进行验证,实现复合材料在主结构上高质量、低成本应用,使复合材料用量达到飞机结构重量的 20%~30%,减重 20%~30%,降低成本 0~20%

36%, A400M 达到 40%,波音 787 达到 50%,空客 A350 达到 52% (见图 1)。

国外飞机复合材料中小结构件仍采用预浸带、层片自动裁剪、激光辅助定位 / 手工铺层和热压罐固化

等工艺技术,而在飞机主承力整体结构件上不断拓宽自动铺带、自动铺丝、拉挤成形等高精度自动化成形技术的应用,在次承力整体结构件上拓展低成本的液体成形技术,并推出了相应的高性能碳纤维和基体树脂,已

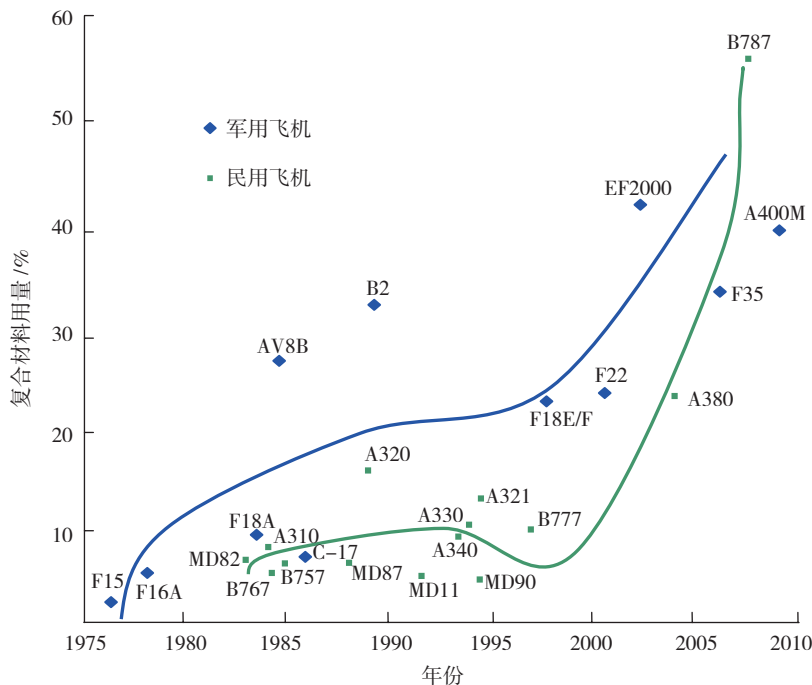


图1 国外复合材料在飞机上应用的过程

获得高性价比的飞机复合材料结构产品。

先进碳纤维和基体树脂

1 高性能碳纤维

日本和美国等发达国家的碳纤维已经形成了系列化的生产供应体系。最具代表性的是日本东丽公司形成了从 T300 到 T1000 的 T 系列碳纤维产品,东丽公司的碳纤维产品主要分为 3 个系列: T 系列(T300、T400、T700、T800、T1000)碳纤维、M 系列碳纤维和 MJ 系列碳纤维。美国 Hexcel 公司 20 世纪 70 年代开发了 AS 系列 PAN 基标准模量碳纤维(包括 AS4、AS4C、AS4D 及 AS6 等碳纤维),还开发了 IM 系列 PAN 基碳纤维,形成了 IM6、IM7、IM8、IM9、IM10 等系列产品,见表 3。

2 高性能树脂基体

高温固化树脂基复合材料形成

表3 Hexcel公司碳纤维产品系列

碳纤维	拉伸强度 /MPa	拉伸模量 /GPa	断裂应变 /%
T300B	3530	230	1.5
HTA	3920	235	1.7
T700SC	4900	230	2.1
T700GC	4900	240	2.2
T800H	5490	294	1.9
T800S	5880	294	2.0
AS2C	4440	221	1.9
AS4	4460	231	1.8
AS4C	4370	231	1.8
AS4D	4750	245	1.8
AS7	4830	241	1.8
IM2A	5450	276	1.8
IM2C	5720	296	1.9
IM6	5740	279	1.9
IM7	5760	292	2.0
IM8	6102	303	1.8
IM9	6140	304	1.9
IM10	6964	303	2.1

了标准韧性、中等韧性、高韧性和超高韧性树脂基体系列。基本型环氧树脂基复合材料(标准韧性)的CAI值大约为100MPa~190MPa(如3501-6/AS-4等复合材料);第一代韧性环氧树脂基复合材料(中等韧性)的CAI值大约为170~250MPa(如R6376/T300、977-3/IM7等复合材料);第二代韧性环氧树脂基复合材料(高韧性)的CAI值大约为245~315MPa(如8552/IM7、977-2/IM7等复合材料);而第三代韧性环氧树脂基复合材料(超高韧性)的CAI值已经达到了315MPa以上(如3900-2/T800、977-1/IM7、5276-1/IM7和8551-7/IM7等复合材料),参见图2。

3 高性能复合材料在飞机上的应用情况

高性能碳纤维及高韧性树脂复合材料的出现,使复合材料在飞机结构上的应用已由原先的次承力结构发展到机翼、机身等主承力结构。

复合材料在民机(以波音787和空客A380大型客机为例)主结构上的应用情况如表4所示。从表4可以看出,国外民机主结构在选材上采用了由T800或相当于T800的高强中模碳纤维与高温固化高韧性环氧树脂复合的高韧性复合材料,以满足复合材料主结构的设计损伤容限要求。

复合材料在军机(以F-22为例)主结构上的应用情况如表5所示。从表5可以看出,美国军机主结构在选材上采用了由IM7高强中模碳纤维与高温固化高韧性环氧树脂复合的高韧性复合材料,以满足复合材料主结构的设计损伤容限要求。

整体复合材料结构制造技术

先进飞机为获得最好的结构性能和经济效益,在结构设计中不断追求高减重、低成本和长寿命的目标,为此,新一代飞机结构的整体化

表4 复合材料在民机主结构上的应用情况

民机型号	复合材料所采用的碳纤维或树脂	应用部位	生产厂家	备注
A380	T800S 碳纤维	水平安定面、垂直安定面、中央翼盒	日本东丽公司	T800S 为高强中模碳纤维
	IM600 碳纤维	水平安定面、垂直安定面、中央翼盒	日本东邦公司	IM600 为高强中模碳纤维
	CYCOM 977-2	水平安定面和垂直安定面蒙皮、中央翼盒	美国 CYTEC 公司	CYCOM 977-2 为固化高韧性环氧树脂
	Hexply M21	水平安定面和垂直安定面蒙皮、中央翼盒	美国 Hexcel 公司	Hexply M21 为高温固化高韧性环氧树脂
波音 787	T800S 碳纤维	水平尾翼、垂直尾翼、机翼、机身	日本东丽公司	
	IM6、IM7、IM8 碳纤维	水平尾翼、垂直尾翼、机翼、机身	美国 Hexcel 公司	IM6、IM7、IM8 均为高强中模碳纤维
	Toray 3900-2	水平尾翼、垂直尾翼、机翼、机身	日本东丽公司	Toray 3900-2 为高温固化高韧性环氧树脂

表5 F-22飞机应用纤维复合材料部位

部位	零件名称	材料牌号
前机身	蒙皮及边条	IM7/5250-4
	隔框及框架	IM7/PR500RTM
	油箱框架/壁	IM7/PR500RTM
	电子设备及侧阵列舱门	IM7/APC-2
中机身	蒙皮	IM7/5250-4
	弹舱门蒙皮	IM7/APC-2
	弹舱门帽形加强件	IM7/PR500RTM
后机身	上蒙皮	IM7/5250-4
机翼	蒙皮	IM7/5250-4
	中介梁	IM7/5250-4RTM
	操纵面	IM7/5250-4 蒙皮+非金属蜂窝芯
垂直尾翼	蒙皮及支架	IM7/5250-4
水平尾翼	枢轴	IM7/5250-4 丝束铺放
	蒙皮	IM7/5250-4
进气道	蒙皮	IM7/977-3
座舱	支架、地板、加强肋	IM7/PR500RTM

大幅提升:将十几个零件甚至几十个零件集成为尺寸从十几米到几十米的整体结构,尽量减少由于连接所付出的重量、连接所引起的应力集中以及众多中小零件制造、装配所需的工时和工装,以降低制造和维护成本。因此复合材料整体化结构的应用已成为新一代飞机结构的发展方向。

1 整体结构固化成形技术

1.1 大型飞机复合材料壁板固化成形技术

空客 A350XWB 复合材料机翼“T”形加筋壁板(见图 3)和波音 787 复合材料机翼采用“工”字型加筋壁板等。大型飞机复合材料机翼壁板的制造:固化成形方式,考虑到经济性和质量可靠性一般采用筋条和蒙皮进行胶接共固化,也有采用共固化和二次胶接的成形方式;蒙皮铺层采用自动铺带技术;长桁组装采用精确的定位技术;固化模具结构设计,重点考虑温度场的均匀性及热膨胀的影响,模具材料一般为殷瓦钢。

1.2 复合材料多墙盒段固化成形技术

(1)带工字型墙的多墙盒段的成形固化工艺。

带工字型墙的多墙盒段的成形可采用整体共固化工艺、胶接共固化工艺或二次胶接工艺。铺层单元的划分和芯模设计除考虑铺层的可行性、工装装卸方便、固化过程施压均匀外还应满足成形后结构筋条顶部外形的协调性和尺寸的精准。产品生产上、下模合模及芯模位置控制是固化或胶接质量及外形精度的重要保证,参见图 4。

(2)带 π 筋条的多墙盒段的成形固化工艺。

带 π 筋条的蒙皮壁板和复合材料墙(蜂窝或泡沫夹层壁板等)分别进行共固化成形后,在两块壁板 π 结构内涂上糊状胶,与墙先后组装,再固化成形(图 5)。该方案模具设

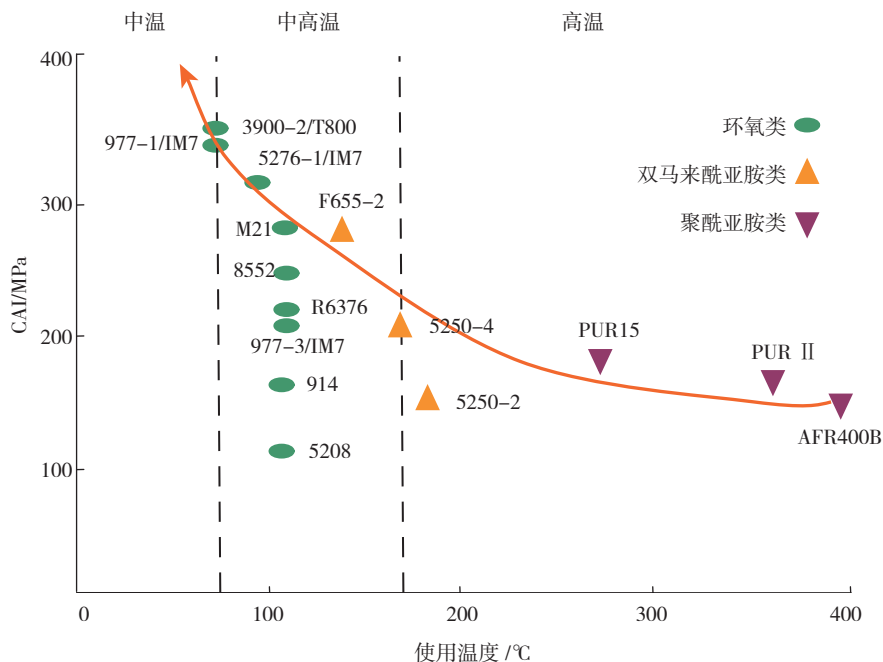


图2 国外树脂基复合材料冲击后压缩强度概况



图3 A350XWB复合材料机翼壁板

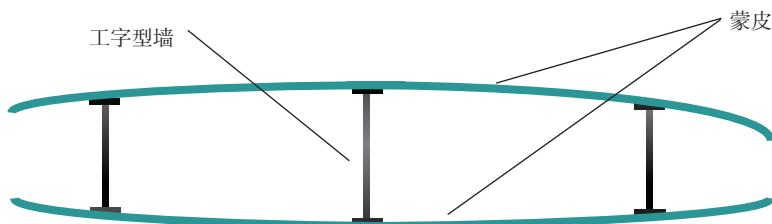


图4 胶接共固化“工”字型墙多墙盒段

计和装配工装设计是保证上下壁板 π 筋条位置的精确对应的关键。所采用的胶粘剂的流动性及固化温度

有特定要求。

2 主承力整体构件自动化制造技术

国外采用的自动化制造技术主

要有自动铺带、丝束自动铺放等技术,是大型复合材料壁板及复合材料机身筒体制造的唯一手段,并显著提高了复合材料生产效率和制件内部质量,降低了成本,使复合材料性能最优化和低成本并存成为可能。图6表征了自动铺带及丝束自动铺放技术的应用和发展情况。

2.1 自动铺带技术

自动铺带技术可以实现预浸带裁剪、定位、铺叠、辊压等工序连续自动完成。广泛应用于中小曲率的大型壁板构件的铺层,与手工铺放相比,质量稳定,制造成本降低30%~50%。

自动铺带技术在欧美已经成熟,铺带机机械系统、CAD/CAM软件、铺放工艺技术大规模应用于航空复合材料结构件的制造,B1、B2轰炸机,NavyA6轰炸机,F-22战斗机和波音787、777飞机,A380和A400M等飞机的机翼蒙皮,以及C-17运输机、A330、A340的水平安定面蒙皮和一些飞机的中央翼盒及机翼大梁等均采用了自动铺带技术制造,见图7。

2.2 自动丝束铺放技术

自动铺丝技术克服了缠绕工艺难以解决的架桥、滑移以及自动铺带在铺叠台阶的翼面、小曲率半径的凹面难以解决的瓶颈问题,可以实现复杂形状整体结构件三维轨迹的连续丝束铺放,可以根据运行轨迹的铺覆宽度自适应地调整丝束宽度,实现带凸面、凹面及台阶、变厚、拐角等复杂内型曲面结构的铺放。

国外自动铺丝设备有2种结构,立式结构和卧式结构。卧式结构更适用于封闭的筒体复合材料构件的铺叠,立式结构更适用于大型机身类壁板复合材料构件的铺叠。

自动铺丝技术在航空领域具有代表性的应用有:V-22飞机的后机身、F-22和F35复合材料S形进气道、波音787的机身段、A380后机身,如图8所示。

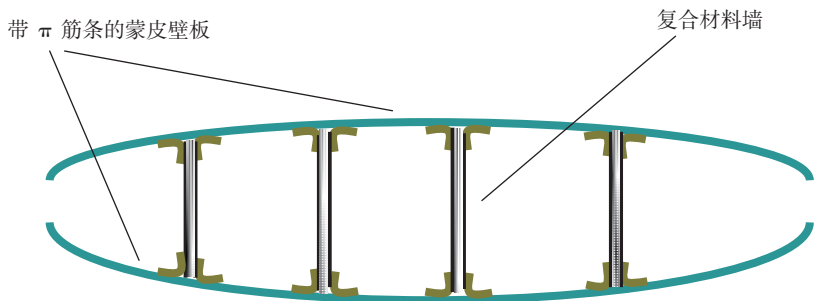


图5 胶接π筋条多墙盒段

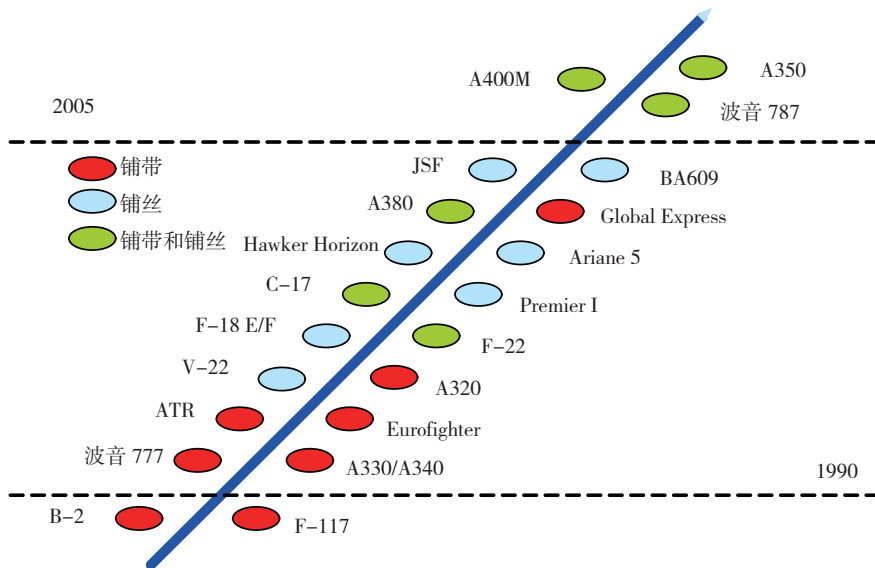


图6 自动铺带及丝束自动铺放技术的应用和发展



图7 A350XWB中央翼

3 次承力整体结构件制造技术

复合材料结构液体成形方法主要应用于除机翼主承力翼面、机身主承力筒体外的复杂、次承力整体结构成型。液体成形技术主要包括预制体制备和RTM、RFI及VARI树脂转移技术。

3.1 预制体制备缝合技术

预制体制备技术指采用织物缝合的方法制成零件结构的骨架的技术。预制体制备是液体转移成形技术的关键环节。缝合预制体采用缝纫机对铺贴好的织物进行缝合,增强织物的纵向连接,满足复合材料抗冲

击的要求,采用缝纫的方法连接各零件的叠层块,形成结构的预制体。

缝合设备的选用:对于平板件和曲率小的结构件采用龙门式缝合设备;对于带有复杂外形的结构件采用机械手缝合设备。

3.2 RTM 成形技术

RTM 成形方法即树脂转移模塑成形方法:在模具型腔内铺放纤维增强预成形体,抽真空排除预成形体和模腔内的气体,应用压力将树脂注入到闭合的模腔内,直至整个型腔内

的纤维增强预成形体完全被浸润,最后进行固化。RTM 技术已广泛应用于次承力整体结构,如垂尾级整体结构制造(图9)。

3.3 VARI 成形技术

VARI (真空辅助树脂渗透成形)技术是在 RTM 成形工艺的基础上发展起来的另一种成形技术。旨在对预制体件在真空环境下脱气,并实现树脂的流动和对纤维的渗透。通过溢出多余的树脂控制树脂含量,并带走树脂中裹入的气泡,最后在室温或加热条件下进行固化成形。VARI 成形复合材料结构件空隙含量一般比层压板结构件孔隙率低。

VARI 成形工艺由于树脂的流动仅靠真空牵引远远小于 RTM 的注射压力,因此成形时,要求树脂粘度更低,流动路径更短。适用于制造室温和中温成形的特大型复合材料构件,图10为VARI成形技术的典型应用。

3.4 RFI 成形技术

RFI 成形工艺即树脂膜渗透成形,是复合材料液体成形工艺的一种。其主要原理是在预制体与模具之间按结构的要求铺设树脂膜,固化过程中树脂膜受热熔化,在真空及压力作用下树脂液体渗透到预制体相应部位并完成固化成形。

RFI 技术已用于 A380 的机翼后缘和后压力隔框,波音 787 机身的大部分隔框等飞机结构。

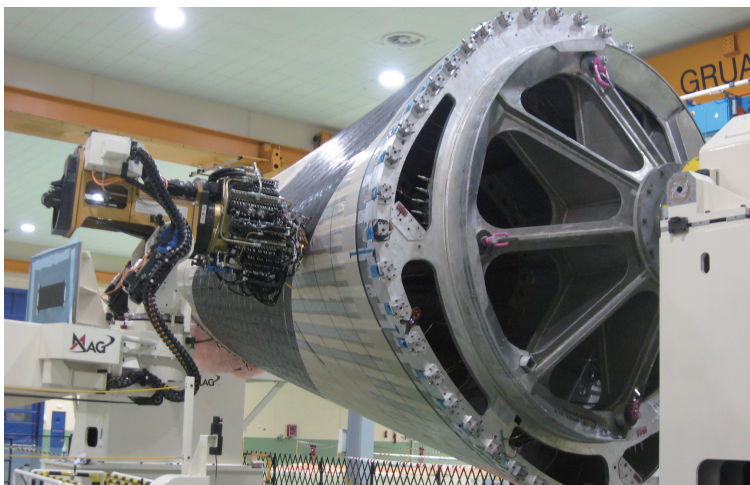


图8 A380后机身段



图9 采用RTM成形技术的F35垂尾



图10 VARI成形技术在A400M货舱门中的应用

结束语

国外复合材料技术较系统的持续发展计划促进了高性能碳纤维、高温高塑性树脂基体和先进的复合材料自动化制造技术、液体成形技术不断发展,推动了复合材料整体结构在飞机上的应用,大幅提升了新一代飞机复合材料用量。国外飞机结构复合材料技术的发展可作为我国新一代飞机结构采用复合材料技术的借鉴。

(责编 小城)