

文章编号:1000-6893(2008)03-0596-09



# 新一代大型客机复合材料结构

杨乃宾

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

## Composite Structures for New Generation Large Commercial Jet

Yang Naibin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of  
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**摘 要:** 大量采用复合材料结构是新一代大型客机机体结构设计的突出特点,用量已达结构重量 50%。复合材料结构不仅带来了明显的减重效益,而且带来了结构耐腐蚀、疲劳和维护等性能的改善提高。波音 787 飞机人性化设计的全复合材料机身使乘坐舒适性和便利性得到显著改善。民机复合材料结构技术重点研究解决了复合材料自然环境老化、大型翼面壁板整体成型、机身大开口区载荷重新分布和应力集中、地面维护装备冲击损伤、健康检测等关键技术问题,并且建立了以中模高强碳纤维/韧性环氧树脂复合材料热压罐成形工艺为主的大型客机复合材料结构材料体系。对复合材料机翼和机身结构的设计和工艺关键技术问题做了较为详尽的介绍。

**关键词:** 复合材料; 大型客机; 机体结构; 应用; 效益

**中图分类号:** V214.8      **文献标识码:** A

**Abstract:** Extensive use of composite materials is a prominent characteristic of airframe design for the new generation large commercial aircraft. The amount of composite materials has reached up to 50% of the airframe weight. Composite structures not only significantly decrease the structural weight, but also improve the performance of corrosion resistance, fatigue and maintenance. Boeing 787's humanity design of the entire composite fuselage significantly improved passenger comfort and convenience. Technology for large commercial jet composite structures focuses on studying and resolving the natural aging of the composite material, large wing panel integral manufacture, load redistribution and stress concentration in large fuselage opening areas, ground maintenance equipment impact damage, health testing, and other key technical problems. A large commercial aircraft composite structure material system is established based mainly on middle-module high-strength carbon fiber/toughness epoxy composite material autoclave technology. Detailed introduction to the key technical problems of composite wing and fuselage structural design is presented in this paper.

**Key words:** composites; large commercial aircraft; airframe; application; efficiency

新一代大型客机主要指使用效率、经济、超凡的乘坐舒适和便利以及环保(Environmental)等综合性能比当前航线使用的客机有很大提高的大型商用运输机<sup>[1-2]</sup>。新一代大型客机的研发始于 20 世纪 90 年代,以欧洲空中客车公司的 A380 和美国波音公司的波音 787 为典型代表。

空中客车公司强调航空枢纽间的交通对整个市场的重要性,研发了双层客舱 555 座,超大型客机 A380(2005 年 4 月首飞)<sup>[3-4]</sup>。

波音公司也曾尝试研发 500 座级超大型客机

波音 763-246C(1999 年公布)和声速巡航客机(2001 年公布),但市场调查结果表明:机场间点对点运输市场潜力巨大。因此,改变计划,研发具有超凡的乘坐舒适和便利的人性化设计的 200~300 座波音 7E7 即波音 787(2007 年 7 月 8 日下线)<sup>[5]</sup>。

为与波音 787 抗衡,2005 年 5 月空中客车公司宣布研发 250 座级客机 A350(预计 2010 年投入运营)。

收稿日期:2007-12-20; 修订日期:2008-01-17

通讯作者:杨乃宾 E-mail:milaoshu0527@163.com

## 1 大型客机复合材料结构效益

新一代大型客机机体结构材料分配如表 1 所示。大量采用复合材料结构是最突出特点之一,也是机体结构减重的主要措施。机体结构减重潜力分析(见图 1)表明只有机翼、机身主承力结构均采用复合材料才可取得明显的结构明显减重效果。

表 1 新一代大型客机机体结构材料分配(重量百分比)<sup>[5-6]</sup>

Table 1 Material distribution of the airframe of large commercial aircraft (weight percentage)<sup>[5-6]</sup>

机型	复合材料	铝合金	钛合金	合金钢	其他材料
A380 (2005-04-27 首飞)	CFRP 22 GLARE 3	61	10	10	4
波音 787 (2007-07-08 下线)	CFRP 45 GFPR 5	20	15	10	5
A350* (正在研发)	52	20	14	7	7

注:GLARE 是一种铝箔和玻璃纤维/环氧层交替铺层压制的板材。

\* 2007 年资料数据。随研发工作进展,材料分配还有可能变化。

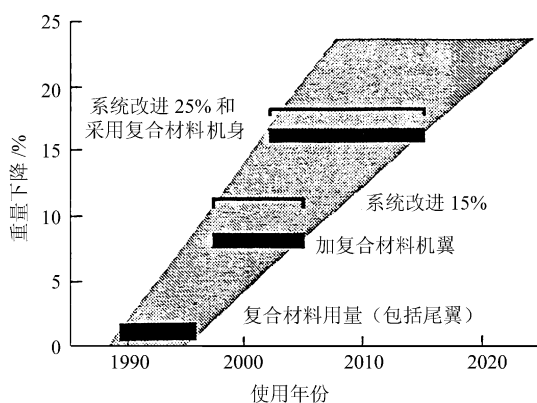


图 1 大型客机机体结构减重潜力分析示意图<sup>[1]</sup>

Fig.1 Weight reduction potential of the airframe structure<sup>[1]</sup>

复合材料结构是以设计为主导、材料为基础、综合制造、工艺检测、维修诸方面成果的结晶。复合材料结构效益不仅由材料具有的高比强度、高比刚度带来的减重效益,而且还应包括通过结构优化设计、材料和工艺改进带来的结构性能和功能、效能的改善与提高,以及运营成本下降等综合效益。因此,复合材料结构的效益在相当大的程

度上取决于飞机结构设计师(包括结构分析师)和工艺师对复合材料认知水平和经验积累及其合作的程度。

复合材料结构给新一代大型客机带来的效益,在 A380 和波音 787 中有所不同。

A380 超大型客机首先要解决尽可能减轻结构重量问题。“使用复合材料的最大好处是减轻了结构质量,从而大大减少了油耗和排放,并降低了运营成本”。(摘自:空中客车 A380 技术和创新,人民日报 2005-6-16 广告)

波音 787 客机不仅复合材料结构重量百分比远超过 A380,大大提高了结构效率,而且人性化设计的全复合材料机身,使乘坐舒适性和便利性得到显著改善,从而带来可观的经济效益。具体讲:波音 787 客机把巡航时座舱的压力提高到有利于乘客健康的相当于海拔 1 800 m 高度的压力(而不是现在一般客机的相当于海拔 2 400 m 高度的压力)<sup>[7]</sup>,从而,使机身座舱结构承受的压差增大(比现有客机大)。同时,加大了机身窗口达到 483 mm×279 mm,使乘客有更大视野。由此引起的设计增重,复合材料机身 70 kg,而铝合金机身则要 1 000 kg,充分体现了复合材料性能的可设计性和优异的疲劳性能带来的效益。再有,复合材料不易腐蚀,允许设计人员增加客舱湿度,从而解决了铝合金易腐蚀、客舱湿度不能提高的难题。复合材料优异的疲劳性能和采用健康监测技术使波音 787 客机维护间隔延长到 1 000 h,而不是目前波音 767 的 500 h。

## 2 民机复合材料结构技术研发历程<sup>[2,8-10]</sup>

20 世纪 60 年代以硼/环氧为代表,先进复合材料问世,源于军机结构减重需求。此后,碳纤维成为主要增强纤维。美国飞机复合材料结构技术研究大致经历了 4 个阶段。民机着重研究了与安全性、可靠性、经济性相关的复合材料性能和设计、工艺技术。

(1) 复合材料飞机结构试用与航空工业认可(20 世纪 60—70 年代中)

在 F-14, F-15 和 F-16 尾翼上试用,完成了航空工业对碳纤维聚合物基复合材料结构应用的认可,并建立规范: MIL HDBK-17A 聚合物基复合材料(1971-01),用于指导复合材料结构设计选材和材料性能许用值确定。

## (2) 复合材料结构应用技术与新型纤维/树脂开发(20世纪70年代中—80年代末)

军机	民机
F-18 复合材料机翼研制(1978)和 AV-8B 复合材料前机身、机翼研制(1982)用于研究复合材料结构完整性。	T300/环氧热压罐成形工艺为主。
X-29 前掠翼验证机气动弹性剪裁技术研究(1984-12 首飞)。	NASA(1976—1985 年)主持 ACEE 计划(Aircraft Energy Efficiency, 飞机节能计划), 结构减重、节省燃油、增加商载, 突破尾翼级结构复合材料应用。波音 737 平尾、DC-10 垂尾装机使用。
1982 年 10 月—1987 年 3 月空军执行“复合材料飞机主结构损伤容限研究”计划, 解决复合材料特殊的低能量冲击损伤问题。	FAA AC 20-107 复合材料飞机结构(1978-07)公布用于指导民机复合材料结构设计。
B-2 轰炸机大型整体壁板翼身融合体研究(1989)	不久, FAA AC 20-107A(1984-04)公布
NASA RP 1142(1985)公布	1989 年 T800/增韧环氧复合材料达到主承力结构应用材料标准性能指标要求。
MIL HDBK-17B(1988-02)公布	NASA 组织实施为期 10~15 年复合材料世界各地环境自然老化性能研究。结果表明, 经自然老化后复合材料性能下降十分有限, 制件状态良好 <sup>[11]</sup> 。
MIL A-87221(USAF)1985-02 公布	

## (3) 复合材料主承力结构应用技术研究(20世纪80年代中—90年代)

军机	民机
复合材料结构应用已从为了结构减重扩大到提高飞机综合性能, 代表机型为 F-22。	NASA 首先实施了 ATCAS 计划(先进技术复合材料飞机结构计划)
机翼整体蒙皮壁板、前掠翼壁板、翼身融合体、机身主承力框和梁、S 进气道、水平尾翼枢轴等主承力结构件装机。	1988—1998 年 NASA 主持实施了先进复合材料技术计划(Advanced Composite Technology, ACT)。目的在于突破高损伤容限复合材料主结构设计、制造和应用的关键技术, 并降低成本, 为运输类飞机机翼、机身大量应用复合材料提供技术支持。要求结构件减重 30%~50%, 成本降低 20%~30%。
建立规范: JSSG 2006(1998-10) 公布	研究成果已用于波音 777 复合材料结构。
MIL HDBK-17F(2002-06)公布	

## (4) “可买得起”复合材料结构技术研究(20世纪90年代至今)

军机	民机
复合材料在飞机主承力结构上的成功应用, 降低成本要求提上日程, 使复合材料结构具有高性价比, “可买得起”(又用得起)。	1996 年国防部联合 NASA, FAA 和航空工业界执行低成本复合材料计划(Composite Affordability Initiative, CAI)。用大约 10 年时间, 实现复合材料生产成本下降 50%, 能与铝合金等金属材料结构相竞争。重点研究: 结构设计/制造一体化、结构大型整体化、纤维铺放(AFP)、自动铺带(ATL)、预制体/RFI, RTM 等工艺技术和低成本修理技术。设计、制造、生产一体化仿真(Design for Manufacturing and Reducibility Simulation, DMAPS)以实现“异地设计、异地制造”。
F-35 首次将“可买得起”列为飞机结构设计重要指标, 要求最佳性能与最低成本之间作出折衷和平衡。	

研究历程说明:

(1) 飞机复合材料结构技术是逐步发展完善的,有一系列军机型号应用研究和民机重大研究计划取得的成果以及40年来使用经验的支持。技术发展水平现状以战斗机、轰炸机上复合材料结构应用为代表;技术成熟程度以干线客机(运输类飞机)上复合材料结构应用为标志。

大量移植采用军机复合材料结构技术是民机复合材料技术发展的显著特点之一。

(2) 复合材料在民机上的应用是循序渐进逐步扩大的,从尾翼到机翼,再到机身;用量也逐步提高从10%,20%~30%提高到波音787上的50%(CFRP占45%,GFRP占5%)。先进军用飞机计划取得的大量复合材料使用经验起了关键作用。

(3) 民机复合材料结构设计指导性文件FAA AC20-107A在较长时间内使用说明民机结构疲劳、损伤容限设计技术要求基本没有变化。

(4) 民机采用复合材料结构已从结构减重转向了改善结构疲劳性能、耐腐蚀性和可维护性。复合材料结构损伤容限特性研究成了重点,这在复合材料机翼和机身结构上尤为突出。波音777到波音787,复合材料应用最大的变化在于复合材料用在了机体结构外壳上。因此,必须很好地解决复合材料损伤容限问题。(注:空客A380复合材料结构主要还是用在机体结构内部结构件上)

(5) 大型复合材料机体结构的细节设计,特别是装配环节上的细节设计技术取得了突破。因为复合材料不具有延展性。

(6) 工艺制造设备正逐步进行扩容、更新,以实现大型、高效、自动化。

欧洲对大型民机复合材料结构也制定了一系列重要研究计划,如TANGO(Technology Application to the Near-term Goals and Objectives)计划和先进低成本机体结构计划(Advanced Low Cost Aircraft Structures, ALCAS)以实现结构减重和降低成果。

### 3 民机复合材料结构设计选材

日本东丽公司T300碳纤维(基准型碳纤维)1980年达到波音公司碳纤维材料规范BMS9-8要求。T300/环氧(采用未改进胺类固化剂)复合材料符合波音公司复合材料预浸料标准BMS8-256要求(含复合材料性能指标要求),为民机结构用第1代复合材料,用于操纵

面和尾翼级结构。使用经验表明,第1代复合材料呈现脆性材料性能特征,层合板对横向载荷(如冲击载荷)引起的沿厚度方向的损伤,特别是分层损伤敏感。为此,开发了增韧环氧树脂基体和改进结构损伤容限特性的结构设计方案,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。

1982年波音公司提出了新的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,如图2所示。横坐标为民机湿/热环境下单向板压缩强度,纵坐标为冲击后压缩强度,右上角即为复合材料性能期望值。

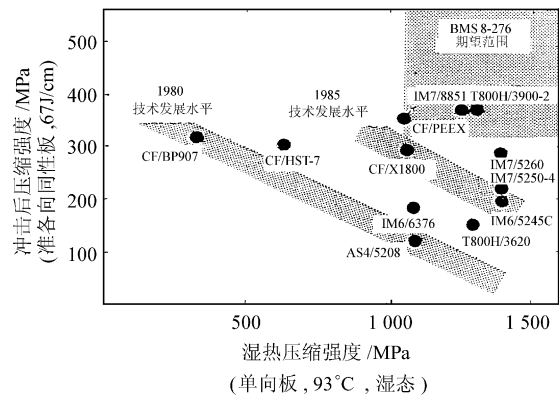


图2 复合材料耐湿/热、冲击损伤综合特性示意图  
Fig. 2 Composite humidity/heat, impact damage characteristic diagram

波音公司提出改进碳纤维性能,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,欲将复合材料结构设计许用应变由第1代复合材料的0.3%~0.4%提高到0.6%~0.8%,以使新一代复合材料适合民机主承力结构应用。1985年NASA发布RP1142碳纤维/热固型韧性树脂复合材料标准规范(第1个有权威的聚合物基复合材料标准规范)。1989年中模量、高强度型碳纤维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(使用温度80~100℃)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。T800H/3900-2复合材料在波音777尾翼蒙皮、桁条、翼梁和地板梁上得到了应用验证。

民机结构用主要碳纤维特点分析如表2所示。值得注意的是,T800H/3900-2复合材料的压缩设计许用应变并没有明显的提高,仍在0.40%~0.45%范围内。

表 2 民机结构用主要碳纤维特点分析<sup>[12]</sup>Table 2 Main characteristics of carbon fiber of large commercial jet airframe<sup>[12]</sup>

纤维类型	基准型碳纤维		中模高强度型碳纤维		S 型碳纤维
	T300	T800H	T800S	IM600	T700S
	3K,6K,12K	6K,12K	24K	12K,24K	12K
拉伸弹性模量/GPa	230	294	294	285	230
拉伸强度/MPa	3 530	5 490	5 880	5 790	4 900
断裂伸长率/%	1.5	1.9	2.0	2.0	2.1
线密度/(10 <sup>-3</sup> g·m <sup>-1</sup> )	198 396 800	223 445	1 032		800
密度/(g·cm <sup>3</sup> )	1.76	1.81	1.80	1.80	1.80
直径/mm	7	7	5	5	7
纤维质量符合的材料标准	BMS9-8 (自 1980 年起)	BMS9-17 (自 1989 年起)	BMS9-17		BMS9-22 BMS9-223
环氧预浸料符合的材料标准	BMS8-256T300 /环氧	BMS8-276 T800H/增韧环氧	T800S/增韧环氧	IM600/增韧环氧	BMS8-276 织物预浸料
典型复合材料	T300/5208	T800H/3900-2	T800S/3900-2	IM600/977-2	
CAI(67 J/cm)/MPa	120~140	320~340			
设计许用应变/%	0.30~0.35	0.40~0.45	0.40~0.45		
主要应用	次承力结构	主承力结构 B777	主承力结构 B787	主承力结构 A380	次承力构件 B787, A380

此后研发的高强型(S型)碳纤维 T700S 等,虽然其复合材料的拉伸性能有所提高,但纵横剪切、层间剪切性能均比 T300 复合材料有所降低。目前,T700S 纤维在大型民机上以编织物增强材料形式在次承力结构件上应用。

以中模量高强度碳纤维、高韧性环氧复合材料为主的结构设计选材是大型客机结构设计选材明显特点。

波音 787 复合材料结构设计选用波音 777 所用树脂基体和 T800 碳纤维,如 T800S/3900-2 等、成熟的热压罐固化成形工艺为主,积极采用树脂膜浸渍成型(RFI)和树脂传递模塑(RTM)工艺等低成本成形工艺。蒙皮采用了先进的纤维自动铺放机进行复合材料预浸料铺层。用 T800S 替换 T800H 主要考虑两者性能相同(T800S 略优),均与 3900-2 树脂有很好的相融性,T800S 为大丝束纤维,生产效率高,可提高制件生产效率,降低成本。

A380 主要复合材料结构设计选材如表 3 所示。

表 3 A380 主要复合材料结构设计选材<sup>[13-14]</sup>Table 3 Composite selection for A380 main structures<sup>[13-14]</sup>

部件	纤维	基体树脂	成型工艺
水平安定面 垂直安定面 中机身翼盒	T800S/24K(东丽) IM600/24K(东邦)	Hexply M21 Cytec 977-2	预浸料/热压罐
后机身蒙皮	AS4	Hexply 8552	纤维自动铺放 /热压罐
后压力舱盖	无皱多向碳布	RFI 专用树脂	预制品/RFI

#### 4 复合材料机翼

大型客机复合材料机翼是在复合材料尾翼安定面设计和使用经验基础上研发的,借鉴了波音 737 水平安定面 NASA 航线飞行使用评估、空中客车 A320 垂直尾翼、特别是波音 777 水平安定面的设计使用经验。复合材料机翼结构设计重点考虑了机翼-机身连接、发动机悬挂固定接头、油箱和电接地、上蒙皮壁板的冲击损伤容限等问题,以及低成本成形工艺技术的适用性、带加筋桁条大型翼面壁板固化成形技术、检测和修理技术等<sup>[2]</sup>。

波音 787 复合材料机翼长 30 m,总体结构布局为典型的双梁多肋结构型式,见图 3。这种结构型式设计简单便于制造装配,技术成熟。前大梁为 C 剖面槽型整体层合板 CFRP 大梁;蒙皮为

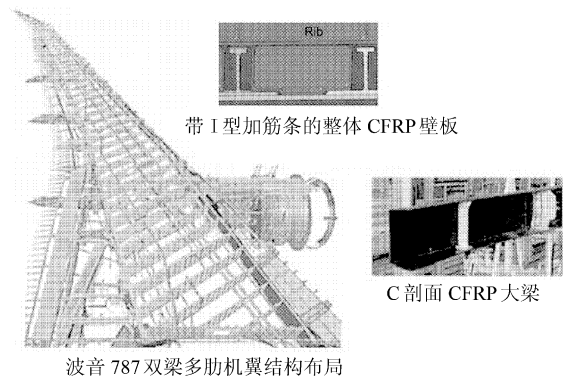


图 3 波音 787 复合材料机翼结构型式示意图  
Fig. 3 Boeing 787 composite wing structures

带 I 型加筋条的整体 CFRP 壁板,采用气弹剪裁优化设计;后梁和 37 个肋为铝合金件;机翼-机身连接钛合金主接头、整体铝合金发动机挂架和传动装置支架均为常用结构型式。雷电防护系统铜网在 CFRP 翼面壁板成形时固化在壁板上。

A380 机翼与机身连接的中央翼盒采用了大型复合材料壁板组装的盒形件结构(图 4)。机翼外翼蒙皮和翼肋采用复合材料结构、内翼采用金属蒙皮,从而避免了根部复合材料翼面受外来物冲击引起的损伤容限难题。大型复合材料中央翼盒成为 A380 复合材料应用的典范。

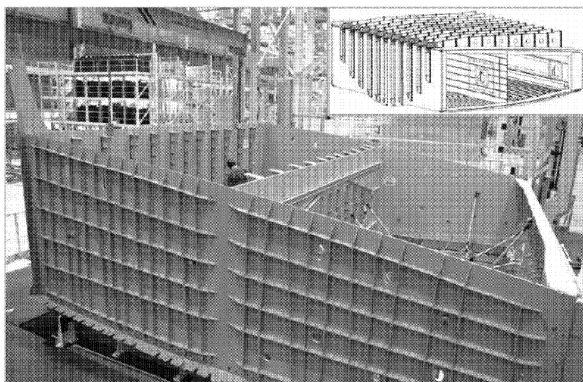


图 4 A380 中机身中央翼盒示意图  
Fig. 4 A380 center wing box

### 5 复合材料机身

复合材料机身是 NASA 的 ACT 计划的重要研究内容。波音 787 飞机采用全复合材料机身说明该项技术已取得了突破性进展。

全复合材料机身典型结构(段)按照结构受力特点可划分为上部壁板、左/右侧(大开口)壁板和地板/龙骨结构三大区域,如图 5 所示,不同区域设计和工艺关键技术问题是不同的,见表 4。

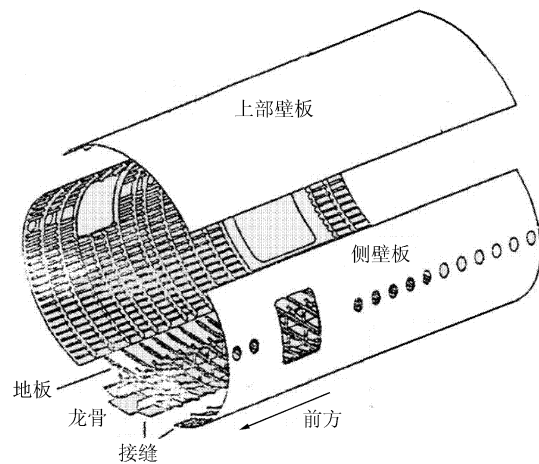


图 5 大型客机机身段分区示意图  
Fig. 5 Sub regions of large commercial aircraft fuselage

表 4 复合材料机身结构不同区域设计和工艺关键技术问题<sup>[2,15-16]</sup>

Table 4 Key design and manufacture technology issues of different regions on composite fuselage<sup>[2,15-16]</sup>

	上部壁板	左/右侧(大开口)壁板	地板/龙骨结构
结构型式	桁条加筋层合曲板、隔框半硬壳式壁板	桁梁加筋层合曲板和隔框构成的门窗大开口壁板(带有健康检测系统元件)	地板梁和龙骨梁构成的结构,外包加筋层合板蒙皮
载荷/应力	轴向拉伸和环向拉伸的双轴载荷为主	剪切和弯曲载荷为主(壁板压剪稳定性问题);大开口区载荷重新分布和应力集中	轴向压缩载荷和地板/龙骨梁载荷(含抗坠吸能);蒙皮承受轴压和环向拉伸载荷
冲击损伤	冰雹冲击损伤	地面维护装备等冲击损伤	跑道碎石等冲击损伤
连接	上部壁板、左/右侧壁板、地板/龙骨结构构成机身段的对接连接 各机身段之间对接连接 机翼-机身连接		
制造工艺	蒙皮铺层纤维自动铺放;桁条、隔框、地板梁、龙骨等 RFI,RTM 低成本制造技术;健康检测系统元件与桁梁加筋层合板共固化成形技术;直径 5.8 m、长 10 m 复合材料机身段热压罐固化成形技术;隔框与桁条加筋层合板装配技术、地板梁、龙骨梁和加筋板蒙皮装配技术;损伤检测与修理技术;先进制造技术采用的先进铺带机、机身固化用超大型热压罐(直径 9.1 m、长 23.2 m)、高压水切割机、先进超声探伤设备以及大型工艺模具等。		

波音 787 全复合材料机身纵向桁条为帽形闭剖面桁条,采用共固化或二次胶接与蒙皮形成机身加筋层合曲板;隔框为 C 剖面框,与桁条交叉处开有切口,允许桁条穿过;采用剪切连接件(Shear Tie)将隔框与桁条加筋层合曲板螺接在

一起,形成带有整体剪切带的半硬壳式(Monocoque with Integral Shear Ties, MIST)壁板见图 6<sup>[5]</sup>。剪切连接件是将机身座舱内压作用下桁条加筋层合曲板与隔框之间连接的螺栓拉伸载荷转化为螺栓剪切载荷传递给隔框构件。

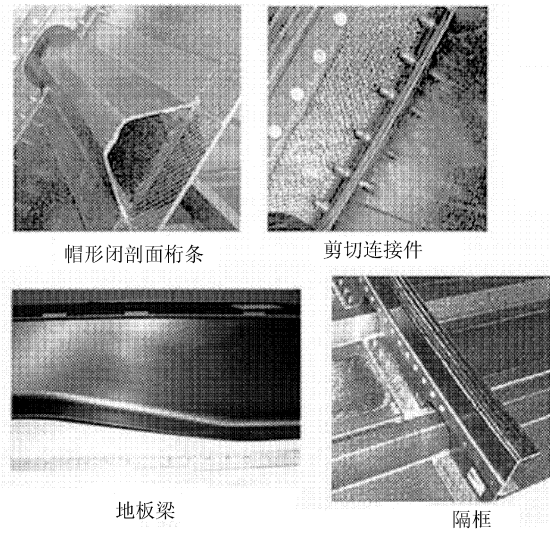


图 6 波音 787 复合材料机身壁板结构示意图

Fig. 6 Boeing 787 composite fuselage panel structure

左/右侧(大开口)壁板(图 7),大开口区域载荷重新分布和应力集中的设计技术和地面维护装备等冲击损伤的损伤容限设计技术是波音 787 复合材料机身的重要设计亮点。



图 7 波音 787 大开口窗户(483 mm×279 mm)示意图

Fig. 7 Boeing 787 large hatch windows (483 mm × 279 mm)

为了确保安全,全复合材料机身首次采用了结构健康监测技术(Structure Health Monitoring, SHM)<sup>[5-6]</sup>。

A380 机身蒙皮壁板采用了 GLARE 板制造(图 8),共用 27 块板,最长的一块为 11 m,总面积达 470 m<sup>2</sup><sup>[4,17-19]</sup>。GLARE 板(图 9)是由铝合金薄板(0.25 mm 厚的 2024 或 7075 铝箔)和玻璃纤维增强环氧聚合物复合材料铺层交替排列构成的一种纤维-金属层合板(fiber-metal laminates)。GLARE 层板除密度略大外,拉-压疲劳性能显著提高、对缺口和冲击的敏感性大大下降,其力学性能同样与增强纤维方向有关,具有可设

计性。GLARE 板成形工艺性可以借鉴铝合金板的加工工艺。采用 GLARE 板可以较好解决机身外来物冲击损伤容限难题。补充说明,波音 787 飞机上使用了少量 TiGr 板(由 Ti-Al-4V 箔、IM6/PEEK 层相间压制而成)。

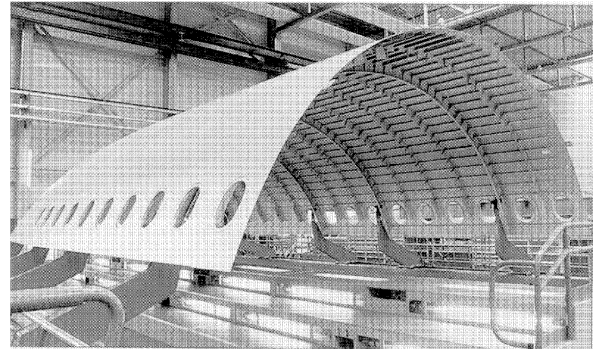


图 8 A380 机身 GLARE 蒙皮壁板

Fig. 8 A380 fuselage GLARE panel

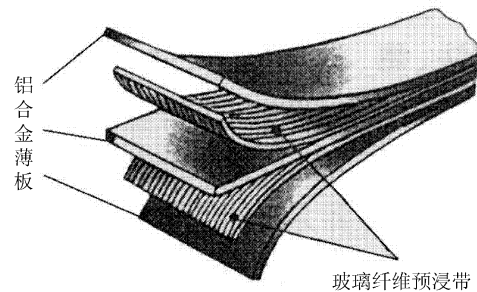


图 9 GLARE 板构成示意图

Fig. 9 Configuration of GLARE

A380 机身后压力舱盖采用加筋条缝合预制体/RFI 成形,见图 10。

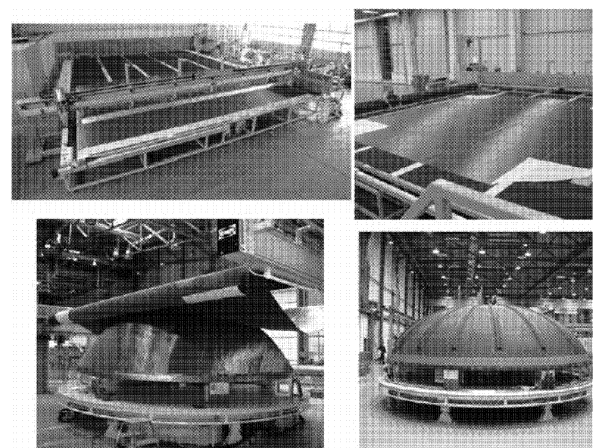


图 10 A380 机身后压力舱盖制造工艺示意图

Fig. 10 A380 fuselage pressure hatch manufacturing process

## 6 结束语

新一代大型客机大量采用复合材料结构说明先进复合材料技术经过40多年的发展,已经成为成熟的飞机结构技术,实现了复合材料用量占结构重量50%、全机减重近20%的目标。

(1) 建立了以中模高强碳纤维、180℃固化的韧性环氧为主的大型客机复合材料体系。

(2) 建立了以预浸料/热压罐为主的主承力结构成形工艺技术。低成本的非热压罐成形工艺技术(如RFI, RTM等)正在积极推广应用。GLARE板开始应用。

(3) 大型客机复合材料结构制造工艺装备,如纤维自动铺放机、直径9m、长23m的超大型热压罐、高压水切割机、先进超声探伤设备及大型模具等已配套使用。

(4) 复合材料结构优化设计已较好地解决了大型客机冲击损伤容限、大开口区应力重新分配和应力集中、龙骨梁集中载荷的分散,以及层合板屈曲问题等。

(5) 复合材料优异的疲劳性能和耐腐蚀性和健康检测技术的采用,使民机的可靠性提高,维修周期延长。

人性化的复合材料机身设计充分说明复合材料结构的效益已从减重上升到了大型客机综合性能的改善提高,复合材料应用前景广阔。

中国大型客机的开发必将会加大对复合材料的支持力度,切实抓好国产碳纤维基础工作和大型制造工艺设备建设,促进中国复合材料结构技术跨越式发展。

## 参 考 文 献

- [1] 美国国家研究委员会. 二十一世纪的航空技术[R]. 《国际航空》编辑部,译. 北京:中国航空信息中心,1994.  
U. S. National Research Council, Commission on Engineering and Technical Systems. Aeronautics and Space Engineering Board, et al. Aeronautical technologies for the twenty-first century[R]. National Academy Press, Washington, D. C. 1992. (in Chinese)
- [2] 美国国家研究委员会. 用于下一代民用运输机的新材料[R]. 中国航空工业总公司. 航空材料研究院、第六二三研究所、第六〇三研究所,译,出版,1997.  
U. S. National Research Council, Commission on Engineering and Technical Systems. Aeronautics and Space Engineering Board, et al. New materials for next generation commercial transport. [R]. National Academy Press. Washington, D. C. 1996. (in Chinese)
- [3] Jerome PORA. Composite materials in the airbus A380-

- from history to future[C]//ICCM-13. 2001.
- [4] 余辉. A380进行时[J]. 国际航空,2004(8):28-32.  
Yu Hui. A380 is underway[J]. International Aviation, 2004(8):28-32. (in Chinese)
- [5] 陈绍杰. 复合材料与B7E7“梦想”飞机[J]. 航空制造技术, 2005(1):34-37.  
Chen Shaojie. Composites and dreamliner B7E7[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2005(1):34-37. (in Chinese)
- [6] 陈亚莉. 波音、空客新一代客机复合材料应用之争[J]. 国际航空,2004(8):14-17.  
Chen Yali. Debate about composite in new generation jet airliner [J]. International Aviation, 2004(8):14-17. (in Chinese)
- [7] 陈亚莉. 复合材料在飞机上的新应用[J]. 航空维修与工程,2005(3):31-32.  
Chen Yali. Composites: from A380 to B787[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2005(3):31-32. (in Chinese)
- [8] 唐纳德·保罗. 美国军用飞机结构技术的演变[R]. 朱璐,译. 飞机设计参考资料,1997.  
Donald P. The evolution of U. S. military aircraft structures technology[R]. Zhu Lu, translate, AIAA-96 1571-CP,1996. (in Chinese)
- [9] 杨乃宾,章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.  
Yang Naibin, Zhang Yining. Composite structural design for airplane[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [10] 姜澄宇,宋笔锋. 从国外民航重大研究计划看我国大型民航发展的关键技术[J]. 航空制造技术,2008(1):28-33.  
Jiang Chengyu, Song Bifeng. Key technology for large commercial jet development of chinese aviation [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(1):28-33. (in Chinese)
- [11] Randy L C. Boeing/NASA composite components flight service evaluation[R]. NASA Contract Report 181898, 1989.
- [12] 赵稼祥. 民用航空和先进复合材料[J]. 高科技纤维与应用,2007,32(2):6-9.  
Zhao Jiaxiang. Civil aviation and advanced composite materials[J]. Hi-tech Fiber and Application, 2007,32(2):6-9. (in Chinese)
- [13] 赵稼祥. 碳纤维复合材料在民用航空上的应用[J]. 高科技纤维与应用,2003,28(3):1-4.  
Zhao Jiaxiang. Carbon fiber application in the civil aviation [J]. Hi-tech Fiber and Application, 2003,28(3):1-4. (in Chinese)
- [14] CFRP. 用作空中客车飞机水平安定面(HTP)的研发[J]. 高科技纤维与应用,2006,31(3):36-38.  
Research on the CFRP. Horizontal tail plane (HTP) of air-bus airline [J]. Hi-tech Fiber and Application, 2006, 31(3):36-38. (in Chinese)



- [15] Tanimoto T. SAMPE Japan international correspondent editorial[J]. SAMPE Journal, 2004,40(3):54-55.
- [16] Robert D W. Advanced composite development for large transport aircraft [C] // ICAS-88-5. 1988, 10 (1): 1600-1604.
- [17] 陈绍杰. 复合材料与 A380 客机[J]. 航空制造技术, 2002(9):27-29.  
Chen Shaojie. Composites and airliner A380[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2002(9):27-29. (in Chinese)
- [18] 鲁隽. 用先进结构和材料精心打造 A380[J]. 国际航空, 2004(1):41-42.  
Lu Jun. Advanced structures and materials of A380[J]. International Aviation, 2004(1):41-42. (in Chinese)
- [19] 张纪奎, 酃正能, 程小全, 等. 复合材料整体结构在大型民机上的应用[J]. 航空制造技术, 2007(9):38-43.  
Zhang Jikui, Li Zhengneng, Cheng Xiaoquan, et al. Application of composite integrity structure in large commercial jet [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(9):38-43. (in Chinese)

**作者简介:**

杨乃宾(1937—) 男, 教授。主要研究方向: 复合材料性能、疲劳、损伤容限、结构设计与验证。

Tel: 010-82314130

E-mail: milaoshu0527@163.com

**(责任编辑: 李铁柏)**