



INTRODUCTION TO
COMPOSITE STRUCTURAL DESIGN
FOR LARGER AIRCRAFT

大飞机复合材料 结构设计导论

杨乃宾 梁 伟 编著



航空工业出版社



大飞机复合材料结构设计导论

INTRODUCTION TO
COMPOSITE STRUCTURAL DESIGN
FOR LARGER AIRCRAFT

杨乃宾 梁伟 编著

航空工业出版社
北京

内 容 提 要

新一代大型民用飞机复合材料机体结构技术以减轻结构重量为主要目的, 实现安全性、经济性、舒适性和环保性的综合性能优化。

本书以新一代大型民用飞机复合材料结构为对象, 以民用飞机结构设计特点和适航要求为主线, 通过波音公司和空中客车公司大飞机复合材料结构技术最新研究和应用成果, 全面、系统地论述大型民用飞机复合材料结构设计要求、设计原理和设计方法, 包括尾翼、机翼、机身等部件结构设计、耐久性与损伤容限设计和油箱设计、雷电防护设计, 以及复合材料结构适航符合性验证。

本书内容开篇即直述国外新一代民用飞机复合材料的应用和技术最新进展, 不再重复叙述复合材料基础知识和手册内容。全书内容力求概念清楚、科学严谨、全面系统、图文并茂, 大量实例和插图能帮助读者了解民用飞机复合材料结构设计原理和方法以及适航特点。阅读本书需具备飞机结构设计和复合材料方面的基础知识。

本书是一本旨在系统阐述大型民用飞机复合材料(以聚合物基碳纤维复合材料为代表)结构设计的编著。

本书可供航空工业飞机设计人员、其他工程技术人员和研究人员参考, 也可供航空高等院校相关专业作为教材使用。

图书在版编目(CIP)数据

大飞机复合材料结构设计导论 / 杨乃宾, 梁伟编著.

北京: 航空工业出版社, 2009. 12

ISBN 978 - 7 - 80243 - 293 - 2

I. 大… II. ①杨…②梁… III. 民用飞机—复合材料—结构设计 IV. V271. 1

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2009) 第 232910 号

大飞机复合材料结构设计导论 Dafeiji Fuhecailiao Jiegou Sheji Daolun

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

发行部电话: 010 - 64815615 010 - 64978486

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2009 年 12 月第 1 版

2009 年 12 月第 1 次印刷

开本: 787 × 1092 1/16

印张: 11.25

字数: 278 千字

印数: 1—2000

定价: 38.00 元

前 言

先进复合材料（以聚合物基碳纤维复合材料为代表）在新一代大型民用飞机（民机）机体结构上已成功应用到尾翼、机翼、中央翼盒、机身等主承力结构，用量已达到机体结构重量的 50%，取得了明显的减重效果，延长了机体寿命和检修间隔，降低了使用成本。这不仅说明复合材料大型复杂主承力结构设计、制造、检测、修理、维护等关键技术已经突破，而且标志着先进复合材料正在取代传统轻合金结构材料（以铝合金为代表）成为大型民用飞机机体结构的首选材料。

新一代大型民用飞机复合材料机体结构技术主要目的是减轻结构重量，改善性能，实现安全性、经济性、舒适性和环保性的综合性能优化。复合材料机体结构从翼面结构过渡到机身结构是复合材料结构技术的跨越式发展。复合材料结构冲击损伤容限设计、设计/制造一体化、大型复杂结构件固化成形和部件自动化制造、结构状态监控（健康监控）、无损检测和维修等方面的最新研究成果，以及相关新技术、新方法在机体结构上得到了成功应用。中模量高强（IMS）碳纤维、180℃固化环氧复合材料、预浸料/热压罐或纤维自动铺放、自动铺带/热压罐成形工艺仍是民用飞机大型主结构采用的主要材料和成形工艺。液体成形工艺中的 RFI（树脂膜熔浸）工艺，在个别结构件上得到了成功应用。而相对预浸料/热压罐成形工艺而言，称为“低成本”工艺的 RTM（树脂传递模塑）工艺多在次承力构件上有所应用。

编撰《大飞机复合材料结构设计导论》一书旨在对波音公司和空中客车公司新一代民机复合材料结构的先进技术和方法、使用经验和教训进行总结归纳，介绍适航符合性验证和 FAA AC 20-107B（草案），并且进行可能的理论分析，形成较为全面系统完整的大型民用飞机复合材料结构设计技术的专门论述，以期抛砖引玉，为我国大型民用飞机复合材料结构研制尽一份微薄之力。

本书内容开篇即直述国外新一代民用飞机复合材料的应用，章节内容突出机体结构最新设计技术进展和应用成果，不再重述复合材料基础知识和手册内容。内容力求概念清楚、科学严谨、全面系统、图文并茂。阅读本书必须具备复合材料相关的材料、固化成形工艺、力学与设计和飞机结构设计方面的知识基础。本书可供相关行业工程技术人员和研究人员参考，也适合高等院校相关专业作为教材使用。

本书编撰过程中得到了国内同行专家、教授的大力支持与帮助，在此向所有关心支持与帮助我们的专家、教授致谢！特别感谢著名复合材料专家、原西安飞机设计所副总工程师、中航沈飞民用飞机责任有限公司高级技术顾问钟至人研究员给予的宝贵修改意见和建议。杨璐璐、李星等研究生参加了录入、图文整理工作。

由于编著者水平和资料所限，错谬之处在所难免，敬请读者指正！

杨乃宾 梁 伟

2009年8月

目 录

第1章 绪论	(1)
1.1 大型民用飞机复合材料结构的应用	(1)
1.2 民机复合材料结构技术研发历程	(3)
1.2.1 复合材料飞机结构试用与航空工业认可(20世纪60年代~70年代中)	(3)
1.2.2 复合材料结构应用技术研究与新型纤维、树脂开发(20世纪70年代中~ 80年代末)	(4)
1.2.3 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)	(4)
1.2.4 “可买得起”复合材料结构技术研究(20世纪90年代~至今)	(5)
1.3 复合材料结构设计相关条例和规范	(6)
1.4 大飞机复合材料结构设计特点	(6)
1.4.1 复合材料结构设计特殊考虑	(6)
1.4.2 复合材料结构并行工程设计方法	(8)
1.4.3 大飞机复合材料结构设计特点	(10)
1.5 复合材料结构质量保证	(10)
1.5.1 复合材料结构质量保证特点	(10)
1.5.2 复合材料结构质量保证计划(技术要点)	(10)
1.5.3 复合材料结构质量保证计划实施与首批件检查	(11)
1.6 复合材料结构成本与效益	(12)
1.6.1 产品成本与性价比	(12)
1.6.2 复合材料结构成本	(13)
1.6.3 复合材料结构降低成本的技术途径	(14)
第2章 结构设计基础	(15)
2.1 结构设计概念的两大转变	(15)
2.1.1 结构设计概念从金属材料到复合材料	(15)
2.1.2 结构设计概念从军用飞机到民用飞机	(16)
2.2 民机用复合材料	(16)
2.2.1 民机对结构用复合材料的要求	(16)
2.2.2 中模量高强碳纤维的研发	(17)
2.2.3 碳纤维复合材料规范主要力学性能	(19)
2.2.4 民机用复合材料现状分析	(21)

2.3	复合材料结构积木式方法	(22)
2.3.1	积木式方法基本原理和假设	(22)
2.3.2	积木式方法应用	(23)
2.4	材料许用值	(29)
2.4.1	复合材料性能表征	(29)
2.4.2	许用值定义	(31)
2.4.3	材料许用值的确定方法	(31)
2.5	复合材料结构设计选材	(32)
2.5.1	设计选材原则	(32)
2.5.2	设计选材主要考虑的材料性能	(34)
2.5.3	设计选材试验矩阵	(34)
2.5.4	设计选材参考	(35)
2.5.5	替代材料选择(等效性评定)	(36)
2.6	设计值	(38)
2.6.1	设计值的定义与内涵	(38)
2.6.2	设计值确定的一般原则	(39)
2.6.3	设计许用应变确定参考	(39)
2.7	设计分析经验	(42)
2.7.1	铺层设计	(42)
2.7.2	设计细节	(42)
2.7.3	螺栓连接设计	(43)
2.7.4	胶结连接设计	(43)
2.8	制造和装配经验	(44)
2.8.1	结构制造	(44)
2.8.2	结构装配	(44)
第3章	尾翼、机翼结构设计	(45)
3.1	尾翼结构设计方案分析	(45)
3.1.1	复合材料尾翼研制目的	(45)
3.1.2	安定面结构设计要求和翼盒结构形式选择	(46)
3.2	尾翼结构设计参考	(47)
3.2.1	垂直安定面设计参考	(47)
3.2.2	水平安定面设计参考	(50)
3.3	民机机翼结构的设计方案分析	(53)
3.3.1	民机机翼结构总体布局	(53)
3.3.2	复合材料机翼结构设计特点	(55)
3.3.3	复合材料机翼(翼盒)制造工艺特点	(56)
3.4	翼面壁板气动弹性剪裁设计(简介)	(56)
3.4.1	机翼气动弹性问题	(56)

3.4.2 翼面壁板气动弹性剪裁设计简介	(60)
3.5 民机机翼结构设计参考	(62)
3.5.1 民机机翼结构设计方案	(62)
3.5.2 民机复合材料机翼设计参考	(64)
3.5.3 民机复合材料机翼成形工艺新技术	(66)
3.6 中央翼盒结构设计	(68)
3.6.1 中央翼盒的功能与结构特点	(68)
3.6.2 中央翼盒(整体油箱)设计分析	(68)
3.6.3 中央翼盒设计参考	(70)
3.7 活动面、前缘结构设计参考	(71)
3.7.1 襟翼结构设计实例	(72)
3.7.2 副翼结构设计参考	(72)
3.7.3 舵面结构设计	(76)
3.7.4 前缘结构设计参考	(79)
3.8 雷电防护设计	(80)
3.8.1 雷电环境	(80)
3.8.2 雷电防护设计	(83)
3.8.3 静电及其防护	(85)
第4章 机身结构设计	(87)
4.1 机身结构特点	(87)
4.1.1 机身的功用与外形	(87)
4.1.2 机身载荷	(87)
4.1.3 机身筒壳结构特点	(88)
4.2 机身结构设计和制造中的关键技术	(89)
4.3 复合材料机身结构设计分析	(93)
4.3.1 壁板组合机身结构设计分析	(93)
4.3.2 整体筒壳机身结构设计分析	(93)
4.3.3 机身结构设计选择实例分析	(94)
4.4 机身结构设计参考	(95)
4.4.1 整体筒壳机身结构	(96)
4.4.2 舱门周边结构补强	(98)
4.4.3 地板/龙骨结构	(98)
4.4.4 后承压框	(100)
4.4.5 窗框	(102)
4.5 复合材料机身结构 - 电功能设计	(103)
4.6 纤维 - 金属层合板的应用	(104)
4.6.1 纤维 - 金属层合板的构成与性能特点	(104)
4.6.2 纤维 - 金属层合板性能	(105)

4.6.3	纤维-金属层合板在大型客机上的应用	(106)
第5章	耐久性与损伤容限设计	(108)
5.1	复合材料疲劳、缺陷与损伤和损伤阻抗	(108)
5.1.1	复合材料疲劳	(108)
5.1.2	复合材料缺陷与损伤	(108)
5.1.3	损伤阻抗	(111)
5.1.4	复合材料冲击损伤研究历程	(113)
5.2	冲击损伤与典型冲击威胁	(114)
5.2.1	冲击损伤	(114)
5.2.2	典型冲击威胁	(117)
5.3	耐久性与损伤容限设计要求	(119)
5.3.1	复合材料结构耐久性与损伤容限设计特点	(119)
5.3.2	损伤容限设计要求	(120)
5.3.3	分层、脱胶损伤设计要求	(122)
5.4	复合材料结构损伤容限设计	(122)
5.4.1	初始损伤假设	(122)
5.4.2	损伤“无扩展方法”	(123)
5.4.3	意外冲击损伤设计考虑	(124)
5.4.4	检测间隔确定	(125)
5.4.5	耐久性设计	(126)
5.5	耐久性与损伤容限验证试验	(127)
5.5.1	损伤容限设计的积木式方法验证	(127)
5.5.2	损伤无扩展/疲劳符合性验证方法	(127)
5.5.3	试生产部件典型试验载荷顺序	(128)
5.6	AC 20-107B(草案)对结构验证——疲劳/损伤容限的修订	(128)
第6章	适航符合性验证	(130)
6.1	民机适航性的主要内容与特点	(130)
6.1.1	民机适航性概述	(130)
6.1.2	民机适航管理的特点	(132)
6.1.3	结构适航认证要点	(133)
6.2	复合材料结构适航符合性验证特点	(134)
6.2.1	复合材料结构行为新特点	(134)
6.2.2	复合材料结构适航中的新问题	(134)
6.3	复合材料结构适航符合性验证内容	(135)
6.3.1	复合材料结构适航符合性验证指导性文件	(135)
6.3.2	复合材料结构适航符合性验证内容	(137)
6.3.3	复合材料结构适航符合性验证内容的说明	(138)
6.4	适航符合性验证试验	(142)

6.4.1 符合性验证方法	(142)
6.4.2 波音 777 尾翼安定面适航符合性验证试验	(143)
6.4.3 空客 A320 和 A380 尾翼安定面适航符合性验证试验	(147)
6.4.4 空客 A380 适航性认证试验(概况)	(157)
附录 名词术语	(160)
参考文献	(163)

第1章 绪 论

1.1 大型民用飞机复合材料结构的应用

民用飞机（商业运输机）根据飞机座级和运载能力，大体分为大型、宽体、窄体和支线四大类。大型民用飞机（大型客机）典型特征是宽体多层布局，载客能力超过400座，航程超过13000km（7000n mile），起飞场长约3350m（11000ft）。宽体涡扇飞机，载客能力200~400座，航程超过11000km（6000n mile）。窄体客机，载客能力100~200座，最大航程9200km（5000n mile），是主要用于最大航程3700~5500km（2000~3000n mile）市场的飞机。按航程，以上三类客机称为干线飞机。支线飞机载客量30~100名，最大航程典型值2780km（1500n mile）。“空中货运/货机”成为商业运输机的新分支。

新一代大型民用飞机主要指安全性、经济性、舒适性以及环保性等综合性能比当前航线使用的民机有很大提高的大型商业运输机。新一代大型民机的研发始于20世纪90年代，以欧洲空中客车公司（Airbus）的A380和美国波音公司（Boeing）的波音787（B787）为代表。

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，为此研发了双层客舱555座、超大型客机A380（2005年4月首飞）。

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，决定研发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）。

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2015年投入运营）。

减轻机体结构重量^①是大型客机研制工作中的主要任务之一。大量采用复合材料结构和先进轻合金结构是机体结构减重的主要技术措施。机体结构减重潜力分析（见图1-1）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减重效果。新一代大型客机机体结构材料使用比例如表1-1所示。

大型客机复合材料用量随年代变化的情况见图1-2。波音787飞机复合材料的应用开发，标志着复合材料正在取代铝合金成为飞机结构首选主结构材料，为航空复合材料工业发展树立了新的里程碑。迫使空客A350紧随其后也大量采用复合材料结构。

^① 本书所讲“重量”均为“质量”（mass）概念，单位为千克（kg）。——编者注

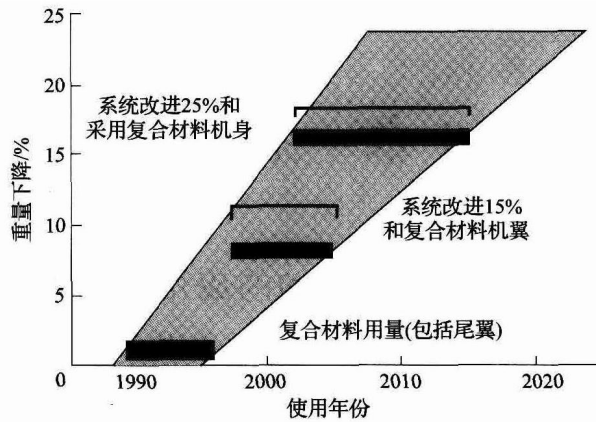


图 1-1 大型客机机体结构减重潜力分析示意图

表 1-1 新一代大型客机机体结构材料使用比例（重量百分比）

机型	复合材料	铝合金	钛合金	合金钢	其他材料
A380	CFRP 22	61	10		4
(2005年4月27日首飞)	GLARE 3 ^①				
波音 787	CFRP 45	20	15	10	5
(2007年7月8日下线)	GFPR 5				
A350 XWB ^② (正在研发)	53	19	14	6	8

①GLARE 是一种铝箔和玻璃纤维/环氧层交替铺层压制的板材。
②A350XWB (extra Wide - Body) 2008年12月资料数据。

纵观 40 年来先进复合材料结构应用技术研发历程，美国航空复合材料结构技术始终处于领先地位。欧洲则在复合材料结构应用中显示出技术亮点。

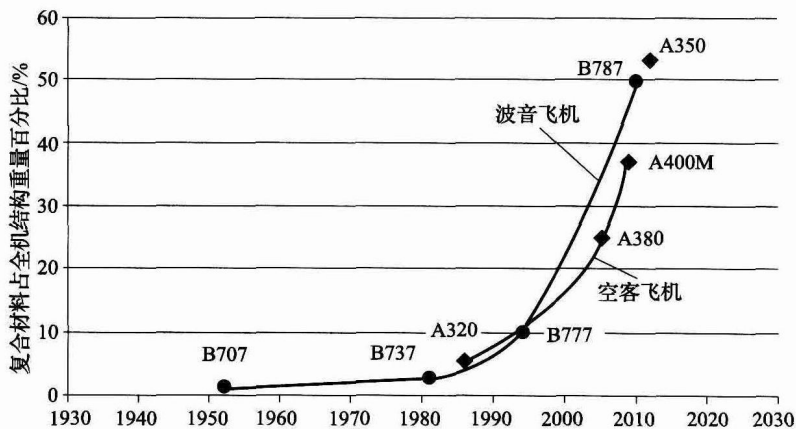


图 1-2 大型客机复合材料用量随年度变化

复合材料结构的大量应用说明,复合材料飞机结构技术已日趋成熟。采用复合材料带来的结构效益不仅在于材料具有的高比强度、高比刚度带来的结构减重效益,而且还包括材料优异的疲劳性能和耐介质腐蚀性能,使机体寿命延长和维修间隔延长,以及通过结构优化设计、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,使运营成本下降等综合效益。当然复合材料对外来物冲击敏感,也给结构损伤容限带来了不少麻烦。总之,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 中的体现有所不同。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重量,从而大大减少了油耗和排放,并降低运营成本”(摘自:空中客车 A380 技术和创新,人民日报 2005 年 6 月 16 日广告)。

波音 787 客机复合材料占结构重量百分比远超过 A380,从而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。波音 787 客机把巡航时座舱的压力(压强)提高到有利于乘客舒适和健康的相当于海拔 1800m 高度的压力(而不是现在一般客机的相当于海拔 2400m 高度的压力),从而使机身座舱结构承受的压差增大(比现有客机大)。同时,机身窗口加大,达到 483mm×279mm,使乘客有更宽阔的视野,由此引起的设计增重,复合材料机身仅为 70kg,而铝合金机身则要 1000kg,由此充分体现了复合材料的可设计性和优异的疲劳性能带来的效益。此外,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/损伤容限性能和采用健康监控技术使波音 787 客机维护间隔延长到 1000h,而不是目前波音 767 的 500h。

在波音 787 复合材料结构成功应用的促使下,空中客车公司的 A350 和 A320X 以及波音公司的波音 737X 等后续改型机上均大量采用复合材料结构。复合材料用量预计达机体结构重量的 40%~50% 水平。

1.2 民机复合材料结构技术研发历程

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。民用飞机着重研究与安全性、可靠性、经济性相关的复合材料性能和设计、工艺技术。

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

复合材料在 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,并建立复合材料手册: MIL-HDBK-17A《聚合物基复合材料》(1971 年 1 月),用于指导复合材料结构设计选材和材料许用值确定。

采用复合材料制造的波音 737 扰流板和波音 727 方向舵装机试用,完成了飞行使用环境考核。

1.2.2 复合材料结构应用技术研究 with 新型纤维、树脂开发 (20 世纪 70 年代中 ~ 80 年代末)

复合材料结构应用技术研究, 军机领先民机在轻型战斗机机翼和前机身结构上开展, 并进行了复合材料独特的气动弹性剪裁、大壁板整体成形与装配以及冲击损伤特性研究。民机从结构减重和经济性考虑, 重点解决材料规范和尾翼结构设计问题, 研究开发具有高的结构减重效率的中模量高强碳纤维/增韧环氧复合材料, 并研究解决与使用寿命密切相关的老化问题, 详见表 1-2。

表 1-2 复合材料结构应用技术研究 with 新型纤维、树脂开发阶段

军 机	民 机
<p>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。</p> <p>X-29 前掠翼验证机气动弹性剪裁技术研究, 1984 年 12 月首飞。</p> <p>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。</p> <p>MIL A-87221 (USAF) 1985 年 2 月公布, 规定了军机复合材料结构耐久性和损伤容限要求。</p> <p>NASA RP 1142, 1985 年公布。</p> <p>MIL-HDBK-17B, 1988 年 2 月公布。</p> <p>B-2 轰炸机大型整体壁板翼身融合体研究 (1989)</p>	<p>NASA (1976 ~ 1985) 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。此间 FAA AC 20-107《复合材料飞机结构》1978 年 7 月公布, 用于指导民机复合材料结构设计验证。</p> <p>波音 737 平尾、DC-10 垂尾实现装机使用。</p> <p>FAA AC 20-107A, 1984 年 4 月公布。</p> <p>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。</p> <p>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</p>

1.2.3 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)

继复合材料在尾翼安定面和方向舵、升降舵、襟翼、副翼等活动面成功应用基础上, 民机也将复合材料应用研究逐步推广到机翼、机身主承力结构。复合材料主承力结构应用技术研究历程见表 1-3。

表 1-3 复合材料主承力结构应用技术研究阶段

军 机	民 机
<p>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。</p> <p>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。</p> <p>JSSG 2006, 1998 年 10 月公布。</p> <p>MIL-HDBK-17F, 2002 年 6 月公布</p>	<p>NASA 首先实施了先进技术复合材料飞机结构计划 (ATCAS 计划)。</p> <p>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。要求结构减重 30% ~ 50%, 成本降低 20% ~ 30%。</p> <p>研究成果已用于波音 777 复合材料结构。波音 777 尾翼是第一个采用中模量高强碳纤维/增韧环氧批量生产装机的主结构</p>

1.2.4 “可买得起”复合材料结构技术研究（20世纪90年代~至今）

降低成本是民机结构设计永恒的主题，在降低复合材料结构制造成本的同时，还着眼于复合材料的应用带来的包括减少油耗、延长检修周期所产生的经济效益，详见表1-4。

表1-4 “可买得起”复合材料结构技术研究阶段

军 机	民 机
<p>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）。</p> <p>F-35首次将“可买得起”列为飞机结构设计重要指标，要求在最佳性能与最低成本之间做出折中和平衡</p>	<p>1996年美国国防部联合 NASA, FAA 和航空工业界执行低成本复合材料计划（Composite Affordability Initiative, CAI）。用约10年时间，实现复合材料结构生产成本下降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”。</p> <p>研究成果已用于波音787复合材料结构</p>

美国航空复合材料结构技术研发历程说明如下。

(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。

(2) 复合材料在民机上的应用取决于成本和安全性考虑并且需要吸取军机飞行使用和维修经验，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。军用飞机取得的大量复合材料使用经验起到了关键作用。

(3) 民机适航指导性文件 FAA AC 20-107A《复合材料飞机结构》在较长时间内使用，说明民机复合材料结构疲劳、损伤容限要求和符合性验证技术基本没有发生变化。2009年6月发布的 FAA AC 20-107B（草案）总结了20多年复合材料结构最新成果和经验，丰富完善了 FAA AC 20-107A。

(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/损伤容限性能、耐腐蚀性和维修性。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。

(5) 大型复合材料机体结构的细节设计，特别是连接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、自动化等技术要求。欧盟对大型民机复合材料结构同样从尾翼结构开始也制定了一系列重要研究计划。

A320 飞机复合材料垂直尾翼（垂尾）是世界上第一个采用高强碳纤维/环氧树脂复合材料批量生产装机，并在航线应用的复合材料结构。重要的研究计划，如技术应用近期目标和主题（Technology Application to the Near term Goals and Objectives, TANGO）计划和先进低成本机体结构（Advanced Low Cost Aircraft Structures, ALCAS）计划，均以实现结构减重和降低成本为研究目标。

TANGO 计划中的低成本轻结构计划（Low Cost Light Weight Structure Programme）部分为期 4 年，目的是解决复合材料成本低、重量轻的大尺寸主承力结构问题；目标是与现行（20 世纪 90 年代初）的飞机结构及制造成本相比分别下降 20%。计划选择了 4 个研究对象（又称工作平台），即复合材料机翼盒段、复合材料中央翼盒、复合材料机身段和先进金属机身段。复合材料结构研究工作借鉴了欧盟先进主承力复合材料结构（APRICOS）计划的成果。复合材料中央翼盒研究成果已用在 A380 飞机上。复合材料机身段设计重点研究了环境影响（冲击、雷击、湿度等）、材料（损伤容限、成本、第二供应商）、认证程序（适坠性、验证试验等）和维修，以及全尺寸机身的静力和疲劳试验。先进金属机身段研究工作借鉴了欧盟先进金属主承力结构（ADPRIMAS）计划成果，重点研究 GLARE 板材单曲率、大尺寸蒙皮壁板的生产制造和验证试验（疲劳试验时间约为设计寿命的 2.5 倍）相关技术，研究成果已用于 A380 飞机的机身 GLARE 上壁板和侧壁板蒙皮设计和制造。

1.3 复合材料结构设计相关条例和规范

民用飞机复合材料结构应满足的有关适航条例、规范和技术条件列述如下，使用时应注意采用最新版本。

中国民用航空规章 CCAR-25, CCAR-27, CCAR-29 等；

美国联邦航空局的联邦航空条例 FAR-25；

欧洲航空安全局的联合航空要求 JAR-25。

对复合材料飞机结构的专门文件主要有：

美国联邦航空局咨询通报 AC 20-107A《复合材料飞机结构》（1984 年 4 月 25 日）；

FAA AC 21-26《复合材料结构制造质量控制》（1989 年 6 月 26 日）；

美国军用手册 MIL-HDBK-17F《复合材料手册》（2002 年 6 月 17 日）。

1.4 大飞机复合材料结构设计特点

1.4.1 复合材料结构设计特殊考虑

1.4.1.1 复合材料结构设计特点

复合材料结构与金属材料结构设计相比具有以下特点：

(1) 结构设计已从各向同性材料结构设计转化为单层基本力学性能为正交异性的铺层剪裁优化设计。结构设计要充分利用复合材料与纤维方向相关的优异性能，通过选择适

当的纤维取向、铺层比例和铺层顺序，即通过剪裁材料来满足设计要求，以实现结构优化设计。

(2) 结构件成形与材料形成同时完成，制造工艺方法选择和质量控制至关重要。结构成形工艺方法不仅应保证实现设计确定的增强纤维取向、铺层比例和铺层顺序，还包括高纤维体积含量，而且还应满足结构尺寸和构型对工艺设备、模具以及质量稳定的要求。因此，要求做到设计/制造一体化。

(3) 材料性能受环境因素（湿/热、冲击等）影响显著，材料疲劳性能优异，耐介质腐蚀性能很好，但材料破坏模式多样，损伤扩展往往缺乏规律性。因此，设计值通常以初始缺陷/损伤对结构影响为基础，考虑结构、载荷、破坏模型等按静力覆盖疲劳原则确定。

(4) 材料性能直至破坏呈现出准线弹性特征，要求结构设计应避免出现因细节设计不周和不恰当修理引发的结构提前失效或破坏。要求结构修理设计与结构设计同步进行。

这些特点使复合材料结构设计更加强调材料性能、结构设计与分析和制造工艺、维修等方面的综合协调，在满足设计要求前提下，获得最佳的选材、设计方案以及制造和维修方法。

1.4.1.2 复合材料结构设计的特殊考虑

在结构设计中应考虑的主要影响因素和解决措施列于表 1-5。

表 1-5 复合材料结构设计应考虑的主要影响因素和解决措施

解决措施 设计程序	主要影响因素		
	湿/热环境	冲击损伤	性能数据分散性
1. 选材	考虑材料最高使用温度，性能保持率	考虑开孔拉伸强度、开孔压缩强度、冲击后压缩强度（CAI）等	
2. 典型层合板设计许用应变确定	考虑最恶劣使用环境	考虑计及目视勉强可检损伤	取强度数据 B 基准值
3. 结构总体设计	进行热应力分析（如有必要）	<ul style="list-style-type: none"> • 低设计许用应变； • 非增长型损伤复合材料结构； • 由损伤对应的剩余强度水平确定检查间隔； • 冲击损伤防护措施 	
4. 结构细节设计	采取表面涂层、防腐蚀、密封和绝缘措施	选择合理的几何形状、尺寸、铺层、连接方式	
5. 全尺寸试验	试验支持下的分析或环境条件下静强度试验。进行环境条件下耐久性/损伤容限试验验证	引入损伤进行验证	采取荷载放大系数

(1) 必须考虑到：在结构寿命期内，由于重复载荷和环境影响引起的结构静强度性能的退化；在使用过程中结构刚度的退化，以及飞行过程中某些接头和结构局部损坏引起的刚度变化。