

复合材料 飞机结构合格审定

FUHE CAILIAO
FEIJI JIEGOU HEGE SHENDING

◆ 冯振宇 邹田春 编著



航空工业出版社

复合材料飞机结构合格审定

冯振宇 邹田春 编著

航空工业出版社

北 京

内 容 提 要

本书基于近年来国内外民用飞机复合材料结构合格审定技术领域的研究成果、经验的总结和分析,详细地阐述了复合材料结构设计与验证过程中应满足的适航要求和验证程序,重点介绍了复合材料结构适航审查的技术思路和方法。全书包括 17 章,分别给出了民用飞机复合材料结构环境影响、原材料和制造工艺、结构静强度、疲劳和损伤容限、紧固件连接和胶结连接、加筋和夹芯结构、闪电防护、结构修理等的适航要求和符合性验证方法。考虑到复合材料结构试验数据具有较高的分散性,本书还给出了试验数据的统计分析方法。

本书可供复合材料飞机结构设计技术人员、管理人员和适航审查人员参考,对其他从事复合材料研究与应用的人员和高等院校有关专业教师和研究生也有参考价值。

图书在版编目 (CIP) 数据

复合材料飞机结构合格审定/冯振宇,邹田春编著

--北京:航空工业出版社,2012.11

ISBN 978-7-5165-0106-1

I. ①复… II. ①冯… ②邹… III. ①飞机—复合材料—结构设计—适航性—研究 IV. ①V257②V328.5

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2012) 第 277450 号

复合材料飞机结构合格审定
Fuhe Cailiao Feiji Jiegou Hege Shending

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

2012 年 11 月第 1 版

2012 年 11 月第 1 次印刷

开本:710×1000 1/16

印张:26.75 字数:636 千字

印数:1—3000

定价:98.00 元

前 言

飞机结构的设计和制造一直与性能优异的材料联系在一起。20 世纪 60 年代中期以碳纤维为增强体的复合材料问世, 70 年代初开始应用于飞机结构。复合材料具有比强度高、比刚度高的独特优点, 飞机结构采用复合材料, 其重量可相应减少 20% ~ 30%。此外, 复合材料还具有可设计性强、疲劳性能好、耐腐蚀、便于大面积整体成形等优点, 因此, 在航空航天领域的应用日益广泛, 已经成为主要的航空结构材料。

在民用运输类飞机中, 波音 777 的垂尾、平尾、后气密框、客舱地板梁、襟翼、副翼、发动机整流罩和各种舱门等均使用了复合材料, 总重量达 9.9 吨, 占结构总重量的 25%; 新研制的波音 787, 其机翼、机身等主承力结构均由复合材料制成, 先进复合材料用量达到全机结构总重的 50% 以上, 其中约 45% 为碳纤维复合材料, 5% 为玻璃纤维复合材料, 是世界上第一架采用复合材料机身、机翼的大型商用飞机; 空客 A320、A330 等机型也大量采用了复合材料, 用量占结构总重量的 15% 左右, A340 复合材料用量占结构总重量的 13%, A380 更是达到了 22%; 俄罗斯的安 - 124 大型运输机共采用复合材料 5500 千克, 图 - 204 的垂尾、平尾、部分机翼蒙皮、襟翼、减速板以及各种舱门也都使用了复合材料, 占结构总重量的 18%。

复合材料结构的加工制造过程和损伤特性与金属结构有明显的不同。例如, 在工艺成形过程中, 由于受到增强纤维的表面状态、树脂黏度、低分子物含量、线性高聚物向体型高聚物转化的化学反应速度、树脂与纤维的浸渍性、组分材料热膨胀系数的差异以及工艺参数控制的影响等, 在复合材料中难免会出现气孔、分层和脱黏等缺陷, 生产质量相对难以稳定, 材料性能数据统计比较困难, 材料及特种工艺标准有待完善; 飞机在服役过程中, 在载荷、雨水侵蚀、鸟和冰雹等外物的撞击等作用下, 复合材料结构容易出现分层、脱胶、撕裂、撞击等缺陷和损伤, 与金属结构损伤形式不同; 此外, 复合材料结构的性能受温度、湿度、闪电等环境影响也比较明显。这使得复合材料结构在设计制造和适航审查方面存在较大的技术困难。因此, 为了保证具有与现用金属结构同样高的安全水平, 需要系统考虑复合材料性能表征的多样性、复杂性, 以及复合材料结构损伤的特殊性, 研究分析复合材料结构的适航审定技术与符合性验证方法。

本书在研究运输类飞机复合材料结构相关适航规章, FAA 相关的咨询通告、政策公告和 FAA 技术报告的基础上, 总结和分析近年来国内外民用飞机复合材料结构合格审定技术领域的研究成果和应用经验, 详细地阐述了复合材料结构设计与验证过程中应满足的适航要求和验证程序, 重点介绍了复合材料结构适航审查的技术思路和方法。全书包括 17 章, 分别给出了民用飞机复合材料结构环境影响、原材料和制造工

艺、结构静强度、疲劳和损伤容限、紧固件连接和胶结连接、加筋和夹芯结构、闪电防护、结构修理等的适航要求和符合性验证方法。考虑到复合材料结构试验数据具有较高的分散性，本书还给出了试验数据的统计分析方法。

在本书的编写过程和相关课题的研究工作中，先后得到了程小全、沈真、杨乃宾、马健、路遥、张迎春、么振兴等专家、教授的大力帮助和指导，在此深表谢意。本书由中国民航大学的杜洪增教授和田秀云教授审校，他们对本书提出了许多宝贵的意见和建议，并参加了与本书部分内容相关课题的研究工作，在此向他们的辛勤付出和热心帮助表示诚挚的感谢。

本书的出版得到了航空工业出版社的大力支持，史晋蕾副总编和李苏楠主任等为本书的出版付出了辛勤的劳动，在此表示衷心感谢。

本书可供复合材料飞机结构设计技术人员、管理人员和适航审查人员参考，对其他从事复合材料结构研究与应用的人员和高等院校有关专业教师和研究生也有参考价值。由于作者水平有限，书中不妥之处在所难免，希望读者不吝批评指正。

作者

2012 年 11 月

目 录

第1章 绪论	(1)
1.1 复合材料的原材料	(1)
1.1.1 纤维	(1)
1.1.2 织物	(2)
1.1.3 夹芯材料	(3)
1.1.4 基体材料	(4)
1.1.5 预浸料	(8)
1.1.6 胶黏剂	(10)
1.1.7 涂层材料	(13)
1.2 复合材料成形工艺	(13)
1.2.1 手工铺层	(14)
1.2.2 自动铺带	(14)
1.2.3 自动丝束铺放	(14)
1.2.4 热压罐固化成形	(15)
1.2.5 复合材料液体成形	(16)
1.2.6 热隔膜成形	(16)
1.2.7 复合材料构件加工与装配	(17)
1.3 复合材料在民用飞机结构中的应用	(18)
1.3.1 NASA 飞机效能计划	(18)
1.3.2 复合材料在波音系列飞机中的应用	(20)
1.3.3 复合材料在空中客车系列飞机中的应用	(21)
第2章 环境影响	(24)
2.1 环境对复合材料性能的影响	(24)
2.2 温度环境与最高使用温度限制	(26)
2.2.1 温度环境的取值	(26)
2.2.2 玻璃化转变温度与最高使用温度限制	(27)
2.3 加速吸湿与吸湿量取值	(29)
2.3.1 复合材料的平衡吸湿量	(29)
2.3.2 环境加速吸湿试验	(29)
2.3.3 达到平衡吸湿量的标准	(31)
2.3.4 吸湿量的取值	(33)

2.4 温度循环及热胀系数和湿胀系数	(33)
2.4.1 温度循环	(33)
2.4.2 热膨胀系数和湿膨胀系数	(34)
2.5 复合材料的液体敏感性	(35)
第3章 铺层设计、损伤阻抗与混杂复合材料	(38)
3.1 铺层设计	(38)
3.1.1 铺层的方向	(38)
3.1.2 各种铺层的比例要求	(38)
3.1.3 铺层顺序	(40)
3.1.4 防腐铺层设计	(44)
3.2 损伤阻抗	(45)
3.2.1 层合板结构损伤阻抗的影响因素	(45)
3.2.2 夹芯结构损伤阻抗的影响因素	(47)
3.2.3 提高损伤阻抗的设计技术	(48)
3.3 混杂复合材料与超混杂复合材料	(51)
3.3.1 混杂复合材料	(51)
3.3.2 超混杂复合材料	(55)
第4章 试验数据的统计分析方法	(62)
4.1 引言	(62)
4.2 确定基准值的样本容量	(62)
4.2.1 批间差异和批内差异的概念	(62)
4.2.2 样本容量的选取	(63)
4.2.3 批次数量对方差分析的影响	(63)
4.3 非结构型数据与结构型数据	(63)
4.3.1 非结构型数据与结构型数据的概念	(63)
4.3.2 非结构型数据与结构型数据的判别	(64)
4.4 异常数据的检查	(65)
4.4.1 异常数据	(65)
4.4.2 筛选异常数据的最大赋范残差方法	(65)
4.4.3 产生异常数据的物理原因和工程判断	(66)
4.5 试验数据的归一化处理	(69)
4.5.1 归一化处理方法	(69)
4.5.2 归一化方法的应用	(71)
4.6 非结构型数据的基准值	(72)
4.6.1 采用双参数 Weibull 分布计算非结构型数据基准值	(72)
4.6.2 采用正态分布计算非结构型数据基准值	(74)
4.6.3 采用对数正态分布计算非结构型数据基准值	(75)
4.6.4 采用非参数法计算基准值	(75)

4.7 结构型数据的基准值	(76)
4.7.1 单因素方差分析方法	(76)
4.7.2 简单线性回归分析方法及应用	(79)
4.7.3 组合 Weibull 分析方法	(81)
4.8 材料性能包络线和内插法	(82)
第5章 材料的认证、验收与等效	(98)
5.1 材料认证	(98)
5.1.1 未固化预浸料的物理和化学特性试验矩阵	(99)
5.1.2 单层固化片的物理特性试验矩阵	(101)
5.1.3 单层固化片的力学性能试验矩阵	(101)
5.2 材料的验收	(103)
5.3 材料等效性的认证	(107)
5.3.1 材料等效性验证的目的和程序	(107)
5.3.2 材料兼容性	(107)
5.3.3 关键性能参数的选取	(108)
5.3.4 相似材料等效性的单层级试验矩阵	(109)
5.3.5 评估相似材料等效性的层合板级试验矩阵	(109)
5.4 材料等效与验收试验数据的统计检验	(110)
5.4.1 平均值或最低单个值降低的舍弃判据	(111)
5.4.2 平均值改变的舍弃判据	(113)
5.4.3 高平均值的舍弃判据	(114)
5.4.4 针对验收试验的准则	(115)
5.4.5 统计检验举例	(115)
5.4.6 讨论	(117)
第6章 工艺控制	(124)
6.1 制造符合性检查与质量控制体系	(124)
6.1.1 制造符合性检查	(124)
6.1.2 质量控制体系和最终验收	(127)
6.2 成形工艺控制程序与工艺流程检验	(128)
6.2.1 成形工艺控制程序	(128)
6.2.2 工艺流程检验	(129)
6.3 成品检测	(133)
6.3.1 制造缺陷	(133)
6.3.2 无损检测	(137)
6.3.3 破坏性检验	(140)
6.3.4 检测工艺流程	(142)
6.3.5 验收/拒收标准	(142)
6.4 基于统计的工艺过程控制	(148)

6.4.1	收集和绘制数据曲线图	(148)
6.4.2	工艺能力	(148)
6.4.3	工艺控制常用的统计方法	(149)
第7章	积木式方法	(155)
7.1	积木式方法的基本概念和计划流程	(155)
7.1.1	积木式方法的基本概念	(155)
7.1.2	积木式计划的典型流程	(155)
7.2	各层级积木块的功用	(158)
7.2.1	复合材料结构研制的三个阶段	(158)
7.2.2	积木式方法的基本构型	(158)
7.2.3	材料性能的确定	(159)
7.2.4	设计值的确定	(160)
7.2.5	最终验证	(161)
7.3	积木式方法的应用实例——波音 777 型飞机尾翼的积木块试验	(162)
7.3.1	试样和结构元件	(162)
7.3.2	组合件试验	(163)
7.3.3	全尺寸试验	(166)
第8章	全尺寸结构试验	(169)
8.1	全尺寸结构试验的必要性	(169)
8.1.1	全尺寸结构静力试验	(169)
8.1.2	全尺寸结构疲劳/耐久性试验	(170)
8.1.3	全尺寸结构损伤容限试验	(170)
8.2	全尺寸结构试验技术	(170)
8.2.1	试件的固定装置	(170)
8.2.2	加载方式	(171)
8.2.3	加载动力装置	(172)
8.2.4	载荷控制系统	(173)
8.2.5	应变与变形数据的测量与采集	(173)
8.2.6	数据采集和处理系统	(173)
8.3	全尺寸结构试件缺陷和损伤的模拟	(173)
8.3.1	制造缺陷的模拟	(173)
8.3.2	冲击损伤的模拟	(174)
8.3.3	雷击损伤的模拟	(176)
8.3.4	大损伤的模拟	(177)
8.4	空中客车系列飞机全尺寸复合材料结构试验程序	(177)
8.4.1	空中客车系列飞机全尺寸复合材料结构的一般试验程序	(177)
8.4.2	A320 型飞机全尺寸复合材料垂直尾翼结构试验程序	(178)
8.5	混合结构试验	(183)

8.5.1 混合结构疲劳试验的一般方法	(183)
8.5.2 A380 型飞机金属与复合材料结构的全尺寸试验	(185)
第9章 静强度	(188)
9.1 应力集中	(188)
9.1.1 应力集中的基本概念	(188)
9.1.2 应力集中系数	(188)
9.1.3 不同开口尺寸的应力分布	(189)
9.1.4 铺层对应力集中的影响	(189)
9.1.5 应力集中对静强度的影响	(190)
9.2 失效模式与失效判据	(191)
9.2.1 失效模式	(191)
9.2.2 失效判据	(195)
9.3 层合板/结构元件的试验矩阵	(197)
9.3.1 无缺口试样强度试验矩阵	(197)
9.3.2 缺口试样强度试验矩阵	(199)
9.4 静强度设计许用值	(200)
9.4.1 材料许用值	(200)
9.4.2 设计许用值	(201)
9.5 静强度试验数据的分散性分析	(203)
9.5.1 双参数 Weibull 分布	(203)
9.5.2 Weibull 分布形状参数的假设检验	(204)
9.5.3 美国海军试验数据的 Weibull 形状参数	(205)
9.5.4 基本数据的 Weibull 形状参数	(208)
9.5.5 组合数据的 Weibull 形状参数	(210)
9.6 静强度可靠性分析	(212)
9.6.1 基本假设	(212)
9.6.2 可靠度计算方法	(212)
9.7 环境影响的处理方法	(215)
9.7.1 环境补偿因子法	(215)
9.7.2 环境箱模拟法	(217)
9.7.3 试验支持的分析方法	(218)
第10章 耐久性	(224)
10.1 复合材料的疲劳特性	(224)
10.1.1 复合材料的良好疲劳特性	(224)
10.1.2 复合材料的疲劳损伤特性	(224)
10.2 影响复合材料疲劳强度的因素	(225)
10.2.1 基体材料	(225)
10.2.2 纤维材料	(225)

10.2.3	铺层	(226)
10.2.4	环境	(227)
10.2.5	载荷作用方式	(229)
10.2.6	缺口	(230)
10.2.7	预载	(230)
10.3	疲劳试验载荷谱	(230)
10.3.1	疲劳试验载荷谱的分类	(230)
10.3.2	谱载截除	(232)
10.4	疲劳寿命试验数据的分散性分析	(233)
10.4.1	疲劳寿命试验数据的收集方法	(233)
10.4.2	美国海军试验数据的 Weibull 形状参数	(235)
10.4.3	基本数据的 Weibull 形状参数	(237)
10.4.4	组合数据的 Weibull 形状参数	(238)
10.4.5	静强度分散性与疲劳寿命分散性的比较	(239)
10.5	疲劳寿命的可靠性分析	(240)
10.5.1	寿命分散因子法	(240)
10.5.2	载荷放大系数法	(240)
10.5.3	极限强度方法	(242)
10.6	疲劳试验矩阵与疲劳强度设计许用值	(242)
10.6.1	疲劳寿命试验矩阵	(242)
10.6.2	疲劳强度设计许用值	(243)
第 11 章	损伤容限	(246)
11.1	引言	(246)
11.2	制造缺陷	(246)
11.2.1	铺层和固化过程中形成的缺陷	(246)
11.2.2	制造和装配过程中产生的缺陷	(247)
11.3	冲击损伤源和冲击损伤形态	(248)
11.3.1	冲击损伤源	(248)
11.3.2	冲击损伤形态	(250)
11.4	冲击威胁	(250)
11.4.1	冲击威胁的 Weibull 分布	(250)
11.4.2	军机的冲击能量—超越数曲线	(252)
11.4.3	冲击威胁的对比分析	(253)
11.5	损伤假设	(255)
11.5.1	冲击能量截止值	(255)
11.5.2	损伤容限设计的关键参数	(257)
11.5.3	概率损伤容限设计的关键参数	(259)
11.5.4	其他损伤假设	(259)

11.6	缺陷/损伤对静强度和疲劳强度的影响	(260)
11.6.1	不同缺陷/损伤形式对静强度影响的对比分析	(260)
11.6.2	冲击损伤对拉、压静强度影响的差异	(260)
11.6.3	不同设计参数对冲击后压缩强度的影响	(261)
11.6.4	缺陷/冲击损伤对疲劳强度的影响	(263)
11.7	剩余强度要求	(263)
11.7.1	损伤分类	(264)
11.7.2	不同损伤程度的剩余强度要求	(264)
11.7.3	剩余强度要求的评定程序	(266)
11.8	循环载荷作用下的损伤扩展	(267)
11.8.1	含孔层合板的损伤扩展	(267)
11.8.2	分层的疲劳扩展特性	(267)
11.8.3	损伤无扩展设计	(270)
11.9	损伤容限设计许用值和损伤容限验证试验	(272)
11.9.1	损伤容限设计许用值	(272)
11.9.2	损伤无扩展验证试验	(273)
11.10	损伤容限的确定性符合方法	(277)
11.10.1	制定剩余强度—损伤尺寸关系曲线	(277)
11.10.2	基于可检性水平的几个典型损伤尺寸	(277)
11.10.3	检测计划的评定程序	(278)
11.10.4	确定性符合方法的两类主要试验依据	(279)
11.11	损伤容限设计的概率符合性方法	(279)
11.11.1	确定满足损伤容限设计要求的程序	(280)
11.11.2	冲击能量—超越概率曲线	(281)
11.11.3	冲击能量—超越概率数据的两种拟合方法	(281)
11.11.4	设计使用寿命和检查间隔	(282)
第12章	紧固件连接	(285)
12.1	引言	(285)
12.2	连接形式、失效模式与失效准则	(285)
12.2.1	连接形式	(285)
12.2.2	失效模式	(285)
12.2.3	失效准则	(287)
12.3	紧固件的选择	(287)
12.4	疲劳强度的影响因素和剩余强度	(288)
12.4.1	疲劳强度的影响因素	(288)
12.4.2	剩余强度	(288)
12.5	紧固件连接试验	(289)
12.5.1	试件制备	(289)

12.5.2	挤压强度的表达式	(289)
12.5.3	推荐的接头挤压试验矩阵	(289)
12.5.4	推荐的挤压—旁路试验矩阵	(292)
12.6	紧固件连接的许用值	(292)
12.6.1	紧固件连接的材料许用值	(292)
12.6.2	静强度设计许用值	(293)
第13章	胶结连接	(294)
13.1	胶结连接的特点和应用局限性	(294)
13.1.1	胶结连接的特点	(294)
13.1.2	胶结连接的应用局限性	(295)
13.1.3	胶结缺陷的检查	(295)
13.2	胶结连接形式与失效模式	(295)
13.2.1	胶结连接形式	(295)
13.2.2	胶结接头的失效模式	(296)
13.3	胶结连接设计的基本准则	(297)
13.4	胶结连接强度的影响因素	(300)
13.4.1	被胶结件厚度	(300)
13.4.2	连接形式	(301)
13.4.3	被胶结件刚度	(301)
13.4.4	胶黏剂韧性	(302)
13.4.5	胶结件性能	(303)
13.4.6	胶结缺陷	(305)
13.5	胶结连接的耐久性	(308)
13.5.1	胶结接头的疲劳特性	(308)
13.5.2	胶结连接耐久性的设计准则	(309)
13.5.3	胶结结构的耐久性试验	(309)
13.6	表面处理	(311)
13.6.1	概述	(311)
13.6.2	表面处理效果的检查	(313)
13.6.3	避免潮湿或污染的方法	(314)
13.7	胶结连接试验	(314)
13.7.1	胶黏剂性能试验	(314)
13.7.2	胶结连接性能试验	(316)
13.8	基于测试的断裂力学评估	(319)
13.8.1	断裂测试与剪切强度试验的对比分析	(320)
13.8.2	双悬臂梁测试法	(320)
13.9	胶结连接强度的分散性分析	(323)
13.9.1	静强度数据的分散性分析	(323)

13.9.2 疲劳寿命数据的分散性分析	(329)
第14章 加筋结构	(333)
14.1 加筋条端头	(333)
14.1.1 壁板与加筋条	(333)
14.1.2 加筋条端头的受力状态	(334)
14.1.3 静强度	(335)
14.1.4 疲劳强度	(339)
14.2 桁条与蒙皮的胶结连接	(339)
14.2.1 引言	(339)
14.2.2 C-X 运输机复合材料机翼结构	(340)
14.2.3 脱胶损伤的评估要求	(340)
14.2.4 含脱胶损伤壁板的翘曲分析	(341)
14.2.5 加筋条与蒙皮胶结连接的验证	(342)
第15章 夹芯结构	(344)
15.1 夹芯结构与受力特性	(344)
15.1.1 夹芯结构	(344)
15.1.2 受力特性和其他特性	(344)
15.2 夹芯结构的损伤与损伤阻抗设计	(345)
15.2.1 夹芯结构常见损伤	(345)
15.2.2 夹芯结构的损伤阻抗设计	(346)
15.3 夹芯结构的连接设计	(348)
15.4 夹芯结构试件的环境浸润处理	(350)
15.5 夹芯壁板结构损伤阻抗和损伤容限试验	(352)
15.5.1 引言	(352)
15.5.2 冲击损伤尺寸的影响因素	(353)
15.5.3 夹芯壁板 CAI 强度的尺寸效应	(356)
第16章 闪电防护技术	(366)
16.1 雷击区域划分	(366)
16.1.1 闪电附着	(366)
16.1.2 区域划分	(366)
16.1.3 不同1区部位遭受闪电初始附着的百分比	(369)
16.2 复合材料结构闪电直接效应	(370)
16.2.1 非导电复合材料的闪电直接效应	(370)
16.2.2 导电复合材料	(370)
16.3 闪电防护环境标准	(371)
16.3.1 闪电波形	(373)
16.3.2 闪电波形应用	(375)
16.4 复合材料结构闪电防护技术	(376)

16.4.1	非导电复合材料防护	(376)
16.4.2	导电复合材料防护	(381)
16.4.3	防护有效性评定	(389)
16.5	复合材料结构闪电直接效应的试验	(389)
16.5.1	试验设备	(389)
16.5.2	试验方法	(391)
第 17 章	修理	(394)
17.1	可接近性设计与可检查性设计	(394)
17.1.1	可接近性设计	(394)
17.1.2	可检查性设计	(394)
17.2	可修理性设计	(395)
17.2.1	层合板可修理性设计	(396)
17.2.2	夹芯结构可修理性设计	(397)
17.2.3	波音 787 飞机复合材料结构的一些特殊可修理性设计	(397)
17.3	损伤的检测	(398)
17.3.1	目视及其他的简单检查方法	(398)
17.3.2	无损检查方法	(401)
17.4	修理的分类	(408)
17.4.1	按损伤严重程度分类	(408)
17.4.2	按修理对象和修理方法分类	(408)
17.4.3	按修理场地分类	(409)
17.4.4	按损伤危害性分类	(410)
17.5	修理设计准则	(410)
17.5.1	刚度	(411)
17.5.2	静强度和稳定性	(411)
17.5.3	耐久性	(412)
17.5.4	损伤容限	(412)
17.5.5	与飞机系统的相容性	(412)
17.5.6	气动光滑性	(412)
17.5.7	重量与平衡	(413)
17.6	修理方案的确定	(413)

第 1 章 绪 论

飞机的设计和制造一直是与性能优异的材料联系在一起的。20 世纪 60 年代中期以碳纤维为增强体的复合材料问世，70 年代初开始应用于军用飞机结构，80 年代开始应用于民用飞机结构。复合材料具有比强度高和比刚度高的独特优点，飞机结构采用复合材料，其重量^①可相应减少 20% ~ 30%。此外，复合材料还具有可设计性强、疲劳性能好、耐腐蚀、易于大面积整体成形、维护性好等优点。目前，复合材料已经成为重要的飞机结构材料。

复合材料结构的加工制造过程和损伤特性与金属结构有明显不同。在工艺成形过程中，由于诸多因素的影响，复合材料中可能会出现气孔、树脂裂纹、分层和脱胶等制造缺陷，生产质量相对难以稳定；飞机在服役过程中，在服役载荷、雨水侵蚀、鸟和冰雹等外来物冲击等作用下，复合材料结构可能出现分层、脱胶、纤维断裂等损伤；此外，复合材料结构受温度、湿度、紫外线、闪电等环境影响也比较严重。因此，在适航审定中应当更加关注复合材料结构的安全性。

1.1 复合材料的原材料

1.1.1 纤维

增强纤维是复合材料的承载主体。飞机结构中应用的增强纤维有碳纤维、芳纶纤维、玻璃纤维和硼纤维等。碳纤维由于其性能好、纤维类型和规格多、成本适中等因素，在飞机结构中应用最广。芳纶纤维性能虽然尚佳，但在湿热状态下性能有明显下降，一般不用作飞机主承力结构，目前多与碳纤维一起混杂使用。玻璃纤维由于刚度较低，只用于一些次要结构，例如，整流罩、雷达罩、舱内装饰结构等。硼纤维因纤维直径较粗且刚硬，成形和加工困难，且价格昂贵，故应用很少。表 1-1 和表 1-2 分别给出了几种类型增强纤维的参考价格和性能比较。

表 1-1 增强纤维的价格比较

材 料		每束纤维根数	价格 \$/kg (1992 年)
玻璃纤维		—	6.6 ~ 11
Kevlar - 49		—	2.2 ~ 44
石英纤维		—	264.3
碳纤维	PAN 基模量 (227GPa)	1k	308.4
		3k	88.1
		6k	66.1
		12k	55.1

① 本书所指“重量”均为“质量”(mass)概念，单位为磅(lb)或千克(kg)。

续表 1-1

材 料		每束纤维根数	价格 \$ /kg (1992 年)
碳纤维	中等模量 (275 ~ 345GPa)	6k	187.2
		12k	99.1
	超高模量 (>483GPa)	—	660 ~ 1542
硼纤维		—	高于 440

表 1-2 几种类型增强纤维性能的比较

材料		直径 /μm	密度 ρ / (g/cm ³)	拉伸强度 σ/GPa	拉伸模量 E/GPa	比强度 (σ/ρ) / (MJ/kg)	比模量 (E/ρ) / (MJ/kg)	CTE /10 ⁻⁶ K ⁻¹	熔点 /℃	延伸率 /%
纤维	E 玻璃纤维	7	2.54	3.45	70	1.35	27	约 8.5	>540	4.8
	S 玻璃纤维	15	2.50	4.50	86	1.8	34.5	(硅 0.31)	>540	5.7
	碳纤维, HM	7.5	1.9	1.8	400	0.9	200	3.2 ~	>3500	1.5
	碳纤维, HS	7.5	1.7	2.6	240	1.5	140	12.1	>3500	0.8
	硼纤维	130	2.6	3.5	400	1.3	155	—	2300	—
	Kevlar-29	12	1.44	2.8	60	1.9	41.7	—	500	3.5
	Kevlar-49	12	1.45	2.8	134	1.9	92.4	—	500	2.5
块状材料	钢	—	7.8	0.34 ~ 2.1	208	0.04 ~ 0.27	27	—	1480	5 ~ 25
	铝合金	—	2.7	0.14 ~ 0.62	69	0.05 ~ 0.23	26	—	600	8 ~ 16

1.1.2 织物

织物由经向纤维和纬向纤维编制而成，分为平纹布（见图 1-1）和缎纹布（见图1-2）。平纹布布形稳定、不易弯折。缎纹布按不同织法有 4 综缎、5 综缎、8 综缎、12 综缎等，且各有其特点。如 8 综缎编织布体现了单向带的特点，整体性好，容易铺覆成较复杂形状的构件。

采用织物作为增强材料具有以下特点：

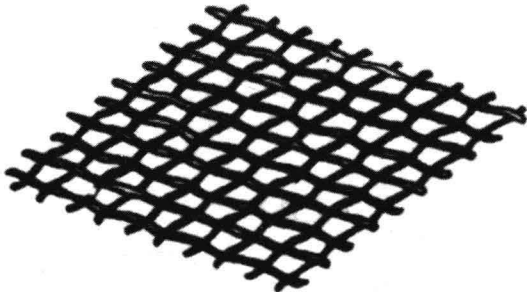


图 1-1 平纹编织布