



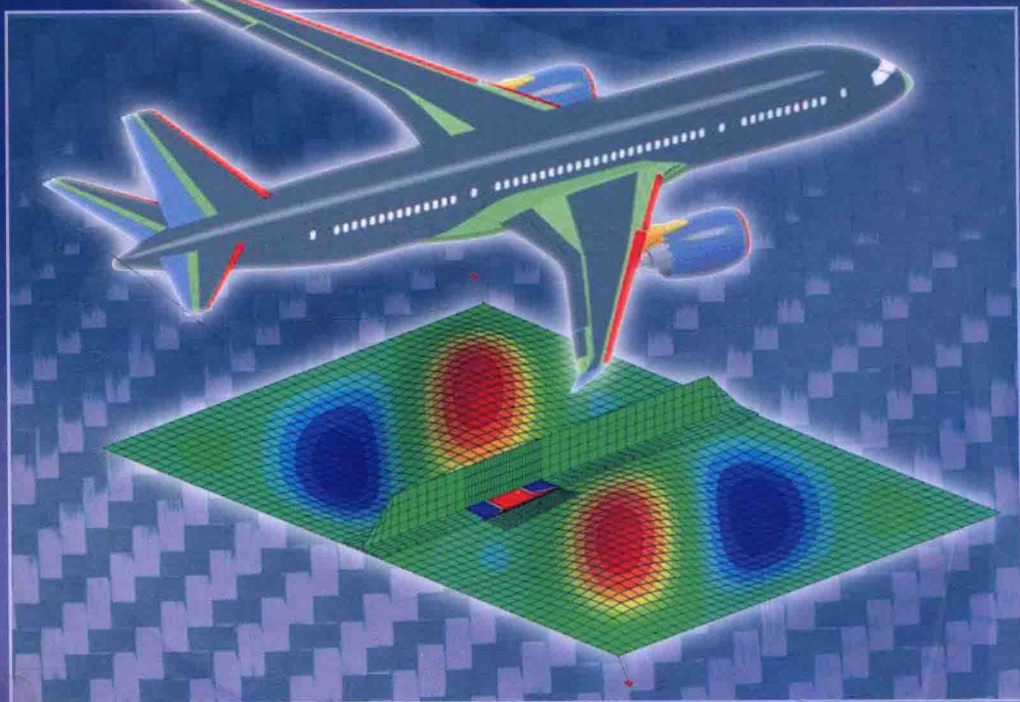
飞机设计技术丛书

“十二五”国家重点图书出版规划项目

STRESS ANALYSIS OF AIRCRAFT COMPOSITE STRUCTURES

飞机复合材料 结构应力分析

杨卫平 主编



航空工业出版社

飞机复合材料结构应力分析

杨卫平 主编



航空工业出版社

北京

内 容 提 要

本书系统地介绍了飞机复合材料结构分析的内容及方法,从复合材料基本力学性能、破坏准则到详细结构设计,从稳定性到连接都进行了详细阐述,同时书中部分章节还提供了实例供学习使用。

本书可以供复合材料初学者学习和参考使用,也可用于工程设计参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞机复合材料结构应力分析/杨卫平主编. --北京:航空工业出版社, 2018. 1

(飞机设计技术丛书)

ISBN 978-7-5165-1355-2

I. ①飞… II. ①杨… III. ①飞机-复合材料结构-应力分析 IV. ①V257

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2017) 第 264882 号

飞机复合材料结构应力分析

Feiji Fuhe Cailiao Jiegou Yingli Fenxi

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑 2 号院 100012)

发行部电话: 010-84936597 010-84936343

三河市华骏印务包装有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2018 年 1 月第 1 版

2018 年 1 月第 1 次印刷

开本: 787×1092 1/16

印张: 12

字数: 273 千字

印数: 1—2000

定价: 58.00 元

编 委 会

主 编 杨卫平

副主编 谢宗蕙 刘成玉

编 委 张 磊 柴 慧 杨 杰 李兴利 任 善

杜 凯 赵占文 陈 军 韩思聪 张 丽

李军贵 李 苗 郑 洁 侯 瑞 李小鹏

李 想 吴 师 杭久涛 王绥安 郭 奇

郭 凯 郝亚会 惠文智 徐文豪

主 审 张子龙

前 言

复合材料结构具有比强度比刚度高、耐疲劳、耐腐蚀、性能可设计等特性，在同等结构情况下可比金属结构减重约 20%，可以大大改善飞机的整体性能。因此，复合材料结构越来越受到设计及使用部门的重视，在飞机结构上使用量呈逐年上升趋势。其使用部位遍及现代飞机的主次结构，从整流罩、前后缘等次要受力部位，到副翼、升降舵等操纵面，再到机翼盒段、机身等主承力结构。目前波音 787 复合材料总用量达 50%，空客 A350 飞机复合材料用量达 52%。因此，国内外比较热衷对复合材料结构的分析。

本书系统地介绍了复合材料结构分析的内容及方法。全书分为 12 章。第 1 章概述了复合材料背景介绍及应用；第 2~第 3 章介绍了复合材料层合板的力学原理及失效准则；第 4~第 8 章系统阐述了复合材料结构稳定性分析的具体内容及方法；第 9~第 12 章是复合材料连接结构分析及修理评估。书中部分章节提供算例供学习使用。

由于复合材料结构比较复杂，时至今日，理论分析结果与试验结果还存在一定差距，因此本书抛砖引玉，给复合材料设计人员提供参考，不妥之处，敬请读者指正。

特别感谢西北工业大学飞行器设计专业老师和同学在本书的编撰和校对过程中付出的辛勤劳动，以及中航复合材料有限责任公司张子龙老师对本书的审阅和修改。

本书第 9~第 12 章所涉及的复合材料维修部分的研究工作得到了国家自然科学基金项目“民机复合材料结构维修基础理论与实验验证”(U1233202) 的资助，在此表示衷心感谢。

目 录

第 1 章 复合材料背景介绍及应用	(1)
1.1 复合材料及发展历史	(1)
1.1.1 复合材料定义及分类	(1)
1.1.2 复合材料发展历史	(1)
1.2 复合材料制备工艺	(3)
1.2.1 预浸料手工铺放工艺	(3)
1.2.2 模压成形工艺	(3)
1.2.3 缠绕成形工艺	(4)
1.2.4 树脂传递模塑成形工艺	(5)
1.3 复合材料特点	(6)
1.4 复合材料在飞机中的应用	(8)
参考文献	(10)
第 2 章 层合板力学性能分析	(11)
2.1 各向异性弹性材料的本构方程	(11)
2.1.1 广义胡克定律	(11)
2.1.2 考虑对称性的几种情况	(12)
2.1.3 层合板工程常数不变量	(16)
2.2 单层正交各向异性材料任意方向的应力应变关系	(18)
2.2.1 广义平面问题	(18)
2.2.2 单层材料任意方向应力应变转轴公式	(19)
2.3 层合板力学性能	(21)
2.3.1 层合板表示方法	(21)
2.3.2 层合板面内刚度分析	(22)
2.3.3 层合板面外弯曲刚度	(23)
2.3.4 层合板面内与面外载荷共同作用	(25)
2.3.5 层合板面外剪切	(26)
2.4 算例分析	(28)
2.4.1 算例一：层合板拉伸和弯曲算例	(28)
2.4.2 算例二：层合板面外剪切算例	(30)
参考文献	(32)

第3章 复合材料层合板失效准则	(33)
3.1 最大应力失效准则	(33)
3.2 最大应变失效准则	(34)
3.3 蔡-希尔 (Tsai-Hill) 失效准则	(34)
3.4 蔡-吴 (Tsai-Wu) 失效准则	(36)
3.5 失效准则	(38)
3.5.1 诺里斯失效准则	(38)
3.5.2 帕克失效判据	(39)
3.5.3 霍夫曼失效判据	(40)
3.6 算例	(40)
参考文献	(42)
第4章 复合材料层合板稳定性分析	(43)
4.1 正交各向异性矩形层合板的轴压稳定性分析	(44)
4.1.1 分析方法	(44)
4.1.2 算例	(47)
4.2 正交各向异性矩形层合板的剪切屈曲分析	(48)
4.2.1 分析方法	(48)
4.2.2 算例	(49)
4.3 正交各向异性矩形层合板的复合载荷屈曲分析	(49)
4.3.1 双向轴压作用下的屈曲分析	(49)
4.3.2 压剪复合载荷作用下的屈曲分析	(51)
参考文献	(51)
第5章 含孔复合材料层合板分析	(53)
5.1 开孔层合板应力/应变场分析	(53)
5.1.1 方法一: 惠特尼-纽斯曼 (Whitney-Nuismer)	(53)
5.1.2 方法二: NASA 方法	(54)
5.1.3 方法三: 各向同性板理论	(56)
5.1.4 方法四: 经验法	(56)
5.2 相关失效准则	(58)
5.2.1 “点应力”失效准则 (Whitney 和 Nuismer)	(58)
5.2.2 “平均应力”失效准则 (Whitney 和 Nuismer)	(58)
5.2.3 与经验法相关的失效准则	(59)
5.2.4 有限断裂力学方法	(59)
5.2.5 内部缺陷断裂力学	(63)
5.2.6 应用实例	(63)
5.3 含紧固件孔层合板失效分析	(64)
参考文献	(65)

第 6 章 复合材料夹层结构分析	(67)
6.1 快捷分析理论——“夹层”梁	(68)
6.1.1 载荷 N_y 的影响	(69)
6.1.2 剪切载荷 T_x 的影响	(70)
6.1.3 剪切载荷 T_z 的影响	(71)
6.1.4 弯矩 M_x 的影响	(74)
6.1.5 弯矩 M_z 的影响	(75)
6.1.6 变形和等效力学性能	(75)
6.2 算例	(78)
参考文献	(81)
第 7 章 复合材料夹层结构稳定性分析	(82)
7.1 夹层结构压缩稳定性分析	(82)
7.1.1 夹层结构在压缩载荷作用下的屈曲	(82)
7.1.2 夹层结构在压缩载荷作用下的面板局部失稳	(83)
7.1.3 夹层结构在压缩载荷作用下的芯格内屈曲	(85)
7.2 夹层结构剪切稳定性分析	(86)
7.2.1 夹层结构在剪切载荷作用下的屈曲	(86)
7.2.2 夹层结构在面内剪切载荷作用下的面板局部失稳	(86)
7.3 混合载荷下夹层结构稳定性分析	(87)
7.3.1 夹层结构在混合载荷作用下的屈曲	(87)
7.3.2 夹层结构在混合载荷作用下的面板局部失稳	(89)
参考文献	(90)
第 8 章 复合材料加筋壁板稳定性分析	(92)
8.1 加筋层合板屈曲分析的工程简化方法	(92)
8.1.1 加筋层合板的局部屈曲分析	(93)
8.1.2 加筋层合板的总体屈曲分析	(97)
8.2 轴压下加筋层合板的承载能力估算	(100)
8.2.1 分段处理法 ^[2]	(100)
8.2.2 有效宽度法 ^[5]	(101)
8.3 算例——加筋层合板在轴压下的承载能力计算 ^[2,5]	(102)
参考文献	(104)
第 9 章 复合材料胶接连接分析	(105)
9.1 胶接连接设计	(105)
9.1.1 胶接连接基本型式	(105)
9.1.2 胶接连接典型失效模式	(106)
9.2 复合材料胶接接头理论分析方法	(106)
9.2.1 复合材料双搭接接头解析分析模型	(107)

9.2.2	复合材料单搭接接头解析分析模型	(113)
9.2.3	复合材料阶梯形搭接接头解析分析模型	(120)
9.2.4	复合材料斜切形搭接接头解析分析模型	(129)
9.3	复合材料胶接连接接头静强度预测	(130)
	参考文献	(132)
第10章	复合材料胶接修理分析	(133)
10.1	复合材料层合板贴补修理分析	(136)
10.2	复合材料层合板挖补修理分析	(139)
10.3	复合材料层合板胶接修理分析软件	(142)
10.4	算例	(144)
	参考文献	(148)
第11章	复合材料机械连接分析	(150)
11.1	弹簧质量模型法	(151)
11.1.1	不考虑钉孔间隙的弹簧质量模型	(151)
11.1.2	考虑钉孔间隙的弹簧质量模型	(153)
11.1.3	算例	(154)
11.2	有限元方法	(156)
11.2.1	二维分析模型中的紧固件 (Fastener) 单元	(157)
11.2.2	三维多体接触分析模型中的接触算法	(158)
11.2.3	算例	(160)
11.3	复合材料多钉连接强度预测模型	(162)
	参考文献	(164)
第12章	复合材料机械连接修理分析	(166)
12.1	紧固件刚度	(166)
12.2	机械修理载荷传递分析	(168)
12.3	热致载荷的估算	(172)
12.4	拉伸载荷作用下复合材料机械连接修理载荷传递估算	(173)
12.5	剪切载荷机械修理载荷传递估算	(176)
12.6	x 方向的一般解法	(176)
12.7	算例	(177)
12.7.1	机械连接的载荷分析	(177)
12.7.2	热致载荷分析	(180)
	参考文献	(182)

第1章 复合材料背景介绍及应用

1.1 复合材料及发展历史

1.1.1 复合材料定义及分类

复合材料是指用经过选择的、含一定数量比的两种或两种以上的组分（或称组元），通过人工复合，组成多相且各相之间有明显界面的具有特殊性能的固体材料。

复合材料中连续相称为基体，分散相称为增强材料，两相之间存在明显的分界面。复合材料能利用各个材料的性能，但是性能不是简单的叠加，而是取长补短，充分发挥各个材料的性能，弥补单一材料的缺点，综合各种材料的性能。复合材料的基体材料分为金属和非金属两大类。金属基体中通常使用的为镁、铝、钛、铜及其合金。非金属基体主要有合成树脂、橡胶、陶瓷、石墨、碳等。增强材料主要有碳化硅纤维、碳纤维、硼纤维、玻璃纤维、芳纶纤维、石棉纤维、金属丝和硬质细粒等。

复合材料的分类方法有很多种，下面列出常见的几种分类方法。按照增强材料形态可以分为：纤维增强复合材料、颗粒增强复合材料和编织复合材料。纤维增强复合材料分为如下5种：玻璃纤维复合材料、碳纤维复合材料、有机纤维复合材料（芳香族聚酰胺纤维、芳香族聚酯纤维和聚烯烃纤维等）、金属纤维复合材料、陶瓷纤维复合材料（如氧化铝纤维、碳化硅纤维、硼纤维等）。按照材料作用分为两类：结构复合材料和功能复合材料。结构复合材料主要用于制造承力构件，基本上是由能承受载荷的增强体组元和能连接增强体成为整体同时又起分配和传递载荷作用的基体组元构成。结构复合材料可以按照受力要求进行组元选材和增强体排布设计，充分发挥组元的功能。功能复合材料是指具备各种特殊物理和化学性能（如电、磁、热、耐腐蚀等性能）的材料。

1.1.2 复合材料发展历史

现代复合材料大约始于20世纪40年代，玻璃纤维增强的复合材料的出现标志着复合材料的新纪元。早在古代，人们就开始利用复合材料。自然界中，树木是纤维素和木质素的复合体，图1-1为木材内部纹理图，可以看见纤维沿一个方向排列。中国古代采用木质结构作为主要承力部件，利用了木材在纤维方向抗拉、抗压能力强的特点。

20世纪40年代出现的玻璃纤维增强复合材料标志着现代复合材料的开始。玻璃纤维增强复合材料又被称为玻璃钢，一般使用玻璃纤维增强不饱和聚酯、环氧树脂和酚醛树脂基体。玻璃纤维增强复合材料具有不导电、耐腐蚀、质量轻等优点，可以代

替金属材料制造零件，如船舶和汽车的壳体。玻璃纤维增强复合材料充分利用了材料的优点：单一的玻璃纤维强度高，但是由于纤维之间没有连接，因此只能承受拉力而不能承受弯曲、剪切等载荷；树脂强度差，不能作为承力构件。玻璃纤维增强复合材料利用树脂把玻璃纤维黏结在一起，使得其强度相当于钢材但是密度更小。由于采用树脂黏结，可以制成各种形状的构件，如玻璃钢管、玻璃钢罐和卫生间顶板等。图 1-2 为玻璃钢制成的储罐。

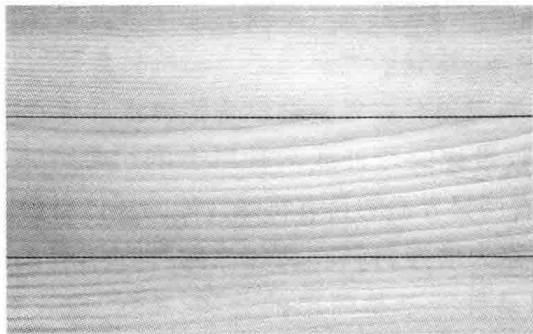


图 1-1 木材内部纹理



图 1-2 玻璃钢储罐

以碳纤维为代表的先进复合材料的出现和应用标志着复合材料的发展进入一个新的阶段。碳纤维是一种含碳量在 95% 以上的高强度、高模量的新型纤维材料^[1]。它是由片状石墨微晶等有机纤维沿纤维轴向方向堆砌，经碳化或石墨化处理而得到的微晶石墨材料。碳纤维“外柔内刚”，质量比金属铝轻，但强度却高于钢铁，并且具有耐腐蚀、高模量的特性，在国防军工和民用方面都是重要材料。它不仅具有碳材料的固本征特性，又兼备纺织纤维的柔软可加工性，是新一代增强纤维。碳纤维具有许多优良性能，如：轴向强度和模量高，密度低，比性能高，无蠕变，非氧化环境下耐超高温，耐疲劳性好，比热及导电性介于非金属和金属之间，热膨胀系数小且具有各向异性，耐腐蚀性好，X 射线透过性好，良好的导电、导热性能，电磁屏蔽性好等。与传统的玻璃纤维相比，碳纤维弹性模量是其 3 倍多；与凯芙拉纤维相比，碳纤维弹性模量是其两倍左右，在有机溶剂、酸、碱中不溶不胀，耐蚀性突出。

碳纤维是典型的高科技领域中的新型工业材料。碳纤维增强复合材料已经在航天、航空、兵器、汽车、电子、机械、化工、轻纺、运动器材和休闲用品等领域取得广泛应用^[2]，图 1-3 的高端跑车普遍采用碳纤维增强复合材料制造。碳纤维增强复合材料可以用于制造飞机、导弹蒙皮、主承力结构、风力发电叶片、人工韧带、球棒，以及制造机动船、工业机器人、汽车板簧和驱动轴等。

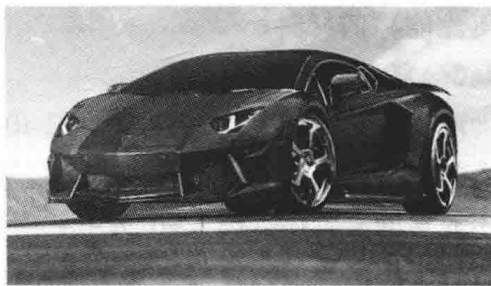


图 1-3 高端跑车普遍采用碳纤维材料

1.2 复合材料制备工艺

复合材料的制备都包括浸渍、铺层、叠层和固化四个步骤。复合材料成形工艺有很多种,下面就常见的几种工艺进行重点介绍。

1.2.1 预浸料手工铺放工艺

预浸料手工铺放工艺方法在航空、航天工业中的应用比较普遍。采用这种工艺方法制造复合材料构件的基本步骤为:从冰柜中取出预浸料并于室温下放置足够时间,然后打开密封袋,取出预浸料,将预浸料在下料台上裁切成需要的形状和取向;将模具的模腔表面涂覆脱模剂,按照生产要求将预浸料放置在模具表面;将预浸料铺好并使用压辊将层间空气挤出,将预浸料压实,使用脱模布、隔离膜、透气毡和真空袋进行真空封装;将整体封装好的模具放入热压罐中,连接电偶和真空软管,关闭热压罐;将固化过程中的数据输入计算机控制器,按照程序对热压罐进行温度控制。

在预浸料手工铺放工艺生产过程中,由于预浸料铺放是手工操作的,所以生产效率较低,且在复杂产品中保持准确的纤维取向很困难,仅适用于小批量产品生产。目前已部分采用自动铺带/铺丝机进行精确的纤维铺放控制,以取代手工操作。图1-4为航空部件生产中预浸料的自动铺设。

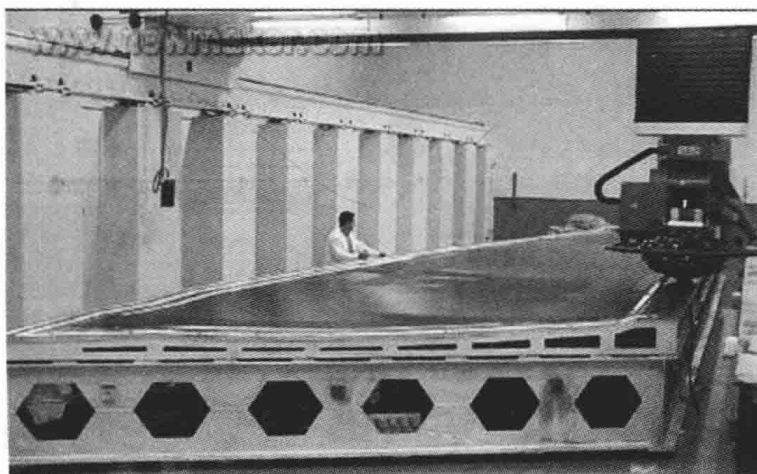


图1-4 自动铺设预浸料

1.2.2 模压成形工艺

模压成形工艺采用阴阳两个半模来成形,通过压力合模,同时升温,直至固化,压制所需结构件(见图1-5)。模压成形工艺是相对比较成熟的技术,工艺成本比较低,一次完成成形,容易实现自动生产,生产效率高。

模压成形的主要影响因素是压力和温度。压力可通过压机实现,压机是模压成形的最主要设备。温度可采用烘箱加热等多种通用加热方法实现。模压成形适用于纤维含量不太高的构件的成形,一般不用于主承力构件成形。如果需要,模压成形过程中也可以采用真空方法作为辅助手段,以利于复合材料构件成形。

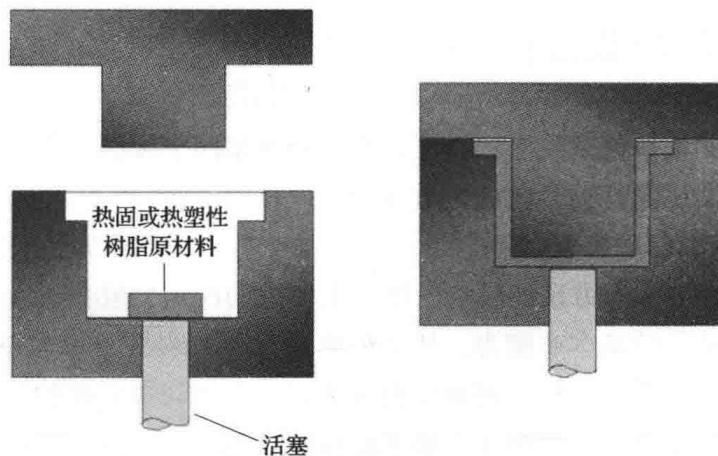


图 1-5 模压成形工艺示意图

1.2.3 缠绕成形工艺

缠绕成形工艺适用于回转体结构，如柱形、管形或球形等。缠绕成形工艺是将浸过树脂胶液的连续纤维（或布带、预浸纱）按照一定规律缠绕到芯模上（见图 1-6），然后经固化、脱模，获得制品。

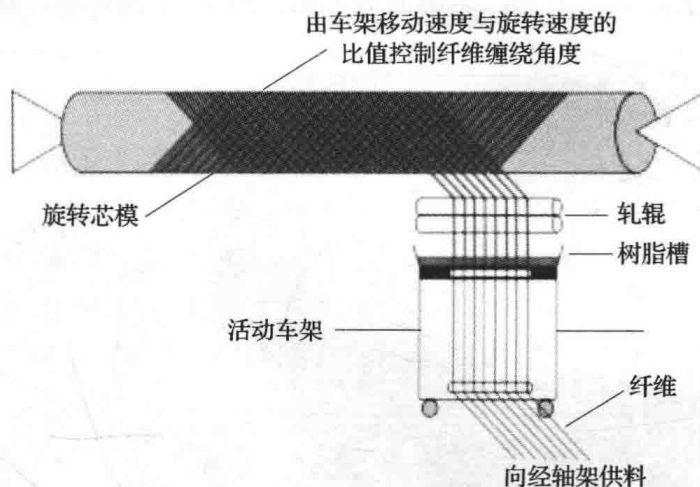


图 1-6 复合材料结构缠绕成形工艺

根据缠绕成形时树脂基体的状态不同，可分为干法缠绕、湿法缠绕和半干法缠绕三种。干法缠绕采用预浸带，在缠绕机上经加热软化后缠绕到芯模上。干法缠绕能够准确地控制产品质量，生产效率高，缠绕机清洁，劳动卫生条件好，产品质量高，其缺点是缠绕设备昂贵。湿法缠绕是将纤维束浸胶后，在张力控制下直接缠绕到芯模上。湿法缠绕的优点为：（1）成本比干法缠绕低 40%；（2）产品气密性好，因为缠绕张力使多余的树脂胶液将气泡挤出，并填满空隙；（3）纤维排列平行度好；（4）湿法缠绕时，纤维上的树脂胶液，可减少纤维磨损；（5）生产效率高（达 200m/min）。湿法缠绕的缺点为：（1）树脂浪费大，操作环境差；（2）含胶量及成品质量不易控制。半干法缠绕是在湿法缠绕的基础上，增加了烘干工序，以除去溶

剂，与湿法相比，可使制品中的气泡含量降低。三种缠绕方法中，以湿法缠绕应用最为普遍。

缠绕工艺通常可以分为环向缠绕、螺旋缠绕以及球形缠绕等。根据不同的缠绕方式，可以设计出不同类型的缠绕机。缠绕机是实现缠绕工艺的主要设备，缠绕机主要由芯模驱动和绕丝嘴驱动两大部分组成。对缠绕机的主要要求是：（1）能够实现制品设计的缠绕规律和排纱准确；（2）操作简便；（3）生产效率高；（4）设备成本低。市场上已有多种不同工作原理的缠绕机，可根据产品的技术条件选购不同的缠绕机。

缠绕成形能够按产品的受力状况设计缠绕规律，能充分发挥纤维的强度优势；容易实现自动化生产，产品质量稳定，生产效率高，劳动强度低，成本低。但缠绕成形适应性小，不能缠非回转体结构形式的制品；需要的设备比较复杂，投资大，技术要求高，只有大批量生产时才能降低成本。

1.2.4 树脂传递模塑成形工艺

树脂传递模塑成形（Resin Transfer Molding, RTM），属于这一工艺范畴的还有树脂注射工艺和压力注射工艺。典型的 RTM 工艺组成示意图如图 1-7 所示。

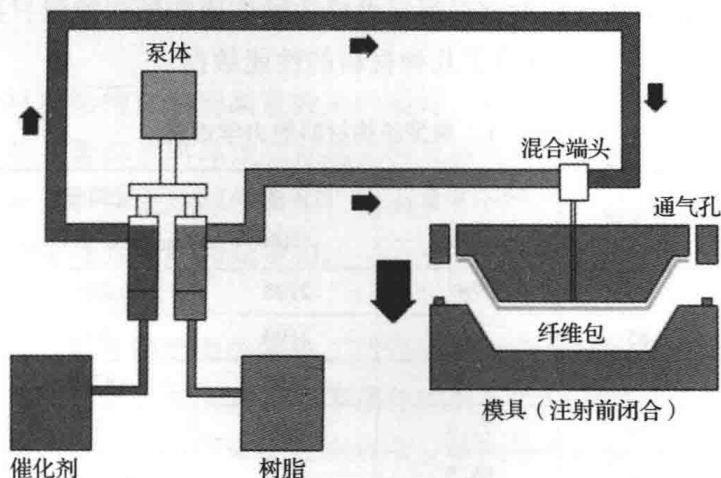


图 1-7 复合材料 RTM 工艺示意图

RTM 工艺的基本原理是将纤维增强材料预成型体铺放到模具的模腔内，用压力将树脂胶液从注胶口注入模腔，浸透预成型体增强材料，空气和余胶从出胶口排出，直至充满模腔，然后停止注入胶液并固化。

采用 RTM 工艺可以在较短的时间周期内完成复杂形状的大型连续纤维增强复合材料结构件。RTM 工艺与模塑工艺的区别在于增强材料预成型体在注入胶液之前已经放置在模腔内。这样在工艺过程中能够更好地控制纤维增强材料的分布与方向，从而得以保证制品的性能。

RTM 工艺过程可以分为三个阶段，预成型体制作、胶液注入和固化成形。其中制作预成型体要确保形状及尺寸精确，预成型体制作是 RTM 工艺的基础，对后期工艺成形有着重要的影响。在此阶段，干纤维被铺放成预先设计的形状，为了确保形状固定不变，多采用定型胶定型，必要时，也采用缝合的办法来固定形状。三维编织预

成形体，可用来制造三维编织复合材料结构件。

RTM 成形技术具有如下特点：(1) 可以制造具有精确外形的制品；(2) 成形效率高；(3) 增强材料铺放方便，可按受力状况铺放；(4) 工艺周期短，原材料及能源消耗少。

1.3 复合材料特点

与常规材料相比，复合材料具有非常显著的特点，这种特点主要体现在以下几个方面。

(1) 比强度和比模量高

航空、航天应用中往往对结构的重量^①非常敏感，应用复合材料最主要的原因就在于其优良的比强度和比模量^[3]。材料的弹性模量与其密度之比定义为比模量；材料的强度与其密度之比定义为比强度。材料的比强度与比模量是材料性能与自身重量的一个非常重要的衡量参数。

复合材料的比强度和比模量都很高，可以大幅度减轻结构重量，是现代航空、航空气理想的结构材料。表 1 - 1 列出了几种材料的性能数据。

表 1 - 1 典型结构材料的力学性能

材料	相对密度	弹性模量 /GPa	拉伸强度 /MPa	比模量/ (GPa · cm ³ /g)	比强度/ (MPa · cm ³ /g)
高模碳纤维	1. 90	390	2100	205	1100
高强碳纤维	1. 85	240	3500	130	1890
芳纶纤维	1. 50	130	2800	87. 0	1870
E - 玻璃纤维	2. 54	72. 4	3500	28. 5	1380
S - 玻璃纤维	2. 48	85. 5	4600	34. 5	1850
单向碳/环氧	1. 60	181	1500	113	938
单向玻璃/环氧	1. 80	38. 6	1062	21. 4	590
硼纤维	2. 63	385	2800	146	1100
结构钢	7. 80	206	1009	26. 4	129
铝合金	2. 80	73. 5	460	26. 3	164
钛合金	4. 50	112	940	24. 8	209

从表 1 - 1 中数据可见：碳/环氧复合材料的比强度是铝合金的 4 倍，钛合金的 3 倍多，其比模量是铝合金、钛合金的 5 倍多。通过在结构中应用复合材料，可以在确保不降低性能的前提下，实现有效减重。航空复合材料的应用实践表明，与铝合金这样的常规轻质合金材料相比，采用复合材料可实现 25% ~ 50% 的结构减重。即使是

① 本书的重量为质量 (mass) 概念，单位为 g、kg。

在一些需要使用复合材料厚板的情况下,总体上也能够实现减重的效果。

(2) 材料具有可设计性

复合材料由各向异性的单层组成。通过改变每一铺层的铺设方向及铺层总数,可以根据需要设计出满足应用要求的结构。实际上,航空结构上每个复合材料构件都是经过精心设计的,以确保结构强度、刚度、动态响应特性及疲劳特性等方面都符合设计要求,且通过各种严格的,从材料到结构的多层次的试验考核,才能够生产并装机使用。复合材料的可设计性不仅体现在其各项力学性能参数具有可设计性,而且物理参数也具有可设计性,例如,航天上应用的零膨胀结构,就是通过复合材料层合板的铺层比例、铺层方向的设计,来实现层合板的热膨胀系数接近于零的目标,这种结构可以在温度差异非常大的外太空环境下,保持结构尺寸的良好稳定性。

(3) 良好的耐疲劳性能

大量的应用实践表明,复合材料的耐疲劳性能明显优于金属材料,且由于复合材料的疲劳破坏过程,与金属材料大不相同,最初的损伤起始于基体开裂及界面分层,在这种疲劳损伤扩展过程中,具有明显的稳定扩展段,这就使得复合材料结构在已经存在明显疲劳裂纹损伤的情况下,仍具有足够的剩余强度与寿命,且在破坏前具有明显的预兆。

因而,复合材料结构在实现减重效果的同时,可以获得比金属材料结构更好的性能。对结构性能最显著的改善体现在结构韧性及耐久性等方面,可以提高结构使用寿命及可靠性,节省维护及更换部件费用,因而从长远使用角度考虑,复合材料的使用成本与金属材料相比具有很好的竞争力。

(4) 工艺简便易于成形

复合材料可以成形各种型面的零件,这是采用复合材料的最大优越性。有时还可以整体结构一次固化成形,大大减少了零部件的数量及机加工的次数,也减少了紧固件与连接件的应用数量,减少了装配技术环节,有利于总体减轻结构重量,降低制造成本,同时也有效地提高了结构的可靠性。利用复合材料的可设计性,还可以根据使用要求,对结构特定区域或部位很方便地进行局部强化,从而实现结构件功能的最优化。尤其是采用近年来发展的三维编织及相应的低成本制造技术,可以制造形状更为复杂的复合材料构件,而且能够有效简化工艺过程,提高生产效率。

(5) 结构功能一体化

工程应用中有时对材料提出了各种类型的功能要求,如隔热、减振、降噪、耐腐蚀、吸波、透波等。复合材料中的很多种纤维都具有很好的阻尼特性,这是许多功能材料所需要的重要技术参数,而多数树脂基体材料的耐化学腐蚀特性很优异^[4]。可以通过调整基体材料的成分配方,添加功能成分、表面涂层、表面贴层等手段实现所需功能要求,而增强相的存在,又可以保持材料本身性能不降低或降低很少,从而实现结构功能一体化。

综上所述,随着复合材料制造技术的不断发展,复合材料结构与金属结构相比,变得越来越有竞争力。

1.4 复合材料在飞机中的应用

复合材料的发展对航空装备的发展有着重要意义。飞机性能的提升分别取决于飞机的设计和飞机所使用的材料。飞机上材料的选用对飞机的维修性、机动性、隐身性、航程、高度、速度、服役寿命、安全可靠性等性能都有着无法比拟的影响。据统计,飞机减重中有 70% 是由航空材料技术进步贡献的。飞机机体结构材料经历了四个发展阶段,复合材料的广泛使用使其正在迈入第五阶段^[5]。这五个阶段为:第一阶段(1903—1919 年)以木制和布结构为代表;第二阶段(1920—1949 年)以铝合金和钢结构为代表;第三阶段(1950—1969 年)以铝合金、钛合金和钢结构为代表;第四阶段(1970—21 世纪初)以铝合金、钛合金、钢和复合材料为代表,但是以铝合金为主;第五阶段(21 世纪初至今)以复合材料、铝合金、钛合金和钢结构为代表,以复合材料为主。

目前,复合材料在飞机上的应用已非常广泛,但在 20 世纪 90 年代初复合材料市场曾一度陷入低靡,究其原因这是由于复合材料设计和制造的复杂性造成了成本壁垒,人们开始认识到必须重视性能和成本的平衡。随着复合材料技术的逐渐成熟,其性能最优和低成本的平衡成为可能,大大推动复合材料在现代飞机上的广泛应用。

复合材料在飞机上的应用体现了以下三个趋势:飞机上复合材料的使用比重逐渐增加;复合材料所使用的部件由次承力部件向主承力部件过渡;在具有复杂曲面的构件上应用越来越广泛^[6]。现代飞机为了获得最好的性能,同时又考虑经济效益,在满足承载、传力和功能使用要求的情况下,不断地追求重量的减轻、部件寿命的增加。因此,在现代飞机设计中,复合材料整体化技术将是趋势,将原本很多个零件集中到一个整体结构中,减少由于连接造成的重量增加和应力集中,节约制造、装配的时间,从而降低成本。图 1-8 为某型飞机采用整体成形技术制造的复合材料机翼壁板。

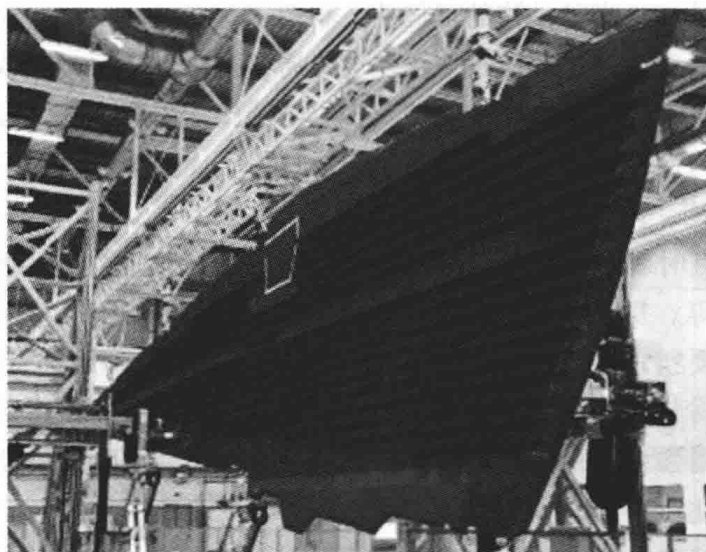


图 1-8 采用整体成形技术制造的复合材料机翼壁板