

飞行器复合材料 结构设计基础

FEIXINGQI FUHE CAILIAO JIEGOU SHEJI JICHU

邓忠民 主编



北京航空航天大学出版社
BEIHANG UNIVERSITY PRESS

飞行器复合材料结构设计基础

邓忠民 主编

北京航空航天大学出版社

内 容 简 介

复合材料已成为航空航天领域内的主要结构材料之一。本书是为飞行器设计、结构力学专业本科高年级学生和研究生编写的教材,包括复合材料单层板、层合板的刚度和强度,复合材料结构力学,复合材料连接件的设计,复合材料结构设计方法与特点等内容,同时给出了飞机中央翼盒结构设计和纤维缠绕压力容器结构设计两个示例。

本书主要作为高等院校本科生及研究生的教学用书,也可作为从事飞行器复合材料结构设计与分析的工程技术人员和研究人员的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

飞行器复合材料结构设计基础 / 邓忠民主编. — 北京: 北京航空航天大学出版社, 2014. 10

ISBN 978-7-5124-1605-5

I. ①飞… II. ①邓… III. ①飞行器—复合材料结构—结构设计 IV. ①V257

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 240114 号

版权所有,侵权必究。

飞行器复合材料结构设计基础

邓忠民 主编

责任编辑 蔡 喆 张艳学

*

北京航空航天大学出版社出版发行

北京市海淀区学院路 37 号(邮编 100191) <http://www.buaapress.com.cn>

发行部电话:(010)82317024 传真:(010)82328026

读者信箱:goodtextbook@126.com 邮购电话:(010)82316936

北京时代华都印刷有限公司印装 各地书店经销

*

开本:787×1 092 1/16 印张:12.5 字数:320 千字

2015 年 1 月第 1 版 2015 年 1 月第 1 次印刷 印数:2 000 册

ISBN 978-7-5124-1605-5 定价:29.00 元

前 言

先进复合材料于 20 世纪 60 年代问世后,在航空航天结构上应用复合材料所带来的减重效果和综合性能显著提高,使复合材料成为了飞行器的主要结构材料之一。

本书是在现有的国内外一些复合材料结构设计、复合材料力学相关教材和资料的基础上,结合编者 10 余年为飞行器设计专业学生主讲飞行器复合材料结构设计基础课程的体会编撰而成,希望它能为飞行器设计及其他相关的工程结构设计专业的学生掌握这方面的知识发挥一定的作用。

本书内容包括复合材料力学、复合材料结构力学及复合材料结构设计相关内容。复合材料力学习惯上是指复合材料的材料力学部分,这部分内容为第 2、3 章;而复合材料结构(如梁、板结构等)的力学部分称为复合材料结构力学,为第 4 章;5~8 章则分别介绍了连接件的设计基础、复合材料结构设计方法与特点,以及复合材料结构设计案例。

本书承蒙中国科学院力学研究所武晓雷研究员审阅全稿,并提出了宝贵意见,在此表示衷心的感谢。

在本书的编写过程中,还分别得到了研究生高小军、朱付涛、熊旭军、李晓旺、高阳、常振国等的支持和帮助,在此一并表示感谢。

本书的出版得到北京航空航天大学宇航学院和北京航空航天大学出版社的支持。

书中如有疏漏或错误,敬请读者不吝指出,以便再版时修正。

作 者

2014 年 9 月 10 日

目 录

第1章 绪 论	1
1.1 复合材料定义及其分类	1
1.2 复合材料结构的发展与应用	2
1.3 复合材料性能、结构设计的特点	6
第2章 单层的刚度和强度	8
2.1 单层的正轴刚度	9
2.1.1 单层的正轴应力-应变关系	9
2.1.2 各种复合材料的单层正轴刚度系数	11
2.2 单层的偏轴刚度	14
2.2.1 应力转换与应变转换关系	14
2.2.2 单层的偏轴应力-应变关系	17
2.2.3 单层的偏轴工程弹性常数	19
2.3 单层板的强度	24
2.3.1 单层板的强度指标	24
2.3.2 单层板的失效准则	25
2.3.3 单层板的强度比方程	29
2.4 单层的三维应力-应变关系	32
2.4.1 单层的一般三维应力-应变关系	32
2.4.2 单层的正轴三维应力-应变关系	34
2.4.3 横观各向同性单层的正轴三维应力-应变关系	35
2.4.4 单层的偏轴三维应力-应变关系	35
2.4.5 与平面应力状态的关系	36
2.4.6 单层的三维工程弹性常数	37
习 题	39
第3章 复合材料层合板的刚度和强度	41
3.1 层合板的表示方法	41
3.2 一般层合板的弹性分析	42
3.2.1 假设	42
3.2.2 层合板的应力和应变关系	43
3.2.3 层合板的合力及合力矩	45
3.3 对称层合板的刚度特性	47
3.3.1 单层层合板的刚度	48

3.3.2 各向同性对称层合板的刚度	49
3.3.3 正交铺设对称层合板的刚度	50
3.3.4 斜交铺设对称层合板	51
3.4 两种非对称层合板的刚度	52
3.4.1 规则非对称正交铺设层合板	52
3.4.2 规则反对称层合板	54
3.4.3 平行移轴定理	56
3.5 层合板的强度	57
3.5.1 最先一层失效强度	58
3.5.2 极限强度	61
3.5.3 层合板的湿热效应	64
习 题	71
第4章 复合材料结构分析	73
4.1 复合材料梁	73
4.1.1 复合材料结构分析的基本问题	74
4.1.2 复合材料层合梁分析	76
4.1.3 复合材料板梁分析	80
4.2 夹层结构分析	83
4.2.1 夹层板分析基础	84
4.2.2 蜂窝夹层结构的工程计算	85
4.3 层合板的弯曲、屈曲与振动方程	93
4.3.1 基本假设	93
4.3.2 基本方程	93
4.4 各向异性层合圆柱壳分析	98
4.4.1 基本方程式	98
4.4.2 层合圆柱壳自由振动问题的求解	102
4.4.3 正交各向异性圆柱壳在局部法向载荷下弯曲问题的求解	103
4.5 复合材料层合结构有限元分析	106
习 题	111
第5章 复合材料连接	113
5.1 复合材料连接方式	113
5.1.1 胶接与机械连接的比较	113
5.1.2 接头效率	114
5.2 胶接连接	114
5.2.1 胶接连接接头分析	115
5.2.2 胶接连接设计	118
5.3 机械连接	124

5.3.1 机械连接接头的分析	124
5.3.2 机械连接设计	129
第6章 复合材料结构设计方法与特点	132
6.1 复合材料结构设计步骤和要求	132
6.2 单层板设计特点	134
6.2.1 原材料的选择	134
6.2.2 单层板的基本力学性能确定	136
6.2.3 单层板热膨胀系数及湿膨胀系数的预测	141
6.2.4 单层板加工工艺	143
6.3 层合板设计特点	148
6.3.1 层合板设计的一般原则	148
6.3.2 工程设计方法	150
6.4 复合结构设计	153
6.4.1 设计原则	153
6.4.2 许用基准、许用值与安全系数的确定	155
6.4.3 选择结构形式	156
6.4.4 结构件设计	157
6.4.5 典型的结构件设计	157
第7章 中央翼盒结构设计	160
7.1 机翼传力路线设计概述	160
7.2 中央翼盒前、后梁结构设计	160
7.2.1 前梁结构设计	160
7.2.2 后梁结构设计	165
7.3 中央翼盒上、下整体壁板结构设计	167
7.3.1 上整体壁板结构设计	167
7.3.2 下整体壁板结构设计	168
7.4 中央翼盒翼肋结构设计	169
7.4.1 内部下翼肋结构设计	169
7.4.2 内部上翼肋结构设计	170
7.4.3 端部翼肋结构设计	172
7.5 中央翼盒结构强度分析	173
7.6 中央翼盒结构优化设计	174
7.6.1 结构优化算法和模型	174
7.6.2 结构优化设计方法	175
7.6.3 中央翼盒结构的优化设计	175

第 8 章 纤维缠绕的内压力容器结构设计	177
8.1 平衡型网络	177
8.2 纤维缠绕压力容器圆筒的网络分析	179
8.2.1 单一螺旋型缠绕圆筒	179
8.2.2 螺旋加环向缠绕圆筒	180
8.2.3 螺旋缠绕加纵向铺放圆筒	181
8.2.4 纵向铺放加环向缠绕圆筒	181
8.3 纤维缠绕压力容器封头的网络分析	182
8.3.1 基本方程	182
8.3.2 平衡型等应力封头	184
8.3.3 平衡型平面缠绕封头	186
8.4 纤维缠绕压力容器设计举例	187
8.4.1 给定原始参数	187
8.4.2 圆筒段厚度计算	187
8.4.3 平衡型平面缠绕封头设计	188
参考文献	190

第1章 绪论

1.1 复合材料定义及其分类

复合材料是一种多相固体材料,是指由两种或两种以上具有不同的化学或物理性质的组分材料组成的一种与组分材料性质不同的新材料,且各组分材料之间具有明显的界面。复合材料中,一种材料作为基体(基体相),其他材料作为增强体(增强相)。基体用以连接、固定、维护增强材料,并维持一定形状,它是连续的;增强体,如长纤维、短纤维、颗粒等,它在基体支持下,提供强度和刚度。增强体和基体之间的交界面称为界面,各种组分材料在界面上会产生相互作用,如力、化学反应等。

复合材料是材料家族中最年轻、最活跃的新成员之一。所谓“复合”,是指在金属材料、有机高分子材料和无机非金属材料自身或相互间进行,从而获得单一材料无法比拟的、综合性能优异的新型材料。复合材料可保留组分材料的主要优点,克服或减少组分材料的许多缺点,也可能产生新的优异性能或弱点。复合材料性能不仅受基体材料、增强材料及其界面性能的影响,在很大程度上还受制造技术的影响。

复合材料按其组成为:金属与金属复合材料、非金属与金属复合材料、非金属与非金属复合材料。

复合材料按其结构特点分为:①纤维增强复合材料,将各种纤维增强体置于基体材料内复合而成,如纤维增强塑料、纤维增强金属等;②夹层复合材料,由性质不同的表面材料和芯材组合而成,通常面材强度高、薄,芯材质轻、强度低,但具有一定刚度和厚度,分为实心夹层和蜂窝夹层两种;③细粒复合材料,将硬质细粒均匀分布于基体中,如弥散强化合金、金属陶瓷等;④混杂复合材料,由两种或两种以上增强相材料混杂于一种基体相材料中构成。与普通单增强相复合材料比,其冲击强度、疲劳强度和断裂韧性显著提高,并具有特殊的热膨胀性能,分为层内混杂、层间混杂、夹芯混杂、层内/层间混杂和超混杂复合材料。

复合材料按基体材料不同又分为:高聚物基、金属基和陶瓷基复合材料。其使用温度分别达 $250\sim 350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $350\sim 1\,200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $1\,200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上。先进复合材料除作为结构材料外,还可用作功能材料,如梯度复合材料(材料的化学和结晶学组成、结构、空隙等在空间连续梯变的功能复合材料)、机敏复合材料(具有感觉、处理和执行功能,能适应环境变化的功能复合材料)、仿生复合材料、隐身复合材料等。

复合材料具有三要素:基体材料、增强剂及复合方式(界面结合形式)。复合材料大部分是根据这些要素来进行分类的,常见的分类准则如表1-1所列。随着科学技术的发展,复合材料的类别还会增加。

表 1-1 复合材料的分类及其说明

分类准则		类别及说明			
基体	非金属基	高聚物基	树脂基	热塑性树脂基:如聚乙烯、聚丙烯、尼龙和聚苯乙烯等 热固性树脂基:如环氧树脂及其增韧材料、聚酰亚胺等	
			橡胶基		
		陶瓷基	碳基 非碳基(氮化硅、氧化硅等)		
	金属基		研究较多的是铝基,其次是镁基、金属间化合物		
增强材料形态	颗粒状增强材料		颗粒增强复合材料,薄片增强复合材料		
	纤维状增强材料	连续纤维	单向纤维复合材料、编织纤维复合材料、非编织纤维复合材料、二项织物层合复合材料。通常: $0.55<V_f<0.65$		
		不连续纤维	晶须复合材料	有随机排列和定向排列两种	
			短切纤维复合材料	有随机排列和定向排列两种 通常: $0.15<V_f<0.30$	
		织物			
纤维性能高低	先进复合材料 ACM		碳纤维、硼纤维、碳化硅纤维、Kevlar 纤维(又称芳纶纤维)和晶须等高级纤维增强的复合材料		
	工程复合材料		玻璃纤维增强塑料(GRP 俗称玻璃钢)、玻璃纤维或碳纤维增强水泥		
纤维是否单一或混杂	单一复合材料		只采用一种纤维和基体材料		
	混杂复合材料		采用两种或两种以上纤维和基体材料,又称混杂(Hybrid)复合材料		
	超混杂复合材料 ARALL		芳纶或玻璃纤维增强铝合金层合板(三层铝和两层纤维组成)		

V_f :复合材料中纤维所占的体积百分比

1.2 复合材料结构的发展与应用

复合材料使用的历史可以追溯到古代,很早以前人们就会使用天然的复合材料,如:木材、竹、骨骼等。最原始的人造复合材料是在黏土泥浆中掺稻草,制成土砖;在灰泥中掺马鬃或在熟石膏里加纸浆,可制成纤维增强复合材料。

20 世纪 40 年代,因航空工业的需要,发展了玻璃纤维增强塑料(俗称玻璃钢),从此出现了复合材料这一名称。但这种材料的应用主要限于诸如操纵面、整流罩和雷达罩等零部件,另一个大量采用该复合材料的领域是直升机旋翼桨叶。虽然这种复合材料比强度比金属材料高很多但比模量却不高,故未能在飞机主结构中得到普遍应用。50 年代以后,陆续发展了碳纤维、石墨纤维和硼纤维等高强度和高模量纤维,这使得复合材料广泛应用于航空、航天领域成为可能。70 年代出现了芳纶纤维和碳化硅纤维。这些高强度、高模量纤维能与合成树脂、碳、石墨、陶瓷、橡胶等非金属基体或铝、镁、钛等金属基体复合,构成各具特色的复合材料。20 世纪 80 年代以后,随着设计、制造和测试等方面的积累,加上各类作为复合材料基体的材料的使

用和改进,使现代复合材料的发展达到了更高的水平,即进入高性能复合材料的发展阶段。

原子能、航空、航天、电子、化工等的发展,对材料的轻质、高强、高模、高韧性、耐高温、耐磨、耐腐蚀、电性能等提出了更高要求,使现代先进复合材料蓬勃发展起来。现代高科技的发展离不开复合材料,复合材料对现代科学技术的发展,有着十分重要的作用。复合材料的研究深度和应用广度及其生产发展的速度和规模,已成为衡量一个国家科学技术先进水平的重要标志之一。进入 21 世纪以来,全球复合材料市场快速增长,亚洲尤其中国市场增长较快。2003~2008 年间中国年均增速为 15%,印度为 9.5%,而欧洲和北美年均增幅仅为 4%。

随着复合材料的迅速发展和广泛应用,当前,先进的复合材料在飞机上的关键应用部位和用量的多少,已成为衡量飞机结构先进性的重要指标之一。复合材料在飞机结构中的应用情况大致可以分为 3 个阶段:第一阶段是应用于受载不大的简单零部件,如各类口盖、舵面、整流罩、雷达罩、阻力板、起落架舱门等,据统计可减重 20%左右;第二阶段是应用于承力大的部件,如安定面、全动平尾、前机身段、机翼等,据估计可减重 25%~30%;第三阶段是应用于复杂受力部位,如中机身段、中央翼盒等,据估计可减重 30%。

为满足新一代战斗机对高机动性、超音速巡航及隐身的要求,进入 90 年代后,西方的战斗机无一例外地大量采用了复合材料结构。先进的复合材料也大大增大了军用运输机的有效载重,增大了军用飞机的载油量,克服了常规材料在高超声速飞行器研制中存在的瓶颈问题。常见复合材料在军机上的应用情况如表 1-2 所列。

表 1-2 复合材料在军机上的应用情况

机种	用量/%	应用情况
F15	1.5	平尾、垂尾蒙皮、减速板
F16	5	平尾、垂尾蒙皮、控制面
F18	9.9	机翼、平尾、垂尾蒙皮、控制面、舱门、机身壁板
X-29	5	平尾、垂尾蒙皮、控制面
AV-8B	25	前机身、控制面、平尾蒙皮、机翼蒙皮和支撑结构
F22A	26	平尾、垂尾蒙皮、减速板
F35	31	前机身、控制面、平尾蒙皮、机翼蒙皮和支撑结构
B-2	40	机翼、机身
A400M	40	机翼、中央翼、襟副翼、平尾、垂尾、起落架舱门、货舱门、整流罩、扰流板
全球鹰	65	机翼

民用飞机作为以载客飞行和运营为目的的交通工具,与军用飞机相比,对飞机结构及零部件工作的经济性、可靠性要求更为严格。民航上的复合材料应用受限,未能如军用机那样广泛使用。民用飞机复合材料的使用分为两大类:一为结构件用复合材料;二为舱内材料。图 1-1 为 A380、波音 787 上复合材料应用情况示意图。常见复合材料在民航上的应用情况如表 1-3 所列。

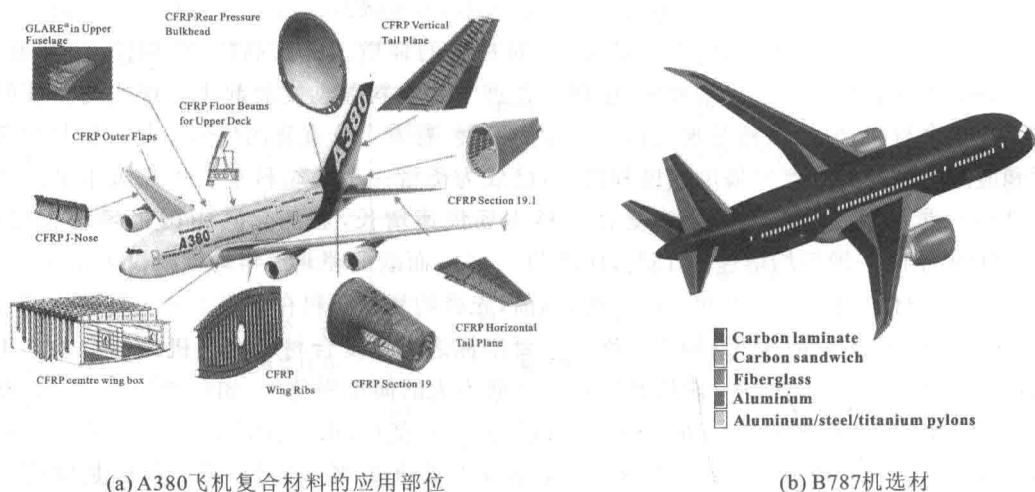


图 1-1 民用飞机上的复合材料应用

表 1-3 复合材料在民航上的应用情况

机种	用量/%	应用情况
DC10	1	垂直安定面、方向舵
B737	1	水平安定面
B767	3	副翼、内侧扰流板、方向舵、升降舵
B777	10	垂尾、平尾、襟副翼、扰流板、发动机舱、起落架舱门
B787	50	垂尾、平尾、襟副翼、机身、扰流板、发动机舱、起落架舱门、整流罩等
A320	5.5	襟翼、水平尾翼、垂直尾翼
A330	12	襟翼、水平尾翼、垂直尾翼
A380	25	机翼、中央翼、垂尾、平尾、尾锥、后增压舱、起落架舱门、整流罩等

随着复合材料技术的发展,其在直升机上的应用和需求也越来越大。当前,国外主要的军、民用直升机,如 PAH-2、RAH-66 和 NH-90 等均大量采用了先进的复合材料。国内直九直升机旋翼系统、机身结构蒙皮、涵道垂尾、尾桨连接管、柔性杆、平尾等部位上,使用了环氧树脂基高强度碳纤维、中模量碳纤维、高强度玻璃纤维及芳纶纤维等复合材料。

复合材料在航天领域的应用也很广泛,如神舟飞船的防热大底,导弹弹头的烧蚀防热结构等。图 1-2 所示为航天飞机的金属基复合材料结构。表 1-4 所列为我国运载火箭上所用的复合材料结构,表 1-5 所列为我国卫星上用的 C/E 复合材料结构。

复合材料在其他领域的应用也很广泛。在建筑工业中广泛应用于各种轻型结构房屋,建筑装饰、卫生洁具、冷却塔、储水箱、门窗及其门窗构件、落水系统和地面等。在化学工业中,复合材料主要应用于防腐蚀管、罐、泵、阀等。在交通运输方面,如汽车制造业中,复合材料可应用于各种车身结构件、引擎罩、仪表盘、车门、底板、座椅等;在铁路运输中用于客车车厢、车门窗、水箱、卫生间、冷藏车、储藏车、集装箱、逃生平台等。在造船工业中,复合材料用于生产各种工作艇、渔船、摩托艇、扫雷艇、潜水艇、救生艇、游艇、气垫船等。

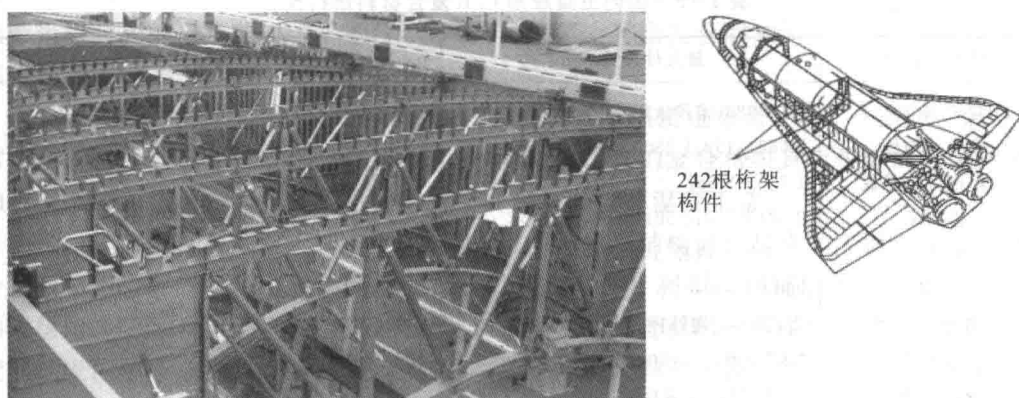


图 1-2 航天飞机内金属基增强复合材料(Al / B 纤维)桁架

表 1-4 C/E 复合材料在我国运载火箭上的应用

名 称	结构要素	应用情况
卫星接口支架	C/E 蒙皮、桁条、对接框、弹簧支架、开口加强的卫星支架 下端: $\Phi 2\,042\text{ mm}$, 上端: $\Phi 1\,664\text{ mm}$, 高: 300 mm 。	CZ-2E 火箭
	C/E 蒙皮、铝蜂窝芯子夹层结构卫星支架 上端: $\Phi 1\,200\text{ mm}$, 下端: $\Phi 1\,700\text{ mm}$, 高: $\approx 700\text{ mm}$ 。	CZ-3 火箭
	C/E 蒙皮、铝蜂窝芯子夹层结构卫星接口支架 上端: $\Phi 1\,215\text{ mm}$, 下端: $\Phi 1\,952\text{ mm}$, 高: 450 mm 。	CZ-3B 整体吊装方案上面级
加筋壳	C/E 蒙皮、桁条、环框、对接框、开口加强的加筋结构 C/BM1 蒙皮、桁条、对接框、开口加强的加筋结构	火箭结构 火箭结构
梁	“工”形截面整体成型(C/E) “口”形截面整体成型(C/E)	火箭结构 仪器舱结构
“K”形梁	C/E 工字形截面梁、构成组合梁, 形成外圆直径 $\Phi 3\,000\text{ mm}$	仪器舱结构
环向加强框	C/E 帽形加强框, 各类直径均可实现	弹(箭)体加筋壳结构
C/E 筒	质量: $\approx 1\,000\text{ kg}$	被采用
整流罩	由铝蒙皮、铝蜂窝芯子(或玻璃钢蒙皮, 玻璃钢芯子)夹层结构, 直径达到 4.2 m , 长达 11 m	CZ-3 CZ-2E 等
有效载荷支架	C/E 蒙皮、铝蜂窝芯子夹层结构 上端: $\Phi 2\,700\text{ mm}$, 下端: $\Phi 3\,240\text{ mm}$, 高: 550 mm 。	CZ-2C/FP 支撑有效载荷
高峰窝板	C/E 蒙皮、铝蜂窝芯子夹层结构, 高: 70 mm 。	CZ-2C/FP 安装仪器
环框	“日”变截面, $\Phi 2\,700\text{ mm}$	CZ-2C/FP 分配器
“井”字梁	由 4 根变截面“工”字形梁整体成型而成, 形成外圆 $\Phi 2\,700\text{ mm}$	CZ-2C/FP 分配器

表 1-5 国内卫星应用 C/E 复合材料结构件

结构件名称	最大件尺寸/mm	产品结构要素
波纹承力筒	高:1 983,锥段大端内径:1 162	由 C/E 波纹筒、对接框、环框、纵桁组成
夹层结构板	1 668×158;1 250×1 985	C/E(或铝合金)面板、铝蜂窝芯子
太阳能电池基板	1 755×2 581	C/E 网格面板、铝蜂窝芯子
连接架	2 581×750;2 581×810	C/E 方管、钛合金接头
加筋壳	高:1 300,内径:1 187.6	1.7 mm 厚 C/E 蒙皮、C/E 桁条、隔框
支架	950×2 030	C/E 型材、铝合金接头
消旋支架	高:580,大端外径:887	8 根 C/E 管,长 652 mm,铝合金接头
电池梁	“工”字形,长:750,高:54,宽:44	C/E 和钛合金混杂结构
喇叭天线	高:约 280,大端直径:约 250	本体材料 C/E、镀铜、金等
支撑筒	高:约 300,大端直径:约 140	C/E 材料、双锥两端法兰

1.3 复合材料性能、结构设计的特点

相对于金属材料,复合材料性能上有自己的特点,如比强度(材料强度与密度之比)高、比模量(材料模量与密度之比)高等。部分金属材料与复合材料的比强度、比模量见表 1-6。表 1-6 说明碳纤维、硼纤维、KevJsr 碳化硅纤维的比强度、比模量均比 3 种金属的高。采用复合材料结构在同样的强度、刚度情况下能大大减少质量。

表 1-6 几种金属材料、复合材料、常用纤维的比强度、比模量

材料名称		密度/(g·cm ⁻³)	拉伸强度/MPa	比强度×10 ⁶ /cm	弹性模量 GPa	比模量×10 ⁹ /cm
钢		7.8	1 030	0.132	210	0.27
钛		4.5	960	0.213	114	0.25
铝		2.8	470	0.168	75	0.27
玻璃纤维-环氧		2.0	1 060	0.53	42	0.21
碳纤维-环氧		1.5	1 900	1.27	150	1.00
		1.6	1 300	0.68	240	1.50
硼纤维-环氧		1.7	930	0.55	140	0.82
硼纤维-铝		2.8	1 120	0.40	22	0.79
常用纤维	Kevlar	1.44	2 750	1.91	137	0.95
	E-玻璃	2.54	2 400	0.945	69	0.272
	T300	1.8	2 800	1.55	231	1.3
	硼纤维	2.6	3 430	1.32	392	1.51
	碳化硅	Mark-1	2.5	2 940	1.17	196
		Mark-2	2.5	3 430	1.37	196
		Mark-3	2.5	1 960	0.78	147

在低应力的交变载荷作用下,复合材料构件从纤维或基体的薄弱环节开始形成裂纹,逐渐

扩展到基体与纤维的结合面上,结合界面有阻止裂纹扩展或改变扩展方向的作用。金属材料的疲劳极限为拉伸强度的 40%~50%,而碳纤维-聚酯树脂复合材料的疲劳极限可以达到拉伸强度的 70%~80%。

铝合金在温度 400 °C 时,其弹性模量几乎下降到零,强度也显著下降。碳纤维-铝合金复合材料在 400 °C 高温下,强度和弹性模量基本无变化。有的复合材料具有很好的烧蚀性能,弹头和载人飞行器借助表面烧蚀材料保护自身并保持其内部温度正常。

正是由于复合材料性能上的一系列特点,目前飞行器结构设计越来越多地使用复合材料。复合材料结构设计有两个重要特性:可设计性、可成型性。利用不同铺层角、铺层比和铺迭顺序的铺层组合,可以得到具有不同的面内刚度和强度的复合材料层压结构,得到具有不同弯曲刚度和强度的层压结构,结构的强度和刚度在一定范围内具有可设计性。因此,复合材料结构设计不同于常规金属结构设计,不是选材而是设计材料,是包含材料设计和结构设计在内的一种新的结构设计方法。结构设计过程中,材料设计和结构设计同时进行或交错进行。复合材料结构设计比金属结构设计复杂,也给设计人员提供更大的活动范围。由于复合材料的可设计性,设计人员更应该掌握复合材料成型工艺,为更好地设计复合材料结构服务。

第 2 章 单层的刚度和强度

纤维增强复合材料是由两种基本原材料——基体和纤维组成的,构成复合材料的基本单元是单层板(简称单层,又名铺层)。纤维增强的铺层中含有很多嵌入基体材料的纤维,纤维可以是金属材料的铝,或者是非金属的热塑或热固的聚合物。通常,加入连接剂或填料来提高纤维和基体间的连接和增强韧性。纤维可以是连续的,非连续的,编织的,单向的,双向的或者随机分布的(见图 2-1)。单向的纤维增强型铺层在纤维方向存在最高的强度和模量,而在纤维的横向方向又有很低的强度和模量。纤维和基体间的连接质量差将导致横向特性差,纤维拉出,纤维断裂,纤维屈曲等形式的缺陷。不连续的纤维增强型复合材料比连续纤维增强性的复合材料的强度和模量低。

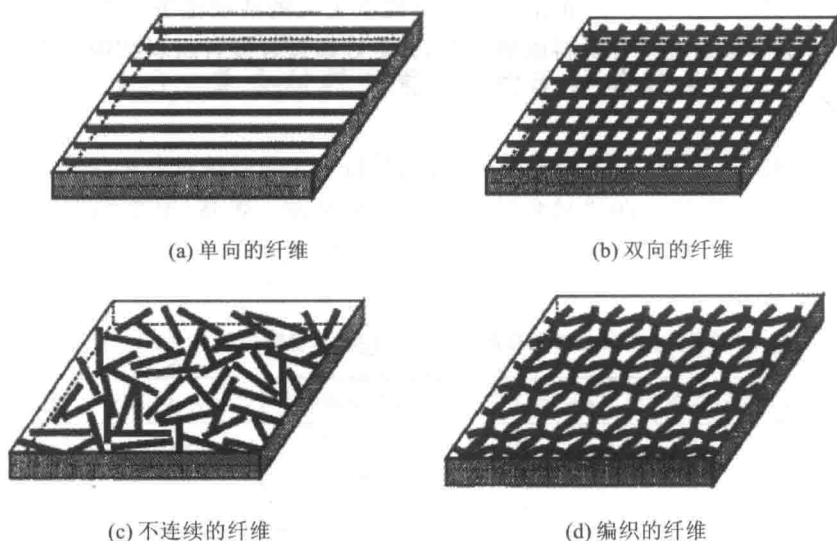


图 2-1 不同类型的纤维增强复合材料铺层

从力学角度来分析复合材料,依照分析的对象,一般可分为宏观力学方法和细观力学方法。前者以复合材料的单层、层合板或层合板结构作为研究对象,分析复合材料表现的力学性能,忽略两相材料各自的性能差别及相互作用,将两相材料反映在平均的表现性能上。后者是考虑两相材料的各自性能及其相互作用,研究其如何反映在平均的表现性能上(宏观的力学性能上)。

用宏观力学分析方法分析时,假设单层为连续、均匀、正交各向异性的材料;而在用细观力学方法分析时,除宏观假设与上述相同外,还需细观假设各组分材料分别是均匀(细观单层是均匀的)、连续、各向同性的材料,并将这些分析限于线弹性与小变形的范围内。所谓线弹性,是指材料在外力作用下,其变形与外力呈线性变化,且当外力除去后,材料能恢复到原来状态。所谓小变形,是指材料构件在外力作用下的变形与其原始尺寸相比十分微小。

本章将讨论单向纤维增强单层的刚度与强度,给出宏观力学分析的结果。分析单层板的刚度和强度是分析层合板刚度与强度的基础。

2.1 单层的正轴刚度

单层的正轴刚度是指单层在正轴方向(即单层材料的弹性主方向,如图2-2中 x_1, x_2 方向)所显示的刚度性能。表达刚度性能的参数是由应力-应变关系所确定的。由于单层的厚度(x_3 方向)与其他尺寸相比较小,因此,一般按平面应力状态分析。只考虑单层板面内应力,不考虑面上应力,即认为它们很小,可忽略。

对于各向同性材料,表达其刚度性能的参数是工程弹性常数 E, G, ν ,它们分别为拉压弹性模量、剪切弹性模量与泊松比,且三者之间有如下关系:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2-1)$$

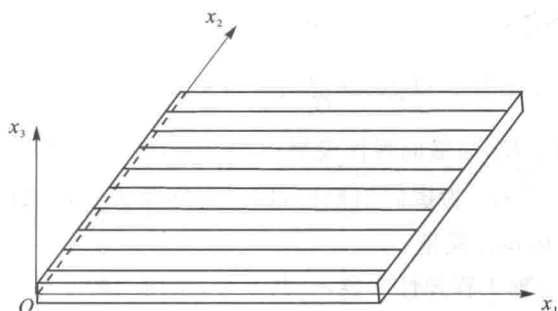


图2-2 单向纤维增强复合材料单层板的坐标系

所以,独立的弹性常数只有2个。而对于呈正交各向异性的单层,表达其刚度性能的弹性常数将增加到5个。

假设讨论的复合材料限于在线弹性和小变形的情况下,材料力学中的应变叠加原理仍适用于复合材料,即所有应力分量引起的某一应变分量等于各个应力分量引起该应变分量的代数和。

2.1.1 单层的正轴应力-应变关系

单层在正轴下的平面应力状态只有三个应力分量 $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ 。本书约定应力的符号规则为:正面正向或负面负向均为正,否则为负。所谓面的正负是指该面外法线与坐标方向同向还是反向。所谓向的正负是指应力方向与坐标方向同向还是反向。图2-3示出的应力分量均为正。本书讨论的复合材料限于线弹性与小变形的范围内,故叠加原理适合于复合材料。本书约定应变的符号为:线应变伸长为正,缩短为负;剪应变是与两个坐标方向一致的直角变小为正,变大为负。因此,图2-3中由 σ_1 引起的应变为:

$$\left. \begin{aligned} \epsilon_1^{(1)} &= \frac{1}{E_L} \sigma_1 \\ \epsilon_2^{(1)} &= -\frac{\nu_L}{E_L} \sigma_1 \end{aligned} \right\} \quad (2-2)$$

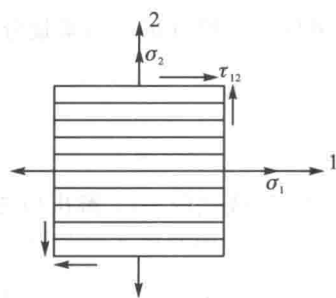


图2-3 单层的正轴及其应力分量