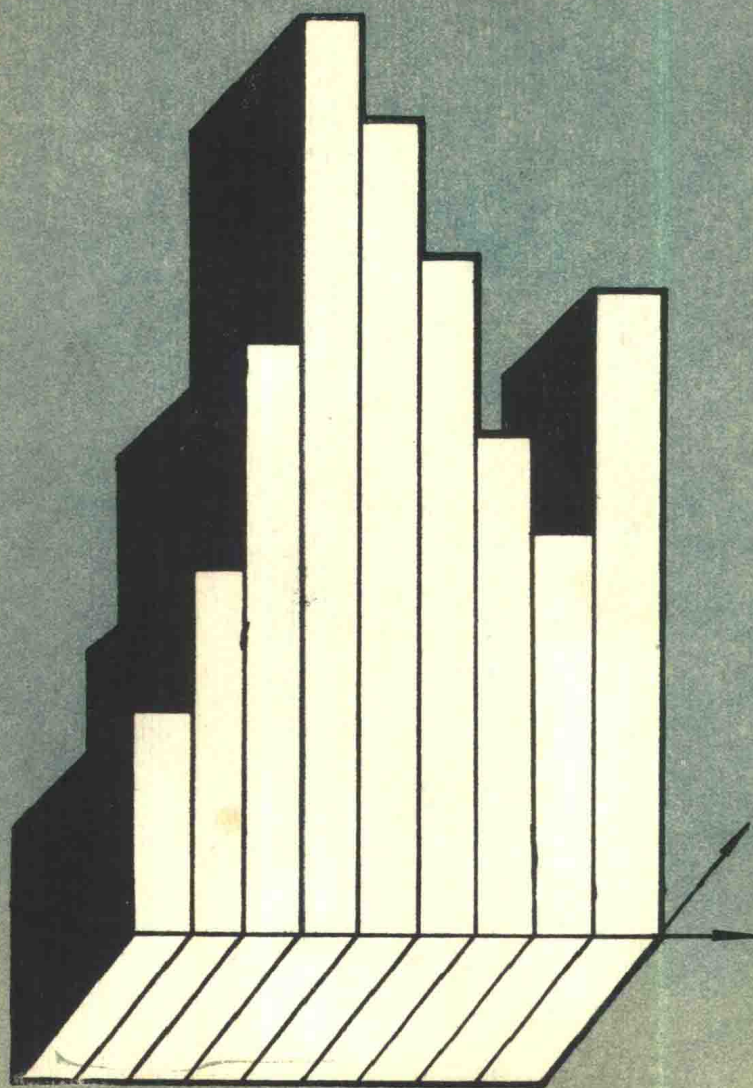


复合材料力学

基础

张振瀛 编



航空工业出版社

复合材料力学基础

张振瀛 编

航空工业出版社

1990

前 言

近20多年来,复合材料作为一种完全新颖的工程材料,在全世界范围内得到日益广泛的应用。近代工业如航空、航天飞行器、汽车、造船、建筑、化工、体育用品和电子仪器等各种设备的结构都相当程度地采用纤维增强复合材料作为结构材料。它在性能上的突出优点是具有显著高的比强度和比刚度,为提高产品性能和节省能源提供了广阔的前景。为此不仅航空、航天工业广泛应用,而且许多民用工业部门的应用也日趋广泛并大力推广此项新技术成就。

随着复合材料的广泛应用,为了满足设计上的要求,复合材料力学也随之得到迅速发展。逐步形成了学科体系,越来越多的力学工作者对复合材料力学发生了浓厚的兴趣,并相继建立了专门的研究机构。一些习惯于分析与设计各向同性材料的工程技术人员现在也开始同他们不熟悉的非均质的各向异性体复合材料打交道。许多高等院校也将复合材料力学列入本科生和研究生的选修课或必修课。多年来,随着复合材料不断扩大应用,国外出版了不少有关这方面的书籍,多数可作为参考用书,但不宜作为教材使用。为此实在需要有一本逻辑性较强,应用计算实例较多,且而能适合大学工科本科生用的教材以便于学生和工程技术人员自修学习。编者为此目的参阅了国内外有关资料,教材简明扼要,只要具有材料力学知识和一般工程数学素养的读者都能顺利地阅读,编者试图通过对本书系统学习使广大国内读者能够对纤维增强复合材料有一个比较全面的认识,以促进我国现代化建设有所帮助。

全书共分六章,第一章复合材料概论;第二章单层板的宏观力学分析;第三章单层板的细观力学分析;第四章层合板的宏观力学分析;第五章短纤维复合材料性能分析;第六章复合材料的弯曲、屈曲与振动。为了便于复习基础知识与应用还编写了五篇附录:(一)矩阵与张量;(二)弹性力学的基本方程;(三)层合板的取向编码;(四)纤维增强复合材料的典型应力—应变曲线;(五)单位换算表。

其中第一章是对复合材料的全面扼要的介绍,第二章到第四章是本书的核心部分,全面系统地分析了复合材料从单层板到层合板的性能计算而且还例举了比较系统的相当水平的工程应用计算实例,这对深入理解其力学性能及其概念无疑是非常重要的。此外对短纤维复合材料的性能分析是其它书籍所没有的独特内容。第六章可以按读者的力学修养水平和学生的实际水平作灵活处理,但对于较高水平的读者可作为研究复合材料细观力学和设计应用的补充教材,对从事于复合材料的应用研究也能有所帮助。各章结束都提供了一定数量的附合实际的计算与分析习题,对进一步理解、研究本教材各部分的基本内容是有益的。全书共40万字。本教材经南京航空学院樊蔚勋教授审阅并提出许多宝贵建议特此深表谢意。

编者 张振瀛

1989年3月于沈阳航院

主 要 符 号 表

符号	意义
A	面积
A_{ij}	层合板的面内刚度系数
a	角度值, 比值
a_{ij}	对称层合板的面内柔度系数
B_{ij}	层合板的耦合刚度系数
b	层合板宽度, 角度值, 比值
C_{ij}	单层板的模量分量
c	水分比浓度, 比值
D_{ij}	层合板的弯曲刚度系数
d	距离
d_{ij}	对称层合板弯曲柔度系数
E	拉压弹性模量
e	单层板的湿热膨胀应变
F	应力空间的强度参数
G	剪切弹性模量, 应变空间中的强度参数
h	层合板厚度
h_0	铺层厚度
I	一阶不变量
K	铺层序号
k_x, k_y, k_z	层合板的曲率和扭率
L	长度
l	长度
M	质量
M_x, M_y, M_z	层合板的弯矩与扭矩
m	铺层方向角的余弦函数, 铺层组数, 系数

N	内力
N_x, N_y, N_z	层合板的面内力
n	铺层方向角的正弦函数, 铺层数
P	外力
p, q, r	线性变换量
$Q_{ij} (\bar{Q}_{ij})$	单层板的正轴模量分量 (偏轴模量分量)
R	强度比, 二阶不变量开平方
S	面内剪切强度
$S_{ij} (\bar{S}_{ij})$	单层板的正轴柔量分量 (偏轴柔量分量)
T	坐标转换, 矩阵温度
$t (t_1)$	层合板厚度, (铺层厚度)
U	线性组合
u, v, w	沿 x, y, z 轴方向的位移
V	体积含量
W	弹性应变能, 宽度
X	纵向强度
x, y, z	直角坐标
Y	横向强度
α	坐标转换角, 热膨胀系数
α_{ij}	层合板面内柔度系数
β	湿膨胀系数
β_{ij}	层合板耦合柔度系数
γ	剪应变
Δ	变形量, 微小位移量
δ	相位角, 挠度, 变形量
δ_{ij}	层合板的弯曲柔度系数
ε	线应变
η	拉一剪或弯一扭之间的耦合系数

σ	三向正应力之和
θ	铺层方向角, 三向线应变之和
θ_0	相位角
ν	泊松比 (泊松耦合系数)
ξ	拉一弯 (剪一扭) 之间耦合系数
ρ	密度
σ	正应力
σ_b	拉伸强度
σ_c	极限应力
σ_s	层服极限
τ	剪应力
τ_s	剪切层服极限
φ	一般夹角

目 录

第一章 复合材料概论	(1)
§1—1 概 述	(1)
§1—2 复合材料分类	(1)
§1—3 复合材料的发展与应用	(4)
§1—4 复合材料的特性	(5)
§1—5 复合材料的设计特点与基本假设	(7)
第二章 单层板的宏观力学性能	(9)
§2—1 单层板的正轴刚度	(9)
应力; 应变; 应力-应变关系; 模量与柔量的对称性; 弹性常数的限制。	
§2—2 应力与应变的坐标转换	(21)
应力的坐标转换; 应力圆; 应变的坐标转换, 应变圆。	
§2—3 单层板的偏轴模量与柔量	(31)
偏轴应力-应变关系; 偏轴模量与正轴模量的关系; 模量转换的倍角函数形式; 偏轴模量与柔量分析; 偏轴工程常数及其转换。	
§2—4 单层板的三维模量与柔量	(48)
一般各向异性、正交各向异性和横观各向异性材料的应力-应变关系。	
§2—5 单层板的强度	(57)
单层板的基本强度; 失效判据; 强度比方程。	
习 题	(73)
第三章 单层板的细观力学分析	(75)
§3—1 细观力学的基本假设	(75)
§3—2 工程弹性常数的细观力学分析	(77)
E_L 、 E_T 、 ν_{TL} 与 G_{LT} 的确定。	
§3—3 工程弹性常数的弹性力学分析	(84)
§3—4 哈尔平-蔡方程	(86)
§3—5 基本强度的细观力学分析	(89)
X_t 和 X_c 的确定。	
§3—6 湿热效应的细观力学分析	(97)
α_L 、 α_T 、 β_L 和 β_T 的确定; 单层板的热弹性。	
习 题	(104)
第四章 层合板的宏观力学性能	(106)
§4—1 引 言	(106)
§4—2 经典层合板理论——一般层合板的应力-应变关系	(106)

§4—3	层合板的合力与合力矩	(110)
§4—4	刚度矩阵的简化及其分析	(115)
§4—5	对称层合板的面内刚度及面内铺层应力-应变分析	(126)
§4—6	对称层合板的弯曲刚度及铺层应力-应变分析	(132)
§4—7	一般层合板的应力与应变的确定	(141)
§4—8	层合板的热应力	(148)
§4—9	层合板的耦合效应	(154)
§4—10	层合板的强度	(159)
	最先一层失效强度 (FPF) ; 极限强度 (LPF) ; 典型层合板强度计算举例。	
§4—11	层合板的层间应力分析	(189)
	习 题	(197)
第五章	短纤维复合材料	(199)
§5—1	引 言	(199)
§5—2	应力传递理论	(199)
§5—3	短纤维复合材料的强度与模量	(204)
§5—4	短纤维复合材料的疲劳、撞击和断裂韧性	(211)
§5—5	条带增强复合材料	(217)
	习 题	(219)
第六章	层合板的弯曲、屈曲与振动	(220)
§6—1	引 言	(220)
§6—2	层合板的弯曲、屈曲与振动的基本方程	(220)
§6—3	横向分布载荷作用下简支层合板的挠度	(227)
§6—4	在面内载荷作用下简支层合板的屈曲	(234)
§6—5	简支层合板的振动	(240)
§6—6	刚度影响	(246)
附 录		(248)
一、	矩阵与张量	(248)
二、	弹性力学的基本方程	(264)
三、	层合板的编码	(272)
四、	典型纤维增强复合材料的应力-应变曲线	(276)
五、	单位换算表	(278)

第一章 复合材料概论

§ 1—1 概 述

复合材料是由两种或两种以上性能不同的材料所构成,其中每一种组成材料称为复合材料的“组分”。包容组分的称为基体材料(简称基体),而被包容的组分称为增强材料,基体与增强材料的结合面称为界面,这些组分虽然在宏观上相互牢固地结合成一个整体,但它们之间既不发生化学反应也不相互溶解,通常在各组分的界面上可以物理地区分出来,因此复合材料是一种多相材料。

复合材料在工程应用上主要是指用一种材料以人为的办法均匀地分散在另一种材料之中,以克服单一材料的某种缺陷,并发挥其综合性能而言。一般是指由较强的,脆性的,高模量的增强材料和较弱的,韧性的低模量的基体所组成。

复合材料是一种新型材料,它可以满足单一材料所无法达到的性能要求,不但给人们在选择和设计材料时提供了更多的自由度,而且不断满足由于科技进步而对材料提出各种新的技术要求方面也提供了广阔的前景。因此近年来,在各个部门例如航空、宇航、汽车、造船、建筑、桥梁、车辆、化工设备、医学以及运动器材等方面的应用愈来愈广泛,显示它的地位更加重要了。

现代复合材料,是从本世纪四十年代发展起来的玻璃纤维/聚脂复合材料(玻璃钢)开始的。到六十年代中期,硼/环氧树脂和碳/环氧树脂两种先进的复合材料出现后,对复合材料的理论、技术和工业生产的发展,起了巨大的影响。随后出现了许多新的复合材料,如不同强度与刚度的石墨/环氧、芳纶/环氧(即Kevlar-49/环氧)、石墨/聚酰亚胺、硼铝、石墨/铝、硼/钛、碳/碳……等等。还有一些新的复合材料品种尚处于研究、发展之中,可以这样说,复合材料的发展势头刚刚开始,前景极其美好。目前人们正在认真地分析占比重很大的航空、航天飞行器结构重量减轻的途径。材料,这个构成一切结构的基本物质,具有很大的潜力有待开发,但不是沿着过去人们走过的老路——研究各种新型合金,而是另外开辟一条新的途径——研究各种新型复合材料。复合材料是当今航空技术新发展的一个重要领域,相当于当年喷气技术所产生的效果,但影响面更大,它不仅影响发动机,还影响到整个飞机。当前,各种类型的飞机结构,采用了愈来愈多的非金属复合材料,有的已经研制出了完全复合材料结构的飞机,可以预期航空结构正在打破它单一金属材料的束缚,大踏步地走上使用复合材料的新途径,一种新的材料格局,新的航空、航天飞行器,甚至新的建筑、机械、交通运输工具等都将为之全面改观。

§ 1—2 复合材料的分类

复合材料的种类很多,大致可以归纳为纤维增强复合材料,颗粒增强复合材料和薄

片增强复合材料三大类。详见表1复合材料的分类。

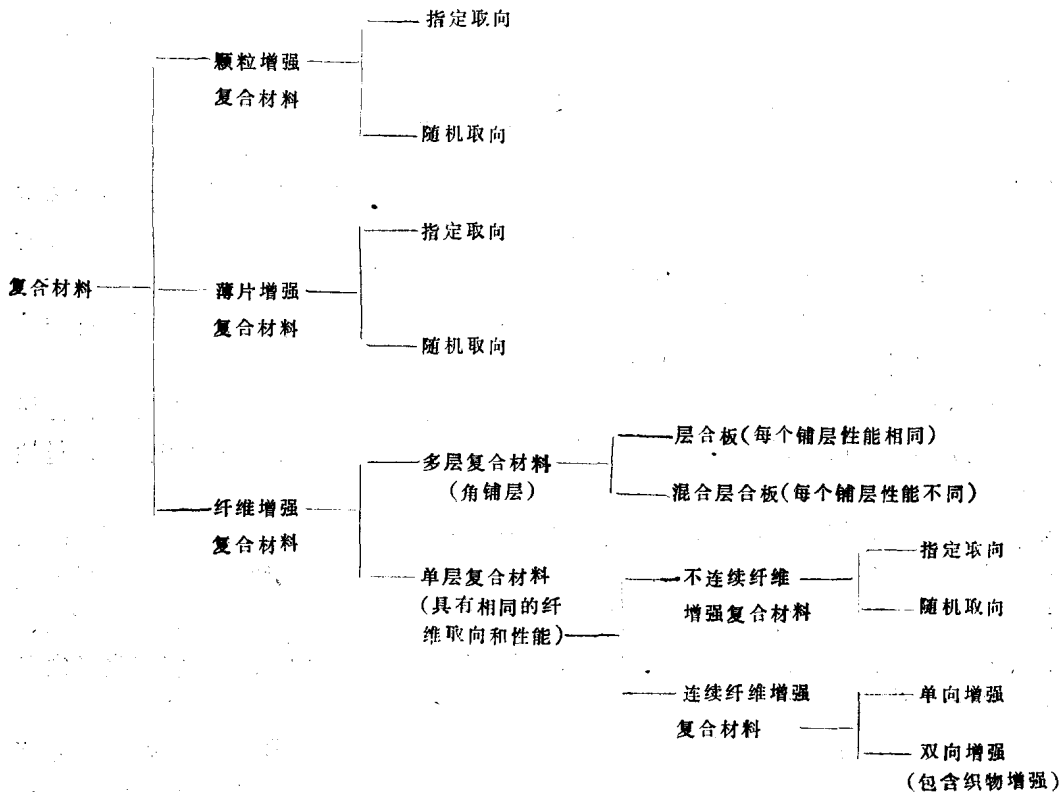


表1 复合材料的分类

本文着重研究纤维增强复合材料。它是复合材料的“主角”，主要由它提供复合材料的强度与刚度的能力，因而从根本上支配了复合材料的力学性能特征。但是基体材料仍然是必不可少的“配角”，它对纤维起到支承及保护的作用，使复合材料保持一定的形状，以承剪方式传递载荷，保护纤维免受磨损或腐蚀，改善了复合材料的各种物理、化学和工艺性能等等。此外复合材料还可以不同的基体材料进行分类。

一、按纤维材料分类

目前有这样几种常见的纤维：玻璃纤维、硼纤维、碳纤维、Kevlar纤维（我国称芳纶纤维）及碳化硅纤维。

玻璃纤维是最早使用的一种纤维，它的延伸率较大，所以它的产品除了纱线外，也可以做成各种织物。玻璃纤维在国内外均有广泛的应用，但因它存在弹性模量小的严重缺点，妨碍它作为飞机等的承力结构材料。因此，目前在结构上已逐渐为其它更先进的复合材料所代替。

本世纪六十年代硼纤维和碳纤维相继问世后,为纤维增强复合材料开辟了新的领域,因此这两种纤维被称作先进纤维。

1959年美国C.P.塔里首先用气相沉积法,将硼蒸汽沉积在钨丝上而制成连续的硼纤维。实际上它是以钨丝为芯,以硼为表面涂层的一种复合材料。纤维粗且硬,工艺复杂,成本很高,影响了硼纤维复合材料的应用和推广。60年代硼纤维复合材料开始了工业化生产,美国的产量占世界第一位,其次是法国。目前每磅价格高于100多美元、影响了它的应用与发展。

碳纤维是通过对纤维材料进行加热碳化处理后而得到的。1961年英国A.欣多提出的把聚丙烯腈碳化纤维的方法先后为世界各国所广泛采用。碳纤维和石墨纤维均属同类材料,在2000°C以下热处理的称为碳纤维,在接近3000°C热处理的称为石墨纤维,以后者性能较好。它的出现略迟于硼纤维,目前碳纤维的最大生产国是日本,占世界产量的一半,最大的厂商是日本的东丽公司,其次是美国。由于它的成本比硼纤维低得多,因此是当前复合材料中使用最广泛的一种纤维。近年来,美国又进一步发明了从沥青中制取纤维的方法,使成本又大大地下降了,目前每磅已下降到10美元左右,使之得到更广泛的应用。

1986年美国杜邦公司发明了一种Kevlar纤维是一种芳香族聚酰胺有机合成纤维。其特点是比重小(1.45),抗拉模量为钢丝的三分之一,而抗拉强度是钢丝的四分之三,所以有“合金钢丝”之称。在美国这种纤维的价格每磅9美元。该纤维的冲击性能好,热膨胀小,适用于航空发动机尾喷管,高压容器等。但由于分子结构的原因,固化时原丝容易分裂,抗压强度低,模量比碳纤维低,但可以广泛用于飞机内部的装饰结构如地板、门窗装饰结构等等,可以减轻许多非承力结构的重量。另外,有机合成纤维也是今后发展的一个重要方向。

碳化硅纤维有两种形式:一种是与硼纤维相似工艺制成的纤维,另一种是70年代日本研制成功的连续碳化硅纤维,它是用有机硅聚合物制成的单相材料,与碳纤维增强复合材料相比,性能优良。且可以耐高温,且易与金属相容,是制造金属基复合材料的良好原料。但目前还没有得到很好的应用。

二、按基体材料分类

按基体材料可分成非金属基体和金属基体两大类。非金属基体材料主要是树脂材料,常用的有环氧树脂、酚醛树脂和聚酰亚胺树脂等。目前常用的是用各种配方特制的环氧树脂。因为它的粘合力大、制造工艺较简单,固化后收缩率小,硬度高,韧性好,但一般用在200°C以下的工作温度,应用于 $M \approx 2$ 的飞机主、次结构上。为了在更高温度条件下工作,可以用聚酰亚胺树脂为基体材料,其工作温度可达到300°C左右,但性质较脆,当温度超过260°C时,有明显的老化现象,可用于 $M \approx 2.7$ 飞机的主、次结构上。

金属基复合材料目前常用的主要是铝基如硼增强铝基、碳化硅增强铝基复合材料能承受高达315°C的工作温度,可用来制造发动机叶片,并且兼有许多金属的特点,如表面抗腐蚀,耐高温性好、导电、导热、不透气等。但是它的纤维与金属基体的界面有化学反应等问题不易解决、而且价格昂贵,应用较困难。

§ 1—3 复合材料的发展与应用

复合材料应用的历史是很悠久的,例如我国古代的泥砖和泥墙是用粘土和稻草两种材料制成的,它比单独的粘土和稻草要结实得多,这是最早期的纤维增强复合材料的应用。

40年代初期,人们想用柔软如丝的玻璃纤维作为增强材料,最早的尝试是用于飞机上的雷达罩,结果发现这种材料具有良好的承载能力、热稳定性和抗腐蚀性。1942年制成了第一艘以玻璃纤维增强复合材料为结构的船。

1951年柯克斯等人研究了“纸张和其它纤维材料的弹性与强度”为复合材料力学奠定了理论基础。它证明了复合材料的模量及强度特性可以按要求来设计,这是任何其它材料所办不到的。

但是,以后的发展并不迅速,主要是由于玻璃纤维虽有较高的强度,但是它的刚度却是相当低的,不能满足许多工程上的需要,这就导致了寻找高强度、高刚度的新型纤维材料而且比重还要求轻,以满足航空航天结构上的要求,即高的比强度和比刚度。人们便从化学元素周期表中,沿着原子量从小到大的顺序去寻找较轻的元素来制造纤维。于是60年代初英、美等国集中精力发展新型纤维,并把这一任务作为发展复合材料的关键。

计划执行的结果,终于制造出第二代纤维,即硼纤维和碳纤维。它们的强度与玻璃纤维相似但刚度却远高出玻璃纤维。

70年代以来,主要发展混合型复合材料,它是由两种或两种以上纤维增强的复合材料所构成,它可以优化产品性能和降低成本,通常选择由一种高刚度,低断裂应变纤维,和另一种低刚度,高断裂应变纤维所组成的混合型复合材料。因此,常用的混合纤维是碳纤维与玻璃纤维,或碳纤维与Kevlar-49纤维。美国的波音757及767飞机已大量采用混合型复合材料的结构。

从飞机上的应用发展来看第一阶段(60年代中~70年代初)处于试用阶段主要用于飞机非承力构件,或承力较低的构件,如口盖、舱门、操纵面、扩板等。可比原铝合金结构减重20%左右;第二阶段(70年代初~70年代中)主要用于次承力构件,不仅试用于旧机种而且还扩大到新机种,如尾翼的安定面、襟副翼、发动机的压气机或风扇叶片等,可比铝合金结构减重30%左右;第三阶段(70年代中~80年代初)开始用于复杂受力部位,如机翼、机身、发动机短舱等,可以减重30~40%。目前几乎所有飞机都程度不同地使用了复合材料。有的正在向全机复合材料结构过渡。如欧州的Air Bus-A310-300型全复合材料结构飞机等。这是未来飞机结构的先兆。我国目前已发展到第二阶段,正在向第三阶段过渡。

美国的福特汽车公司已于1979年制成了一种汽车,它的车身、车架、驱动轴及片弹簧等都用复合材料制造的,汽车自重已降低约50%,能源消耗下降约33%,但成本还太高。

上述几方面例子,充分显示了复合材料在应用方面的发展前景。此外在航天,潜

艇、石油化工、旋转机械、桥梁建筑、医疗机械及运动器材等方面都得到广泛的应用。

§ 1—4 复合材料的特性

纤维增强复合材料的主要特性有：

一、比强度 (S/ρ) 高及比刚度 (E/ρ) 高。

这两者都是衡量结构材料承载能力的一个重要指标，从表2可以看出，碳/环氧比钢材的比强度及比刚度高五倍多。用复合材料制造的汽车比钢铁制造的可减重二分之一到三分之一，因此可节省大量能耗与减轻重量。这对于提高航空、航天飞行器的性能，无疑是非常重要的。

表2 常用金属材料与纤维增强材料的比强度与比刚度

材料名称	比重 (10^6 N/m^3)	拉伸强度 $10^4 (\text{Mpa})$	弹性模量 $10^3 (\text{Gpa})$	比强度 (10^4 m)	比刚度 (10^6 m)
钢	0.0765	0.101	0.2359	1.32	2.69
铝	0.0275	0.0461	0.07355	1.68	2.67
玻璃/环氧	0.0196	0.104	0.03923	5.30	2.0
碳/环氧	0.0157	0.105	0.2354	6.7	15
硼/环氧	0.0206	0.1353	0.4325	6.57	21
Kevlar/环氧	0.01422	0.1353	0.0755	9.51	5.31
硼/铝	0.02599	0.09807	0.1961	8.77	7.55

为什么碳、硼纤维有这样的特性呢？因为材料的强度与刚度是随着它们的分子排列的完善程度即晶粒排列的完美程度密切相关的，并非任意一种块状或纤维状结构就有高的强度和刚度。而这种性能只有当纤维是均匀地分布在某种适当的基体中时，才能充分地发挥出来。在普通状态下的碳、硼颗粒的强度并不大，可是当硼、碳晶粒处于定向排列结构的纤维状态时就能显示出惊人的强度和刚度，再加上碳和硼的原子量比较低，即比重小，因此就具有很高的比强度和比刚度。

还有一种非常细的直径接近于晶体的纤维，称作晶须。它是属于短纤维，但是它的长细比是很高的；另外，因为晶须极细，基本上消除了晶粒间位错与空隙等缺陷，与块状结构相比机械强度有了显著提高。其强度接近于分子间的结合力，具有非常坚韧的性质。常用的晶须材料有兰宝石（氧化铝）、碳化硅等，这种晶须复合材料正处在实验室

研制阶段。

二、节省能源

复合材料工艺过程中的能耗要远低于铝合金的能耗。此外，还可以减轻飞机、汽车、船舶及其它机动车辆的结构重量，又可以成为运行中节省能耗的重要途径。

三、材料的可设计性好。

这是复合材料与金属材料有很大不同的一个特点。材料的宏观力学性能是可设计的并利用细观混合律估算单向复合材料的基本力学性能，并选择适当的纤维含量与基体结合等。利用层合板的各向异性和方向性，通过合理的铺层设计，充分发挥在特定载荷条件下的材料性能，并利用其独特的耦合效应，进行气动剪裁等设计，给优化设计，提供很大的自由度，这在普通材料上是无法实现的。

四、抗疲劳性能好。

疲劳破坏是飞机坠毁的主要原因之一，它是指材料在交变载荷作用下，形成裂纹，且扩展而成低应力破坏。复合材料的抗疲劳特性比金属好得多。由于金属材料是各向同性的，裂纹的传播无阻碍，由里向外传递较快，这种破坏事先并无任何予兆。而纤维增强复合材料是各向异性的，纤维与基体之间的界面能阻止裂纹的扩展。通常疲劳破坏总是从纤维的薄弱环节处开始，逐渐地扩展到界面上。此外，破坏前会有明显的纤维断裂声予兆，多数金属材料的疲劳极限是拉伸强度的50~60%，而碳纤维复合材料可达70~80%。

五、减震性能好。

结构的自振频率除了它与结构本身形状有关外，还与材料的比刚度的平方根成正比。自振频率高可以降低工作状态下因产生共振而导致结构早期破损的机率。此外，复合材料的增强纤维与基体的界面有吸振能力，因此，振动阻尼较高。根据对相同形状尺寸的梁进行试验可知，铝合金梁需要9秒钟才能停止振动，而碳纤维增强的复合材料梁仅需2.5秒钟振动就停止了。

六、高温性能好。

通常铝合金接近400°C时，其弹性模量及拉伸强度将大幅度下降，而硼纤维/铝能在315°C的高温下可长期工作，力学性能稳定。虽然常用的树脂基复合材料（如碳/环氧、硼/环氧、Kevlar/环氧等）只能在176°C的温度下长期工作但比铝合金低。然而目前已找到一种耐高温树脂叫聚酰亚胺，它能在315°C下长期工作，而不影响强度和模量。

七、制造工艺简单。

复合材料构件制造工艺简单，适合整体成型。采用模具制造的复合材料构件，可用一次成型，从而减少了零部件，紧固件和接头的数量，缩短了生产周期。金属锻件从投料到成品，周期长达一年以上，而复合材料部件从投料到制成，一、二个月就够

了。它还可以制成形状比较复杂的薄壁结构,从而缩短制造周期,如某F—15机翼组合件采用复合材料后与金属结构相比较,工序从103道减少到19道,工时从31.6小时减为7.6小时。

八、有些复合材料的热稳定性良好

碳纤维和Kevlar—49纤维具有一种特殊的性能,其纤维方向的热膨胀系数是负值(即加热时发生收缩)。因此,当它们与具有正值热膨胀系数的基体材料相结合时,有可能制成热膨胀系数很小的复合材料,因而在温度变化的环境中,使结构具有较小的热变形和热应力。

诚然,复合材料尚处在发展之中,不可避免地会存在一些问题。如纤维增强复合材料的高级纤维价格太贵,这与应用面不广,产量不高及生产工艺水平有关。随着扩大应用与生产的发展,降低成本还有很大潜力。此外,复合材料尚存在抗冲击性能差,横向强度及层间剪切强度低以及树脂的吸湿性对强度性能的影响等缺点。高温疲劳的问题尚未解决;由于它是新型材料,尚缺乏经验和有效的质量控制方法,因而复合材料的性能还不太稳定,但随着科研与生产工艺的发展,一定会得到逐步解决。

以上虽然罗列了一系列优点及存在的问题,但作为新兴的结构材料其优点仍然是主要方面,发展前景是广阔的。

§ 1—5 复合材料的设计特点与基本假设

一、设计特点

与常规的金属材料相比,复合材料的特点是比强度及比刚度高,层间剪切强度与剪切模量小,此外,还有材质各向异性的可设计性。例如力学性能、电性能、热膨胀性能和抗腐蚀性能等均可按要求进行具体设计。即复合材料的力学性能取决于纤维和基体的种类及其体积比,这些基本力学性能是由材料研究所提供以确定单层板的刚度与强度,然后,再由设计部门进行铺层设计即确定其铺层数,各铺层的取向以及铺迭顺序等。总之,复合材料结构的设计步骤是材料设计和结构设计同步或先后交错地进行,而金属材料结构件的设计步骤必然是先选材料,然后进行结构设计即选材与结构设计分开进行的。

二、基本假设

(一)连续性

认为组成复合材料构件的物质空间内是充满的,材料是密实的。略去由于工艺等原因所造成的少量空隙等缺陷,并认为各组分材料或各铺层之间均直接相连。由于连续性假设,使数学分析中的一些连续性概念、极限概念以及微积分等数学工具均能适用于本书的力学分析。

(二)均匀性

认为从单层板内取出的任一部分, 无论其体积大小, 其力学性能在给定坐标系下都是完全相同的。即不考虑复合材料它的组分材料之间和铺层之间细观结构的效应。这里考虑的是单层板宏观的平均表现性能。因此, 从单层板的任一点处按给定坐标系所切取的微体, 其力学性能相同, 而与微体的位置无关。对于层合板, 则在同一铺层内是均匀的, 而对于不同方向的铺层, 虽然用同一种材料铺设, 但按同一坐标系所切取的微体, 因纤维取向不同, 其力学性能是不同的, 因此, 层合板是分层均匀的。

(三) 线弹性

认为层合板在外力作用下产生的变形与外力成正比关系, 但当取消外力后, 层合板仍能够完全恢复其原来的形状。

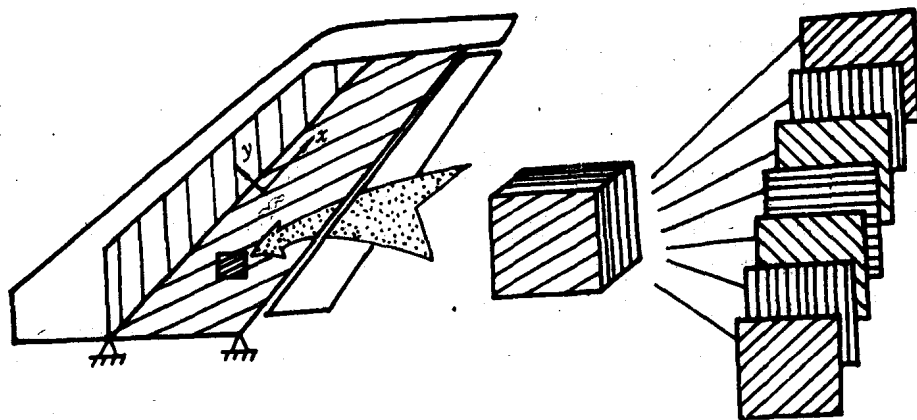
(四) 限于单层板是正交各向异性

认为单层板具有两个相互垂直的弹性对称面。一般无纬布具有一对互相垂直的弹性对称面。层合板就不一定是正交各向异性, 一般是各向异性。即使是单层板, 当坐标方向不与材料正轴向重合时, 材料仍呈现出各向异性的性能。

(五) 小变形

认为变形与层合板构件的原尺寸相比通常是很小的, 可以忽略不计。因此, 在研究层合板构件的平衡和运动, 以及内部受力和变形等问题时, 均可按构件的原尺寸和形状进行计算。

以上五项基本假设, 只有层合板的分层均匀性假设和单层板的正交各向异性假设与材料力学中的均匀性假设和各向同性假设有区别。因此, 凡是材料力学中在与这两条假设无关的条件下形成的原理与方法, 如迭加原理、应力转换和应变转换等均适用于本书分析。



图(1-1) 我国某机垂尾部件复合材料结构举例

第二章 单层板的宏观力学性能

§2—1 单层板的正轴刚度

按照 §1—5 的基本假设, 本章的任务是研究具有正交各向异性、均匀、连续的单层板在线弹性, 小变形情况下沿纤维材料正轴, 偏轴条件下的模量、柔量和强度。由于层合板的厚度与结构的其它尺寸相比较小, 因此, 通常按平面应力状态进行分析。也就是只考虑铺层面内应力, 不考虑与铺层面相垂直面上的应力, 即认为垂直面上的应力很小, 可略去不计。

众所周知, 在材料力学中讨论拉伸、压缩变形时, 应力-应变关系符合拉压虎克定律, 即 $\sigma = E\varepsilon$, 其中 E 是拉、压弹性模量。因此, 可以拉伸或压缩试验来测定 E 值。当讨论纯剪变形时, 得知应力-应变关系符合剪切虎克定律, 即 $\tau = G\gamma$, 其中 G 是剪切弹性模量。因此, 可以利用具有纯剪应力状态的试验, 例如薄壁圆筒的扭转试验来测定 G 值。此外, 当拉伸或压缩时, 除了在试件受载方向的纵向相应地引起伸长或缩短变形外, 在垂直于载荷方向的试件横向尺寸将相应地引起变形。即具有泊松耦合影响关系, 即 $\varepsilon' = -\nu\varepsilon$ 。这里 ε' 是横向应变, ε 是纵向应变, ν 是泊松比。因此, 在拉、压试验时还可测出 ν 。由材料力学得知, 各向同性材料工程弹性常数 E 、 G 、 ν 之间存在有如下关系:

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

独立的工程弹性常数只有两个, 而第三个可以通过关系式 (2-1) 即能求得。最后利用迭加原理建立平面应力状态下的应变-应力关系, 即广义虎克定律:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{1}{E} (\sigma_x - \nu\sigma_y) \\ \varepsilon_y &= \frac{1}{E} (\sigma_y - \nu\sigma_x) \\ \gamma &= \frac{\tau}{G} \end{aligned} \quad (2-2)$$

这里, 象材料力学一样, 用一些简单试验来求得单层板的应力-应变关系, 并利用迭加原理, 得到单层板在平面应力状态下的应变-应力关系, 即广义虎克定律, 从而确定单层板的一些工程弹性常数, 但由于单层板具有正交各向异性性能, 所以其独立的工程弹性常数将比通常的各向同性的金属材料的工程弹性常数要多。