

梁文萍 缪 强 编著

Materials Science

高等学校教材 · 材料科学与工程

先进材料在 航空航天中的应用

XIANJIN CAILIAO ZAI
HANGKONG HANGTIAN
ZHONG DE YINGYONG

西北工业大学出版社

先进材料在航空航天中的应用

梁文萍 缪 强 编著

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书以航空航天领域中采用的先进材料为主线,重点介绍了复合材料、复合材料成型技术及先进复合材料的低成本制造技术;典型牌号的铝合金及铝合金在民机上的应用实例;铝锂合金在民机上的应用实例;航空用高性能钛合金的应用;航空发动机材料、航天材料、形状记忆合金及其应用等。本书内容涵盖了各种先进材料在国内外的最新发展及应用,并以在最先进及典型机型上的应用实例介绍材料的性能特点,具有创新性和实用价值。

本书可作为高等院校材料类、机械类、航空航天类专业本科生的专业基础课程教材,也可作为从事材料、航空航天、制造等研究及生产的科研人员与工程技术人员的参考书。

图书在版编目(CIP)数据

先进材料在航空航天中的应用/梁文萍,缪强编著. —西安:西北工业大学出版社, 2016. 11

ISBN 978-7-5612-5080-8

I. ①先… II. ①梁… ②缪… III. ①航空材料—研究 ②航天材料—研究 IV. ①V25

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 261919 号

策划编辑:华一瑾

责任编辑:华一瑾

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:www.nwpup.com

印 刷 者:陕西兴平市博闻印务有限公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:12.125

字 数:275 千字

版 次:2016 年 11 月第 1 版 2016 年 11 月第 1 次印刷

定 价:39.00 元



序

航空航天工业是国家的基础和支柱产业,其发展水平体现国家的实力和竞争力。“一代材料,一代航空航天器”已成为国际共识。发展“大型客机”“先进发动机”以及相关先进航天器不仅体现国家意志,并被列入国家相关重大计划中。

《先进材料在航空航天中的应用》一书全面介绍了航空航天用材料及其应用,其章节组织不拘一格,颇有新意。

第1章至第4章系统介绍了先进复合材料、铝合金、铝锂合金以及钛合金等高性能轻质材料的制备与应用,突出其轻和强的特征。先进复合材料包括连续纤维增强树脂基、金属基、金属间化合物基、陶瓷基和碳基复合材料。该复合材料具有高比强度、高比模量、可设计性强、抗蠕变/疲劳性能好、耐腐蚀、尺寸稳定性好和便于整体成形等优点,可显著减重和提高服役温度,已被大量用于航空或航天器中。如连续碳纤维增强树脂基复合材料在飞机上的应用比例,已成为衡量大型民机先进性的重要指标。铝合金具有低密度、高比强度、高塑性、耐蚀、导热和导电等优点,还具有低成本和优良的加工性,是飞机机体的主要结构材料。铝锂合金与铝合金相比,密度更低、比强度和比刚度更高,还具有良好的抗疲劳和耐蚀性能,以及卓越的超塑性成形性,其成形和维修比复合材料方便,且成本远低于复合材料,被认为是未来航空航天工业领域中理想的轻质高强度结构材料之一。钛合金具有高比强度、耐腐蚀和可焊接等优点,是航空航天工业领域最有应用前景的轻质高温结构材料之一。

第5章和第6章又从航空发动机结构和航天器类别要求出发,介绍了相关材料、应用部位及其发展趋势。航空发动机是飞机的心脏,随着飞机飞行速度、航程和飞行高度的提高,要求发动机压力比、涡轮前进口温度和转速大幅提高,发展更耐高温、高比强度和高比模量的轻质结构材料势在必行,各类高温复合材料倍受关注。将高温合金、金属间化合物和陶瓷基复合材料等均放在第5章,更有助于读者理解航空发动机材料研发之艰难,“一代材料,一代航空发动机”之重要。新型航天器发展日新月异、种类繁多,如运载火箭、导弹、火箭发动机、卫星、空间站、载人飞船、太空探测器和可重复使用航天飞行器等。该书针对相关航天器产品用结构材料的典型应用环境,提出必须满足轻质、高比强度、高比模量、抗超低温和抗超高温氧化腐蚀或烧蚀等极端环境等要求。航天用功能材料种类繁多,其材料品质直接影响航天器的成败,先进航天结构与功能材料是推动和支撑航天产品更新换代和新型航天器发展的基础。

第7章专门介绍了形状记忆合金作为热驱动功能材料及其在航空航天装备、汽车工程、医疗器械和机器人等领域的广泛应用情况,作者期望在“中国制造2025”及“互联网+”背景下,进一步推动该材料的发展与应用。

该书编著者将材料与应用紧密结合,将教学经验与科研实践相结合,将最新科研动态融入

教材中,内容丰富、翔实,不仅反映了学科发展的前沿动态,还对学生拓宽视野、优化知识结构、提高综合素质和增强实践能力大有裨益。

作为材料类、机械类和航空航天类专业本科生的专业基础教材,这本书弥补了该专业长期缺乏航空航天材料类教材的问题;对于航空航天材料的研究与应用、生产与实践具有积极地推动作用。同时,它的出版对从事航空航天器研究与生产的工程技术人员和高校相关专业的师生也有一定的参考价值。

张立同^①

2016年9月于西安

^① 张立同(1938—),女,航空航天材料专家,中国工程院院士。

前 言

本书是为推进“互联网+”时代课程教学模式和考核方式的改革、强化科教协同、促进高水平科研支撑高质量教学而开设的跨门类、跨学科、跨专业新型课程——学科拓展平台课程“航空航天材料概论”而编著的；立足于反映学科发展前沿、加强学科交叉与融合，旨在帮助学生拓宽视野、优化知识结构、提高综合素质和实践能力。这种新型课程目前可参考的教材大多是《工程材料学》《金属材料学》《有色金属材料学》等等，尚未见到以航空航天领域所用先进材料为主线编著的教材，因此迫切需要一部理论与实践相结合、反应最新科技动态、内容翔实、通俗易懂的新教材，以满足材料类、机械类、航空航天类专业本科生的专业基础课程教学的需要。

“一代材料，一代飞机”“一代材料，一代装备”，材料的先进性直接决定了飞机及装备的先进程度，在“中国制造 2025”及“互联网+”时代尤为突出和重要。笔者根据多年讲授“工程材料学”“工程材料及热加工基础”“有色金属合金”等课程的经验，结合做大型客机关键技术项目、国家自然科学基金项目、航空科学基金项目等科研的实践，对航空航天所用先进材料如复合材料、铝合金、铝锂合金、钛合金、航空发动机材料、航天材料，以及新型材料形状记忆合金等进行系统阐述。并结合各种先进材料在国内外的最新发展及应用状况，以在最先进及典型机型上的应用实例介绍材料的性能特点，具有创新性和实用价值，也可以此提高教材的可读性。

全书共分为 7 章，分别包括复合材料及其在航空领域中的应用、铝合金及其在航空领域中的应用、铝锂合金及其在航空领域中的应用、钛合金及其在航空领域中的应用、航空发动机材料及其应用、航天材料及其应用、形状记忆合金及其应用等。在介绍基础知识的前提下，着重介绍各种先进材料的国内外最新动态及应用情况。

本书由南京航空航天大学梁文萍教授、缪强教授编著。其中，第 1 章和第 2 章、第 5~7 章由梁文萍教授编著，第 3 章和第 4 章由缪强教授编著。全书由梁文萍教授统稿。

在本书编写过程中，南京航空航天大学余雄庆教授、张平则教授和王显峰副教授提出了很好的意见和建议，在此表示衷心的感谢。同时感谢博士生丁铮和夏金姣，硕士生裴秋旭、刘文、陆海峰、胡荣耀、陈博文、宋有朋和高鹏等收集整理大量资料，为本书的出版付出了辛勤劳动。衷心感谢中国商用飞机上海飞机设计研究院、国家自然科学基金委工程材料学部为本书提供的科研项目支持。本书参考了大量文献资料，在此谨向所有参考文献的作者诚致谢意。

由于水平有限，书中难免存在疏漏与错误，恳请广大读者批评指正。

编著者

2016 年 9 月

目 录

第 1 章 复合材料及其在航空领域中的应用	1
1.1 复合材料的特点	1
1.2 复合材料成型技术及其特点	10
1.3 先进复合材料的低成本制造技术	14
1.4 国内外复合材料在航空领域中的应用	24
第 2 章 铝合金及其在航空领域中的应用	31
2.1 铝合金概述	31
2.2 铝合金国内外的的发展状况	33
2.3 典型牌号的铝合金在航空领域中的应用	41
2.4 铝合金在民用客机上的应用实例	45
第 3 章 铝锂合金及其在航空领域中的应用	53
3.1 铝锂合金概述	53
3.2 铝锂合金国内外的的发展状况	55
3.3 铝锂合金在民用客机上的应用实例	60
第 4 章 钛合金及其在航空领域中的应用	63
4.1 钛合金概述	63
4.2 钛合金国内外的应用状况	67
4.3 航空用高性能钛合金的应用状况	73
4.4 钛合金在航空领域中的应用	83
第 5 章 航空发动机材料及其应用	89
5.1 航空发动机概述	89
5.2 航空发动机材料的国内外现状	97
5.3 航空发动机典型低温部件材料	99
5.4 航空发动机典型高温部件材料	104
5.5 3D 打印技术在航空航天领域中的应用	122
第 6 章 航天材料及其应用	125
6.1 航天材料概述	125
6.2 运载火箭材料	126

6.3 导弹材料	134
6.4 火箭发动机材料	138
6.5 航天飞行器材料	143
6.6 航天功能材料	155
第 7 章 形状记忆合金及其应用	157
7.1 形状记忆合金概述	157
7.2 形状记忆合金国内外的的发展状况	165
7.3 形状记忆合金的主要应用	166
附录 术语与符号	177
参考文献	179

第1章 复合材料及其在航空领域中的应用

《国家中长期科学和技术发展规划纲要(2006—2020)》和《国民经济和社会发展第十一个五年规划纲要》把大型飞机项目确定为国家重大科技专项。大型客机的立项有利于推动我国航空制造业的技术升级,而材料是航空制造业的基础,这一点尤其体现在复合材料上。大型客机作为一种商品,追求的主要目标是在保证运输能力的前提下提高飞机的安全性、经济性、舒适性和环保性,以增强市场的竞争力。怎样才能满足这些性能要求?其重要手段之一是采用大量先进复合材料。采用先进复合材料可以减轻飞机结构和机载设备的重量、提高飞机结构和设备的寿命和可靠性,从而达到降低飞机的油耗、价格、维护费用等。先进复合材料(Advanced Composites Material, ACM)是指可用于加工主承力结构和次承力结构,具有比强度高、比模量高、可设计性强、抗疲劳断裂性能好、耐腐蚀、尺寸稳定性好以及方便整体成形等优点,被大量地应用于航空航天等领域,是制造飞机结构件的理想材料,可获得减轻质量20%~30%的显著效果。目前复合材料已成为研制大型民用飞机的一个制高点,为了在激烈的民用飞机市场竞争中获胜,以波音和空客为代表的民用航空公司在复合材料的用量上展开了竞争。

从国外民用飞机复合材料的用量和发展趋势来看,复合材料已成为目前国外客机的主要结构材料,近些年国外客机上复合材料的用量大幅提升,A380客机复合材料的用量已达25%,而B787客机复合材料的用量更是高达50%,复合材料在客机结构上的应用已发展到用于制造机翼、机身等主承力结构。由于复合材料在国外客机上的大规模应用使得飞机的重量大大降低,从而大大提高了飞机的性能,如A380仅中央翼盒采用复合材料就较使用金属减重1.5 t,减重达17%。这是由复合材料具有优异的性能特点所决定的。

1.1 复合材料的特点

1.1.1 复合材料概念

1. 复合材料的定义

所谓复合材料,是指把两种或两种以上宏观上不同的材料,合理地进行复合而制得的一类材料,目的是通过复合效应来提高单一材料所不能发挥的各种特性。根据国际标准化组织(International Organization for Standardization, ISO)为复合材料所下的定义,复合材料是由两种或两种以上物理和化学性质不同的物质组合而成的一种多相固体材料。复合材料的组分材料虽然保持其相对独立性,但复合材料的性能却不是组分材料性能的简单加和,而是有着重要的改进。在复合材料中,通常有一相为连续相,称为基体(Matrix);另一相为分散相,称为增

强材料(Reinforcement)。分散相是以独立的形态分布在连续相中,两相之间存在着相界面(Interface)。分散相可以是增强纤维(Fiber),也可以是颗粒状或弥散的填料。复合材料既可以保持原材料的某些特点,又能发挥组合后的新特征,它可以根据需要进行设计,从而最合理地达到所要求的性能,即具有可设计性。

2. 复合材料的结构

复合材料为增强材料(F)+基体(M)+界面(I)三相结构,其性质、配置方式、相互作用及相对含量决定着复合材料的性能。增强相的形式如图 1.1 所示,有纤维(Fiber)包括连续纤维和短纤维、颗粒(Particulate)、晶须(Whisker)、织物(Fabric)。在树脂基复合材料中,三种组成相均发挥其独特的作用:纤维——增强作用,承载、增强增韧;基体——基体通过界面将应力传递到纤维,成型、保护纤维;界面——良好的界面黏结使基体发挥作用(传力),调节界面结合状态可以提高复合材料的韧性。

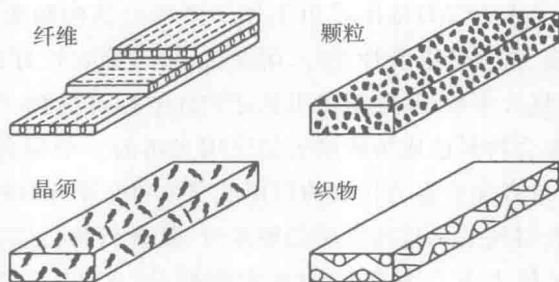


图 1.1 增强相的形式

目前在结构上应用的纤维增强树脂基复合材料是由纤维、基体和界面三个结构单元构成。高模量、高强度的增强纤维是承载主体,决定沿纤维方向的强度和模量;树脂基体提供对纤维的支持和保护,同时决定横向(垂直纤维方向)的强度和模量,层合结构的层间性能也主要由基体性能确定;界面将纤维和基体粘接在一起,并实现纤维与基体间的载荷传递,从而构成了沿纤维方向具有高强度、高模量的新型材料。人们所见到的复合材料,其典型实例是纤维增强复合材料,其性能表现为轻质高强度。

(1)纤维的选择。目前常用的增强纤维有碳纤维(如 T300, HMS, AS4, IM7, T800)、玻璃纤维(S 玻璃、E 玻璃)、芳纶(Kevlar-49 等)和硼纤维。其中碳纤维占主导地位,这是由于玻璃纤维比较重,硼纤维相对价格较贵,芳纶纤维具有较低的拉伸弹性模量。玻璃纤维可以透过无线电波,是天线罩和隐身应用的理想材料。芳纶纤维产品主要用于防弹背心等。硼纤维的应用比较广泛,但目前还没有应用于机身结构中,选用标准如下所述。

1)对于兼有强度和刚度要求的结构,应选用碳纤维或硼纤维。若要求高刚度,可选用高模量碳纤维。硼纤维由于价格贵,密度较大,直径粗,因此其应用范围受到很大限制。

2)结构要求有高的抗冲击性能和断裂韧性时可选用玻璃纤维或 Kevlar 纤维。若同时还要求高的比强度和比模量时,可在碳纤维复合材料中加入少量玻璃纤维或 Kevlar 纤维,构成混杂复合材料,以一种纤维的优点来弥补另一种纤维的缺点。

3) 雷达罩结构要求具有良好的透波性, 应选用玻璃纤维或 Kevlar 纤维。不能使用具有半导体性质的碳纤维。

碳纤维作为复合材料中的重要组分材料, 分宇航级和工业级, 其中宇航级是重要的战略物资。其发展特点总的来说是高性能化和多元化。高强度是碳纤维不断追求的目标之一, 以国际上最大的 PAN 基碳纤维供应商日本东丽(Toray)为例, 自 1971 年 T300(强度 3 535 MPa)进入市场以来, 碳纤维的拉伸强度得到很大提高, 经过了 T700 和 T800 到 T1000 三个阶段, T1000 的拉伸强度已达 6 370 MPa, T800 是目前民用飞机复合材料生产的主流纤维。根据不同的使用要求, 发展相应的产品。如东丽碳纤维目前分三大类:

- 1) 高拉伸强度(HT)纤维, 具有相对较低的弹性模量(200~280 GPa);
- 2) 中模(IM)纤维, 弹性模量 300 GPa;
- 3) 高模(HM)纤维, 弹性模量超过 350 GPa。

碳纤维另一个重要发展特点是产品大丝束化。大丝束是碳纤维产品多元化的一个重要方面, 主要目的是加快纤维铺放速率, 从而提高复合材料生产效率, 降低制造成本。这方面的研究内容主要是制取廉价原丝技术(包括大丝束化、化学改性、用其他纤维材料取代聚丙烯腈纤维)、等离子预氧化技术、微波碳化和石墨化技术等。碳纤维按用途大致可分 24 K 以下的宇航级小丝束碳纤维(1 K 的含义为一条碳纤维丝束含 1 000 根单丝)和 48 K 以上的工业级大丝束碳纤维。目前小丝束碳纤维基本为日本东丽、东邦(Tenax)与三菱人造丝(Mitsubishi Rayon)所垄断。而大丝束碳纤维主要生产国是美国、德国与日本, 产量大约是小丝束碳纤维的 33%左右, 最大支数发展到 480 K。工业级大丝束碳纤维可有效降低复合材料成本, 但随之带来的是树脂浸润不够充分和均匀性方面的问题。

(2) 基体的选择。基体是复合材料另一个主要组分材料, 包括金属基体、陶瓷基体和树脂基体, 主流是树脂基体。目前作为轻质高效结构材料应用的高性能树脂基体主要有三大类, 即 150 °C 以下长期使用的环氧树脂基体, 150~220 °C 长期使用的双马来酰亚胺树脂基体, 250 °C 以上使用的聚酰亚胺树脂基体。

环氧基体用量最多, 具有综合性能优异、工艺性好、价格低等诸多优点, 在马赫数小于 1.5 的军用飞机和民用飞机上得到广泛应用。双马来酰亚胺树脂基体主要用在马赫数大于等于 1.5 的高性能战斗机上。聚酰亚胺基体主要用于发动机压气机叶片和冷端部件。环氧基体由于固化后的分子交联密度高、内应力大, 存在质脆、耐疲劳性差、抗冲击韧性差等缺点。对于航空结构复合材料, 环氧树脂的增韧改性一直是重要的研究课题, 双马来酰亚胺树脂基体也有类似问题。数十年来, 增韧改性技术取得长足发展, 包括橡胶弹性体增韧、热致液晶聚合物增韧、热塑性树脂互穿网络增韧以及纳米粒子增韧等, 新的品种不断得到开发, 使用经验在不断积累, 环氧复合材料技术上已趋成熟。

在增强纤维选定之后, 树脂基体就成了复合材料性能和成本的决定因素, 因此高性能、低成本、可回收再用以及环境友好型的树脂基体, 是复合材料技术未来发展的长期研究课题。

树脂基体的分类如图 1.2 所示, 具体分类如下。

- 1) 按固化特性可分为热固性树脂和热塑性树脂;
- 2) 按固化温度可分为低温固化树脂(80 °C 以下)、中温固化树脂(125 °C 以下)、高温固化

树脂(170 ℃以上)；

3)按功效可分为结构用树脂、内装饰用树脂、雷达罩用树脂、耐烧蚀性树脂；

4)按工艺方法可分为热压罐成型用树脂、树脂传递模塑成型(Resin Transfer Moulding, RTM)专用树脂、树脂膜熔浸(Resin Flim Infusion, RFI)专用树脂、纤维缠绕用树脂、拉挤和模压用树脂、低温低压固化(Low Temperature Moulding, LTM)树脂、电子束固化树脂、光固化树脂。

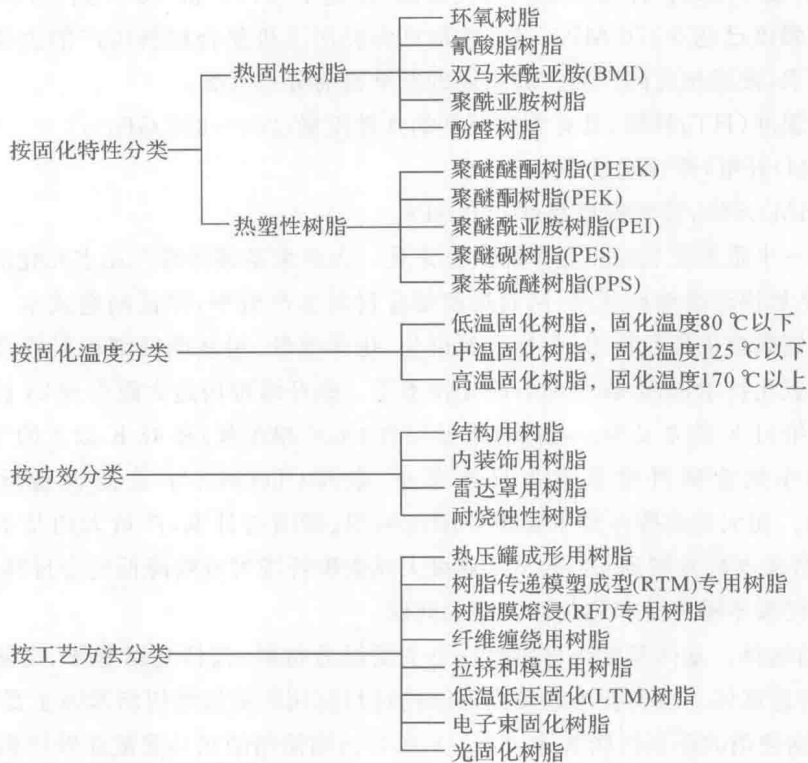


图 1.2 树脂基体的分类

先进树脂基复合材料(High Performance Fiber&High Performance Matrix Resin)是指碳纤维、高模量有机纤维(如 Kevlar, 一种芳纶复合材料纤维)增强的环氧、聚酰亚胺等高性能树脂基体的复合材料。目前环氧树脂体系是先进复合材料应用最广泛的基体体系,它适用于碳、Kevlar、玻璃、硼等纤维,也适用于混杂复合材料。通常它的长期使用温度在 170 ℃ 以下,需耐高温时可采用双马来酰亚胺或聚酰亚胺树脂,可耐 200~300 ℃ 高温,以上均为热固性树脂。热塑性树脂具有较高的使用温度,如聚醚醚酮可达 250 ℃,同时具有较好的层间断裂韧性和冲击后压缩强度(Compression After Impact, CAI),但其成型温度高,到目前为止加工方法尚未得到充分发展。

通常根据结构最高工作温度选择基体。此外,基体对复合材料在湿/热条件下的性能、抗冲击性能(CAI)和层间强度等影响较大,应给予重点考虑。国外树脂基复合材料仍以结构复合材料为主,发展的重点为耐高温、高韧性、耐腐蚀、低成本的热固性树脂基和热塑性树脂基复合材料。在提高复合材料的韧性方面,二维或三维自动编织技术将获得更为广泛的应用;在降低成本和提高工艺水平方面,将进一步扩大缠绕、RTM 成型和编织预成型等近无余量的成型应用。

1.1.2 复合材料的分类

1.按性能分类

(1)普通复合材料。它包括普通玻璃纤维、合成纤维或天然纤维增强的普通聚合物复合材料,如玻璃钢、钢筋混凝土等。

(2)先进复合材料。先进复合材料(Advanced Composites Material, ACM)主要指连续纤维增强(韧)的树脂、金属、陶瓷及碳等各类基体的复合材料,具有耐高温、低密度、高比强、高比模、抗环境、高可靠性等突出的性能特点。

先进复合材料体系可分为三种类型:聚合物基复合材料(Polymer Matrix Composites, PMC)、金属基复合材料(Metallic Matrix Composites, MMC)、陶瓷基复合材料(Ceramic Matrix Composites, CMC)。

1)聚合物基复合材料。以有机聚合物为基体制成的复合材料,主要为热固性树脂(Thermosets)和热塑性树脂(Thermoplastics)。热固性树脂包括环氧树脂(Epoxies)、聚酰亚胺树脂(Polyimides)和双马来酰亚胺树脂(Bismaleimides)。

2)金属基复合材料。以金属为基体制成的复合材料,如铝基复合材料、钛基复合材料等。

3)陶瓷基复合材料。以陶瓷材料或碳为基体制成的复合材料。

先进复合材料的分类示意如图 1.3 所示。

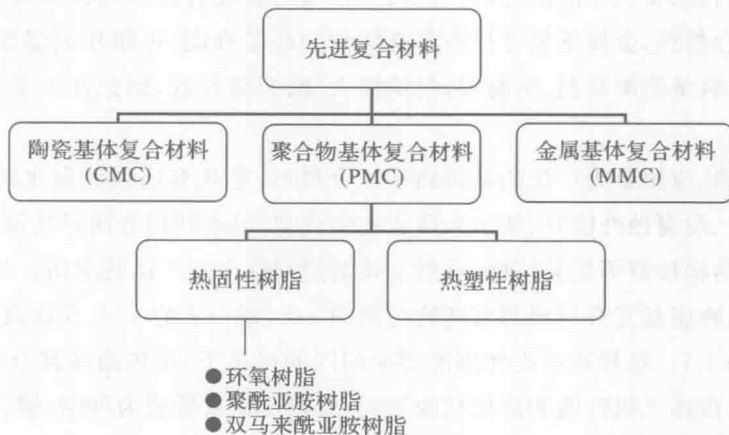


图 1.3 先进复合材料的分类示意图

2.按基体材料分类

按基体材料的不同,复合材料可分为聚合物复合材料、金属基复合材料、陶瓷基复合材料、碳/碳复合材料 and 水泥基复合材料等。

3.按用途分类

按复合材料的用途不同,它可分为结构复合材料、功能复合材料和结构/功能一体化复合材料。

采用特殊的增强相和基体,具有功能可设计性,体现了材料/结构/功能一体化的特点。随

着航空航天技术的发展,针对不同需求,出现了在性能上与一般低性能的常用树脂基复合材料有所不同的高性能树脂基先进复合材料。

高性能树脂基体具有特殊的化学结构和成型特性。通常在高温下具有高的尺寸稳定性、优异的热氧化性、低吸湿性、耐磨性以及耐辐射等优异的综合力学性能。以高性能树脂为基体的复合材料可在高温氧化、腐蚀等恶劣环境下作为结构材料长期使用。

4.按增强剂分类

按照复合材料所使用的增强剂不同,它可分为颗粒增强复合材料、晶须增强复合材料、短纤维增强复合材料、连续纤维增强复合材料、混杂纤维增强复合材料和三向编织复合材料。

1.1.3 复合材料的基本性能

1.复合材料的优点

(1)高比强度和高比模量(刚度)。比强度 = 强度/密度($\text{MPa}/(\text{g} \cdot \text{cm}^{-3})$);比模量 = 模量/密度($\text{GPa}/(\text{g} \cdot \text{cm}^{-3})$)。复合材料具有重量轻、强度高、模量大等特点,即用最轻重量获得最大的强度或模量,可达到结构材料减重的目的。

复合材料,特别是聚合物基复合材料,它们的强度、刚度和成本性能特别适用于飞机结构的应用,是飞机结构主要关注的新材料。金属基和陶瓷基复合材料是比聚合物基复合材料更早发展起来的复合材料,金属基复合材料具有优异的高温性能,可用作高温部件,但制备很困难;陶瓷基复合材料虽然耐高温、抗磨损,但脆性大、断裂韧性低,因此在大多数情况下不适合于结构性应用。

目前发展最快、应用最为广泛的是树脂基复合材料,它具有比强度和比刚度高、可设计性强、抗疲劳性能好、耐腐蚀性能好、便于大面积整体成型,以及利用各向异性通过铺层设计可以获得较为理想的结构性能等优异特性,在航空领域得到越来越广泛的应用。与传统的钢、铝合金结构材料相比,树脂基复合材料的密度约为钢的 $1/5$,铝合金的 $1/2$,其比强度和比模量高于钢和铝合金,见表 1.1。这样在强度和刚度要求相同的情况下,用树脂基复合材料可以明显减轻结构质(重)量、提高飞机性能和降低燃油消耗,所以迅速发展成为继铝、钢、钛之后的又一类航空结构材料,广泛用于航空航天等高科技领域。

表 1.1 不同材料的比强度和比模量

材料	纤维体积含量 (%)	密度 ρ ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	比模量 ($10^9 \text{MPa} \cdot \text{cm}^3 \cdot \text{g}^{-1}$)	比强度 ($10^7 \text{MPa} \cdot \text{cm}^3 \cdot \text{g}^{-1}$)
芳纶纤维/环氧树脂	60	1.4	0.29	0.46
碳纤维/环氧树脂	58	1.54	0.54	0.25
低碳钢	—	7.8	0.27	< 0.11
铝合金	—	2.7	0.27	0.15

(2)良好的高温性能。目前聚合物基复合材料的耐高温上限为 350°C ;金属基复合材料按不同的基体性能,其使用温度在 $350\sim 1100^{\circ}\text{C}$ 范围内变动;陶瓷基复合材料的使用温度可达 1400°C ;碳/碳复合材料的使用温度最高可达 2800°C 。

(3)良好的尺寸稳定性。增强体加入到基体材料中,不仅可以提高材料的强度和刚度,而且可以使其热膨胀系数明显下降。通过改变复合材料中增强体的含量,可以调整复合材料的热膨胀系数。

(4)耐疲劳性能好,破损安全性高。表现在以下几方面:①疲劳破坏有预兆;②疲劳极限/静极限强度的百分比高(S-N)。

(5)良好的蠕变、冲击和断裂韧性,陶瓷基复合材料的脆性得到明显改善。

(6)具有多种功能性。①优异的电绝缘性和高频介电性能;②良好的摩擦性能;③优良的耐腐蚀性;④有特殊的光学、电学、磁学特性。

(7)良好的加工工艺性。

1)可根据制品的使用条件、性能要求选择原材料(纤维、树脂);

2)可根据制品的形状、大小、数量选择加工成型方法;

3)材料、结构的制备在同一工艺过程完成,即可整体成型,减少装配零件的数量,节省工时、节省材料、减轻重量。

树脂基复合材料对于结构形状复杂的大型制件也能实现一次成型,从而使部件中零件的数目明显减少,避免了过多的连接,显著降低了应力集中,减少了制造工序和加工量,大量节省原材料。树脂基复合材料以其独特的优点,在许多工业领域中得到了应用。

(8)各向异性和性能可设计性。复合材料的力学和物理性能除了由纤维、基体的种类和含量决定外,还与纤维的排列方向、铺层顺序等有关。可根据工程结构的载荷分布及使用条件不同,选择相应的材料及铺层设计来满足既定的要求,做到安全可靠以及经济合理。

复合材料层合板设计即铺层设计——确定铺层要素。层合板设计的主要任务是根据层合板所受的外加载荷和已选用的组分材料的铺层性能来确定层合板的三个铺层要素:铺层角度、铺层顺序和层数(层数比)。

1)铺层角度确定。为了最大限度地利用纤维轴向的高性能,应该用 0° 层承受轴向载荷, 45° 层承受剪切载荷,即将剪切载荷分解为拉、压分量来布置纤维承载; 90° 铺层用来承受横向载荷。根据需要确定设计哪几种铺向角,若需设计成准各向同性板,也可采用 0° , 30° , 60° 构成的层合板,铺层角度如图1.4所示。

2)铺层顺序的确定。除特殊要求外,应采用正交各向异性的对称铺层,避免耦合引起翘;同角度的铺层,沿层合板方向应尽量均匀分布,不宜过于集中,若超过4层易在两种定向铺层组的层间出现分层;层合板的面内刚度只与层数比和铺向角度有关,与铺叠顺序无关,但若层压结构的性能还与弯曲刚度有关时(例如层压结构梁),则弯曲刚度与铺叠顺序有关。

3)铺层层数的确定。各定向铺层的层数应通过计算或计算图表确定,一般先求出层数比,再根据所需总层数求得各种铺向角层组的层数。

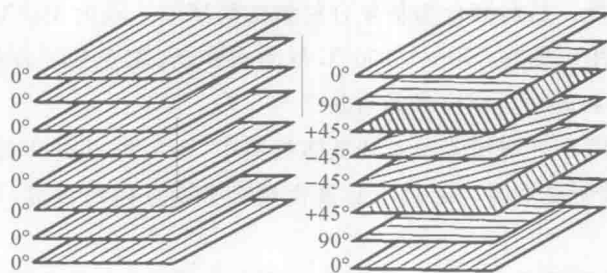


图 1.4 铺层角度示意图

2. 复合材料的缺点

复合材料虽然具有以上诸多优点,但也存在一些缺点,主要包括以下几方面。①成型工艺成本仍然较高;②仍缺乏高性能复合材料大批量生产技术;③材料本身不能循环回收利用;④针对各向异性的设计方法较少;⑤材料的破坏模式规律性不明显;⑥生产能力受原材料制约(如纤维等)。

1.1.4 复合材料结构制造工艺特点

不同材料,制造工艺特点各有不同。尤其是复合材料,由于它性能上的优异特点,其制造工艺与金属材料有较大差异。

金属飞机结构一般由蒙皮、桁条、肋、框、梁和墙等零组件,用大量紧固件机械连接装配而成。金属材料零组件,通常采用机械加工、压延、锻造、铸造等工艺方法制造,这是由金属材料可切削性、可锻性、可延展性和可熔性等固有特性所决定的。

金属材料如铝合金,1930 年开始用于飞机结构,用了大约 10 年的时间,才形成用机械连接梁、桁条、框、肋、蒙皮构成的半硬壳薄壁结构。此后,逐步发展形成了多种有特色的结构形式,如加筋(硬壳)蒙皮构架结构、框架补强开口结构、张力场梁结构、夹层结构、波纹腹板梁、整体壁板结构等。铝合金在飞机结构上的应用至今已有 70 年的历史,目前仍然是飞机设计首选的结构材料。

钛合金继铝合金之后,于 1954 年开始在飞机结构上应用,钛合金适合采用超塑成型、扩散焊接和铸造等工艺加工,供料一般为大型的锻锭或铸锭。大型整体钛合金梁、隔框、壁板和连接主接头是目前主要的钛合金结构件形式。F-22 战斗机中机身承载隔框是目前最大的热等静压铸钛合金件。钛合金与碳纤维复合材料接触无电偶腐蚀,适合与复合材料结构共同使用。

复合材料开始用于飞机结构时,采用按刚度等代设计方法,以准各向同性层合板代替铝合金板,以减轻结构重量。复合材料结构形式主要反映出复合材料以纤维为承载与传力主体和固化成型制造工艺等特点,同时,借鉴采纳了适用的金属结构形式。

复合材料结构一般是采用模具、热压固化成型,要求制造工艺技术精确,控制实现结构设计所确定的纤维方向,且应尽量减少切断纤维的机械加工。目前,通常采用浸渍基体树脂的增强纤维预浸料逐层铺贴在模具上,再经热压工艺,基体树脂在模具内进行化学反应,结构件成型与材料成型同时完成。共固化、二次胶接、预成型件/树脂传递模塑(RTM)或树脂膜熔浸成

型(RFI)等工艺技术可使复合材料大型构件整体成型。从而,可以明显减少机械加工和装配工作量,大幅度降低装配费用,还可改善构件使用性能。

复合材料结构件热压固化成型工艺方法要求结构设计与结构制造工艺两者更加密切配合,以控制复合材料结构的热应力和热变形。结构成型与材料成型同时完成的特点,要求对成型工艺过程严格监控,并建立配套的缺陷/损伤检测方法和质量控制标准。

1.1.5 复合材料结构损伤特性

1. 复合材料结构损伤形式

(1)损伤。虽然复合材料用于飞机结构有许多优点,但是复合材料也存在固有的缺点。首先,对于纤维增强树脂基的脆性复合材料,在过载情况下,应力重新分配的能力差。甚至在较小的冲击载荷作用下,也可能造成内部的分层损伤,这种损伤会降低结构强度和刚度,压缩强度的降低更加明显。在受冲击的复合材料零件表面,损伤不明显甚至完全看不见,但零件内部已产生分层损伤。

(2)缺陷。复合材料制备和零件成型同时完成,因而材料制备过程中的缺陷不可避免地带到了制件中,包括由于工艺过程控制不好、混入脱模剂、零件装配不协调等造成的空隙、分层、脱胶等。

复合材料在使用过程中由于使用不当,如冲击、超载、挤压等,或受环境条件影响,如雨蚀、砂蚀、热冲击、雷击、溶剂等,也会形成分层、脱胶、表面氧化、腐蚀坑、边缘损伤、表面鼓泡等缺陷和损伤。

2. 复合材料结构修理特点

复合材料的损伤形式与金属材料显著不同,因此不能简单地将传统的金属结构修理方法直接应用于复合材料结构修理,必须根据其损伤特点,发展新的修理方法。特别要重视铺层设计和修理设计。采用不恰当的方法修理复合材料结构,往往得不到好的修复效果,甚至会出现修理后的结构比原损伤结构的强度更低的现象。

飞机上使用的复合材料部件出现缺陷和损伤后,首先必须根据损伤的部位和范围来确定修理方案,其一般过程为:①确定损伤部位;②确定损伤范围;③设计人员对损伤结构进行损伤容限和剩余强度分析。

工程技术人员按照已经规范化的文件,根据具体情况决定:①不修理,继续使用;②需要修理,可以由认可的维修单位进行修理;③必须返回原制造单位修理或者报废。

飞机用复合材料结构制造中所采用的材料一般为玻璃纤维增强复合材料、碳纤维增强复合材料及芳纶纤维复合材料。这些材料用于蜂窝夹心结构及整体层合结构的制造。在进行永久修理时,修理材料一般必须按下列准则与原制造材料相配合:①只用碳纤维材料修理碳纤维增强复合材料结构;②只用玻璃纤维材料修理玻璃纤维或芳纶纤维增强复合材料结构。

常用修理方法需根据制件的结构、缺陷和损伤的类型与大小,采用相应的修理方法。最常用的方法包括树脂注射、树脂灌注和填充、机械连接贴补、胶接贴补和挖补等。