

高端装备关键基础理论及技术丛书

先进材料

碳纤维复合材料与叠层结构 切削加工理论及应用技术

MACHINING THEORY AND APPLICATION TECHNIQUES
FOR CFRP COMPOSITES AND MULTILAYER STACKS

陈明 徐锦泐 安庆龙

著



上海科学技术出版社

高端装备关键基础理论及技术丛书·先进材料

碳纤维复合材料与叠层结构 切削加工理论及应用技术

陈 明 徐锦泱 安庆龙 著

上海科学技术出版社

图书在版编目(CIP)数据

碳纤维复合材料与叠层结构切削加工理论及应用技术 /
陈明,徐锦泐,安庆龙著. —上海:上海科学技术出版社,2019.1

(高端装备关键基础理论及技术丛书. 先进材料)

ISBN 978-7-5478-4283-6

I. ①碳… II. ①陈… ②徐… ③安… III. ①碳纤维
增强复合材料—复合材料结构—研究 IV. ①TB334

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 286480 号

碳纤维复合材料与叠层结构切削加工理论及应用技术

陈 明 徐锦泐 安庆龙 著

上海世纪出版(集团)有限公司 出版、发行
上海科学技术出版社

(上海钦州南路 71 号 邮政编码 200235 www.sstp.cn)

上海盛通时代印刷有限公司印刷

开本 787×1092 1/16 印张 15.75

字数 350 千字

2019 年 1 月第 1 版 2019 年 1 月第 1 次印刷

ISBN 978-7-5478-4283-6/TB·9

定价: 148.00 元

本书如有缺页、错装或坏损等严重质量问题, 请向工厂联系调换

内容提要

本书从系统的角度,遵循基础理论研究、工艺技术研究、典型结构应用的技术路线,阐述了碳纤维复合材料与叠层结构切削加工和传统的金属切削加工的差异性,指出由此而带来的相关切削机理、物理建模与仿真、加工缺陷检测、质量标准与评价、切削工艺优化和先进刀具技术等方面的问题,并提供了大量基础性工艺数据和工艺技术规范。全书共分为六章,第1章是绪论,第2章是复合材料叠层结构切削有限元仿真研究,第3章是碳纤维复合材料切削加工机理,第4章是碳纤维复合材料/合金叠层结构钻削加工试验研究,第5章是碳纤维复合材料切削加工表面质量评价,第6章是碳纤维复合材料切削加工工艺及应用。

本书可为从事复合材料结构设计、产品研制、连接装配质量控制、难加工材料切削工艺、先进刀具研发等领域的专业工作者提供参考,也可供机械制造及其自动化学科高年级本科生和研究生学习参考。

碳纤维复合材料(carbon fiber reinforced polymer, CFRP)具有比强度高、比刚度大、耐腐蚀、抗疲劳性能好、可设计性强等优点,在航空航天制造领域应用越来越广泛,复合材料的用量已成为衡量航空航天结构先进性的标志之一,用于制造飞机机翼、垂尾、大型运载火箭箭体与仪器舱等大型结构件。民用飞机结构要求具备长寿命,而机体结构的连接装配质量是影响民用飞机寿命的关键因素之一。机体结构需要采用大量的连接装配,其过程复杂,连接结构要求高度的稳定性,需要加工大量的高精度螺栓孔,因此必须保证制孔的质量一致性和稳定性,才能满足民用飞机结构长寿命对结构装配质量的高要求,高效精密无缺陷制孔成为复合材料/金属叠层结构装配的关键技术。CFRP 由于其组织结构上的非均质性及力学性能上的各向异性,使其成为典型的难加工材料之一;其切削机理、加工质量创成机制、缺陷测试与评估方法、切削工艺和刀具技术等具有特殊性,金属切削理论与方法不能有效指导复合材料生产实践,如何实现复合材料的高效精密切削加工成为其推广应用的关键。

有关碳纤维复合材料与叠层结构的切削加工,虽然有相关技术研究报道,但碎片化的知识难以满足实际生产对切削理论和应用技术的体系化认知的需求。解决切削理论和技术对生产实际的有效指导问题成为燃眉之急。本书从系统的角度,以问题为导向,遵循基础理论研究、工艺技术研究、典型结构应用的技术路线,深入浅出地阐述了碳纤维复合材料与叠层结构切削加工和传统的金属切削加工的差异性,指出由此而带来的相关切削机理、物理建模与仿真、加工缺陷检测、质量标准与评价、切削工艺优化和先进刀具技术等方面的挑战和亟待解决的技术难题,并提供了大量基础性工艺数据和工艺技术规范。本书作为国内第一部系统全面地阐述碳纤维复合材料与叠层结构切削加工理论及应用技术的专著,可以对碳纤维复合材料与叠层结构切削加工生产实际提供理论指导和技术支持,促进碳纤维复合材料在航空航天高端装备制造中的大量应用。

本书内容是上海交通大学切削磨削与刀具研究基地在碳纤维复合材料与叠层结构切削加工方面取得的新理论、新技术、新工艺和新应用等成果的总结,这些成果得到了国家自然科学基金项目(51105253、51475298、51675204、51705319、51875355、51875356)、国家科技重大专项课题(2009ZX04014041、2012ZX04003051、2012ZX04003031、2015ZX04002102、2016ZX04002005、2017ZX04005001)、国家“863”计划项目(2009AA044304、2013AA040104)和其他项目(17PJ1403800、MSVZD201801、SAST2017-060、COMAC-SFGS-2016-33277、USCAST2015-15、USCAST2016-14、15DZ0504500、Z1127949)的资助支持。本书由陈明负责统稿,徐锦泱负责编写第1章、第2章和第4章,安庆龙负责编写第3章、第5章和第6章。上海交通大学切削磨削与刀具研究基地博士生蔡晓江、魏莹莹、王昌赢参与了本书部分内容所涉及的相关科研工作。

本专著可为从事复合材料产品结构设计、产品研制、连接装配质量控制、复合材料切削工艺、先进刀具研发等领域的科技工作者提供指导与借鉴,供机械制造及其自动化学科高年级本科生和研究生学习参考。

由于作者水平有限,书中不妥之处恳请读者和专家批评指正。

作者

2018年9月

第 1 章 绪论	1
1.1 复合材料的定义	1
1.2 碳纤维复合材料的组成、性质及应用	2
1.3 碳纤维复合材料可加工性及国内外研究进展	6
1.3.1 碳纤维复合材料的可加工性	7
1.3.2 碳纤维复合材料切削力行为	8
1.3.3 碳纤维复合材料切削热行为	9
1.3.4 碳纤维复合材料切削表面质量	10
1.3.5 碳纤维复合材料切削刀具磨损	11
1.3.6 碳纤维复合材料切削刀具	15
1.3.7 复合材料特种加工方法	17
1.4 碳纤维复合材料切削加工的挑战	19
参考文献	20
第 2 章 复合材料叠层结构切削有限元仿真研究	24
2.1 引言	24
2.2 复合材料叠层结构的物理特性和基本构型	25
2.2.1 钛合金层	26
2.2.2 碳纤维复合材料层	27
2.3 复合材料模型的几何特征与边界条件	29
2.3.1 叠层结构切削仿真基本假设	29
2.3.2 基于界面切削和界面损伤形成机制研究的 CFRP/Ti 有限元模型	30
2.3.3 基于切削顺序和切削参数影响研究的 CFRP/Ti 有限元模型	31

2.3.4	运动方程: Abaqus /Explicit 方案	32
2.4	材料本构关系和渐进损伤准则	33
2.4.1	钛合金本构模型	33
2.4.2	碳纤维复合材料本构模型	36
2.4.3	界面本构模型	39
2.5	叠层结构正交切削模型实验验证	42
2.6	叠层界面切削机理研究	43
2.6.1	碳纤维复合材料 /钛合金叠层结构正交切削过程研究	43
2.6.2	叠层界面切削损伤形成机理	45
2.6.3	叠层结构次表层损伤研究	50
2.7	切削顺序对叠层结构加工性的影响	52
2.7.1	切削顺序对叠层结构切屑形成过程的影响	53
2.7.2	切削顺序对叠层结构已加工表面形貌的影响	56
2.7.3	切削顺序对叠层结构次表层损伤的影响	57
2.8	纤维铺层方向对叠层结构可加工性的影响	59
2.8.1	纤维铺层方向对叠层结构切屑去除过程的影响	59
2.8.2	纤维铺层方向对叠层结构已加工表面质量的影响	61
2.9	本章小结	64
	参考文献	64
第 3 章	碳纤维复合材料切削加工机理	68
3.1	引言	68
3.2	碳纤维预浸布料单点飞切试验	69
3.2.1	试验材料和刀具	69
3.2.2	试验条件	70
3.2.3	不同纤维方向的切断力变化规律	71
3.2.4	不同纤维方向的切削断口变化规律	74
3.3	基于全纤维切削角的碳纤维复合材料圆盘切削试验	82
3.3.1	试验材料和刀具	83
3.3.2	试验条件与测试方案	84
3.3.3	切削加工表面形貌及表面损伤特征评价	87
3.3.4	碳纤维复合材料细观层面材料断裂与典型切削表面形成机理	91
3.3.5	切削力特征及其与加工缺陷之间的内在联系	95

3.3.6 碳纤维复合材料钻削过程材料断裂及缺陷形成机理	101
3.4 本章小结	104
参考文献	105
第4章 碳纤维复合材料/合金叠层结构钻削加工试验研究	107
4.1 引言	107
4.2 叠层结构正交切削机理	108
4.2.1 叠层结构切屑去除过程	108
4.2.2 切削力与切削比能	113
4.2.3 碳纤维复合材料/钛合金叠层结构切屑形态分析	114
4.2.4 碳纤维复合材料已加工表面回弹现象	118
4.2.5 叠层结构已加工表面质量	120
4.3 叠层结构钻削过程及力热行为	123
4.3.1 钻削力变化规律	125
4.3.2 钻削温度变化规律	128
4.4 叠层界面切削及损伤演化机理	131
4.4.1 钛合金切屑形态及成屑规律	131
4.4.2 叠层界面损伤演化机理	133
4.4.3 碳纤维复合材料孔壁损伤演化机理	134
4.5 碳纤维复合材料/钛合金叠层结构制孔精度分析	134
4.5.1 钻削参数对制孔精度的影响	134
4.5.2 叠层顺序对孔精度的影响	137
4.5.3 碳纤维复合材料层孔出口分层	137
4.6 基于成屑规律的钻削损伤抑制策略	140
4.6.1 基于切点轨迹时空有序分布的切屑尺寸主动控制	140
4.6.2 啄钻力热行为	142
4.6.3 碳纤维复合材料层孔壁损伤与制孔精度分析	144
4.7 本章小结	147
参考文献	148
第5章 碳纤维复合材料切削加工表面质量评价	149
5.1 引言	149
5.2 碳纤维复合材料制孔缺陷评价方法	149

5.2.1	各类制孔缺陷评价方法	150
5.2.2	制孔缺陷综合评价方法	151
5.3	碳纤维复合材料单向层合板的表面粗糙度评价	152
5.3.1	常用表面粗糙度评价方法	152
5.3.2	碳纤维复合材料单向层合板粗糙度轮廓特征及其评价方法	153
5.4	碳纤维复合材料单向层合板的制孔缺陷及其形成机理	155
5.4.1	分层	156
5.4.2	撕裂	158
5.4.3	毛刺	160
5.4.4	碳纤维复合材料单向层合板制孔缺陷总结	162
5.5	碳纤维复合材料单向层合板分层缺陷的三维体积评价方法	163
5.5.1	分层缺陷的检测方法	163
5.5.2	碳纤维复合材料单向层合板分层缺陷的 SAM 定征试验	165
5.5.3	三维体积分层因子评价方法	169
5.6	基于声发射信号的碳纤维复合材料切削缺陷主动控制	172
5.6.1	声发射信号定征试验	174
5.6.2	基于声发射信号的碳纤维复合材料切削缺陷预测建模	181
5.7	碳纤维复合材料承载性能及其对制孔损伤敏感性分析	182
5.7.1	碳纤维复合材料力学性能测试	183
5.7.2	碳纤维复合材料静拉伸力学性能及其对制孔损伤敏感性分析	186
5.7.3	碳纤维复合材料拉伸疲劳性能及其对制孔损伤敏感性分析	189
5.8	本章小结	192
	参考文献	193
第 6 章	碳纤维复合材料切削加工工艺及应用	194
6.1	引言	194
6.2	复合材料加工刀具	194
6.2.1	刀具材料	194
6.2.2	复合材料加工钻头	196
6.2.3	复合材料铣刀	198
6.3	碳纤维复合材料大孔径加工工艺优化	199
6.3.1	试验方案规划	199
6.3.2	大孔径制孔过程分析和工序优化	201

6.3.3	大孔径制孔刀具稳定性分析	207
6.4	碳纤维复合材料异形孔数控加工工艺	216
6.4.1	试验方案规划	217
6.4.2	加工效果对比	218
6.5	复合材料/合金叠层结构钻削工艺验证试验平台制备与应用	220
6.5.1	低频振动钻削工艺原理及装置	220
6.5.2	复合材料/合金叠层结构自动钻削装备试验平台制备	222
6.5.3	复合材料/合金叠层结构自动钻削装备试验平台测试	230
6.5.4	低频振动钻削工艺与普通钻削工艺对比分析	233
6.6	本章小结	239
	参考文献	240

1.1 复合材料的定义

复合材料是由两种或两种以上具有不同性质的材料,借助物理或化学的方法在宏观(微观)上组成的具有新性能的多相固体材料。复合材料主要由连续相和分散相组成。连续相为基体材料,主要将增强材料粘结起来并对增强材料提供支撑与保护作用;分散相为增强材料,主要起到承受载荷的作用。分散相以独立的形态分布在整个连续相中,两相之间存在着界面相。通常,基体材料具有低模量、低强度、韧性好和不耐高温等特点,而增强材料具有高模量、高强度、耐高温、热膨胀系数小和导热系数大等特点。复合材料可保留组分材料的主要优点,克服组分材料的许多缺点,同时还可以产生组分材料所没有的一些优异性能,因而在工业界获得了广泛的应用。

目前,复合材料主要的分类方法如表 1-1 所示^[1]。其中,按增强材料形态可以分为:短纤维复合材料、连续纤维复合材料、颗粒填料复合材料、缠绕复合材料、编织复合材料;按增强纤维种类可以分为:碳纤维复合材料、玻璃纤维复合材料、有机纤维(如芳香族聚酰胺纤维、芳香族聚酯纤维、高强度聚烯烃纤维等)复合材料、金属纤维(如钨丝、不锈钢丝等)复合材料、陶瓷纤维(如氧化铝纤维、碳化硅纤维、硼纤维等)复合材料;

表 1-1 复合材料的分类^[1]

分类方法	复合材料种类
增强材料形态	短纤维复合材料、连续纤维复合材料、颗粒填料复合材料、缠绕复合材料、编织复合材料
增强纤维种类	碳纤维复合材料、玻璃纤维复合材料、有机纤维复合材料、金属纤维复合材料、陶瓷纤维复合材料
基体材料	聚合物基复合材料、金属基复合材料、无机非金属复合材料
材料作用	结构复合材料、功能复合材料

按基体材料可以分为：聚合物基复合材料(以有机聚合物如热固性树脂、热塑性树脂及橡胶为基体制成的复合材料)、金属基复合材料(如铝基复合材料、钛基复合材料等)、无机非金属复合材料(如以陶瓷材料为基体制成的复合材料)；按材料作用可以分为：结构复合材料(应用于制造受力构件的复合材料)、功能复合材料(具有阻尼、导电、导磁、换能等功能的复合材料)^[2]。

1.2 碳纤维复合材料的组成、性质及应用

在众多复合材料家族里，碳纤维复合材料是使用最多、应用最广的一种纤维增强型树脂基复合材料。碳纤维是很有潜力的增强材料，具有高比强度、高比刚度、良好的导热性、导电性、热稳定性及耐腐蚀性等优点。在 CFRP 中，碳纤维的体积含量通常为 60%~65%^[3]。碳纤维为 CFRP 提供强度和刚度保证，承受主要载荷，基本决定复合材料的力学性能。图 1-1 所示为单根 T300 碳纤维扫描电子显微镜(scanning electron microscope, SEM)形貌。由图可见，单根 T300 碳纤维直径大约为 7 μm，直径细小的碳纤维外圆柱表面保证了它与树脂基体之间非常大的有效接触面积，充分发挥界面效应，保证了 CFRP 优异的物理力学性能。碳纤维根据其机械力学性能可分为基准型碳纤维、中模高强型碳纤维和 S 型碳纤维。其中，基准型碳纤维主要以 T300 为代表，广泛应用于大型客机上的次承力结构件；中模高强型碳纤维主要以 T800H、T800S 和 IM600 为主，由于其相对于基准型碳纤维具有更高的弹性模量和拉伸强度，故主要应用于制造大型客机的主承力结构件；相比之下，S 型碳纤维如 T700S 等，虽然材料的拉伸性能有所提高，但纵横剪切、层间剪切性能相比基准型碳纤维有所降低，故在大型民机上主要以编织增强材料的形式应用在次承力结构件上。表 1-2 给出了三种类型碳纤维的机械力学性能对比及应用情况^[4,5]。

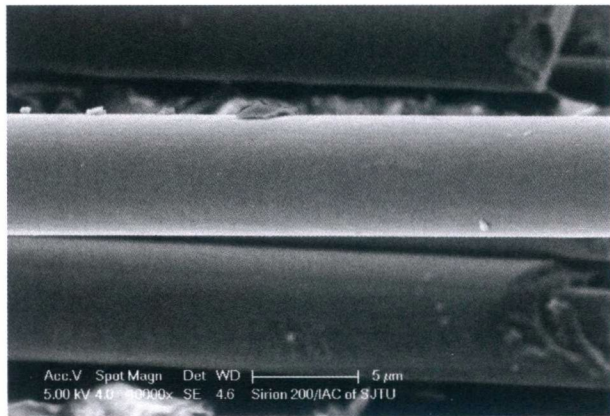


图 1-1 单根 T300 碳纤维 SEM 形貌

表 1-2 不同类型碳纤维机械、物理力学性能对比及应用情况^[4,5]

纤维类型	基准型碳纤维	中模高强型碳纤维			S型碳纤维
	T300	T800H	T800S	IM600	T700S
	3 K, 6 K, 12 K	6 K, 12 K	24 K	12 K, 24 K	12 K
弹性模量(GPa)	230	294	294	285	230
拉伸强度(MPa)	3 530	5 490	5 880	5 790	4 900
断裂伸长率(%)	1.5	1.9	2.0	2.0	2.1
线密度($\times 10^{-3}$ g/m)	198, 396, 800	223, 445	1 032	—	800
密度(g/cm ³)	1.76	1.81	1.80	1.80	1.80
直径(μm)	7	7	5	5	7
主要应用	次承力结构	主承力结构 (B777)	主承力结构 (B787)	主承力结构 (A380)	次承力结构 (A380, B787)

当前,航空领域采用的碳纤维主要为 12 K 以下的小丝束聚丙烯腈基碳纤维,被称为宇航级的高性能碳纤维。日本东丽、东邦、三菱人造丝公司生产的碳纤维几乎垄断了整个碳纤维生产市场。其中东丽公司的 T300、T400H、T700S、T800S、T800H、T1000G 等高强度系列碳纤维,以及 M40、M46、M50J、M55J、M60J、M65J 等高模量系列碳纤维都成为宇航级应用的标杆性产品^[6-8]。

CFRP 里的基体相树脂是一种强度低、韧性好的高分子聚合物材料,如环氧树脂、酚醛树脂等。树脂在 CFRP 中的作用是将纤维粘结在一起,传递载荷并保护纤维,使其避免磨损或腐蚀^[9]。树脂基体不耐高温,它在一定温度值附近时,会从较硬的玻璃态转变为柔韧的高弹态,物理力学特性出现突变,此种现象称为玻璃化转变,所对应的温度为玻璃化转变温度 T_g 。玻璃化转变温度是树脂基复合材料的最高工作温度。不同树脂的玻璃化转变温度不同,环氧树脂的玻璃化转变温度一般为 150~250℃。

CFRP 常用树脂分为热固性树脂和热塑性树脂。热固性树脂只能一次加热和成型,在加工过程中发生固化,形成不熔合、不溶解的网状交联型高分子化合物(主要包括不饱和聚酯树脂、环氧树脂和酚醛树脂);热塑性树脂可以溶解在溶剂中,也可以在加热时软化和熔融变成黏性液体,冷却后又变硬,凡具有热塑性树脂分子结构的都属线型,主要包括全部聚合树脂和部分缩合树脂^[2]。树脂的性能决定了 CFRP 的结构强度、结构刚度、使用温度、断裂韧性、耐湿热老化等最终使用性能^[10-13]。热固性的环氧树脂是 CFRP 最常用的树脂基体材料,其具有优良的工艺性能、力学性能和物理性能,与碳纤维的黏结性好,化学性质比较稳定,尤其是成型之后的尺寸精度更容易保证其在航空航天领域的应用。但环氧树脂也有缺点,如冲击韧性不够,容易在中等温度(200℃左右)

条件下出现材料软化、化学降解与老化。近年来通过环氧树脂增韧技术和改善湿热性能技术,环氧树脂的损伤容限和使用温度不断提升,被称为先进树脂基体材料,已经发展成为飞机主承力 CFRP 构件的主要树脂基基体。另外在有高温工作要求的飞机复合材料结构中(如飞机发动机外涵道),双马来酰亚胺树脂、聚酰亚胺树脂等中高温树脂也得到了广泛的应用。

CFRP 的增强纤维和基体材料确定之后,需经过一定的成型固化工艺才能得到最终的 CFRP 结构件。成型固化的方法大致分为两类:一类是纤维预浸成型工艺,这是最常用、简单的一种方法,先通过纤维浸渍得到中间预浸料,再用预浸料经过不同的热压手段(手工、模压、真空罐等)得到设计需要的 CFRP 结构;另一类是液态成型工艺,直接将纤维制成预制件,再注入树脂,一次性完成加热和加压固化^[10],如树脂传递模塑成型工艺(resin transfer molding,RTM)、树脂膜熔渗成型工艺(resin film infusion,RFI)和真空辅助树脂灌注成型技术(vacuum assisted resin infusion,VARI)。成型固化工艺可以直接铺设、缠绕得到各种不同的零件几何结构形式,应用 CFRP 可节省大量二次机械加工成本,直接得到设计所需的 CFRP 构件形式。CFRP 单向层合板是一种最为常见的成型结构形式,其以单向预浸布料逐层铺叠,以树脂基体作为中间黏结剂,每层预浸布料的铺层方向按照层合板的承力方向进行“剪裁”设计,最后铺叠形成一种最基本的 CFRP 结构板。由于 CFRP 单向层合板中每层纤维方向一致,其承力方向的机械强度非常高,这也使得这种结构形式常见于航空构件。此外,当单向预浸料按照规定的纤维方向和次序铺放在一起与树脂加热加压固化处理时可形成具有多个铺层方向的 CFRP 层合板,满足最终功能结构件的要求(图 1-2)。其中各铺层的纤维方向一般不同,采用对称的铺层方式可以消除由铺层不对称所带来的“耦合效应”。图 1-3 所示为典型多向铺层 CFRP 层合板微观结构及横截面显微形貌。

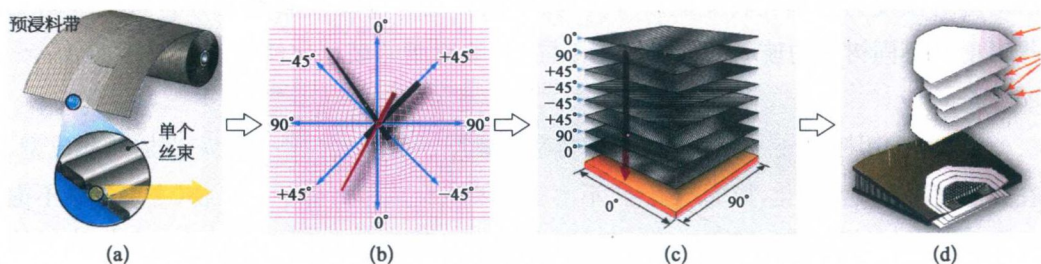


图 1-2 多向铺层 CFRP 层合板成型工艺流程

(a) 预浸面料;(b) 铺层设计;(c) 层合板;(d) 结构件

当前,CFRP 已发展成为继铝、钢、钛之后的第四大航空航天结构材料。早在 20 世纪 70 年代,美国 F14 战斗机就开始使用 CFRP 作为其主承力结构。随后,F18 军机的复合材料使用率占整机重量的 25%~50%。美国最新研制的第四代 F-35“闪电 2”战斗机,有“世界战斗机”之称,复合材料结构占飞机重量的 35%,飞机蒙皮、机身隔框、壁板、机翼中

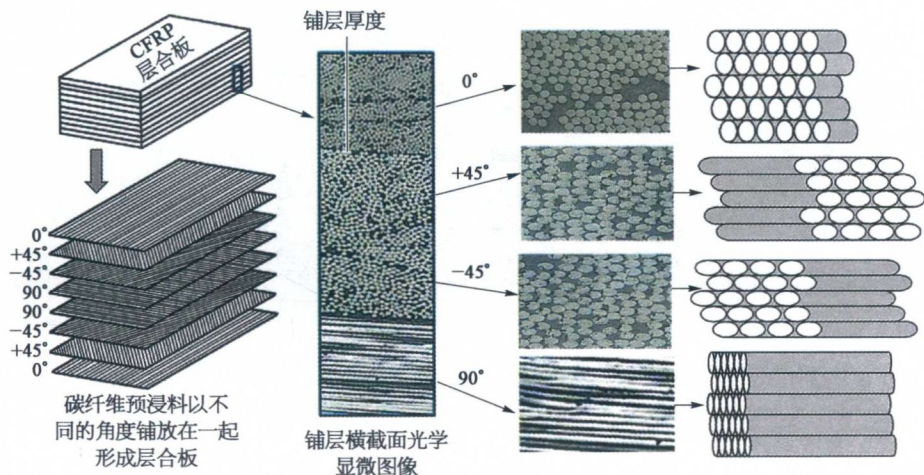


图 1-3 典型 CFRP 层合板铺层结构及横截面显微形貌^[14]

间梁和舱门等机身主要部分都采用了 CFRP。大型客机空客 A380 仅 CFRP 用量就达 32 t 左右,加上其他各种复合材料,总用量在 25%左右,开创了大型民用客机大量使用复合材料的先河。2011 年 9 月,美国波音公司的梦想客机 B787 交付使用,其复合材料的用量达到了 50%,是世界上第一架采用复合材料机翼和机身的大型客机,其应用水平远远超过此前的 B777 和 A380,被世界公认为复合材料发展史上的一个重要里程碑。2013 年 6 月,第 50 届巴黎航展上,空客 A350XWB 双发远程宽体客机首飞成功,其整机达到 53%的复合材料使用量,进而成为世界上复合材料使用量最大的大型民用客机。

此外,CFRP 还常和铝合金或钛合金等组成叠层结构以克服单一复合材料和单一合金材料的性能缺陷,发挥复合材料/金属叠层结构整体性能优势,增强飞行器结构件的可靠性^[15]。在众多复合材料/合金叠层结构里,碳纤维复合材料/钛合金(CFRP/Ti)因具有较高的比强度、比刚度和较优异的耐腐蚀性能而备受关注。CFRP/Ti 的屈服强度可高达 830 MPa,而密度仅为 4 g/cm^3 ^[16]。与 CFRP/Al 相比,CFRP/Ti 在抗电偶腐蚀、抗热冲击等方面也具有明显优势^[17,18],这些优越的性能使其被更广泛地应用于现代航空航天工业中大型客机的设计制造。由复合材料/合金叠层结构制成的大型飞机结构能够长期承受飞行过程中高应力交变载荷、高温差、强腐蚀等复杂恶劣的环境,因而常被用于制造飞机关键部位的主承力结构件,如机身-机翼连接件、平尾对接肋等^[19,20]。波音 787 机翼-机身连接件就是 CFRP/Ti 叠层结构的典型应用,如图 1-4 所示。

相比之下,我国 CFRP 的发展水平相对较低,与世界先进水平有较大差距(如图 1-5 所示)。我国自主研发的大型客机 C919 中复合材料用量仅达到 15%~20%,其中 CFRP 主要应用于主承力结构中央翼、尾翼等部件。在军机方面则相对较好,我国最早在歼-8 和强-5 上开始小规模应用 CFRP,最新研制的第 4 代战机 J-20 上已经大量应用复合材料。

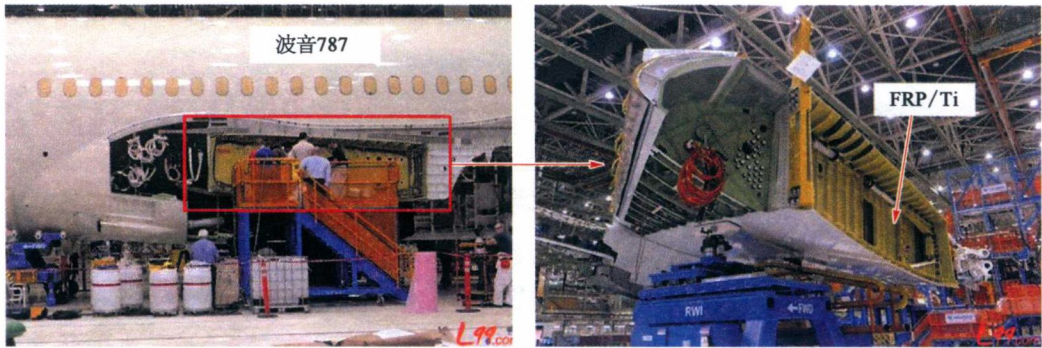


图 1-4 波音 787 客机机身-机翼连接件——中央翼盒

(<https://new.qq.com/omn/20180205A08YDZ.html>)

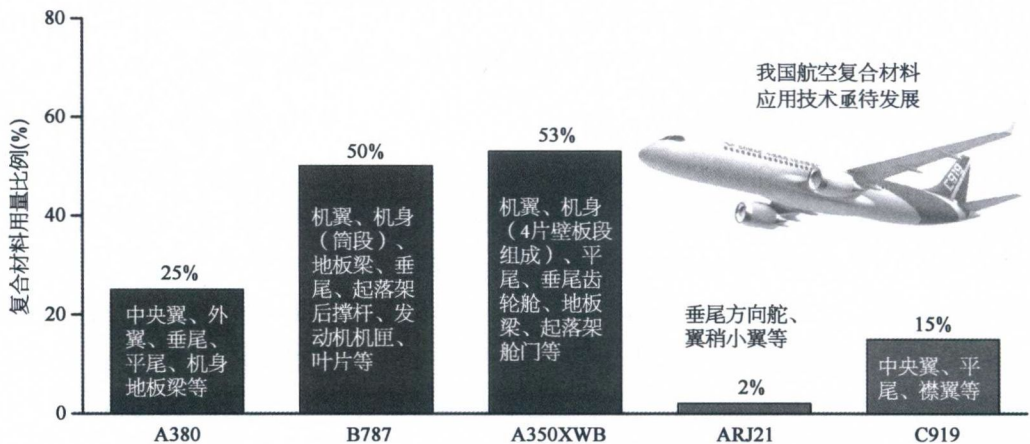


图 1-5 复合材料在世界先进民机与我国民机中的应用情况

在民用领域,CFRP 也有着重要的应用,尤其是对于有减重、节能、高性能要求的产品,如体育器材、大型风电叶片、汽车车身、建筑结构等^[6,21,22]。2012年,我国工信部印发了《新材料产业“十二五”发展规划》,其中明确提出,为满足航空航天等重点行业的迫切需求,将碳纤维材料产业作为重点发展工程之一。面对世界航空领域复合材料化的大趋势以及复合材料在其他民用工业领域应用的快速增长,CFRP 的推广应用已被提升到了一个战略高度,关系到我国未来能否在航空航天、风能发电、运输装备等重点发展领域赶超世界先进水平。

1.3 碳纤维复合材料可加工性及国内外研究进展

CFRP 一般采用“近净成型”工艺直接制造成复杂结构件,实现材料-结构一体化制造,减少装配连接数量,提高制造效率。但是,为了使 CFRP 构件能够达到最终零件所要求的几何尺寸、形状精度和表面质量,材料成型之后的二次加工是不可避免的。目