

热塑性复合材料构件的制备及其在 航空航天领域的应用

胡记强, 王 兵, 张涵其, 刘安康

(哈尔滨工业大学特种环境复合材料技术国家级重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘要: 热塑性复合材料作为轻质高强材料的杰出代表, 已成为航空航天领域的首选材料之一。概述了热塑性复合材料常用的成型工艺。采用模具热压成型制备工艺, 探索并成功制备了几种高性能碳纤维增强聚醚醚酮 (CF/PEEK) 热塑性复合材料构件, 为高性能 CF/PEEK 热塑性复合材料构件在航空航天领域的应用提供了基础。

关键词: 热塑性复合材料; 成型工艺; 热压成型; 复合材料构件; 航空航天应用

中图分类号: TB332 文献标识码: A 文章编号: 2096-4080 (2020) 04-0061-10

Fabrication of Thermoplastic Composite Components and Their Application in Aerospace

HU Jiqiang, WANG Bing, ZHANG Hanqi, LIU Ankang

(National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Composites in Special Environments,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: As an outstanding representative of lightweight and high-strength materials, thermoplastic composite materials have become one of the materials of choice in the fields of aerospace and other fields. This paper outlines the molding processes commonly used in thermoplastic composites. Several high performance carbon fiber reinforced polyetheretherketone (CF/PEEK) thermoplastic composite components are explored and successfully fabricated using hot pressing process. This provides basic research for the application of high-performance CF/PEEK thermoplastic composite materials in aerospace and other fields.

Key words: Thermoplastic composites; Forming process; Hot press molding; Composite components; Aerospace applications

0 引言

随着人类科技的快速发展, 航空航天、武器装备等高精尖领域越来越受到人们的重视, 寻找一种轻质、高模量、高强度的材料已经成为许多科研工作者的研究方向^[1-2]。纤维增强树脂基复合材料能够结合单个组份材料的特性来提高其性能

或扩展其功能。与传统材料相比, 它们具有强度高、质量小、耐高温、耐腐蚀等优点。纤维增强树脂基复合材料根据树脂基体的不同, 主要分为热塑性树脂基复合材料和热固性树脂基复合材料。其中热塑性树脂是高分子量聚合物, 不同于热固性树脂, 加工后不形成刚性的三维交联化学结构, 而是一种物理状态的变化。这使得热塑性树脂易

收稿日期: 2019-10-23; 修订日期: 2020-07-01

基金项目: 国家自然科学基金 (11972008); 黑龙江省自然科学基金 (A2018005)

通信作者简介: 王兵 (1981-), 博士, 教授, 主要研究方向为热塑性树脂基复合材料的制备、性能表征与评价。

E-mail: wangbing86@hit.edu.cn

于再熔融和再成型，但传统热固性树脂是无法实现的。正是由于此原因，热塑性树脂作为先进复合材料的基体，目前已成为纤维增强树脂基复合材料研究的主流。有关热塑复合材料的制造方法可以利用其再熔融和再成型的特点，可以实现不同于热固性复合材料的制备和加工方式，特别是实现修复和连接。

与常规的纤维增强热固性复合材料（如环氧树脂）相比，纤维增强热塑性塑料的优势^[3]有：1) 轻质高强。热塑性复合材料的密度（ $1.1 \sim 1.6 \text{ g/cm}^3$ ）仅为钢材的 $1/5 \sim 1/7$ ，比热固性复合材料轻 $1/2 \sim 1/4$ ，具有较高的比刚度和比强度。2) 无限的保质期。由于热塑性树脂不会通过化学反应固化，因此不必将其存储在冰柜中。热塑性树脂常温环境下已经开始进行物理“固化”，并根据需要使用加热和加压使其形成最终形状。有效的无限保质期是一个很大的优势，避免了材料寿命和存储方面的问题。3) 广泛的制造选择。热塑性复合材料可采用多种制造方法，包括模压成型，拉挤成型，长丝缠绕和注塑成型。此外，由预浸热塑性树脂的增强纤维制成的预浸料也可用于按照热固性热压罐加工制造零件。4) 加工时间短。所选择的制造工艺直接关系加工时间的长短。在某些工艺中，生产中唯一的限制因素是材料的加热和冷却速度，而材料的固化时间较短。5) 抗冲击性能优异。与未增韧环氧树脂相比，热塑性树脂具有优异的韧性，但必须强调，热塑性树脂改进后的冲击性能不一定完全转化为由树脂制成的复合材料的冲击性能。6) 可再成型及可修复。在高于热塑性树脂熔融温度的温度下，树脂将流动并可重新形成另一种形状。更引人注目的是，也可以利用这一特性通过高温和高压实现材料的修复。7) 耐化学性。例如聚醚醚酮（PEEK）和聚苯硫醚（PPS）等热塑性树脂对许多化学十级均表现出优异的抵抗力，这使得热塑性材料成为许多化学环境的理想材料。

1 热塑性复合材料的成型工艺

1.1 模压成型

复合材料的模压成型首先是将预浸料在热压机上加热，使温度升至成型温度，然后闭合模具加压并保持一段时间，最后冷却脱模，如图1所示。模压成型的工艺参数主要包括温度、压力和

时间，这些参数与选用的热塑性树脂类型、最终制品的形状密切相关。其主要优点是设备简单，操作方便，传热效率高，成型温度及压力调控及时灵活。

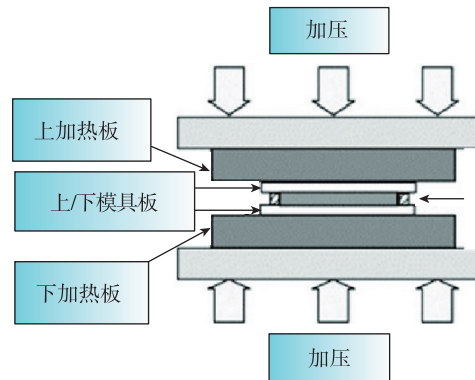


图1 复合材料模压成型示意图

Fig. 1 Molding press process of composite materials

唐荣华等^[4]采用正交试验和单因素试验方法研究了不同工艺参数对长玻璃纤维增强聚丙烯复合材料（LGFRP）模压制品的基本力学性能及其性能稳定性的影响。结果表明，工艺参数对力学性能的影响度大小受工艺条件的影响，并且细化成型工艺可提高 LGFRP 热模压制品的力学性能与热模压工艺的稳定性。

国内外关于模压工艺也进行了一定的研究与应用，如德国 KraussMaffei 公司研发出热塑性预浸板材热压成型工艺，该工艺采用连续纤维增强热塑性预浸板材，通过红外加热软化后，直接模压成型，生产速度可达 $6 \sim 8$ 秒/件；用来固定空客 A330/A340 飞机室内侧壁板的碳纤维/聚醚酰亚胺横杆扣件装置、飞机吊顶的桁条和加固件及结构部件等。

1.2 自动纤维铺放原位固化工艺

自动纤维铺放原位固化工艺是指复合材料在一层一层预成型阶段，引入相应的固化源，使最上面几层跟着固化。它结合预成型和固化工艺为一体，使零件铺放成型的同时固化也会完成。原位固化工艺能大大降低复合材料制造成本，在尺寸大和厚的复杂形状复合材料零件制造中的优势突出^[5]。铺丝原位固化工作原理如图2所示。

目前常用的原位固化成型的固化方式主要有两大类：辐射固化（电子束、 γ 射线/X射线、紫外光等）和热固化（红外线/激光、微波、热气、火焰、感应加热、超声加热、电阻加热等）。

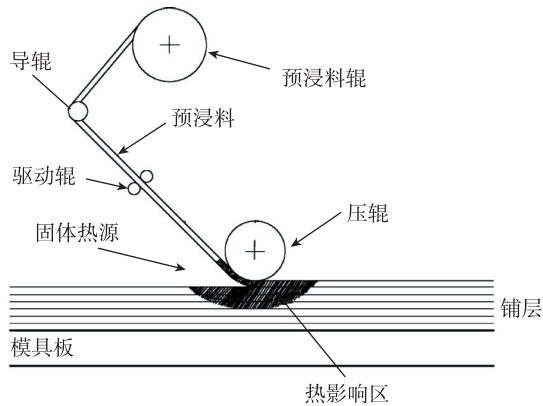


图 2 自动纤维铺放原位固化成型示意图
Fig. 2 Schematic diagram of automatic fiber placement (AFP) in-situ curing process

1.3 真空袋模压成型工艺

以热固性复合材料热压罐成型为基础，一种新型的适合于热塑性树脂基复合材料的真空袋模压成型工艺被开发，如图 3 所示。真空袋模压成型是一种成本较低的简便成型方法。预浸料铺层放在模具上后，利用真空袋及密封胶密封，然后对预浸料铺层加热、抽真空，预浸料在大气压力及温度作用下成型，冷却后脱模即可得到所需形状的产品^[6]。目前该成型工艺已广泛应用于航空、航天器件的制造。

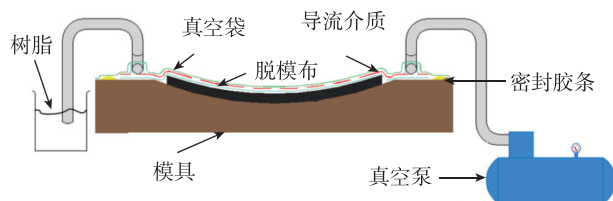


图 3 真空袋模压成型示意图
Fig. 3 Illustration of vacuum bag molding process

1.4 树脂注射成型工艺

树脂注射成型也称为树脂传递模塑，是一种从热固性树脂基复合材料 RTM 成型工艺演化而来的成型方法，如图 4 所示。在成型制品时，首先将纤维层状物或预成型物铺放在模具上，然后将熔融的树脂通过开口通道注入铺有纤维层状物或预成型物的模腔中。当树脂充满模腔后，将模具温度提高到固化温度，保压固化完成后，将模具进行降温、开模即得到最终制品^[6]。该方法工艺流程相对繁琐，工艺成本较高，但可以制备形状较为复杂的结构件。

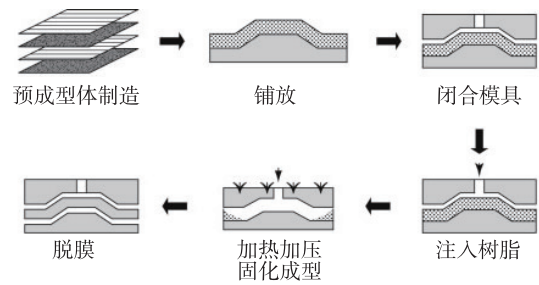


图 4 树脂注射成型流程图
Fig. 4 Flow chart of resin injection molding process

2 热塑性复合材料构件的制备

高性能热塑性复合材料是指用高强玻璃纤维、芳纶纤维和碳纤维增强耐高温热塑性树脂的复合材料。在高性能热塑性复合材料中常见的纤维形式包括短纤维、无捻纱、混杂纤维、纤维布、纤维毡等。在最终制品中，纤维可能以短纤维（0.2~0.7 mm）、中长纤维（10~30 mm）、连续纤维等各种长度形式存在^[7]。常见的高性能热塑性复合材料基体材料包括聚醚酰亚胺（PEI）、聚醚醚酮（PEEK）、聚苯硫醚（PPS）等，且不断有新的高性能树脂出现。本文以 AS4 级碳纤维增强高性能聚醚醚酮（CF/PPEK）热塑性复合材料为原料，采用模具热压成型工艺制备了几种不同的 CF/PPEK 热塑性复合材料构件。该工艺具有流程简单、成型速度快、质量高、工艺成本低等优点，符合航空航天等领域对工艺的先进性和经济性的要求，适合工程化批量化生产。

2.1 热塑性复合材料 π 型件的制备

CF/PEEK 复合材料 π 型件的工艺流程主要为：1) 首先制备 CF/PEEK 热塑性复合材料层合板；2) 根据异形件的结构尺寸对 CF/PEEK 复合材料层合板进行切割；3) 将切割后的 CF/PEEK 复合材料层合板在烘箱中加热至熔点（380~390℃）；4) 将加热后的 CF/PEEK 复合材料层合板快速转移至安装在热压机上已经预热好的模具上，加压成型，冷却脱模、裁剪边角毛料获得异形件。异形件模具如图 5 所示。

在制备前期出现如下问题：1) CF/PEEK 复合材料 π 型件难以脱模。在模具设计环节，要考虑到碳纤维的负热膨胀特性，预留充足的脱模空间。2) CF/PEEK 复合材料 π 型件表面撕裂。研究发现，当 π 型件表面铺层为 $\pm 45^\circ$ 时，会造成

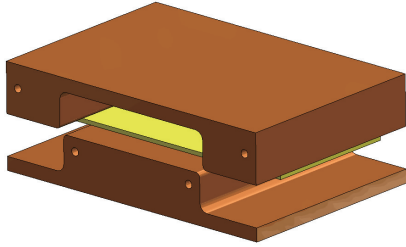


图5 CF/PEEK 复合材料 π 型件的制备模具
Fig. 5 Fabrication mould of π -shaped component of CF/PEEK composites

面板上表面沿 45° 纤维方向裂开, 并且临近表面铺层延宽度方向收缩。经分析, 原因为上表面变形最大, 且纤维方向与变形方向不一致导致开裂。此外, 在变形过程中, 上表面存在较大的拉伸变形, 由于表面 $\pm 45^\circ$ 层的原因, 上表面材料难以抵抗在拉伸变形中产生的剪切作用, 产生了颈缩现象, 因而表面铺层易采用 0° 铺层。3) CF/PEEK 复合材料 π 型件表面褶皱、轻微翘曲。制备过程中发现如果按照计算的厚度制备复合材料层板, 进而热变形会导致 π 型件面板下部产生褶皱。其原因在于, 一是在热变形过程中, 材料整体在长度方向上被拉伸, 宽度不变, 由此在厚度上会产生缺料的情况; 二是在使用初始模具加工时, 无法很好地对面板施加载荷, 导致 π 型件上面板成型质量不高, 易出现轻微翘曲。因此, 在制备 π 型件时要适当添加铺料层数, 并且在模具设计上要考虑施压足够的成型压力以保障成型质量。

针对上述问题, 对 π 型件模具进行了改进。改进后的模具如图 6 所示, 由此制备的异形件如图 7 所示。该异性热塑性复合材料结构件可以用作航天航空飞行器连接支架, 与传统热固性复合材料相比, 具有成型周期短、韧性好、抗疲劳特性好、可重复利用等优点。

基于 CF/PEEK 复合材料 π 型件的制备过程, 设计了 CF/PEEK 复合材料的工字型支架的成型模具, 如图 8 (a) 所示。采用相似的工艺, 制备了 CF/PEEK 复合材料工字型支架, 如图 8 (b) 所示。

2.2 热塑性复合材料点阵空间结构的制备

考虑首次探索 CF/PEEK 复合材料点阵空间结构的制备工艺, 并结合 CF/PEEK 复合材料的可反复加热成型的特性, 设计了一种点阵芯子, 其单胞结构形式如图 9 所示。基于模具热压制备工艺,

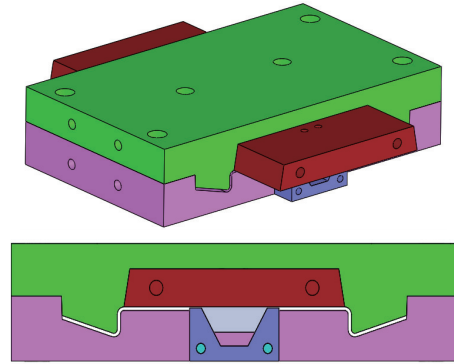


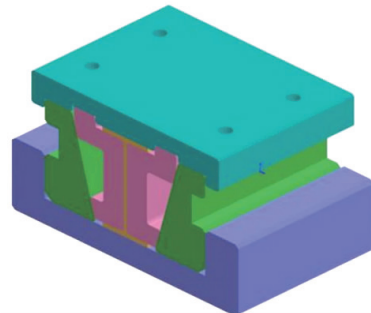
图6 改进后的 π 型件模具

Fig. 6 Improved fabrication mould of π -shaped component

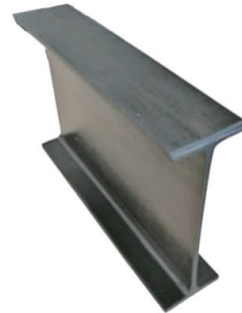


图7 CF/PEEK 复合材料 π 型件

Fig. 7 The π -shaped component of CF / PEEK composites



(a) CF/PEEK 复合材料工字型支架成型模具



(b) CF/PEEK 复合材料工字型支架

图8 CF/PEEK 复合材料工字型支架

Fig. 8 I-shaped support of CF/PEEK composites

设计的制备 CF/PEEK 复合材料点阵芯子的模具如图 10 所示, 由上下模具、两个限位销和两个定位销组成。

CF/PEEK 点阵芯子制备工艺流程大致如图 11



图 9 点阵芯子的单胞结构

Fig. 9 Unit cell structure of lattice cores

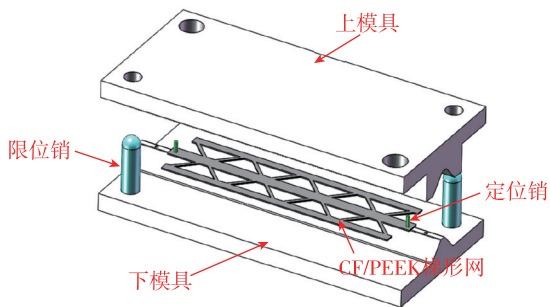


图 10 CF/PEEK 复合材料点阵芯子的制备模具

Fig. 10 Fabrication mold of CF/PEEK composite lattice cores

所示。1) 热压模具预处理。在热压之前,先用丙酮对模具进行清洗,然后将脱模剂均匀涂抹在模具表面。2) 制备 CF/PEEK 复合材料板。3) 利用高压水切割机,将 CF/PEEK 复合材料板切割成梯形网。4) 固定模具。将步骤 1 中处理后的上模具固定在热压机上面板上,下模具放在压机下面板上但不固定,借助限位销进行预合模以保证上下模具完全对齐,以此确定下模具的位置。5) 将步骤 3 中切割好的 CF/PEEK 复合材料板梯形网的表面也涂上脱模剂,将其放置在下模具上,用模具上的定位销对其定位,防止热冲压过程中 CF/PEEK 复合材料板梯形网左右移动。6) 对模具进行预热,温度设定在 380~390℃,待模具温度达到设定温度后,保温 5 min 左右以保证 CF/PEEK 复合材料板梯形网充分软化,然后快速合模,进行冲压成型。随后在保压状态下自然冷却至室温,脱模得到 CF/PEEK 复合材料点阵芯子,如图 12 所示。

传统的点阵夹芯结构对于面板和芯子的连接一般采用金属焊接(金属点阵结构)或胶接(热固性复合材料点阵结构),焊料和胶接剂的引入都会额外增加结构质量。本文利用 CF/PEEK 复合材料具有可反复加热、熔融连接的特性,在面板和点阵芯子的连接问题上摒弃了传统的连接方式,

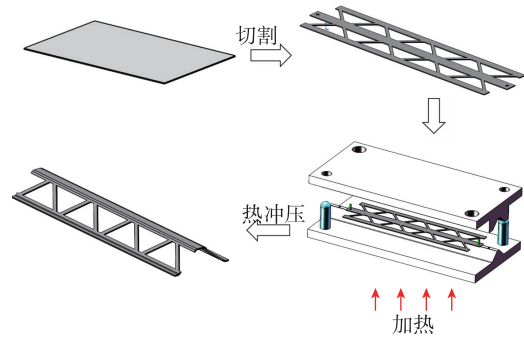


图 11 CF/PEEK 复合材料点阵芯子制备工艺流程

Fig. 11 Fabrication process of CF/PEEK composite lattice cores



图 12 制备的 CF/PEEK 复合材料点阵芯子

Fig. 12 CF/PEEK composite lattice cores

提出了一种热压连接技术,无需引入任何辅助的连接材料。针对此连接技术,设计了一套面芯连接辅助装置,如图 13 所示。由此制备的 CF/PEEK 复合材料点阵结构,如图 14 所示。

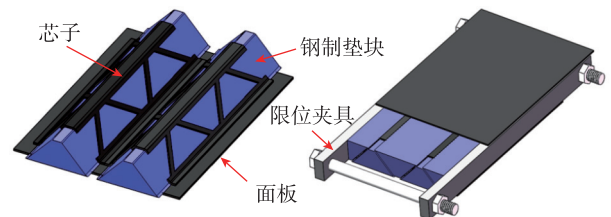


图 13 CF/PEEK 复合材料面芯连接的辅助装置

Fig. 13 Auxiliary device for CF/PEEK composite facesheet-core connection

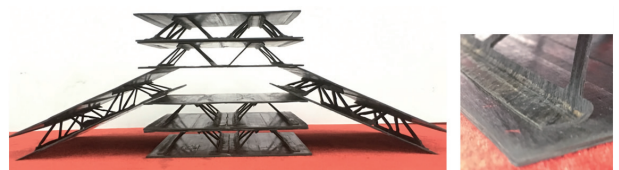


图 14 CF/PEEK 复合材料点阵夹芯结构

Fig. 14 CF/PEEK composite sandwich structures with lattice cores

3 高性能复合材料构件在航空航天领域的应用

高性能复合材料具有轻质高强、可设计性强、热稳定性好和耐疲劳/腐蚀性等优点，这是传统的航空航天结构材料（如钢、铝合金、钛合金）无法复制且无可比拟的^[8]。作为航空航天工业发展的关键材料，多年来由高性能复合材料制备的构件已在航空航天领域大显身手。

3.1 国外应用现状

在航空领域，减小机身质量以节约燃油和提高运营效益一直是飞机制造商追求的核心目标之一。民用客机最为典型的成功案例当属波音 787 梦幻客机和空客 A350 XWB 客机。每架波音 787 客机包含约 32 000 kg 的 CFRP 复合材料，由 23 t 碳纤维制成，占飞机结构总质量的 50%^[9]。图 15 为波音 787 客机的 CFRP 机身，可以看到其内部包含蒙皮和许多纵横交错的复合材料筋条和曲梁。为了与波音 787 相竞争，空客公司开发了 A350 XWB 客机，其 CFRP 复合材料采用比例高达 53%，包括外部和中心翼箱（盖、桁条、翼梁）、机身（蒙皮、框架、龙骨梁和后机身）和尾翼（水平和垂直尾翼）^[10]。特别是机身部分采用四面板结构组装而成，如图 16 所示，这样可以更好地控制制造的公差并提高运营服役过程中的可修复性。在直升机方面，湾流 G650 型高端商务公务机的水平尾翼和垂直尾翼是由 CF/PPS 热塑性复合材料构件焊接而成^[11]，如图 17 所示。美国 Automated Dynamics 公司采用碳纤维/热塑性复合材料制造了军用直升机尾梁^[12]，如图 18 所示，其质量比现有的铝制设计小 30%。



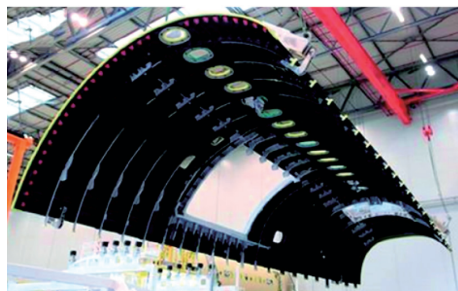
(a) CFRP 机身



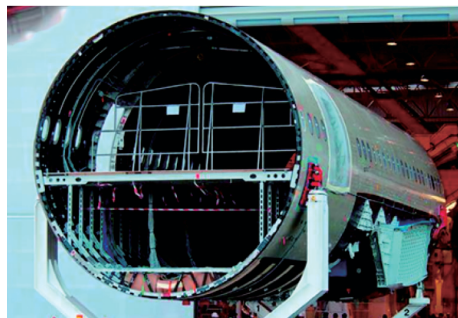
(b) 机身内部细节^[8]

图 15 波音 787 梦幻客机

Fig. 15 Boeing 787 Dreamliner



(a) 1/4 机身



(b) 组装机身^[8]

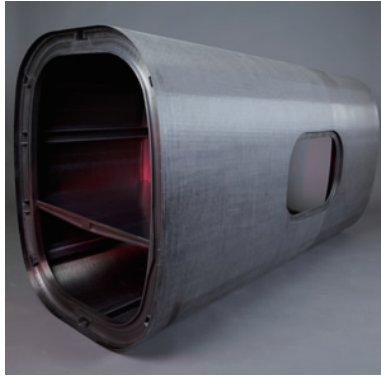
图 16 空客 A350XWB 机身

Fig. 16 Airbus A350XWB fuselage



图 17 湾流 G650 商务公务机尾翼^[11]

Fig. 17 The rear wing of the Gulfstream G650 business jet^[11]



(a) 外部视图



(b) 内部视图

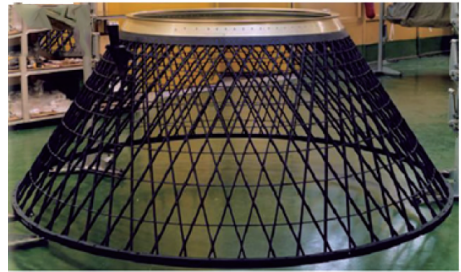
图 18 军用直升机尾梁^[12]

Fig. 18 The tail beam of military helicopter^[12]

在航天领域，美国大力神-4、欧洲织女星、日本的 M-5 等运载火箭的发动机壳体均采用了日本东丽和美国赫氏碳纤维制备的高性能复合材料。此外，对于复合材料点阵结构最典型的应用是俄罗斯运载火箭 Proton-M。Proton-M 是俄罗斯商业太空计划的基本运载器，用于发射各种用途的国际卫星。截至目前，已经进行了 300 多次成功的发射，包括发射 Kosmos、Ekran、Raduga、Gorizont 卫星进行月球、火星、金星和哈雷彗星探测，以及轨道站 Salyut 和 Mir，空间段 Kvant、Kvant-2 等^[13]。有效载荷连接配件（适配器）是 Proton-M 火箭的主要结构之一，提供了火箭和航天器之间的接口。传统的适配器多采用铝制合金材料，如图 19 (a) 所示。随着现有航天材料和技术的发展，新型的 CFRP 点阵圆锥壳适配器被开发用于 Proton-M 火箭，如图 19 (b) 所示。相比于原有的铝制合金适配器，其质量减小了 60%，成本降低了 30%。此外，Proton-M 火箭的上级间段（图 20）和下级间段（图 21）也采用了 CFRP 点阵结构，这些 CFRP 点阵结构的应用显著降低了火箭的质量和发射成本，并且大幅提升了火箭的有效运载能力。



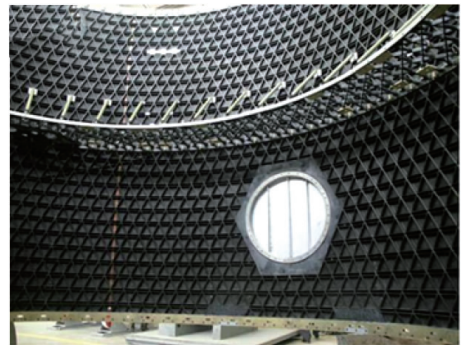
(a) 铝制圆锥壳



(b) CFRP 点阵圆锥壳

图 19 Proton-M 火箭适配器^[13]

Fig. 19 Proton-M rocket adapter^[13]



(a) 内部视图



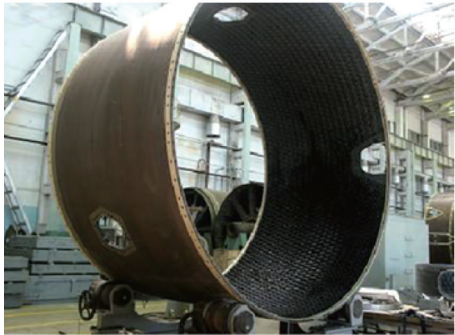
(b) 外部视图

图 20 Proton-M 火箭的上级间段^[13]

Fig. 20 The upper interstage of Proton-M rocket^[13]



(a) 内部视图

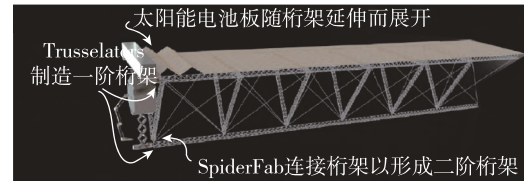


(b) 外部视图

图 21 Proton-M 火箭的下级间段^[13]Fig. 21 The lower interstage of Proton-M rocket^[13]

现有航天器的发展模式是地面制造，由火箭发射至轨道后进行展开、组装，受运载火箭及技术水平所限，建造空间太阳能电池阵、空间大型天线及空间平台等大型设施十分困难，甚至技术上无法实现。随着载人航天、深空探测以及地外行星基地空间大型设施建造需求日益迫切，迫切需要突破传统地面制造—空间应用的模式，以实现空间大型结构的在轨制造技术。针对这一技术难题，航天公司 Tethers Unlimited Inc (TUI) 和商业人造卫星公司 Space Systems Loral (SSL) 联合研发了名为 SpiderFab 的机器人，并获得了美国国家航空航天局 NASA 的支持。为了实现大型空间结构的大尺寸且质量小的制造要求，复合材料空间点阵结构被确定为在轨制造的主要结构形式，且高性能 CF/PEEK 热塑性复合材料被考虑为首选材料。图 22 (a) 为 SpiderFab 机器人制造用于支撑太阳能电池阵列的大型高性能 CF/PEEK 空间点阵结构的构想（缩比样品如图 22 (b) 所示）^[14]，预期这种 CF/PEEK 复合材料空间点阵结构可使在轨制造大型太阳能电池阵列支撑结构的每单位质

量刚度提高一个数量级。



(a) 用于支撑太阳能电池阵列的大型高性能桁架结构

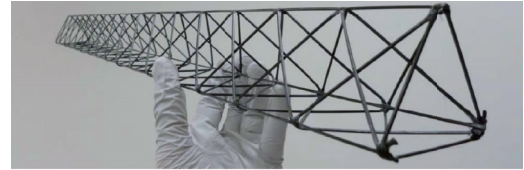
(b) CF/PEEK 空间点阵结构^[14]

图 22 SpiderFab 机器人在轨制造桁架结构的构想

Fig. 22 Concept for on-orbit fabrication of truss structure using SpiderFab robot

3.2 国内应用现状

近年来，为了追赶国际航空的发展水平，我国在民用航空和军用航空领域也取得令人瞩目的成就。就高性能复合材料的应用而言，目前民用航空以 C919 中型客机为代表，寻求与空客 A320 系列和波音 737 竞争。C919 在雷达罩、机翼前后缘、翼身整流罩、后机身、尾翼等主承力和次承力结构上均使用了复合材料，占全机结构总质量的 11.5%^[15]。在 C919 的成功研制基础上，我国又开始研制 CRJ929 远程宽体客机，对标波音 787 和空客 A350，预期其复合材料使用量将达到 50%。目前 CRJ929 的全尺寸 (15 m × 6 m) 复合材料机身壁板工艺件已试制成功^[16]，如图 23 (a) 所示。此外，CRJ929 的前机身复合材料全尺寸筒段 (15 m × 6 m) 也已顺利实现总装下线^[17]，如图 23 (b) 所示。这标志着我国 CRJ929 关于复合材料结构的研制取得了重要的突破。军用飞机方面，我国目前复合材料使用量最高的战机是歼-20，其复合材料使用量达到 20% 左右，且采用的是 T700 级碳纤维，领先 F-22 的 T300 材料技术水平，但复合材料用量仍比 F22 低了 6%。此外，我国在歼-10C、歼-16 以及直-10、直-20、攻-11 等军用飞机上也应用了一些高性能复合材料。

除了航空领域，高性能复合材料因轻质高强、耐高温、抗冲击与辐射等优势，一直是我国航天型号主承力结构部件和关键防热部件的首选材料。

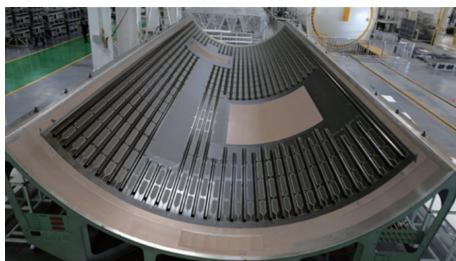
(a) 机身壁板工艺件^[16](b) 前机身筒段^[17]

图 23 CR929 全尺寸复合材料部件

Fig. 23 Full-size composite parts for CR929

早在 20 世纪 80 年代,我国 CZ-2C、CZ-2E、CZ-3A 运载火箭的卫星接口支架和有效载荷支架(前后端框、环框、壳段、弹簧支架、井字形梁)均采用了碳纤维高性能复合材料^[18]。进入 21 世纪后,随着我国经济和科技实力的不断飞跃,航天运载火箭事业进入快速发展的阶段。CZ-5 运载火箭的芯二级箱间段采用高性能复合材料倒锥形结构,大端直径 5 m,小端直径 3.35 m。CZ-5B 运载火箭采用耐高温高性能复合材料和近百层增强布自主研发出一种新的发射平台防护板,不仅能扛住火箭尾焰 2 500℃ 的高温,还可重复利用多次。CZ-11 运载火箭采用碳纤维高性能复合材料打造了一副“黑色铠甲”——全复合材料整流罩,这种整流罩不仅强度刚度大且质量小,提高了火箭的运载能力。更为重要的是它解决了传统金属整流罩易变性难以装配的难题。此外,为了和美、俄等国家竞争抢占太空制高点,实现运载火箭自由进入太空,我国提出了研制 CZ-9 重型火箭,预期在 2028 年左右实现首发。为了减小结构质量,CZ-9 运载火箭的推进剂储箱将使用轻质高强度的铝锂合金,而级间段和整流罩同样选择了采用高性能复合材料。

高性能复合材料是关系国家战略安全的新型

材料之一,其研制和应用水平是反映一个国家的航天航空发展水平的重要指标。目前我国在航空航天复合材料设计制造方面与国际先进水平还有差距,特别是美国和日本仍处于顶尖地位。我国尚处于追赶的上升阶段,随着我国复合材料科技事业的不断发展,这一差距正在日益减小。

4 结论

本文介绍了纤维增强热塑性复合材料的优势及一些成型工艺。利用模具热压成型制备工艺并结合 CF/PEEK 复合材料的可再加热成型可熔融连接特性,探索并完成了 CF/PEEK 复合基本材料 π 型件、工字梁和点阵夹芯结构的制备。这为 CF/PEEK 复合材料结构件的制备及应用提供了一定的指导意义。另外,随着航天运载器对高性能、低成本的迫切需求,先进热塑性复合材料必将在很多领域内逐步替代现有的金属材料和一些热固性复合材料,成为推动我国航空航天事业发展的重要利器之一。

参考文献

- [1] Ashby M F. Drivers for material development in the 21st century [J]. *Progress in Materials Science*, 2001, 46(3-4):191-199.
- [2] Evans A G. Lightweight materials and structures [J]. *MRS Bulletin*, 2001, 26(10):790-797.
- [3] Vodicka R. Thermoplastics for airframe applications: a review of the properties and repair methods for thermoplastic composites[R]. Australian Department of Defence, DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory, Melbourne, Australia, 1996.
- [4] 唐荣华,杨旭静,郑娟.长玻璃纤维增强聚丙烯复合材料热压成型工艺的研究[J].*玻璃钢/复合材料*, 2016(8):62-67.
- [5] 迪力穆拉提·阿卜力孜,段玉岗,李涤尘,等.树脂基复合材料原位固化制造技术概述[J].*材料工程*, 2011(10):84-90.
- [6] 蔡浩鹏,王钧,段华军.热塑性复合材料制备工艺概述[J].*玻璃钢/复合材料*, 2003(2):51-53.
- [7] 卢磊.短碳纤维增强尼龙 66 复合材料的超声波焊接及修复[D].郑州:郑州大学,2016.
- [8] Victor G. Structural health monitoring of aerospace composites introduction[M]. Academic Press, 2016: 1-23.
- [9] Marsh G. Boeing's 787: trials, tribulations, and restoring the dream [J]. *Reinforced Plastics*, 2009, 53

- (8): 16-21.
- [10] Marsh G. Airbus takes on Boeing with reinforced plastic A350 XWB [J]. Reinforced Plastics, 2007, 51(11): 26-29.
- [11] 孙银宝,李宏福,张博明.连续纤维增强热塑性复合材料研发与应用进展[J].航空科学技术,2016,27(5): 1-7.
- [12] Legault M. Building a better tail boom[J/OL]. <https://www.compositesworld.com/articles/building-a-better-tail-boom>.
- [13] Vasiliev V V, Barynin V A, Razin A F, et al. Anisogrid composite lattice structures-Development and aerospace applications [J]. Composite Structures, 2012, 94(3): 1117-1127.
- [14] Hoyt R, Cushing J, Slostad J. SpiderFab TM: process for on-orbit construction of kilometer-scale apertures[J/OL]. [https://ntrs.nasa.gov/search.jsp? R=20140000422](https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20140000422).
- [15] 喻媛.C919 上用了哪些新材料[J].大飞机,2018(1): 29-31.
- [16] 中国商飞公司新闻中心.CR929 飞机全尺寸复合材料机身壁板工艺件试制成功[N/OL]. http://www.comac.cc/xwzx/gsxw/201801/30/t20180130_6127131.shtml.
- [17] 中国商飞公司新闻中心.CR929 项目复材前机身攻关全尺寸筒段下线[N/OL]. http://www.comac.cc/xwzx/gsxw/201812/27/t20181227_6665207.shtml.
- [18] 李威,郭权锋.碳纤维复合材料在航天领域的应用[J].中国光学,2011,4(3):201-212.

引用格式: 胡记强,王兵,张涵其,等.热塑性复合材料构件的制备及其在航空航天领域的应用[J].宇航总体技术,2020,4(4): 61-70.

Citation: Hu J Q, Wang B, Zhang H Q, et al. Fabrication of thermoplastic composite components and their application in aerospace [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(4): 61-70.