

引用格式: 王雅娜, 李天山, 王海润, 等. GE公司预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料应用研究历程及启示 [J]. 航空材料学报, 2025, 45(2): 1-17.

WANG Yana, LI Tianshan, WANG Hairun, et al. Application and implications of GE prepreg-melt infiltration process in SiC_f/SiC composites research [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2025, 45(2): 1-17.

GE公司预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料 应用研究历程及启示

王雅娜^{1,2}, 李天山¹, 王海润³, 焦健^{1*}

(1. 中国航发北京航空材料研究院 陶瓷基复合材料研究所, 北京 100095; 2. 中国航发北京航空材料研究院 先进复合材料国防科技重点实验室, 北京 100095; 3. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘要: 美国通用电气航空公司(简称 GE 公司)自 20 世纪 80 年代开始预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的研发, 组织数百名科学家和工程师, 历时 30 年、累计投入近 15 亿美金, 最终实现了该材料在发动机领域的成功应用与商业化。本文详细阐述了 GE 公司预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料螺旋式的发展历程, 聚焦其在燃气轮机和航空发动机热端部件领域的创新实践, 通过多个典型热端构件研发的案例分析, 揭示了 GE 公司以“需求牵引-技术验证-工程迭代”为核心的研发范式, 并深度解构了 GE 公司的 7FA 发动机涡轮外环组件跨越 10 年的渐进式设计迭代路径, 层层解构其服役失效逆向反馈与正向设计牵引的协同优化逻辑。针对国外发展现状, 本文进一步解读了 GE 公司通过垂直整合制造链, 引入数字孪生工艺优化, 建立机器学习检测体系, 构建“材料-工艺-检测”三位一体的技术壁垒。GE 公司发展经验表明, 技术突破需兼顾长期基础研究与敏捷工程迭代, 国内应通过技术体系革新, 以典型构件为牵引, 建立“设计-制造-考核”闭环的研发流程, 建立多学科平等协同机制。强化基础能力, 依托高校和国家级研发中心开展机理研究, 实施热-力-化学多场耦合约束下的多维度协同优化, 尽快推进产业生态构建, 整合零散资源, 搭建“产学研”快速验证平台。提早布局数字化赋能, 实施全链条数据采集与 AI 嵌入。最后通过深度凝练外在相关技术领域的成功经验, 结合国内实际情况, 提出了涵盖“基础研究-中试验证-标准建设-产业协同”的自主化发展路线图, 旨在为国内高推重比航空发动机用陶瓷基复合材料技术攻关提供方法论层面的战略参考。

关键词: SiC_f/SiC 复合材料; 预浸料-熔渗; 发动机; 应用研究

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2024.000105

中图分类号: V254.2

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2025)02-0001-17

Application and implications of GE prepreg-melt infiltration process in SiC_f/SiC composites research

WANG Yana^{1,2}, LI Tianshan¹, WANG Hairun³, JIAO Jian^{1*}

(1. Division of Ceramic Matrix Composites, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China; 2. National Key Laboratory of Advanced Composites, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China; 3. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The United States General Electric Company (referred to as GE) has conducted research on SiC_f/SiC composite materials since the 1980s. The successful application and commercialization of GE's SiC_f/SiC composites in engine systems were achieved after 30 years of continuous investment (nearly 1.5 billion USD) and the collaborative efforts of hundreds of scientists and engineers. This paper details the spiral development history of GE's prepreg-melt infiltration (MI) SiC_f/SiC composites, focusing on their innovative applications in hot-section components for gas turbines and aero-engines. Through case studies of several critical hot-section components, GE's research paradigm of “demand traction, technology verification, and engineering iteration” is

elucidated. Furthermore, the 10-year progressive design iteration path of the 7FA engine turbine shroud is systematically analyzed, revealing the synergistic optimization logic between service failure feedback and forward design validation. In light of international advancements, this paper interprets GE's establishment of a "material-process-test" technological barrier through vertical supply chain integration, digital twin-driven process optimization, and machine-learning-based inspection systems. GE's experience demonstrates that technological breakthroughs require a balance between long-term fundamental research and agile engineering iteration. For domestic development, a closed-loop "design-manufacturing-assessment" research and development process should be established, guided by critical components, alongside multidisciplinary collaboration mechanisms. Additionally, China should strengthen foundational capabilities by leveraging universities and national research and development centers for mechanistic studies, implement multi-dimensional optimization under thermo-mechanical-chemical coupling constraints, accelerate industrial ecosystem construction, integrate fragmented resources, and build rapid "industry-academia-research" verification platforms. A digital transformation strategy encompassing full-chain data acquisition and AI integration is also essential. Finally, by synthesizing successful international practices and adapting them to China's context, an autonomous development roadmap covering "basic research, pilot verification, standard formulation, and industrial synergy" is proposed, providing methodological guidance for advancing ceramic matrix composite technologies in high-thrust-to-weight-ratio aero-engine applications.

Key words: SiC_f/SiC composites; prepreg-melt infiltration; engine; application research

燃气涡轮发动机的效率取决于涡轮前温度,最终由涡轮构件材料的耐温能力决定。从20世纪50年代开始,镍钴基高温合金的耐温能力每10年可提高35℃,现已达到工艺极限^[1]。SiC_f/SiC复合材料的出现打开了新局面,其耐温能力在高温合金基础上提高150℃,密度仅为高温合金的1/3。对于追求减重的航空结构来说,使用SiC_f/SiC复合材料替代高温合金将带来巨大收益^[2-5],可以全面满足航空发动机提高综合性能的需求。SiC_f/SiC复合材料是发动机热结构的重要候选材料之一,也是航空发动机领域的核心关键材料。

经过几十年的发展, SiC_f/SiC复合材料(按照基体致密化方法划分制备工艺)形成了以化学气相渗透工艺(CVI), 聚合物先驱体浸渍裂解工艺(PIP)和熔渗工艺(MI)为代表的几种成熟的工艺路线。美国、法国、日本、德国等均在SiC_f/SiC复合材料研发和应用方面开展了相关研究, 各国侧重发展的工艺不同, 其中日本拥有聚碳硅烷(PCS)和连续SiC纤维制备技术, 主要开展PIP工艺制备SiC_f/SiC复合材料的研究; 法国以CVI技术为主, 且技术水平属于国际领先地位; 德国以MI和PIP技术为主; 在美国, PIP、CVI、MI工艺均得到了深入研究, 且均达到较高研究水平。在各类SiC_f/SiC复合材料工艺路线中, 美国通用电气航空公司(简称GE公司)开发的预浸料-熔渗(Preg-MI)工艺最具工程化优势, 一直处于国际领先地位。GE公司也是目前已在发动机领域将SiC_f/SiC复合材料实现产业化的公司^[6-7]。预浸料-熔渗工艺制备

的SiC_f/SiC复合材料具有孔隙率低、制备周期短、热导率低、长期服役稳定性好等优点^[8-10]。

GE公司从20世纪80年代开始预浸料-熔渗工艺制备SiC_f/SiC复合材料的研发, 在30余年的时间里, 持续投入近15亿美元, 组织了数百名科学家和工程师, 经过基础研究(1980~2000年)、大规模验证(2000~2015年)两阶段的积累逐步完成该材料在发电用燃气轮机、航空发动机热端构件上的应用验证^[11]。2015年配装有SiC_f/SiC复合材料高压涡轮外环的LEAP-1A发动机在商用飞机A320neo上成功首飞, 是该材料技术发展史上的一个重要里程碑, 自此开启了预浸料-熔渗工艺SiC_f/SiC复合材料的产业化时代^[12]。随后, 在波音777X的GE9X发动机上, 该材料已扩展应用到燃烧室、高压涡轮外环、高压涡轮导向器等5种热端构件^[13-15]。据最新报道, GE公司将基于该材料研制美国新一代自适应发动机(XA100)的低压涡轮第二级工作叶片上, 转子结构的应用标志着GE公司的这项材料技术已取得重大进展。

随着国内第二代SiC纤维的研制成功, 国内从2016年开始预浸料-熔渗工艺SiC_f/SiC复合材料的技术攻关, 快速突破了界面层、预浸料、致密化、近净成型、低损伤机械加工等关键技术, 打通了预浸料-熔渗工艺制备SiC_f/SiC复合材料的整个工艺流程, 并在国内新一代发动机需求牵引下, 开展了多种发动机热端构件的成型技术研究。由于国内预浸料-熔渗工艺SiC_f/SiC复合材料研发起步相对较晚, 目前尚缺少针对该工艺材料的发动机构件设计

经验与分析方法, 研制过程中相关工作以“试错”方式推进, 难以快速突破我国航空发动机用预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料工程应用的技术瓶颈, 亟须汲取 GE 公司的成功经验。

本文综述了 GE 公司预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料研发和应用研究历程不同阶段的发展战略、主要研发活动、工作思路, 深入分析 GE 公司该项材料技术发展思路的优缺点, 总结成功经验, 初步提出了我国相关技术领域发展的技术路线图, 并提出了若干建议, 以期为国内预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料工程化应用的发展提供参考与借鉴。

1 GE 公司 SiC_f/SiC 复合材料技术发展的时间历程

GE 公司预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的研发经历了概念提出、概念验证、实验室验证、构件试制、模拟件台架测试、发动机试车、扩大生

产与商业化等过程, 可划分为 3 个阶段: (1) 工艺研究阶段 (1980~2000 年), 主要开展预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材料的工艺路线摸索、关键技术攻关、典型结构件的工艺验证、大量材料级试验数据积累、部件级验证和小型发动机模拟台架上的测试等, 完成了工艺初定型和工艺验证, 并带动了该材料体系的力学测试、无损检测、加工、涂层等相关技术的发展; (2) 大规模验证阶段 (2000~2015 年), 在燃气轮机、航空发动机上开展了涡轮外环、燃烧室衬套、导向器、转子叶片等多种热端构件的应用研究和挂片考核, 在各专业的紧密配合和协同攻关下, 不断优化迭代, 最终实现工艺定型, 并建立了一套特有的设计方法; (3) 产业化阶段 (2015 年至今), 在多款最先进的商用航空发动机和军用发动机上批产应用, 建立了多条生产线和工厂, 产能达到 200 件/天^[16-17]。图 1 所示的时间历程图梳理了 GE 公司预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料技术发展各阶段的关键技术与突破情况。

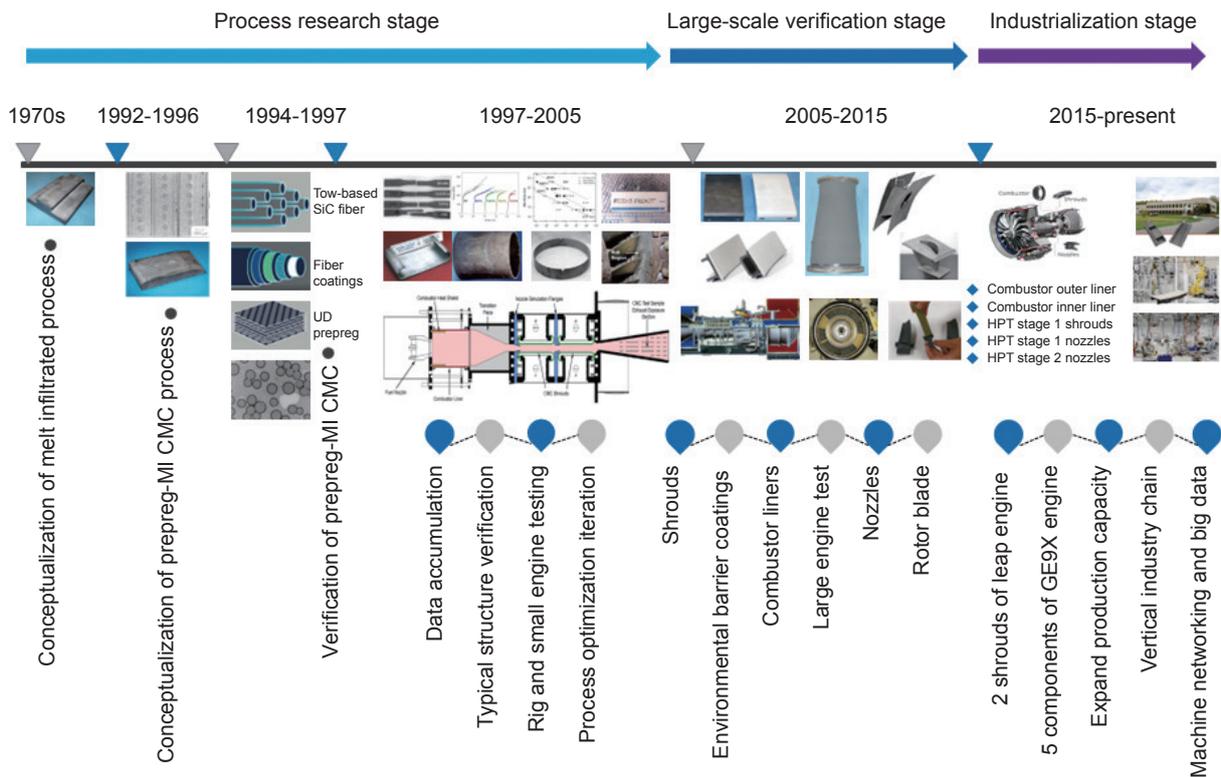


图 1 GE 公司预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料技术发展的时间历程

Fig. 1 Time course of technology development of GE's prepreg melt infiltrated SiC_f/SiC composite material

2 工艺研究阶段的研发活动

GE 公司在工艺研究阶段的主要研发活动包括预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的概念提出、

概念验证、实验室验证、基础数据积累等。

2.1 熔渗工艺的概念提出

预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材料概念的提出可追溯至 20 世纪 80 年代, 但熔渗工艺的历史可以追

溯至 20 世纪 70 年代^[18], 当时 GE 公司正在研发两种具有潜在应用价值的 SiC 陶瓷材料。第一种是面向燃气涡轮发动机的热端, 通过烧结工艺制备的 β -SiC^[19]。该材料被短暂地应用于一些耐磨零件和密封件, 最终由于自身工艺缺陷, 性能始终无法满足苛刻的发动机服役工况而被终止研发。第二种是被命名为“Silcomp”的高温陶瓷, 该材料的制备以碳纤维为基材, 通过 Si 的熔体渗透反应形成 Si—C 化学键, 实现陶瓷组分的致密化制备, 由于残余 Si 的存在, 制备得到的材料是一种双组分的 SiC/Si 陶瓷^[20]。“Silcomp”虽然采用了纤维作为增强相, 但由于高温热处理制备过程中碳纤维因发生化学反应而被消耗殆尽, 制备得到的材料不具备纤维/基体协同承载的效果, 力学性能表现出明显的脆性特征, 没有起到预期的纤维增韧效果。“Silcomp”的工艺摸索取得了熔融渗透工艺的雏形, 并彰显了该工艺突出的优点, 例如近净成形, 致密化进程快, 致密化程度高等。GE 公司当时利用该材料尝试制造了多种燃气涡轮的热端构件, 例如径向分段燃烧室和涡轮外环, 并通过了多项发动机的重要台架试验^[21]。然而该材料最终还是由于本征脆性难以改善、损伤容限过低等问题, 也未能突破在发动机热端构件上的应用。

2.2 预浸料-熔渗工艺的概念提出

由于碳纤维无法在经过熔融-渗透工艺后留存下来, GE 公司尝试将“Silcomp”制备工艺中的碳纤维改成当时技术尚不成熟的 SiC 纤维, 初步验证了技术的可行性后, GE 公司组织大批相关专业的材料工程师和机械工程师开展系统性的工艺研发工作, 包括界面层连续制备技术, 基于滚筒缠绕和压制方法的单层纤维薄片制备技术、复合材料与复合材料的拼接连接技术等。这一时期, 最具创造性的工作在于纤维-基体间柔性界面层的发明。早期在“Silcomp”的工艺摸索时, 工程师偶然发现在高温炉元器件表面喷涂氮化硼(BN)可确保这些元器件在熔融渗硅过程中不被侵蚀; 随后, BN 涂层在高温熔渗反应中的稳定性在实验室得到验证^[22], 若在 SiC 纤维表面涂敷 BN 涂层可令纤维与基体之间具有很好的脱粘效果, 满足纤维与基体之间形成弱界面的材料设计需求, 由此奠定了以 BN 涂层作为预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料界面层的技术基础, 后续以降低水氧腐蚀目的而开发的复合界面层(在 BN 外覆盖 SiC、Si₃N₄ 等), 以及以提高抗氧化性为目标开发的掺杂 Si 的界面层, 也均以 BN 界面层作为主要组分^[23]。

20 世纪 80 年代, 随着纤维、基体、界面层技术逐步被攻克, Borom 等^[24]提出了预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的概念, 即通过 SiC 纤维、SiC 基体、纤维-基体之间的柔性界面层的有机结合, 制备出一种多组元的复合材料。当时日本碳素公司(NCK)基于 Yajima 等^[25]的研发成果, 开发了直径约为 10 μm 的束丝 SiC 纤维(牌号 Nicalon); 宇部兴产(Ube Industries)同期推出 Tyranno 系列纤维。由于这两种牌号的 SiC 纤维束丝氧含量相对较高, 无法经受熔渗工艺的高温反应过程。因此, 预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料工艺研发初期采用的是美国德事隆公司的单丝 SiC 纤维, 该单丝 SiC 纤维采用化学气相沉积(CVD)工艺制备, 直径为 100 μm 。实验室阶段材料科学家们成功在 SiC 基体中引入 SiC 单丝, 实现了纤维对陶瓷基体的增韧, 当时这种材料被称为“增韧的 Silcomp”复合材料。然而, 由于单丝 SiC 纤维表面富碳导致的材料热稳定性、抗氧化性能差, 以及单丝 SiC 纤维直径较大, 无法适配小曲率结构和复杂形状成形等问题, 最终导致该材料的研发也被终止。

2.3 预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的概念验证

20 世纪 90 年代中后期, 日本成功研发出第二代束丝 SiC 纤维。相比于第一代束丝 SiC 纤维(牌号是 Nicalon), 第二代 SiC 纤维(牌号是 Hi-Nicalon)中氧含量大大降低, 化学稳定性和热稳定性大大提高, 可以承受熔融渗硅工艺的高温, 纤维的降解程度也大幅降低^[26-27]。随着日本第二代 SiC 纤维束丝的研发成功, GE 公司将单丝 SiC 纤维全面替换为第二代束丝 SiC 纤维, 并基于束丝 SiC 纤维的特点优化了界面层厚度、组分等, 同时调整了一些工艺细节和参数, 以确保材料工艺可全面适配第二代束丝 SiC 纤维^[28]。自此, 预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的工艺路线基本定型, 即采用小直径的束丝 SiC 纤维, 在 SiC 纤维表面连续沉积 BN 界面层, 然后将带界面层的纤维制成单向排布的预浸料, 最后基于熔融渗硅反应完成 SiC 基体的致密化。该工艺虽然是针对 Hi-Nicalon 的束丝 SiC 纤维开发的, 但对后续其他牌号的束丝 SiC 纤维, 例如宇部兴产(Ube Industries)的 Tyranno 系列纤维、日本碳素公司开发的第三代 Hi-Nicalon S 纤维以及美国道康宁(Dow Corning)公司的 Sylramic 系列纤维也具有非常好的工艺适配性。同时期, 在高速民用运输重大专项(HSCT)中, GE 公司还与 NASA 合作, 开发了一种新型的 SiC_f/SiC 复合材料

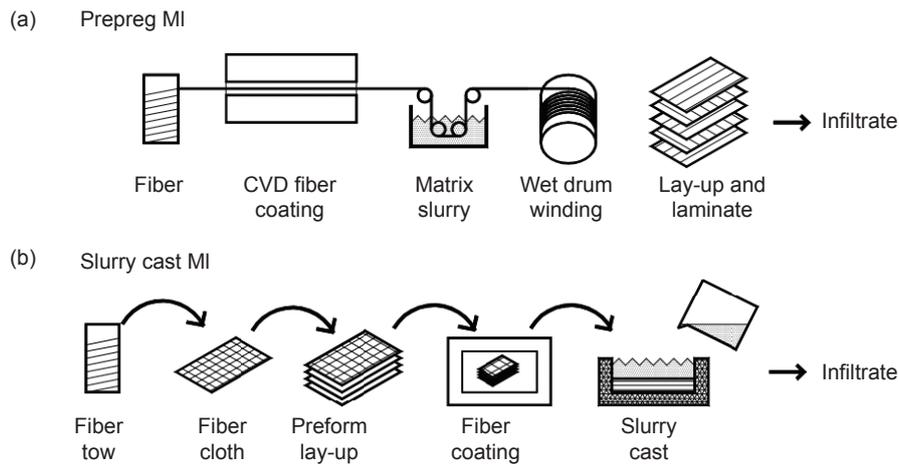


图 2 预浸料-熔渗工艺(a)和浆料浇铸-熔渗工艺(b)材料制备的基本流程^[31]

Fig. 2 Basic flow scheme of prepreg-MI process (a) and slurry cast MI process (b)^[31]

熔渗工艺,即 CVI/熔渗混合工艺,在公开报道中被称为浆料浇铸熔渗工艺,以区别于预浸料-熔渗工艺^[29-30]。预浸料-熔渗和浆料浇铸熔渗材料制备工艺路线的基本流程如图 2 所示^[31]。

预浸料-熔渗工艺制备 SiC_f/SiC 复合材料的主要步骤包括^[32]: (1)采用 CVD 工艺在 SiC 纤维表面制备 BN 涂层; (2)配置合适的树脂作为浆料,通过湿法缠绕技术制成单向预浸料; (3)仿照碳纤维/环氧树脂基复合材料的制备工艺,将这些预浸料按照一定的方向和顺序铺设并热压成型得到预制体,此时基体为掺杂了 SiC 和 C 粉末的聚合物黏合剂; (4)对上述得到的预制体进行碳化热解,将基体中

的部分聚合物转化为碳,而预制体的形状得以保持; (5)基体致密化通过熔融硅合金渗透至上述碳化热解后的多孔预制体中实现,在熔渗过程中, Si 与预制体中游离的 C 反应,形成连续的 SiC 相。制备得到的复合材料孔隙率约 2%,纤维、界面层、 SiC 基体的体积分数分别为 20%~25%、8%~10% 和 63%~70%,材料的典型显微组织如图 3(a)^[33] 所示。

浆料浇铸熔渗工艺制备 SiC_f/SiC 复合材料的主要步骤包括^[34]: (1)首先将纤维束丝编织成 2D 布并铺设得到预制体,或者将纤维束丝编织或机织成 3D 预制体; (2)采用石墨工装,例如化学气

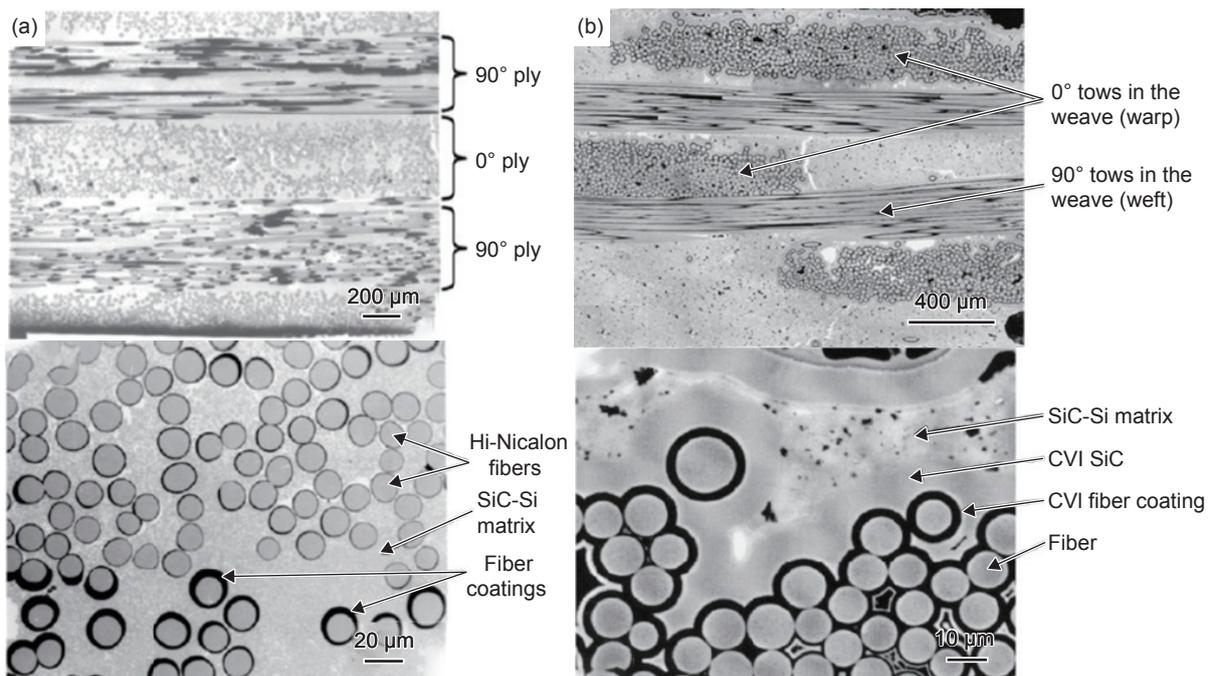


图 3 两种熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的显微组织图^[33] (a)预浸料-熔渗工艺; (b)浆液铸造熔渗工艺

Fig. 3 Microscopic images of SiC_f/SiC composite materials using two MI processes^[33] (a) prepreg-MI; (b) slurry cast MI

相渗透(CVI)方法在纤维表面制备BN涂层;(3)将预制体从模具上取下,并通过第二个CVI步骤,在已经沉积了BN涂层的束丝SiC纤维表面继续沉积SiC层,这一层SiC既可以保护BN界面层,也可作为基体的一部分,通过控制纤维涂层的厚度,确保界面层制备完成后,预制体仍为多孔体;(4)将SiC浆料(含碳粉)浇注到上述多孔的预制体中,在预制体的孔隙中引入SiC颗粒;(5)最终也是通过Si的熔融渗透完成基体致密化, Si填充了预制体中剩余的孔隙。制备得到的复合材料具有6%的孔隙率,另外包括体积分数约为35%的纤维、6%的界面层、25%的SiC基体、16%的浆料SiC颗粒和12%的Si合金,材料的典型显微组织如图3(b)^[33]所示。

2.4 预浸料-熔渗工艺SiC_f/SiC复合材料的实验室验证

在实验室验证阶段,GE公司对预浸料-熔渗工艺和浆液铸造熔渗工艺的SiC_f/SiC复合材料并行开展了大量的性能测试,包括材料层级、元件层级、模拟件层级^[35]。从拉伸性能来看,两种工艺路线制备得到的材料具有基本相当的抗拉强度,但预浸料-熔渗工艺制备的SiC_f/SiC复合材料纤维体积分数相对较低。预浸料-熔渗工艺能够更好地发挥纤维的强度,主要有2个方面:一方面,从微观尺度看,预浸料-熔渗工艺在其界面层制备工序中,每根纤维表面的界面层是单独沉积的,最终单根纤维较好地弥散在基体中,每根纤维可独立发挥增韧作用。对于浆料浇注熔渗工艺,界面层需要沉积在编织后的纤维预制体上,但因纤维束丝紧密交织,部分纤维表面难以充分覆盖界面层。因此,浆料浇注熔渗工艺制备的复合材料在受拉时,纤维束倾向于作为一个整体被拉断,而不是单根纤维逐根断裂。另一方面,从微观力学角度分析,浆料浇注熔渗工艺采用的是编织或机织结构的纤维,每根纤维都会存在不同程度的弯曲,弯曲纤维的承载能力较平直纤维显著降低。由于纤维与加载方向有夹角,使得基体开裂后桥接的纤维受拉伸应力和剪切应力的共同作用,导致纤维更易断裂。对于预浸料-熔渗工艺,其预制体采用单向纤维预浸料制备,每根纤维并行排布,受纯拉伸应力作用,无额外剪应力的引入,可最大限度地发挥纤维抗拉的优势。

在20世纪90年代,GE公司对当时存在竞争关系的多种工艺的SiC_f/SiC复合材料,进行了多维度的性能测试,综合评估后发现预浸料-熔渗工艺制备的SiC_f/SiC复合材料更适用于发动机高温部件长期服役的工况,而通过7FA发动机SiC_f/SiC复

合材料外环的台架试验和发动机挂片试验,进一步发现预浸料-熔渗工艺材料的长期服役性能优于浆料浇注熔渗工艺,不仅如此,从复杂结构的可制造性方面,预浸料-熔渗工艺也更具优势。最终GE公司基于力学特性、制造稳定性、经济成本、服役性能等方面进行综合评估,选定预浸料-熔渗工艺为主流工艺,并在随后的十几年,开展了海量测试和数据积累工作,包括材料力学性能测试,模拟件的力学测试,实验室级极端环境模拟测试,高压、高温、高气体流速下的燃烧测试,核心机上的台架试验,真实发动机上的挂片测试等,测试时间累计超过100万小时^[36-38]。

2.5 界面层沉积技术的发展现状

纤维表面的界面层是SiC_f/SiC复合材料增韧的核心,任何工艺的SiC_f/SiC复合材料都以界面层的制备作为工艺起点,该项技术的先进性是决定SiC_f/SiC复合材料工艺先进性和生产效益的关键。在界面层制备技术方面,GE公司针对铺层步骤前需完成界面层制备的工艺特点,首次提出了连续沉积方案,并自主开发了大型连续沉积装置,这项专用技术为GE公司独有,不对外公开。美国联合技术公司^[39]和美国康涅狄格大学^[40]采用不同工艺路线制备了(BN/Si₃N₄)_n的多层界面层,相对于传统BN界面,多层界面层令材料表现出更优的抗水氧性能。其他制备工艺采用的是先编织或机织得到的纤维预制体,随后再沉积界面层的工艺路线,其采用的都是非连续、分批沉积的界面层制备方法,在效率和稳定性方面远不如GE公司的连续沉积技术。

近些年,欧洲一些国家也开始界面层连续沉积技术的研究,以便让这项技术为更多工艺的SiC_f/SiC复合材料制备提供支撑。例如英国谢菲尔德大学先进制造研究中心承担了一个连续界面层项目(CISSiC),德国一家工厂考虑将界面层制备步骤续接到SiC纤维生产线上,以完成纤维和界面层的连续制备,为用户提供沉积好界面层的纤维,并对这种方案的可行性进行了初步验证。国内不同材料研究机构也根据各自工艺路线的特点,设计制备了不同体系的界面层,与国外相比在机械化和效率方面还有一定差距。

3 大规模验证阶段的主要研发活动

大规模验证阶段的研发活动围绕各种发动机热端构件的试制与技术验证工作展开,具体包含多

轮次的发动机热端构件的设计、制造、考核、验证、优化迭代工作。

3.1 涡轮外环的试制与小型发动机试验

GE 公司预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料技术的验证与工程化应用研究始于发电用燃气轮机的热端构件,面向的第一个构件是 7FA 发动机的一级涡轮外环^[41]。研发团队当时分别采用单丝 SiC 纤维(HS-188)和 SiC 纤维束丝(Hi-Nicalon),各自搭配预浸料-熔渗工艺制备了 2 种涡轮外环,在高达 1200 °C 的工况下开展一系列燃烧台架试验和热循环测试。采用 SiC 纤维束丝(Hi-Nicalon)制备的涡轮外环在试验后没有发生任何故障,仅表皮由于高温燃气氧化而变色,而采用 SiC 单丝制备的涡轮外环发生严重开裂,证实了只有 SiC 纤维束丝搭配预浸料-熔渗工艺制备的 SiC_f/SiC 复合材料才能承受发动机严苛的工况条件。

鉴于 SiC_f/SiC 复合材料涡轮外环在燃气台架测试中的优异表现,后续 GE 公司采用该材料为一台小型 2 MW GE-2 发动机的 1 级和 2 级涡轮研制了直径分别为 43 cm 和 47 cm 的整体式环状涡轮外环,并开展了发动机挂片测试^[42]。两个涡轮外环经历超过 1000 h 的挂片测试,包括 50 次启动-停止循环,无任何损坏迹象。不过在发动机启动的第二阶段,涡轮外环经历了一次叶片刮磨事件,取下涡轮外环后仔细检查,发现外环表面存在少许从金属叶片上被刮磨下来的碎屑,但 SiC_f/SiC 复合材料涡轮外环完好无损。整个挂片测试中两个涡轮外环经历了若干次刮磨事件,依然没有任何损伤。GE-2 发动机的工作温度和压力较低,两个涡轮外环均不带 EBC(environmental barrier coating)涂层,但刮磨事件令设计团队认识到必须在涡轮外环表面使用可磨耗涂层^[43]。

3.2 燃烧室衬套的试制与部件级试验

在 7FA 发动机一级涡轮外环的燃烧台架试验中,由于考核的试验温度为 1200 °C,试验装置的最高温度超过 1450 °C,为试验装置中元器件的耐久性带来巨大挑战,早期的台架试验装置采用主动冷却的不锈钢燃烧室衬套,仅在 1170 °C 的燃烧温度下,金属衬套经历了约 20 h、近 200 次热循环后失效。为了克服试验装置提前失效的问题,设计团队以预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料对其中一个不锈钢衬套进行了简单原位替代,在高达 1490 °C 的点火温度下连续使用超过 200 h、约 250 次热循环,发现金属衬套发生了明显变形和开裂, SiC_f/SiC 复合材料衬套没有任何变形,也无明显裂纹。

上述 7FA 发动机的一级涡轮外环的燃烧台架试验也是一次对 SiC_f/SiC 复合材料燃烧室衬套的部件级考核,展示出 SiC_f/SiC 复合材料燃烧室衬套高温下长期稳定服役的能力,随后设计团队将该燃烧室衬套进行等比例放大,以满足小型发动机测试的需求。该尺寸放大后的 SiC_f/SiC 复合材料燃烧室衬套的第一次部件级试验在 GRC 燃烧试验台上完成,该试验台配备 5 级燃烧器,燃烧室的直径约 28 cm,长 91 cm,超出了当时的制造能力。为此,GE 公司设计了一种由两段 SiC_f/SiC 复合材料衬套构成的混合结构,每段长约 25 cm,剩余部分仍使用金属衬套。设计该台架试验时,测试团队对两段 SiC_f/SiC 复合材料衬套的背面使用不同的冷却方案,为的是能通过一次台架试验,获得两种冷却方案下 SiC_f/SiC 复合材料衬套的测试结果。试验前,台架试验的燃烧温度预估可达 1480 °C,但试验中实测的 SiC_f/SiC 复合材料衬套未冷却部位的温度仅为 1100 °C,冷却部位的温度仅为 880 °C, SiC_f/SiC 复合材料衬套在经历超过 150 h 的台架试验后完好无损。随后,研发团队为该 SiC_f/SiC 复合材料衬套积极寻求真实发动机上考核的机会,最终在太阳能燃气轮机和能源部合作研发的固定式燃气轮机(CSGT)上得以挂片考核^[44]。

同时期,研发团队制作了一个长 20.5 cm、直径 34 cm 的 SiC_f/SiC 复合材料衬套,在两个改进的 Centaur-50S 燃气轮机上验证了预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料燃烧室衬套的技术可行性,一种新研制的 EBC(环境障)涂层也在该衬套的考核中得以验证。燃气轮机上的挂片测试始于 2005 年 1 月,终于 2006 年 11 月。在此期间,燃气轮机累计运行了 12822 h,经历了 46 次启停。虽然测试过程中没有监控衬套的实际服役温度,但预计的工作温度约为 1200~1250 °C。测试后对 SiC_f/SiC 复合材料衬套进行细致的外观检测,发现衬套的内表面由于 SiC 基体的氧化而变为白色。EBC 涂层有些部位稠化变薄,导致涂层略显半透明。另外,也观察到 EBC 涂层上有一些裂缝和少量涂层脱落,衬套的尾部边缘可观察到轻微的涂层剥落。总的来说,EBC 涂层基本完整,与衬套之间保持良好的粘接,衬套外表面 EBC 涂层的覆盖率超过 99%。

随后,GE 公司采用预浸料-熔渗工艺的 SiC_f/SiC 复合材料,设计并制造了一个大型 7FA 级发动机上使用的燃烧器衬套。该衬套长 102 cm,头部直径 47 cm,在出口端逐渐颈缩为直径 35 cm。然而,在经过简单试制后,研发团队因技术路线调整暂停了

对该 SiC_f/SiC 复合材料燃烧室衬套的详细设计和测试。这是因为当时 GE 全球研发中心的高层意识到预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的应用研究不是对金属结构的简单替代,需要建立一套全新的设计理念、分析方法和考核评价体系。基于涡轮外环相较于燃烧室衬套具有更显著的效益-成本比优势,为有效控制技术风险,GE 公司通过战略调整将研发资源聚焦于 7FA 级发动机涡轮外环的迭代优化研究。

3.3 涡轮外环的详细设计与发动机挂片试验

当时的 7FA 发动机可输出 160 MW 的电力,足以为 15 万家庭提供动力,该发动机上共计有 96 个涡轮外环。每个金属外环的质量为 0.77 kg,而每个 SiC_f/SiC 复合材料外环的质量仅为 0.24 kg,若 96 个涡轮外环均采用 SiC_f/SiC 复合材料制备,减重效果和经济效益相当可观,这促使 GE 公司针对该 SiC_f/SiC 复合材料涡轮外环开展详细设计。

为了模拟 7FA 发动机的真实工况,初步设计阶段用于涡轮外环测试的台架试验装置被等比例放大。在 GE 公开的报告中,大篇幅讨论了 7FA 涡轮外环的设计与考核过程,详细记录了 SiC_f/SiC 复合材料外环概念设计阶段、初步设计阶段和详细设计阶段的研发工作,可作为国内学习 GE 公司先进设计理念最好的一个案例。

本文梳理了 GE 公司以涡轮外环为目标构件,在开展 SiC_f/SiC 复合材料应用研究过程中,其设计方案逐渐优化到满足发动机服役要求的设计演化过程,如图 4 所示。涡轮外环的概念设计始于 SiC_f/SiC 复合材料实验室验证阶段用于摸索成型工艺的“肥皂盒”形结构,该外环仿金属外环构型,仅做材料的简单替代。基于该“肥皂盒”形涡轮外环的试制,掌握了决定工艺友好型的一些技术要点,例如拐角处避免直角过渡、不同区域尽量确保纤维连续、结构中的 R 角宜大于 2 倍厚度。

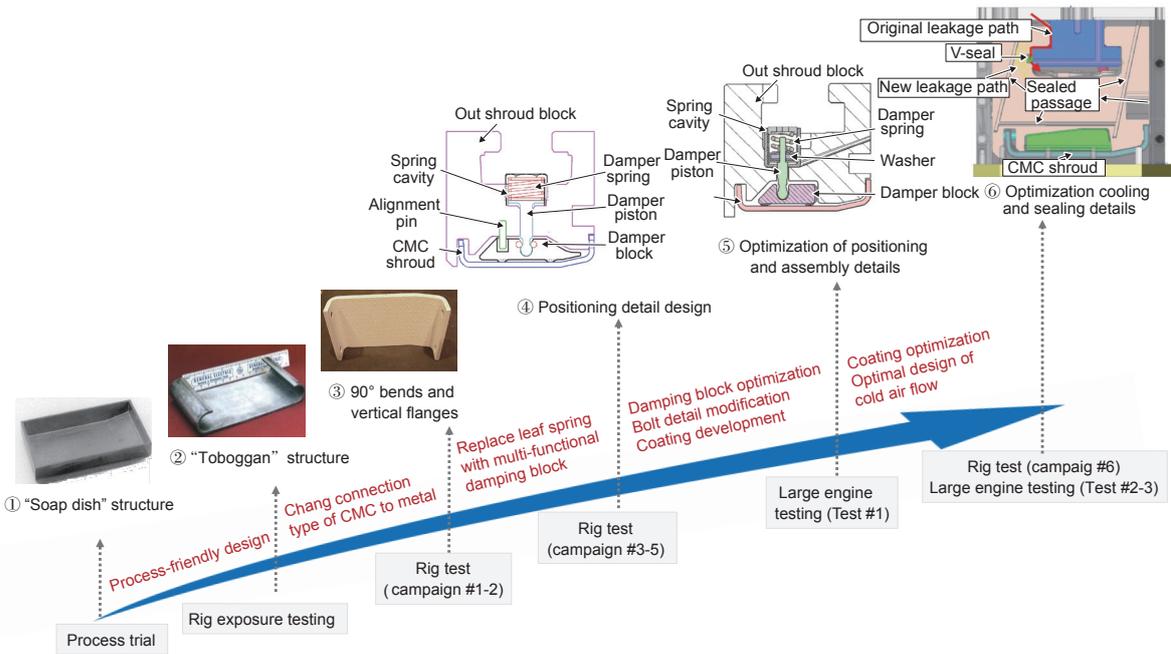


图 4 发动机 SiC_f/SiC 复合材料外环的设计方案演变示意图

Fig. 4 Diagram of design scheme evolution of SiC_f/SiC shroud for 7FA engine

为改善“肥皂盒”形涡轮外环上工艺不友好结构特征,设计团队针对燃烧试验台上的考核设计了一种 180°弯折的“滑雪橇”形涡轮外环,整个结构的轮廓流畅无尖角,拐角处采用较大的 R 角。为了验证设计的合理性,设计团队对这种“滑雪橇”形涡轮外环开展了长达 200 h 的燃烧试验,试验结果验证了该设计方案可确保外环结构自身具备足够的耐久性,却暴露了涡轮外环附属件的寿命问题。测试中为了保持涡轮外环与金属外环块相对

位置保持不变,需在二者之间使用定位簧片,该定位簧片长期服役过程中将发生松弛和氧化,是限制涡轮外环构件使用寿命的关键。

基于试验暴露出的定位簧片寿命有限的问题,以及对预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料面外强度显著低于面内强度的特性,新的设计方案取消了 180°弯折结构(如图 4 中②),改为简单的 90°弯折加垂直法兰的结构形式(如图 4 中③),外环与金属外环块之间的可靠连接通过在外环和金属外环块

上打孔, 并采用销钉和螺栓连接的方案, 以获得更稳固的连接。上述连接方式在热匹配方面具有显著优势, 可允许外环和金属外环块在轴向和周向具有不同的热膨胀自由度。在细节方面, 外环和金属外环块之间采用隔热板, 防止外环块超温。考虑热不匹配问题, 钉、孔之间采用间隙配合, 而为了防止振动工况下销钉或螺栓对孔边的磕碰, 采用了一个金属簧片, 确保销钉和螺栓能一直抵在外环孔处。自此, SiC_f/SiC 复合材料外环本体结构已定型, 完成了概念设计, 下一步就是瞄准发动机型号上的工程应用开展更为细致的设计。

研发团队在这个阶段对涡轮外环开展了 5 次针对不同考核目的的小型发动机台架测试, 以充分暴露设计的问题, 并根据试验结果的反馈对设计方案进行反复修改和调整, 其中大部分工作围绕与涡轮外环的各种功能附件和连接装配附件展开。在第 1~2 次小型发动机台架试验时, 外环采用的隔热片和簧片仍为金属, 依然绕不开高温下长期服役寿命不足的问题, 台架试验确实暴露了该问题, 设计团队经过多次研讨, 对这些附属配件做了调整: 将金属簧片移到了温度较低的外环侧壁, 同时在外环和金属外环块之间增加了一个阻尼块。该阻尼块具有 4 个功能: (1) 将弹簧载荷传递到外环, 以保持外环在销钉上的定位; (2) 充当隔热板, 为金属外环块阻挡来自内外环的辐射热传递和来自高温燃烧气体的对流热传递; (3) 有助于引导泄漏的冷却气流穿过阻尼器活塞, 从外环后面流出; (4) 为外环提供了额外的质量和阻尼, 有助于控制其振动响应。研发团队随后对新设计的涡轮外环开展了第 3~5 次小型发动机台架试验, 验证设计方案的可靠

性, 伴随着这个阶段的试验与验证工作, 也在涂层开发与设计中投入大量精力。

随后设计团队对新设计的 SiC_f/SiC 复合材料涡轮外环开展了三次发动机挂片试验, 96 个涡轮外环沿周向排布一圈, 构成 1 级叶片的环形外壁。在第一次测试中, 96 个外环中只有 9 个是 SiC_f/SiC 复合材料外环, 其中 6 个是预浸料-熔渗工艺制备的, 另外 3 个则采用浆料浇铸熔渗工艺制备。该测试从 2002 年 12 月持续到 2003 年 8 月, 考核时间达 5366 h, 测试期间设计团队在 SiC_f/SiC 复合材料外环上布置了大量的仪表, 并定期进行孔镜检查, 以监测 SiC_f/SiC 复合材料外环和 EBC 涂层的状况。全部 SiC_f/SiC 复合材料外环均通过了第一次发动机挂片测试, 尽管 EBC 涂层有明显的损伤。

随后, 研发团队对两种熔渗工艺制备并且经历了发动机挂片考核后的 SiC_f/SiC 复合材料外环进行拆解、分割和加工拉伸样条, 按照相同的取样规律, 对未经发动机挂片考核的制造态外环进行拆解、分割和加工对比样条。对所有样条开展常温拉伸加载, 获得拉伸应力-应变曲线, 测试结果见图 5^[45], 以评估发动机工况下长期服役对材料性能的影响规律。图 5(a) 为预浸料-熔渗工艺制备的 SiC_f/SiC 复合材料外环上取样的测试结果, 其中蓝色曲线为制造后未经测试的外环上切样的拉伸应力-应变曲线, 绿色曲线为经历了发动机挂片的外环在其涂层完整保留区域切样的拉伸应力-应变曲线, 红色曲线为经历了发动机挂片的外环在其涂层明显剥落区域切样的拉伸应力-应变曲线。图 5(b) 为浆料浇注熔渗工艺制备的 SiC_f/SiC 复合材料外环上取样的测试结果, 其中蓝色、绿色和红色曲线

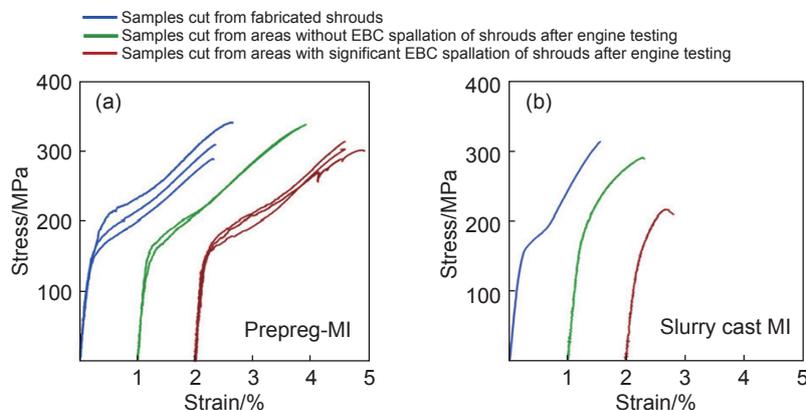


图 5 两种熔渗工艺外环发动机挂片前后不同区域切样的拉伸应力-应变曲线^[45] (a) 预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材料外环; (b) 浆液铸造熔渗 SiC_f/SiC 复合材料外环

Fig. 5 Tensile stress-strain curves of samples from shroud prepared by two infiltration process before and after engine test^[45] (a) SiC_f/SiC shroud prepared by prepreg-MI process; (b) SiC_f/SiC shroud prepared by slurry cast MI process

分别对应未经考核测试外环上切样、发动机挂片后外环在其涂层完整保留部位切样、发动机挂片后外环在其涂层明显剥落部位切样的常温拉伸应力-应变曲线。

从测试结果来看,对于预浸料-熔渗工艺制备的 SiC_f/SiC 复合材料外环,在其 EBC 完整保留区域和 EBC 剥落区域切样的材料具有较高的强度保留率。而浆料浇注熔渗工艺制备的 SiC_f/SiC 复合材料涡轮外环,在 EBC 完整保留区域切样的应力-应变曲线形状较未经考核材料的曲线变化明显,在 EBC 涂层剥落区域,不仅曲线形状变化明显,强度降低更为显著。上述实验结果表明,预浸料-熔渗工艺制备的 SiC_f/SiC 复合材料的长期服役性能明显优于浆料浇注熔渗工艺的材料,尤其是在表面 EBC 涂层发生剥落的情形下。这次测试也影响了 GE 公司后续的发展规划,此后 GE 公司在 SiC_f/SiC 复合材料涡轮外环的研发规划中,将材料工艺收敛为预浸料-熔渗工艺。

第 1 次 7FA 发动机上涡轮外环的挂片测试为设计团队带来巨大的信心,随后两次的发动机挂片测试中,96 个涡轮外环均采用预浸料-熔渗工艺制备 SiC_f/SiC 复合材料。另外,设计团队也总结了第一次发动机测试后仍需解决的问题:(1) SiC_f/SiC 复合材料外环和金属外环块之间以及相邻外环段之间没有密封;(2)用于冷却减振器弹簧、连接销和螺栓的冷却气流比达到预计效益指标所需的冷却气流大;(3)阻尼器活塞与阻尼器固定销之间存在磨损,可能导致阻尼器活塞卡死;(4)减振器块底部可能磨损外环背面的 EBC 涂层,导致涂层剥落。为了解决上述问题,研发团队有针对性地开展各种设计修改。例如移除阻尼块脚部,增大阻尼块与内外环的接触面积,令接触应力更加均匀,从而减少阻尼块的磨损。取消阻尼块的活塞组件,使阻尼块弹簧直接作用于阻尼凸缘。在阻尼块的背面添加一条弦形密封件,降低外环后部的高温气体泄漏。将弹簧件稍倾斜,令阻尼块向后推移,确保有效密封。在减振器之间添加封严片,降低外环之间的热气流泄漏。除了上述主要变化之外,还对外环的连接结构进行微调,包括改变连接销和螺栓的合金材料,在螺栓轴上设计加工一个“定位销”,以便降低紧固力对螺栓扭矩的敏感度,并获得对外环厚度的偏差产生更大的容忍度。上述 SiC_f/SiC 复合材料外环设计的详细讨论见参考文献 [46]。

第 2 次发动机挂片试验前,设计团队继续开展涂层优化和冷气流动优化设计,提出一种冷却流量

动态可调的设计方案,即在阻尼块腔的冷却通道中加入可调气流孔,使用时只需改变可调气流孔的大小,就可以轻松调节冷气流量。第 2 次发动机挂片从 2006 年 4 月开始,考核目的是验证冷却空气流量的降低能达到设计目标。考核期间,在发动机上添加各种仪表,可精确地测量热效率和功率输出,经过评估,发动机性能的提升与预期基本吻合^[47]。2011 年 2 月至 2014 年 11 月,设计团队组织开展了第 3 次 7FA 发动机上的挂片测试,目的是积累 SiC_f/SiC 复合材料涡轮外环和 EBC 涂层的耐久性数据,考核时间累计长达 21740 h,包含 126 个启停循环,考核结果证实了先进 EBC 涂层技术可显著提高涡轮外环的耐久性。

3.4 航空发动机 SiC_f/SiC 复合材料构件的研发

在发电用燃气轮机热端构件的研发过程中,GE 公司建立了一套针对预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的设计体系、分析方法、标准规范,开发了专用的检测方法、涂层技术和仿真工具,同时也积累了丰富的工程经验,这为 GE 公司将 SiC_f/SiC 复合材料技术应用到航空发动机上奠定了坚实的基础。由于技术保密的原因,公开资料中鲜有面向航空发动机用 SiC_f/SiC 复合材料构件设计、试制与验证实践的细节描述。但各种公开报道中提到了 GE 公司在多项研究计划的支持下,围绕预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料在航空发动机热端构件上的研发开展了大量工作。例如 GE 公司和劳斯莱斯一起为联合打击战斗机(JSF)的 F136 发动机试制了第 3 级低压涡轮(LPT)叶片,并通过超过 1200 h 的发动机挂片测试^[48]。2010 年,GE 公司为 F414 发动机研发的无需冷却的 2 级低压涡轮(LPT)叶片通过了台架试验,并在 2015 年初通过了发动机耐久性测试^[49]。近些年,GE 公司将 SiC_f/SiC 复合材料热端构件的研发纳入新一代自适应发动机的关键技术攻关。根据最新报道,GE 公司拟将“自适应发动机转换计划”(AETP)项目延期一年,计划在 2024 年完成 A100 发动机的详细设计验证与生产定型,这将是 GE 公司在预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料研发历史中又一个重大突破,应用部位已经从中温中载构件、高温中载构件,成功跨域到高温高载构件,占据了发动机高温材料技术的制高点。

4 产业化阶段的主要发展布局

SiC_f/SiC 复合材料制造过程涉及许多劳动密集

型工艺步骤, 批量生产和扩大产能可以显著降低成本, 机械化与自动化技术的引入可以保证制造质量的稳定性, 提高生产效率和成品率。GE 公司在产业化阶段的主要发展活动包括持续扩展材料在商用发动机热端构件上的应用部位, 建立大型制造厂, 策划构建一个紧密连接的产业化链条等。

4.1 商业发动机上的批产与商业化

虽然预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的研发最早是面向燃气轮机和军用航空发动机, 但是材料的产业化是通过其在商用航空发动机上的批产得以实现的。LEAP 系列发动机第 1 级高压涡轮 (HPT) 外环是该材料在商用发动机上的第 1 个应用对象。这款发动机的 A 版本是空客 A320 飞机的重要引擎, 该发动机经过 140 多次飞行和 360 h 的飞行测试, 于 2015 年 11 月获得欧洲航空安全局 (EASA) 和 NASA 的联合认证。自此预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料进入了商业化时代, 并被命名为 HiPerComp™。2017 年 LEAP 发动机的 B 版本作为波音 737 Max 客机的唯一引擎投入使用, LEAP 发动机的 C 版本则为中国第一款大型商用飞机 C919 提供动力。

随着将预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材料部件成功引入 LEAP 发动机, GE 公司继续推进该材料在更多商用发动机型号上的应用。在为波音 777X 提供动力的 GE9X 发动机上, 总共使用了燃烧室内/外衬、1 级高压涡轮罩环、1 级和 2 级喷嘴等 5 种 SiC_f/SiC 复合材料热端构件。目前 GE 公司预浸料-熔渗工艺的 SiC_f/SiC 复合材料技术已经进入一个良性循环, GE9X 发动机上积累的技术成果和研发经验又为下一代 LEAP 发动机上更多 SiC_f/SiC 复合材料构件的研发奠定技术基础。据统计, 在 LEAP 发动机中全面使用 SiC_f/SiC 复合材料燃烧室、高压涡轮导向器和高压涡轮外环等部件, 令发动机的燃料效率提高 1.5% 以上, 可为每架飞机每 10 年节省超过 100 万美元的燃油成本。

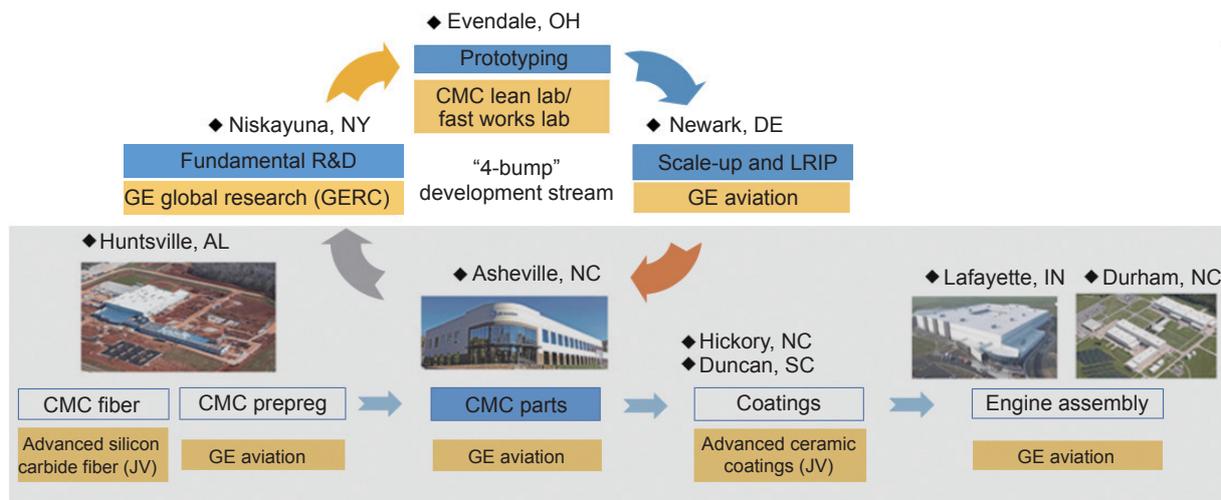
4.2 基础设施建设与产业链布局

从 2000 年开始, 通过设计、建造和认证大规模新型工艺设备, 特别是用于制备束丝纤维表面界面层的 CVD 工艺设备, GE 公司开设了特拉华州的纽瓦克微工厂。当时 GE 公司的布局是: 由 GE 全球研究中心 (GRC) 做基础性研发工作, 然后传递到精益实验室和快工实验室进行技术孵化, 最终将工程化技术转移到纽瓦克微工厂进行构件的小批量试制。自 2006 年以来, GE 公司绝大多数的 SiC_f/SiC 复合材料测试样品和构件都在纽瓦克工厂生产, 研

究中心向纽瓦克工厂的技术转移是提升制造能力的重要一步, 是 GE 公司 SiC_f/SiC 复合材料工程化的基础。

早期 GE 公司 SiC_f/SiC 复合材料的供应链分散, 原材料产能也普遍不高。2012 年, GE 公司组织日本碳素公司、赛峰公司成立合资公司, 可在美国本土生产 Hi-Nicalon 及 Hi-Nicalon-S 的 SiC 纤维, 年产能达 20 吨以上, 自此 GE 公司掌控了预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料工艺流程中的全部关键原材料和技术, 可大大规避商业风险。另外, GE 公司在亨茨维尔分别建造了两个新的纤维工厂, 分别用于界面层和预浸料的批量制备。随着 LEAP 和 GE9X 发动机上 SiC_f/SiC 复合材料构件需求的井喷式爆发, 纽瓦克微工厂的生产能力达到极限, 为此, GE 公司于 2014 年在北卡罗来纳州的阿什维尔开设了一个更大规模的生产厂, 该工厂占地 13000 m², 拟承接 500 台 LEAP 发动机的任务, 为每台发动机生产 18 个高压涡轮 (HPT) 1 级外环。2018 年阿什维尔大型制造厂盛大开业, 自此 GE 公司已在美国本土建成了第 1 个由 4 个相互关联的 GE 生产基地紧密连接的 SiC_f/SiC 复合材料垂直供应链, 并建立了一个具有产、学、研特性的新技术研发架构和协作模式。整个研发和生产链条拥有大约 750 名员工, 具备高达 20000 公斤/年的预浸料和 10000 公斤/年的 SiC 纤维的生产能力。2020 年, 阿什维尔大型生产厂的年产能已经能够支撑 2000 多台发动机, 共计 36000 个高压涡轮外环的生产。

GE 公司为了长期保持技术的优势, 投入了大量资金, 精心策划、设计并建立了紧密相连的 SiC_f/SiC 复合材料供应链, 如图 6 所示, 该生产链包含了产学研有机配合的技术开发流程, 其中 GE 全球研究中心 (GRC) 做基础性研发工作, 在精益实验室和快工实验室进行孵化, 然后在纽瓦克微工厂技术验证与构件试制, 通过制造部门和工程部门的联合团队, 研究出构件的生产工艺并进行验证, 然后将成熟的技术和生产线复制到阿什维尔大型构件生产厂进行毛坯制作与加工。同时该生产线还包括一个从陶瓷纤维生产、预浸料生产、毛坯生产、涂层制备、发动机装配的全流程生产链条。GE 公司利用该供应链跟踪零件生产, 可实现生产问题的集体化解决, 可最大限度地降本增效。同时该生产链还可实现新技术的快速迭代验证, 供应链中任何一个生产环节若针对某个技术问题的改进向上游发送一个调整方案, 上游必须积极配合其调整, 并进行试验验证, 然后返回修改后的规格、标

图 6 GE 公司搭建的供应链示意图^[50-51]Fig. 6 Schematic diagram of the well-planned supply chain built by GE^[50-51]

准、操作程序等。另外，供应链中任何一个生产环节单独提出的技术修正方案，可在精益实验室和快工实验室进行技术摸索和实验，然后到纽瓦克微工厂进行技术验证，最后将新技术引入大型生产线。

GE 公司的技术战略部署独具前瞻性，在阿什维尔大型构件生产厂规划与建造时，每台机器都通过以太网电缆连接到大型数据库系统，该系数将实时记录每个零件的数字化制造过程，包括铺层时间、洁净室中的相对湿度、炉子周期、加工指标和 CT 扫描数据等，这些数据将用于问题分析，以及指导制造流程的改进。大数据在整个供应链中也发挥了重要作用，鉴于预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料对流程高度敏感，整个制造过程具有数千个连续变化的输入变量，每个变量不仅影响其所在的生产环节，对后续的制造过程也会有影响，例如纤维束中的初始元素不仅影响纤维表面界面层和预浸料，还将影响构件的热成型工艺。在整个供应链中收集和整合的大数据，可指导产品和流程仿真模型的建立，利用 AE 技术，能够从大数据中找到现有模型和分析工具预测不到的规律，能快速找到不同因素之间的相关性。

除了技术层面，GE 公司在预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料研发中采用的工作模式也非常值得国内借鉴。整个研发团队专业完备，涵盖化学家、陶瓷工程师、各种加工工艺的机械工程师(含激光与超声波加工专家)以及无损检测工程师。研发团队没有传统的主管，取而代之的是团队带头人，每个团队多达 50 人，筛选的员工都是高绩效和自我指导型的，每个员工都能很好地融入团队。在专门的阿什维尔-邦科姆技术社区学院对生产技术

人员进行专业技能培训 and 聘用，并对每个技能人员进行交叉培训，以便提高人员的灵活性。同时为所有的员工创造开放和舒适的工作环境，组织头脑风暴式的会议讨论，鼓励团队之间的协作。

5 国内发展的技术路线建议

预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材料的成功研发与商业化得益于 GE 全球研发中心和 GE 工业部门的紧密配合，高层适时调整的战略规划，以及对相关产业链资源的有效利用与整合。梳理 GE 公司近 30 年螺旋式发展的研发过程可知，在结构设计不改变的条件下进行简单的材料替代是不可行的，原因有 3 个方面：一是由于传统金属材料的评价表征方法、强度准则和寿命评估方法无法直接照搬；二是由于 SiC_f/SiC 复合材料的设计与制造高度耦合，构件的性能强烈依赖结构成型工艺的友好性和制造流程，因此结构与工艺方案设计必须协同；三是由于 SiC_f/SiC 复合材料的使用提升了构件的服役温度，相关的模拟试验台、附属零件和冷却、密封系统等也必须重新设计，以确保 SiC_f/SiC 复合材料构件与整个发动机系统的兼容性。

中国航发北京航空材料研究院借鉴美国 GE 公司研发经验，在国内率先开展预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的研发，所研制材料的基本力学性能已接近国外先进水平(见表 1)。但是国内材料研发起步较晚，基础薄弱，缺乏经验和教训的积累，没有建立起一种不同专业密切合作的研发模式，缺乏一条科学合理、工程可行、适合国情的技术路线。

表 1 国内外预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材料的基本性能对比
Table 1 Comparison of basic properties of prepreg-MI infiltrated SiC_f/SiC composites in China and abroad

Classification	Test items	BIAM	GE company ^[52]
Physical property	Density/ (g · cm ⁻³)	2.7	≈2.8
	Porosity/%	≤2	≤0.1
	CTE/10 ⁻⁶ K ⁻¹	4-5	4-5
	Thermal conductivity/ (W · m ⁻¹ · K ⁻¹)	15-25	15-25
Mechanical property at room temperature	Tensile strength/MPa	270-320	250-325
	Elastic modulus/GPa	220-285	200-275
	Proportionality limit/MPa	≥160	≥160
	Rupture strain/%	0.3-0.7	0.2-0.7
	Compressive strength/MPa	600-900	1000-1300
	Bending strength/MPa	700-900	400-550
	Interlaminar tensile strength/MPa	≥20	≥40
Mechanical property at high temperature	Interlaminar shear strength/MPa	105	80-110
	Tensile strength (1200 °C) /MPa	≥250	≥250
	High-frequency fatigue performance (160 MPa/30 Hz/1200 °C) /10 ⁶ cycle	≥200	≥200

总结 GE 公司研发过程中的成功经验与教训可知, 建议当前国内将资源集中到一个典型构件上, 以一个典型构件为应用对象, 扎扎实实走完一个高度自主、反复迭代的设计、制造、考核流程。国内航空发动机构件的设计、制备、考核往往是分割的, 这种模式对传统金属材料来说是没问题的, 但预浸料-熔渗工艺的 SiC_f/SiC 复合材料对制造过程高度敏感, 其设计与制造高度耦合, 若材料制造、设计、考核、评价等专业团队无法协同, 很难厘清主要矛盾, 无法促进该项技术的快速进步。总的来说, 设计需要考虑材料的工艺友好性, 而制造需要给设计提供制造过程的关键信息, 例如铺层区域划分、铺层角度、加工方式等。同时还需要检测团队给出材料多维度、多层级的性能数据, 并提供可靠的设计值, 归纳设计准则等。此外, 还需要气动、传热、强度、结构专业针对该材料建立一套专用的仿真分析工作流程, 以便支撑设计的优化迭代。本文作者在此给出一个国内相关技术领域的技术路线建议, 如图 7 所示。

预浸料-熔渗工艺 SiC_f/SiC 复合材料的研制与应用涉及纤维技术、复合技术、加工技术、检测技术、涂层技术和维修技术。这些技术需要整合到一个产学研高度耦合的技术路线中, 具有包括基础性研发工作、技术验证与试制、考核与大数据分析、

产业化布局等具体的工作模块。基础性研发工作需要解决增韧基础理论、形性协同机理研究, 以夯实工艺基础, 同时需要根据材料的力学行为和复合特征建立设计准则与分析方法, 并开展相匹配的涂层技术研发。在技术验证与试制方面, 需要尽快建立多学科参与的结构设计团队, 制定热力耦合分析与组件优化工作流程, 建立一个独立与批量生产线运行的实验室, 用于开展工艺性试验和构件试制, 并通过在整个制造流程中各个单元充分使用无损检测技术追踪缺陷, 为该材料建立一套专业的无损检测技术和方法, 进而开展缺陷对制件的影响研究。在考核与大数据分析方面, 需要吸取 GE 公司早期对 SiC_f/SiC 复合材料构件考核中试验台高温不足导致试验无效的教训, 建立多种考核目的高温台架, 开展多层级的材料环境试验, 积累典型使役环境下材料寿命数据和性能退化规律, 并通过元件、模拟件的设计与试验建立对应零件不同特征结构的设计指标和工艺极限, 最后将数据整合到一个数据库, 并参考 GE 公司充分利用大数据的做法, 利用人工智能技术进行数据挖掘。在产业化布局方面, 需要尽快将技术参数固化下来, 瞄准批产建立一个机器联网和高度机械化的数字化生产线, 同时加快推进该技术在商业发动机上应用, 以便实现技术的盈利, 获得后续发展和扩大生产的资金, 还

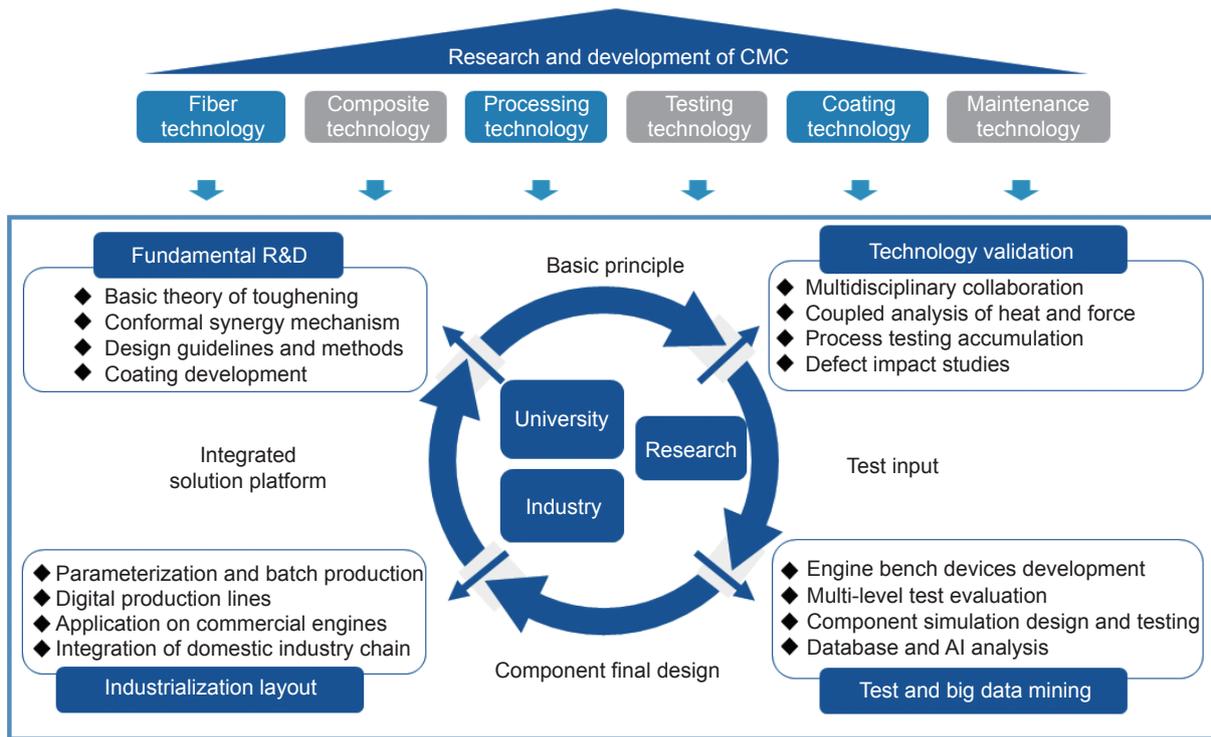


图7 国内发展的技术路线建议

Fig. 7 Development suggestions on domestic technical routes

要考虑尽快将国内产业链上零散的原材料、机加、检测、涂层制备等资源进行整合利用。

6 结束语

GE公司预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材料在发动机热端构件上的成功应用证明了预浸料-熔渗的工艺路线是可行的,国内发动机领域应尽快将 SiC_f/SiC 复合材料热端构件的材料工艺逐步收敛到预浸料-熔渗工艺。总结国外成功经验并结合实际国情,对国内相关技术领域的发展提出以下8点建议:

(1)搭建一个高度自主、反复迭代的设计、制造、考核技术发展路线,并调配最好的人力、物力,以一个具体的发动机构件为应用研究对象,扎扎实实走完一个由概念设计阶段、初步设计阶段和详细设计阶段组成的研发历程,建立一套专门针对预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材料的设计方法和技术体系。

(2)夯实材料和工艺基础,由于国内直接借鉴了国外工艺路线,少走了弯路,但也导致积累的工艺经验和基础理论严重不足,应充分利用国内高校在基础理论方面深度钻研的优势,在独立于研制任务的一些国家重大专项和稳定支持专项的支持下,

让国内高校优势团队开展基础性研发工作。

(3)组建国家级研发中心,采用科研与行政管理一体化的协作模式,摒弃设计所一家独大的研制模式,按照专业划分团队并设置团队带头人,赋予设计、制造、检测等各专业平等的话语权,设置清晰的专业分工和职能。鼓励头脑风暴和新想法的实践与技术验证,允许失败。

(4)搭建一个设计、制造、加工、检测的环形工作链条,发动机设计相关的气动、传热、结构、强度等专业,以及构件制造流程中的各生产单元必须对自己的上、下游提供明确且规范的输入、输出,进行理论与实践反复迭代,促进技术问题和生产问题的集体化解决。

(5)吸取GE公司通过收购优质资产,实现技术和产能快速提升的经验,国内研发单位也可考虑适当整合一些国内零散人、机、料等方面的资源,甚至可以考虑收购一些树脂基复合材料和其他工艺 SiC_f/SiC 复合材料的闲置的生产线,利用现有资源扩大基础设施,为预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材料的产业化提前布局。

(6)建立多种考核目的的专用试验台架,提升考核温度,考虑改造一些废弃的发动机,直接改装成台架试验装置,为预浸料-熔渗 SiC_f/SiC 复合材

料构件的多层级技术验证提供硬件条件。

(7) 建立独立于批生产产线之外的小型实验室和小型生产线,配置各专业完备的技术团队,按照产、学、研协作的模式,开展一些新工艺、新技术的摸索和快速验证。

(8) 提早布局大数据的应用,学习 GE 公司当前阶段对大数据的采集和应用技术,尽快实施全链条生产单元的机器联网和数据采集工作,建立一个数据库框架,打通设计、制造、加工、检测各个环节的软件衔接,并提早将 AI 模块嵌入数字化的工作流程中。

参考文献:

- [1] PETER C, GESSON. The superalloys: fundamentals and applications[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.
- [2] 张立同, 成来飞. 连续纤维增韧陶瓷基复合材料可持续发展战略探讨[J]. *复合材料学报*, 2007, 24(2): 1-6.
ZHANG L T, CHENG L F. Discussion on strategies of sustainable development of continuous fiber reinforced ceramic matrix composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2007, 24(2): 1-6.
- [3] 焦健, 陈明伟. 新一代发动机高温材料--陶瓷基复合材料的制备、性能及应用[J]. *航空制造技术*, 2014(7): 62-69.
JIAO J, CHEN M W. A new generation of high-temperature materials for engines-preparation, properties and application of ceramic matrix composites[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2014(7): 62-69.
- [4] 梁春华. 纤维增强陶瓷基复合材料在国外航空发动机上的应用[J]. *航空制造技术*, 2006(3): 40-45.
LIANG C H. Application of fiber-reinforced ceramic matrix composites in foreign aero engines[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2006(3): 40-45.
- [5] 刘巧沐, 黄顺洲, 何爱杰. 碳化硅陶瓷基复合材料在航空发动机上的应用需求及挑战[J]. *材料工程*, 2019, 47(2): 1-10.
LIU Q M, HUANG S Z, HE A J. Application requirements and challenges of silicon carbide ceramic matrix composites in aero engines[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2019, 47(2): 1-10.
- [6] 刘亚威. GE 的陶瓷基复合材料垂直价值链[J]. *国际航空*, 2017(10): 68-70.
LIU Y W. GE's vertical value chain for ceramic matrix composites[J]. *International Aviation*, 2017(10): 68-70.
- [7] 张小伟. GE 的复合材料发展战略[J]. *国际航空*, 2013(10): 54-56.
ZHANG X W. GE's composites development strategy[J]. *International Aviation*, 2013(10): 54-56.
- [8] 刘虎, 杨金华, 焦健. 航空发动机用连续 SiC_p/SiC 复合材料制备工艺及应用前景[J]. *航空制造技术*, 2017(16): 90-95.
LIU H, YANG J H, JIAO J. Preparation process and application prospect of continuous SiC_p/SiC composites for aero engines[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017(16): 90-95.
- [9] 焦健, 赵文青, 齐哲, 等. BN 和 BN/SiC 涂层对 SiC 纤维单丝拉伸性能的影响及其失效行为[J]. *材料工程*, 2023, 51(2): 152-159.
JIAO J, ZHAO W Q, QI Z, et al. Effect of BN and BN/SiC coatings on tensile properties and failure behavior of SiC fiber monofilament[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2023, 51(2): 152-159.
- [10] 焦健, 齐哲, 吕晓旭, 等. 航空发动机用陶瓷基复合材料及制造技术[J]. *航空动力*, 2019(5): 17-21.
JIAO J, QI Z, LV X X, et al. Ceramic matrix composites for aero engines and manufacturing technology[J]. *Aviation Power*, 2019(5): 17-21.
- [11] 张岩, 戴淑波. GE 的陶瓷基复合材料发展概述[J]. *航空动力*, 2019(3): 62-64.
ZHANG Y, DAI S B. Overview of GE's ceramic matrix composites development[J]. *Aviation Power*, 2019(3): 62-64.
- [12] 良辰, 依然. 大飞机关键制造技术[J]. *航空制造技术*, 2012(17): 38-39.
LIANG C, YI R. Key manufacturing technology for large aircraft[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2012(17): 38-39.
- [13] 焦健, 孙世杰, 焦春荣. SiC_p/SiC 复合材料涡轮导向叶片研究进展[J]. *复合材料学报*, 2023, 40(8): 4342-4354.
JIAO J, SUN S J, JIAO C R. Research progress on SiC_p/SiC composite turbine guide vanes[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2023, 40(8): 4342-4354.
- [14] 焦春荣, 赵春玲, 孙世杰, 等. SiC_p/SiC 复合材料涡轮导向叶片的抗热冲击性能研究[J]. *陶瓷学报*, 2021, 42(2): 301-307.
JIAO C R, ZHAO C L, SUN S J, et al. Study on thermal shock resistance of SiC_p/SiC composite turbine guide vane[J]. *Journal of Ceramic Sciences*, 2021, 42(2): 301-307.
- [15] 杨金华, 董禹飞, 杨瑞, 等. 航空发动机用陶瓷基复合材料研究进展[J]. *航空动力*, 2021(5): 56-59.
YANG J H, DONG Y F, YANG R, et al. Research progress of ceramic matrix composites for aero engines[J]. *Aviation Power*, 2021(5): 56-59.
- [16] 刘虎, 杨金华, 陈子木, 等. 熔融渗硅工艺制备的 SiC_p/SiC 复合材料微观结构与性能[J]. *宇航材料工艺*,

- 2020, 50(6): 48-54.
- LIU H, YANG J H, CHEN Z M, et al. Microstructure and properties of SiC_f/SiC composites prepared by fused silicon flow[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2020, 50(6): 48-54.
- [17] 刘虎, 齐哲, 艾莹璐, 等. SiC 涂层对熔渗 SiC_f/SiC 复合材料高温服役性能的影响[J]. *材料导报*, 2022, 36(21): 76-80.
- LIU H, QI Z, AI Y J, et al. Effect of SiC coating on high temperature service performance of infiltrated SiC_f/SiC composites[J]. *Materials Reports*, 2022, 36(21): 76-80.
- [18] 董绍明, 胡建宝, 张翔宇. SiC/SiC 复合材料 MI 工艺制备技术[J]. *航空制造技术*, 2014(6): 35-40.
- DONG S M, HU J B, ZHANG X Y. Preparation technology of MI process for SiC/SiC Composites[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2014(6): 35-40.
- [19] SVANTEP. Sintered dense silicon carbide: US4004934 [P]. 1977-01-25.
- [20] HILLIG W B, MEHAN R L, MORELOCK C R, et al. Silicon/silicon carbide composites[J]. *Bulletin of the American Ceramic Society*, 1975, 54(12): 1054-1056.
- [21] MEHAN R L, HILLIG W B, MORELOCK C R. Si/SiC ceramic composites: properties and applications[J]. *Ceramic Engineering and Science Proceedings*, 1980(1): 405-418.
- [22] RICE R W. BN coating of ceramic fibers for ceramic fiber composites: US19850700246 [P]. 1987-02-10.
- [23] 吕晓旭, 齐哲, 赵文青, 等. SiC_f/SiC 复合材料氮化硼 (BN) 界面层及其复合界面层研究进展[J]. *航空材料学报*, 2019, 39(5): 13-23.
- LYU X X, QI Z, ZHAO W Q, et al. Research progress on boron nitride (BN) interface layer and its composite interface layer in SiC_f/SiC composites[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2019, 39(5): 13-23.
- [24] BOROM M P, HILLIG W B, SINGH R N. Fiber-containing composite: US5015540A [P]. 1991-05-14.
- [25] YAJIMA S, HASEGAWA Y, HAYASHI J, et al. Synthesis of continuous silicon carbide fibre with high tensile strength and high Young's modulus[J]. *Journal of Materials Science*, 1978, 13: 2569-2576.
- [26] 袁钦, 宋永才. 连续 SiC 纤维和 SiC_f/SiC 复合材料的研究进展[J]. *无机材料学报*, 2016, 31(11): 1157-1165.
- YUAN Q, SONG Y C. Research progress of continuous SiC fiber and SiC_f/SiC composites[J]. *Journal of Inorganic Materials*, 2016, 31(11): 1157-1165.
- [27] ISHIKAWA T. Recent developments of the SiC fiber Nicalon and its composites, including properties of the SiC fiber Hi-Nicalon for ultra-high temperature[J]. *Composites Science and Technology*, 1994, 51(2): 135-144.
- [28] CORMAN G S, LUTHRA K L, BRUN M K. Ceramic gas turbine component development and characterization[M]// VAN R M, FERBER M K, RICHERSON D W. *Ceramic gas turbine component development and characterization: progress in ceramic gas turbine development*. New York: ASME Press, 2003: 291-312.
- [29] LANDINI D J, FAREED A S, WANG H, et al. Ceramic matrix composites development at GE Power Systems Composites[M]// VAN R M, FERBER M K, RICHERSON D W. *Ceramic Gas Turbine Component Development and Characterization: Progress in Ceramic Gas Turbine Development*. New York: ASME Press, 2003: 259-276.
- [30] LUTHRA K L, CORMAN G S. Melt infiltrated (MI) SiC/SiC composites for gas turbine applications[M]// KRENKEL W, NASLAIN R, SCHNEIDER H. *High temperature ceramic matrix composites*. Ohio: Wiley, 2001: 744-753.
- [31] 李龙彪. 陶瓷基复合材料在航空发动机应用与适航符合性验证研究进展[J]. *复合材料学报*, 2025, 42(1): 53-86.
- LI L B. Research progress on application and airworthiness compliance validation of ceramic-matrix composites in aeroengines[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2025, 42(1): 53-86.
- [32] U.S. Department of Energy Office of Scientific and Technical Information. Melt infiltrated ceramic composites for gas turbine engine applications: 36318 [R]. Washington: U.S. Department of Energy, 2006.
- [33] GOWAYED Y, OJARD G, MILLER R, et al. Mechanical properties of MI SiC/SiC composites and their constituents (preprint) [M]. Ohio: Materials and manufacturing directorate, 2007.
- [34] National Institute for Aviation Research. *Composite materials handbook: volume 5 (ceramic matrix composites)* [M]. Warrendale, PA: SAE International, 2017.
- [35] 刘虎, 束小文, 洪智亮, 等. 航空发动机用 SiC/SiC 复合材料典型元件设计及性能评价研究进展[J]. *材料导报*, 2023, 37(14): 8-15.
- LIU H, SHU X W, HONG Z L, et al. Research progress on design and performance evaluation of typical components of SiC/SiC composites for aero engines[J]. *Materials Reports*, 2023, 37(14): 8-15.
- [36] 刘虎, 杨金华, 周怡然, 等. 国外航空发动机用 SiC_f/SiC 复合材料的材料级性能测试研究进展[J]. *材料工程*, 2018, 46(11): 1-12.
- LIU H, YANG J H, ZHOU Y R, et al. Research progress on material-level performance testing of SiC_f/SiC composites for aero engines in foreign countries[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2018, 46(11): 1-12.
- [37] 赵春玲, 杨金华, 李维, 等. SiC/SiC 复合材料疲劳与蠕

- 变性能研究进展[J]. 科技导报, 2023, 41(9): 27-35.
- ZHAO C L, YANG J H, LI W, et al. Research progress on fatigue and creep properties of SiC/SiC composites[J]. Science & Technology Review, 2023, 41(9): 27-35.
- [38] CORMAN G S, LUTHRA K L. Development history of GE's prepreg melt infiltrated ceramic matrix composite material and applications[G]. Elsevier Reference Collection in Materials Science and Materials Engineering. [S.l.]: Elsevier ltd, 2018, 5: 325-338.
- [39] VELTRI R D, GALASSO F S. Chemical vapor infiltrated silicon nitride, boron nitride, and silicon carbide matrix composites[J]. Journal of the American Ceramic Society, 1990, 73(7): 2137-2140.
- [40] COONS T P, REUTENAUER J W, FLANDERMEYER B, et al. An investigation into a multilayered BN/Si₃N₄/BN interfacial coating[J]. Journal of Materials Science, 2013, 48: 6194-6202.
- [41] 何磊, 尹萍, 汪超. SiC_f/SiC 陶瓷基复合材料在地面燃气轮机上的应用[J]. 热力透平, 2019, 48(3): 223-229.
- HE L, YIN P, WANG C. Application of SiC_f/SiC ceramic matrix composites in ground gas turbines[J]. Thermal Turbines, 2019, 48(3): 223-229.
- [42] WANG H, LUTHRA K L. Method of making a ceramic with preferential oxygen reactive layer: US20010846548[P]. 2003-10-07.
- [43] U. S. Department of Energy Office of Scientific and Technical Information. Melt infiltrated ceramic matrix composites for shrouds and combustor liners of advanced industrial gas turbines: 1004879[R]. Ohio: GE Aerospace, 2011.
- [44] MARK R V, JEFF P, JOSH K, et al. Ceramic matrix composite combustor liners: a summary of field evaluations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129(1): 21-30.
- [45] CORMAN G, LUTHRA K, MITCHELL D, et al. Melt infiltrated CMC gas turbine shroud development and testing[C]//28th Annual Conference on Composites, Materials and Structures. Cocoa Beach, FL: The American Ceramic Society, 2004.
- [46] LUTHRA K L, CORMAN G S. Melt infiltrated SiC/SiC composites for gas turbine applications[C]//The 2007 Gordon Research Conference on Solid State Studies in Ceramics. Andover, New Hampshire, United States: Wiley, 2007.
- [47] CORMAN G, LUTHRA K, JOHNSON C, et al. Melt infiltrated CMC gas turbine shroud testing[C]//31st Annual Conference on Composites, Materials, and Structures. Westerville, OH: American Ceramic Society, 2007.
- [48] BEYER S, SCHMIDT S, PERES P, et al. Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion system applications[C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [49] National Aeronautics and Space Administration. NASA HyTEC CMC turbine blade durability: 20230008139 [R]. Ohio: GE Aerospace, 2023.
- [50] Ginger Gardiner. Vertically integrated CMC supply chain [EB/OL]. [S.l.]: Composites World. [2017-05-25]. <https://www.compositesworld.com/articles/vertically-integrated-cmc-supply-chain>.
- [51] Ginger Gardiner. Plant Tour: GE Aviation, Asheville, NC, US [EB/OL]. [S.l.]: Composites World. [2017-05-25]. <https://www.compositesworld.com/articles/plant-tour-ge-aviation-asheville-nc-us>.
- [52] STEIBEL J. Ceramic matrix composites taking flight at GE Aviation[J]. American Ceramic Society Bulletin, 2019, 98: 30-33.

收稿日期: 2024-07-08; 录用日期: 2024-12-13

基金项目: 稳定支持项目(2019-363)

通讯作者: 焦健(1976—), 男, 博士, 研究员, 研究方向为陶瓷基复合材料, 联系地址: 北京市海淀区温泉镇环山村8号(100095), E-mail: jian.jiao@biam.ac.cn

(本文责编: 张琴)