

航空发动机用陶瓷基复合材料及制造技术

The Manufacture Processing of SiC_f/SiC Composite Materials and Products for Aero Engine

■ 焦健 齐哲 吕晓旭 高晔 / 中国航发航材院

航空发动机是飞机的“心脏”，其使用工况十分复杂，且寿命要求极高；与飞机相比，关键热端结构材料的使用温度更高（通常在1000℃以上）；与航天相比，材料的使用寿命更长（一般要求3000h以上）。因此，能同时满足航空发动机高温、长寿命使用要求的材料体系非常有限，而逐渐发展成熟的陶瓷基复合材料则正在成为一种理想的解决方案。

现阶段，航空发动机燃烧室、涡轮等高温结构的材料仍以高温合金为主。经过40多年发展，以单晶合金为代表的金属材料耐温能力大幅提高，但仍与发动机燃烧温度相差较大，而且在新一代发动机中，差距逐渐增大（如图1所示）。为弥补材料耐温能力不足的问题，设计人员大多采用“热障涂层+气膜冷却”的主动冷却方案。但冷却气的引入直接影响燃烧效率，而且燃烧温度越高，影响作用越大。因此，耐温能力的提升是实现发动机更新换代的最根本的解决途径。

陶瓷材料耐温能力高、力学性能好、密度低，很早就被认为是发动机高温结构的理想材料，但由于陶瓷韧性差，一旦损坏会引起发动机灾难性后果，因而限制了其应用。为提高陶瓷材料的韧性，材料学家经过不懈努力发展出陶瓷基复合材料（Ceramic Matrix Composite, CMC）。

念、分类及特点

陶瓷基复合材料基本概念

陶瓷基复合材料范围很广，已在发动机上得到应用的主要有碳化硅纤维增强碳化硅复合材料（SiC_f/SiC）和氧化物纤维增强氧化物复合材料（O_x/O_x）两种。

SiC_f/SiC复合材料由碳化硅纤维（一般直径为12 μm）、纤维表面界面层（厚度为0.2 ~ 0.5 μm）、碳化

硅基体3部分组成。该类材料抗氧化能力高、质轻（密度2.1 ~ 2.8 g/cm³），高温（1200 ~ 1400℃）燃气寿命达几千小时，远高于高温合金使用温度，是军用/商用航空发动机核心机热端结构最理想的材料（如图2所示）。

O_x/O_x复合材料是指以氧化物陶瓷为基体与氧化物纤维（直径一般为10 ~ 12 μm）复合的一类材料。

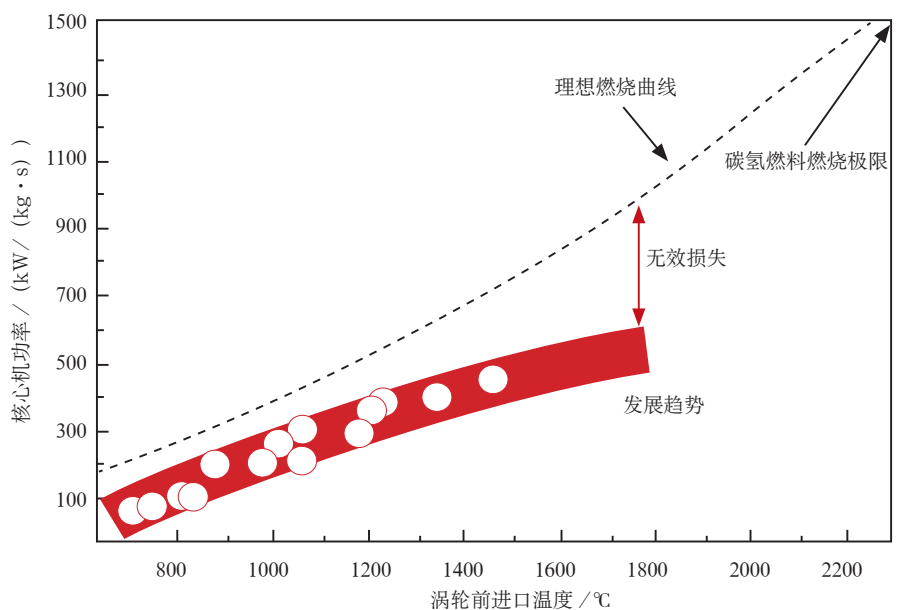


图1 发动机涡轮前进口温度与输出功率关系

陶瓷基复合材料的基本概

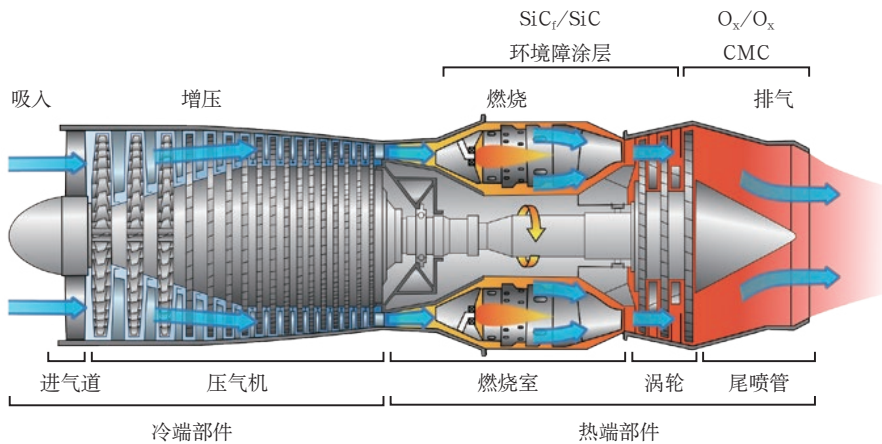


图2 SiC_f/SiC及O_x/O_x在航空发动机上的潜在使用部位

该材料比SiC_f/SiC的耐温能力略低(1150℃左右),但由于不存在氧化问题,其寿命可达到上万小时,加之密度低(约2.5 g/cm³)、价格合理,是涡轴、燃气轮机核心机高温结构及涡喷、涡扇发动机尾喷管结构(如图2所示)的优选材料。

SiC_f/SiC和O_x/O_x复合材料均具有韧性高、耐高温、抗氧化、密度低等特性,因此,美国著名发动机材料学家格雷戈里·科尔曼(Gregory S. Corman)和克莉珊·卢瑟(Krishan L. Luthra)称“陶瓷基复合材料代替超高温合金引发了发动机高温材料

领域的一场革命”。

SiC_f/SiC复合材料的分类

经过40多年的发展,国外SiC_f/SiC复合材料在发动机上的应用已相对成熟,完整的规范及标准是该材料成熟的重要标志之一。2016年,美国材料与试验协会(ASTM)发布的SiC_f/SiC复合材料分类具体标准,通过8个“数字+字母”组合描述该材料的基本属性,即“SC2-x₁n₁x₂-n₂x₃n₃-n₄n₅”。其中SC2是SiC_f/SiC复合材料的缩写;前3位“x₁n₁x₂”描述材料的基本组成及工艺,x₁代表纤维种类、n₁代表增强方式、x₂代表致

密化工艺;中间“n₂x₃n₃”三位代表材料的基本物理性能,n₂代表纤维体积分数,x₃代表密度、n₃代表孔隙率;最后“n₄n₅”两位代表材料的基本力学性能,n₄代表强度、n₅代表模量。每个字母或数字按照类型或数值大小分为不同等级,具体分级标准见表1。

必须指出,“设计—材料—制造”一体化是复合材料最为重要的特点。因此,陶瓷基复合材料的分类比金属材料的分类复杂得多,涵盖了关键原材料、增强方式、致密化工艺、物理性能、力学性能等一系列信息,可为设计提供初步筛选依据,但这些数据是非常基础的,远不能支持设计选材所需。

工程选材是一个非常复杂的过程,涉及的因素众多,主要从材料可行性、制造可行性及产品可设计性等3个方面考虑。一种新材料要想在发动机上应用需要经过大量的试验,以美国GE航空集团为例,陶瓷基复合材料代替金属积累了几百万小时的试验数据,特别是材料级试验更是一个数据大量积累的过程,

表1 SiC_f/SiC复合材料的分类标准(参考美国ASTM C1835-16标准)

性能		分类代号				
x ₁	纤维类型	A: 先驱体裂解工艺, Si/C > 95%	B: 先驱体裂解工艺, Si/C ≈ 80% ~ 95%	C: 先驱体裂解工艺, Si/C < 80%	D: 化学气相沉积工艺(CVD)	
n ₁	增强方式	1: 缠绕或单向带	2: 2D单向带或织物	3: 3D编织织物		
x ₂	基体类型(工艺)	C: 化学气相渗透(CVI)	P: 先驱体渗透裂解(PIP)	M: 熔融渗透(MI)	S: 热压-烧结	H: 杂化(Hybrid)
n ₂	纤维体积分数/%	5: > 45%	4: 40% ~ 45%	3: 30% ~ 39%	2: 20% ~ 29%	1: < 20%
x ₃	密度/(g/cm ³)	A: > 3.0	B: 2.8 ~ 2.99	C: 2.5 ~ 2.79	D: 2.0 ~ 2.49	E: < 2.0
n ₃	孔隙率	2*: < 2%	2: 2% ~ 5%	5: 5% ~ 10%	10: 10.1% ~ 15%	15: > 15%
n ₄	极限拉伸强度(0°或环向)/MPa	4: > 400	3: 300 ~ 399	2: 200 ~ 299	1: 100 ~ 199	1*: < 100
n ₅	拉伸模量(0°或环向)/GPa	4: > 400	3: 300 ~ 399	2: 200 ~ 299	1: 100 ~ 199	1*: < 100

绝非可以一蹴而就的。按照“数据应用属性”，材料试验一般要经历几个阶段：材料筛选试验（screening tests），即在特定使用条件下开展的试验，也就是常说的关键性能试验，该阶段关键性能的提取非常重要；材料鉴定试验（qualification tests），即材料是否满足产品的使用要求，提供最初的设计用数据；材料验收试验（acceptance tests），即主要验证产品关键性能的一致性、稳定性，通常要对多批次试验进行统计；等同性评价用数据（equivalence tests），即主要评价替换材料的主要性能与替换前材料的性能一致。一般而言，以上数据很难在公开的文献、手册中出现，设计人员须根据自身产品的工况特点及不同阶段提出具体的试验项目及数量。

陶瓷基复合材料产品制造的关键技术

复合材料致密化技术

由碳化硅纤维到 SiC_f/SiC 复合材料的過程一般被称为致密化过程，不同致密化工艺制备的复合材料的微观结构不同，所以其性能截然不同，适用行业也不同。目前，较为成熟的致密化工艺包括熔渗工艺（Melt Infiltration, MI）、化学气相渗透（Chemical Vapor Infiltration, CVI）和先驱体渗透裂解（Polymer Infiltration Pyrolysis, PIP）。

熔渗工艺通常指在高温（一般大于硅熔点 1410°C ）下，将熔融硅渗入到多孔体中，并迅速形成致密基体的过程。

MI工艺方法众多、工艺步骤繁杂、技术难度最大，但大体上主要分为四步：纤维或其编织物界面层

制备；纤维增强树脂基复合材料及构件成型；纤维增强树脂基复合材料碳化；高温渗硅。MI工艺制备的 SiC_f/SiC 复合材料表现出非常优异的高温抗氧化、抗疲劳蠕变性能，这主要是因为其基体致密性高，最大程度地保留了碳化硅陶瓷本身特点。此外，该工艺制备周期短（1~2周），易于实现大规模批产。但MI工艺也有一定的缺点，主要是工艺温度高，容易对纤维造成损伤；此外，由于基体中含有少量自由硅，在高于硅熔点使用时，存在氧化问题。GE航空集团、罗罗公司等主流航空发动机企业都开展了基于熔渗工艺的 SiC_f/SiC 复合材料研究，并形成了多个材料牌号，按照上述分类标准，GE航空集团采用预浸料-熔渗工艺制备的材料应划归为SC2-A1M-2B2-42。

CVI工艺是由化学气相沉积（Chemical Vapor Deposition, CVD）工艺发展而成，是最早的制备碳化硅基复合材料的工艺。其工艺过程是将气源和载气按照特定比例通入负压的沉积室中，通过气体扩散作用或由压力差产生的定向流动将气态先驱体扩散至纤维预制体内部，进而在纤维表面裂解和沉积，实现纤维预制体的致密化。

CVI工艺制备的SiC基体以较为理想的 β -SiC晶体为主，硅碳比由于工艺参数差别会略有不同。由于沉积温度较低（ 1000°C 左右），制备过程中纤维损伤较小。但该工艺缺点主要包括制造周期长（通常为几个月）、成本高、复合材料孔隙率也较高（一般 $>10\%$ ）。法国的赛峰集团是最早开发该工艺的公司之一，最先在M88-2型发动机尾喷管外调

节片上实现应用。

PIP工艺也是近10年来发展最为迅速的一种制备复合材料的方法。PIP工艺过程是以纤维预制体为骨架，在一定的温度和压力下，将适当理论原子比的液态聚合物（如聚碳硅烷、聚硅烷等）浸渗到预制体中，在惰性气体保护下进行交联固化，然后进行高温热解使先驱体聚合物转化为所需要的陶瓷基体。

由于热解过程中伴随着小分子逸出形成的气孔和基体热解后的体积收缩，制备过程需要多次反复进行浸渍—固化—热解才能使复合材料致密化。该工艺最早应用于C/C复合材料的制备，后来广泛应用于制备SiC、 Si_3N_4 、BN等陶瓷基复合材料。与其他工艺相比，该工艺比较简单、无须加压、热解且成形温度低，对纤维的机械损伤和热损伤程度小，材料的加工性也较好，更重要的是可以通过先驱体调整实现基体组分的设计。裂解工艺制备的基体的缺点包括基体稳定性差、孔和微裂纹较多，所以容易形成氧通道导致纤维性能退化，因此通常需要结合其他工艺，例如美国国家航空航天局（NASA）发展出的CVI+PIP杂化工艺制备的N26。

超硬材料加工技术

陶瓷基复合材料的精密加工技术是保证陶瓷基复合材料工程化用的关键步骤。高硬度是 SiC_f/SiC 复合材料最主要的特征。该材料主要由碳化硅纤维及碳化硅基体组成。碳化硅的结晶形态多种多样，受工艺因素影响较大。 SiC_f/SiC 复合材料中常见的结晶形态主要是立方碳化硅（ β -SiC）、不定形态碳化硅或混合状态： β -SiC是一种超硬脆陶瓷

材料，莫氏硬度为9.2 ~ 9.7，仅次于金刚石，高于刚玉；不定形态碳化硅的硬度较低，与工艺条件相关。材料不均匀性是SiC_f/SiC复合材料的另外一个特点，纤维与基体的硬度有差别，基体内通常存在大量孔隙，特别是CVI和PIP工艺制备的复合材料，孔隙率通常达到10%以上。总体而言，SiC_f/SiC复合材料硬度高、均匀性差，导致该材料的加工面临一系列困难。

从发动机结构特点而言，SiC_f/SiC复合材料构件结构复杂，包括气膜孔、安装孔、边缘轮廓和曲面等。因此，常见的加工需求主要包括精修以及冷却孔、密封槽等微结构加工两大类。经过致密化后SiC_f/SiC复合材料结构坯体与设计图纸仍有较大的差距，需要表面去除、切边等精修处理才能符合图纸对精度的需求，常用加工方法有金刚石磨削、水切割、电火花加工、超声加工、激光加工等，但加工中存在着容易崩边、加工效率低等问题，硬脆材料的低损伤、高效加工问题是未来该材料工程化过程中的关键问题之一。虽然SiC_f/SiC复合材料耐温能力有了较大提升，但仍需冷却孔、密封槽等结构，由于微孔、微槽尺寸小、精度要求高，使得机械刀具、水刀、电火花（EDM）和超声加工都面临分辨率或刀具磨损问题，激光加工可能是未来解决该类技术难题最有效的途径之一。

环境障涂层技术

高温干燥条件下SiC_f/SiC复合材料的性能很稳定，氧化后表面生成一层致密的SiO₂薄膜对内部材料起到保护作用，然而在高温水氧环境下则会生成容易挥发的Si(OH)₄，导

致复合材料的不断损耗。消耗速率由反应温度、流速及水蒸气的分压比等因素决定，如在6atm、20m/s的燃气条件时，1250℃下100h后材料质量损失为5%左右，而1350℃下则达到了12% ~ 13%。因此，需要在其表面涂覆一层氧化物涂层，以屏障发动机燃气环境对碳化硅基体性能的破坏，这个涂层即环境障涂层。

环境障涂层按照材料体系可大致分为3代。

第一代涂层主要是莫来石涂层体系，即3Al₂O₃ · 2SiO₂。该材料的膨胀系数与SiC热膨胀系数较接近，且化学相容性好、耐高温腐蚀性能好，可以在一定程度上保护碳化硅基体。但莫来石的SiO₂活度较高，易与水蒸气反应而挥发，仅留下疏松的Al₂O₃层，从而引起失效。

针对莫来石涂层的问题，发展出了黏结层/过渡层/封填层的3层涂层体系，即第二代涂层体系。该体系通常采用Si作为黏结层，莫来石或者莫来石+BSAS（Ba_xSr_{1-x}Al₂Si₂O₈）作为过渡层，BSAS作为封填层。BSAS与莫来石匹配性较好，且SiO₂活度大幅降至0.1左右，能减少涂层在腐蚀环境中的挥发。早期索拉透平公司（Solar Turbines）在Centaur 50S型燃气轮机上的试车结果显示，涂覆了该涂层的SiC_f/SiC复合材料燃烧室寿命可达到近15000h，而无涂层仅为4000h左右。

BSAS的耐温能力有限，在1400℃左右开始发生相变，为进一步提高使用温度，开发了耐温能力更优的稀土硅酸盐材料为主的新型封填层材料以代替BSAS，也就是常见的第三代环境障涂层，其使用温度可达到1480℃。

陶瓷基复合材料在发动机上的批量应用

GE航空集团的陶瓷基复合材料应用全面开花

GE航空集团是迄今为止SiC_f/SiC复合材料应用最成功的发动机公司。1992年，在美国能源部项目支持下，GE航空集团开创性地发展出预浸料-熔渗工艺，实现了高性能SiC_f/SiC复合材料的快速、低成本制备，历经了10余年的“碳化硅纤维研发—复合工艺”多轮迭代，以及“材料级—元件级—零件级—部件级—整机”积木式的验证过程，累计试车时间达到百万小时以上。2009年，该公司研制的SiC_f/SiC复合材料低压导向叶片在F136发动机上完成验证，并于2010年完成首飞。虽然该型发动机并未实现量产，但该材料作为一项通用型技术，已被推广至商用发动机、燃气轮机及下一代军用涡扇/涡轴发动机等各类发动机新型号中。

在商用航空发动机方面，2016年在LEAP发动机的涡轮外环率先使用SiC_f/SiC复合材料并已批产，继而在新型GE9X商用发动机的燃烧室、导向叶片、涡轮外环等结构使用了该材料，耗油率比GE90-115B降低10%，该型号已于2018年开始试飞。

在燃气轮机方面，H型燃气轮机使用了SiC_f/SiC复合材料涡轮外环，其燃烧效率创造了世界纪录。

新一代军用涡轴GE3000发动机使用了陶瓷基复合材料，比T700型发动机耗油率降低25%、全生命周期成本降低35%，寿命延长20%，功重比提高65%。

2014年GE航空集团以F414发动机为验证平台，开展了涡轮转子

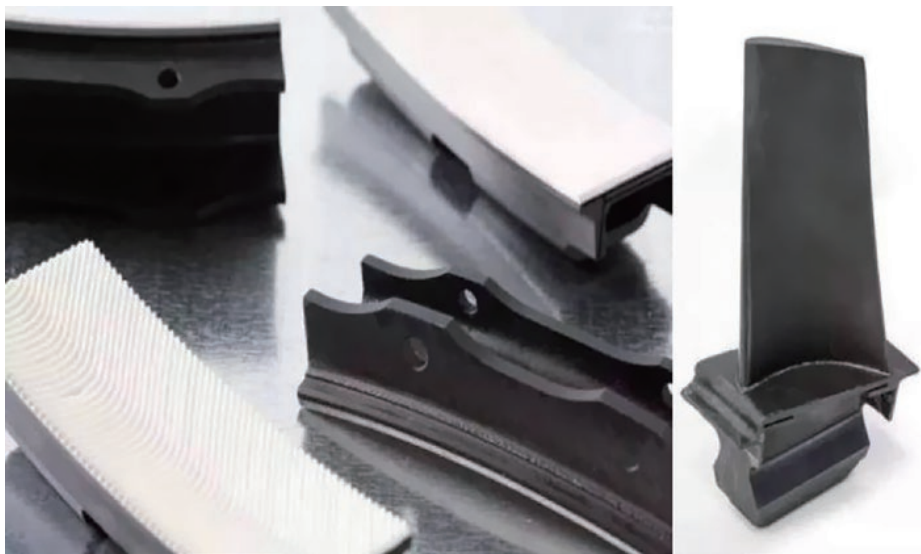


图3 GE航空集团研制的涡轮外环（左）、转子叶片（右）

叶片的试验，预示着其在下一代自适应-变循环军用涡扇发动机中打造“全陶瓷发动机”的雄心。

2016年以来，GE航空集团先后建立了涵盖“碳化硅纤维—预浸料—结构件”等工艺全流程的4个工厂，产量预计达到每年2万件以上。大规模厂房及人力的投入标志着该材料及技术已经成熟。

其他发动机公司抓紧陶瓷基复合材料布局

GE航空集团在SiC_f/SiC复合材料方面建立起了巨大的优势，使其在下一代自适应-变循环发动机竞争中处于优势地位，率先获得美国军方支持。其老对手普惠公司很早就意识到了SiC_f/SiC复合材料的重要价值，但由于工艺路线等原因导致其错误地估计了形势。据悉，普惠公司已意识到早期决策失误，目前正在大力增加该方面的投入。

法国赛峰集团也是SiC_f/SiC复合材料的主要践行者之一。该公司掌握了化学气相渗透工艺，并首先应用于在M88-2发动机的尾喷管外调

节片上。此后，该公司研制的SiC_f/SiC复合材料的内调节片在F-15和F-16飞机上进行了试飞。

罗罗公司于2014年收购了美国加州的专门从事SiC_f/SiC复合材料研发的Hyper-Therm公司，并进行了大规模扩建及考核验证工作。该公司掌握了料浆-熔渗工艺，并在Advance及Ultra-fan等新型号中开展涡轮外环的验证工作。同时，罗罗公司与波音公司合作，研发出的氧化铝纤维增强氧化铝的内锥体，并借助遛达1000发动机平台，于2013年年底在波音787客机上进行飞行测试。

陶瓷基复合材料发展带来的启示

通过分析陶瓷基复合材料发展历程，不难发现，该专业的发展大致可分为两个阶段，即碳化硅纤维研制阶段和复合材料研制及应用研究阶段，且两个阶段相互关联，纤维为复合材料快速发展提供原材料基础，复合材料需求为纤维工艺优化提供指导方向。

为早日实现陶瓷基复合材料在发动机上应用的目标，结合上文提出如下建议。

一是尽快完成材料级初筛，聚焦至具有工程化前景工艺上。不同致密化工艺制备的SiC_f/SiC复合材料性能千差万别，适用的工况及部位也不尽相同。现阶段我国多种致密化工艺并行模式，使原本就耗时、耗力、耗资的发动机材料研究更加举步维艰。建议发挥中国航发集团在行业中的优势，建立起适用于本行业的陶瓷基复合材料筛选评价方法及机制，尽快完成不同牌号材料的筛选工作，集中精力尽快实现该材料的工程化。

二是建立材料级考核验证平台及大量开展数据积累工作。在发动机零部件选材之初，一般要先经过材料关键性能验证以评估其可行性，而我国发动机一度以测仿为主，该阶段验证过程一直缺失，造成了陶瓷基复合材料“设计想用，但不敢用、不会用”的尴尬局面，其根本原因是材料级试验装置匮乏、基础数据积累不足。建议尽快建立发动机用材料级考核平台，大量积累设计用数据，以实现发动机的正向设计。

三是牵引新型纤维发展。21世纪以来，以碳化硅纤维为代表的陶瓷纤维发展进入相对平稳的阶段，技术发展进入瓶颈期，建议发动机行业注重牵引更新型纤维的研究，为耐温更高、增韧效果更好、成本更低的陶瓷基复合材料的研发提前布局。

航空动力

（焦健，中国航发航材院表面工程所副所长，研究员，主要从事陶瓷基复合材料方面研究）