

# NASA陶瓷基复合材料导叶制备技术的发展

## Manufacturing Technology of CMC Turbine Guide Vanes Under NASA UEET and ERA

■ 张岩 戴淑波 刘军 / 中国航发西航

陶瓷基复合材料(CMC)兼具金属、陶瓷和碳等材料的优点。美国国家航空航天局(NASA)作为美国航空领域的先行者和引领者,资助CMC涡轮导叶相关技术的研究,并将其推广应用至航空发动机热端部件。

**陶**瓷基复合材料(CMC)是以陶瓷为基体与各种纤维复合的一类复合材料。碳化硅陶瓷基复合材料(CMC-SiC)兼具金属材料、陶瓷材料和碳材料的优点,具有材料结构一体化和多尺度特征,综合性能优异,是目前应用最成功的轻质高温结构复合材料,可用于发动机燃烧室、涡轮和喷管等热端部件,被普遍视为发动机高温结构材料的技术制高点。近年来,由美国国家航空航天局(NASA)资助,在超高效发动机技术(UEET)计划和环境负责航空(ERA)项目中,研究了CMC涡轮导叶及环境障涂层(EBC)的设计、制造与检测等技术,并形成了众多专利成果。

### CMC涡轮导叶的设计

在UEET计划中,由普惠公司主导,设计开发了燃气轮机用碳化硅陶瓷基复合材料的涡轮导向叶片。该涡轮导向叶片采用的设计基准是普惠公司的FT-8航改燃气轮机,输出功率为27kW,天然气转化为电能的使用效率为37%。

CMC涡轮导向叶片的主要设计过程包括机械设计、空气热力学设计和结构设计。其中,机械设计要

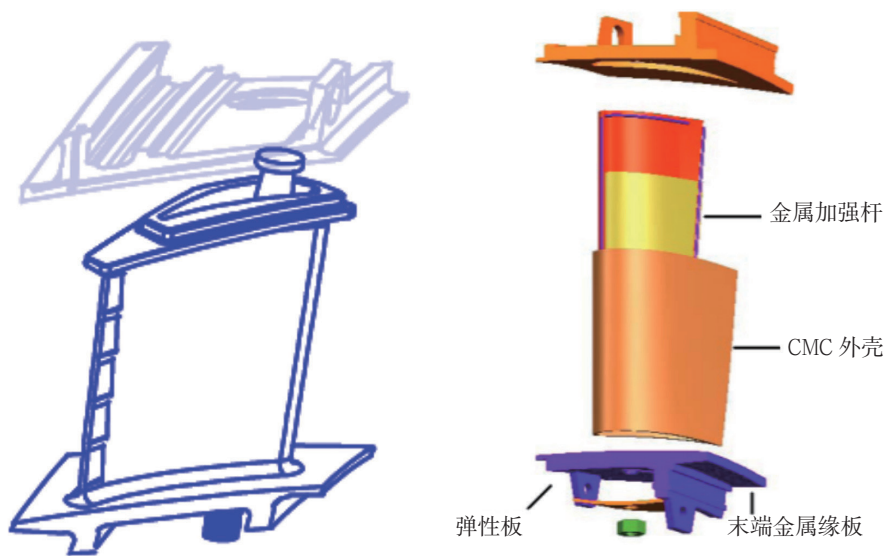


图1 UEET项目中设计的半一体化导叶

从以下几个方面考虑:可制造性(可编织、易致密化)、热压力、压力产生的机械应力、EBC的应用、密封性、易于装配、可靠性和成本。在设计过程中的主要难点是陶瓷和金属制件的热膨胀系数不匹配问题。在初步设计阶段,设计了两种导叶结构。一种为一体化导叶设计,即导叶全部采用CMC材料;另一种为半一体化式导叶,即缘板采用金属材料,叶身采用CMC材料,并从可制造性方面对二者进行了评估。因为一体化导叶存在热应力高和难制造问题,

所以选择了半一体化导叶设计,如图1所示。半一体化导叶包括内部金属加强杆和外部CMC壳体,金属加强杆起到支撑和引入冷却气体的作用,同时减少层间拉应力,CMC壳体承载热载荷。

### CMC涡轮导叶成形方法 Y形编织布成形方法

UEET计划支持开发了一种特殊的制备碳化硅纤维Y形织物方式,如图2所示。这种织物最先由NASA格伦研究中心开发并在具有恒定横

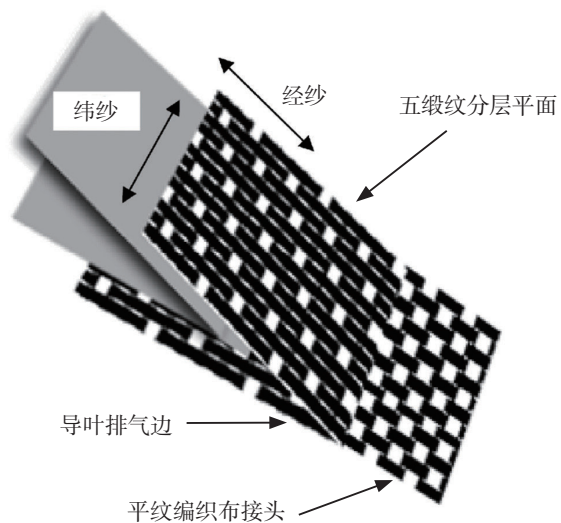
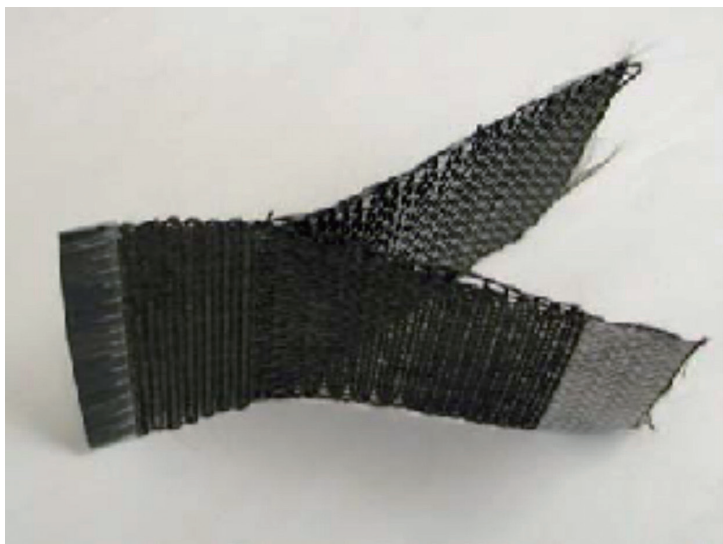


图2 涡轮导向叶片尾部边缘用的Y形织物

截面的涡轮导向叶片上验证，主要用于制备排气边尖端。Y形编织的设计目的是为了解决导叶排气边的制造难题，强化排气边高应力区，同时在导叶的其余区域提供纤维结构。这种纤维结构已在其他的涡轮发动机CMC部件中经过了完整的验证。

Y形织物的接头部分是二维(2D)平纹编织，纤维密度为0.8束/mm。在Y形织物的末端，双纤维束的经纱分开形成了两个五缎纹布平面，单个纤维束在周向和轴向方向间距均为0.8纤维束/mm，形成Y形织物的尖排气边。将Y形织物缠绕在一个内部石墨芯轴上。因为每层预浸料的厚度约为0.25mm，为了保证最终导叶的尺寸满足设计要求，内部石墨芯轴的尺寸大小要留有1.52mm的工具间隙，以实现最终的6层构造。完成预浸料分层缠绕叠接后，使用真空加压袋将其压实并干燥，然后将整个组件放入铝制压实工装中形成导叶的外部近净成形形状。烘干预浸料后，将预制体从铝制工装中移除，并修整排气边。

最后基体采用化学气象渗透(CVI)/浆料铸造/熔渗工艺进行基体渗透(如图3所示)。具体的缠绕方式在不同的研究中也各不相同，在文卡特·韦杜拉(Venkat Vedula)等的研究中，有两种不同的缠绕方式，如图4所示。

#### 圆管预制体成形方法

在US7687016B1专利中，詹姆斯·迪卡罗(James Dicarlo)等用Sylramic纤维编织成3层、直径50mm的2D管状结构，并在管中放入导叶形状的石墨芯棒，然后将二者放入高

温氮气条件下使纤维转化为Sylramic-iBN纤维。最终的结果不仅是将所有纤维转化为Sylramic-iBN纤维，而且在移除芯棒后，管状结构预制体永久变为导叶形状。因此，对于复杂结构预制件，这个专利可用于同时改善Sylramic碳化硅纤维和预制件，实现部件成形，并且结构中不存在残余弹性应力。

#### 增材制造方法

在纯非金属涡轮发动机增材制造研究中，迈克尔·哈尔比格(Michael Halbig)等使用ExOne公

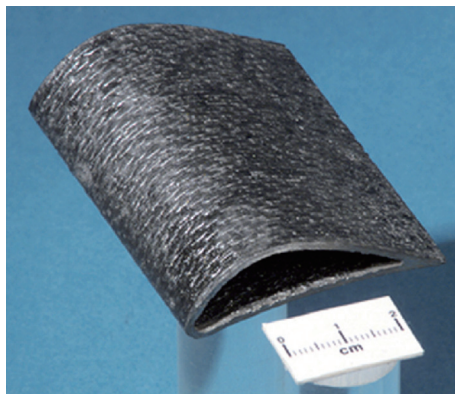


图3 制造态的CMC导叶分元件

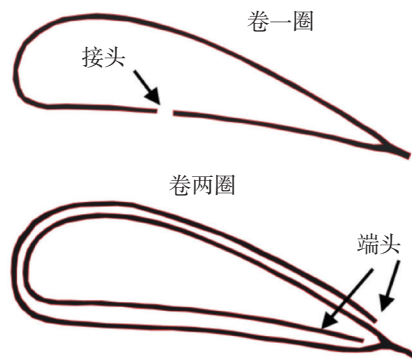


图4 CMC叶型结构的卷层铺放示意

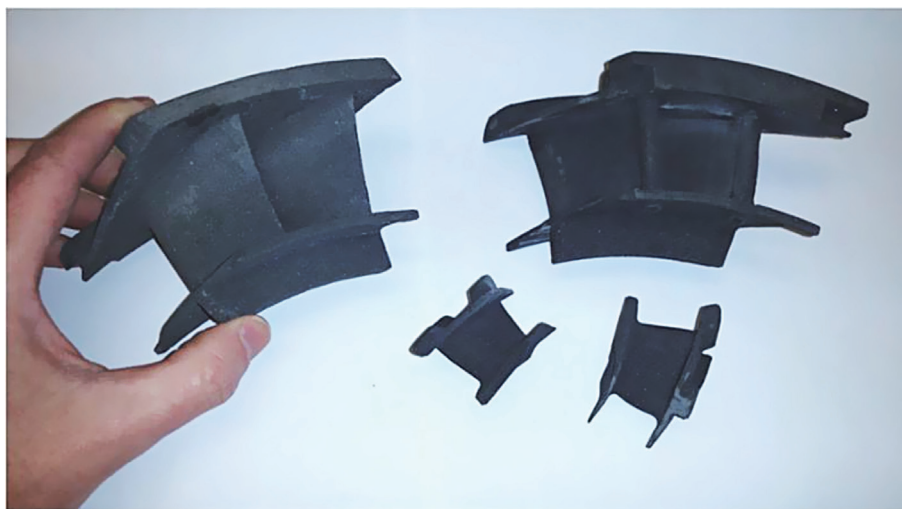


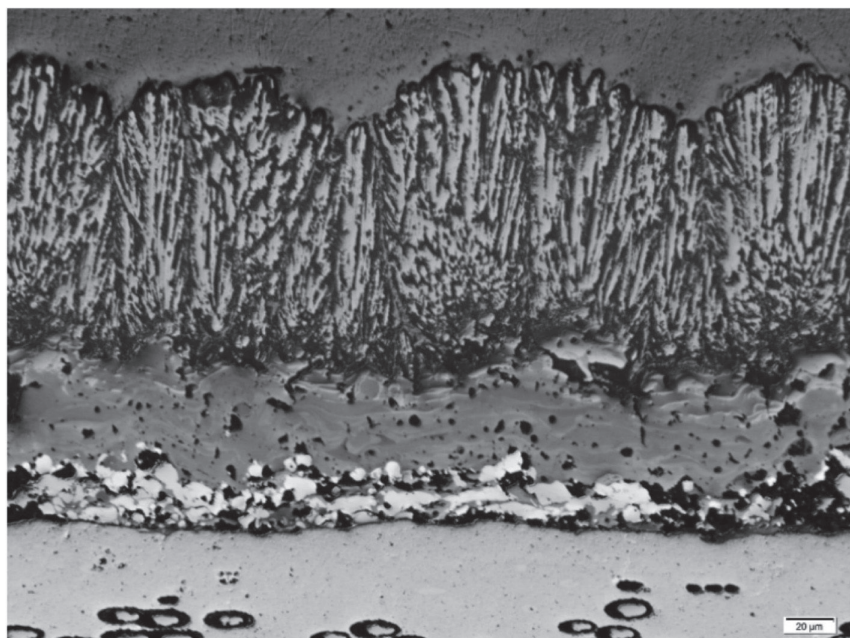
图5 冷却双联导叶的两个较小一级导向器扇形段和两个高压涡轮导向器扇形段

司的M-Flex打印机对碳化硅陶瓷和CMC进行黏结剂喷射打印。第一阶段，在粉末床中填充碳化硅粉末，首先制备非增强材料。第二阶段，将碳化硅纤维添加到粉末床的粉末混合物中，制成纤维增强CMC。研究中，该团队成功采用黏结剂喷射

增材制造方法对两种不同设计和尺寸的涡轮发动机导叶零件的制造进行了演示，打印了不同尺寸的涡轮叶片：一个较大尺寸的冷却双联导叶高压涡轮导向器扇形段和两个较小尺寸的一级导向器扇形段（如图5所示）。

## CMC导叶EBC技术

美国的EBC涂层目前已经发展到了第三代，均结合具体部件的研究同步开发。NASA在推进材料快速研究（HSR-EPM）计划中成立了NASA-GE-普惠涂层研发团队，结合燃烧室衬套开发了可以在高速、高压燃烧环境中保护CMC的涂层，即耐温1300℃的第一代硅/莫来石+钡锆铝硅酸盐（BSAS）EBC结构；在UEET计划中进一步开展研究，开发了第二代EBC，表面能够承受1482℃的温度，EBC/CMC的界面耐受温度为2400℃的稀土硅酸盐涂层；同样在UEET计划中研发了第三代复合EBC，表面耐温1650℃，黏结层体系耐温1482℃，并且结合先进涡轮叶片应用，这种多层涂层结合了热障涂层的特征，旨在使EBC和EBC-CMC体系隔热，因此也被命名为热环境障涂层（TEBC），如图6所示。



多组分稀土掺杂  $\text{HfO}_2$   
 $(\text{HfO}_2-11\text{Y}_2\text{O}_3-2.5\text{Gd}_2\text{O}_3-2.5\text{Yb}_2\text{O}_3)$

耐应变中间层  
 $\text{HfO}_2\text{-RE-Al}_2\text{SiO}_5\text{EBC}$

$\text{HfO}_2\text{-Si}$  或稀土改性莫来石黏结层

图6 NASA耐1650℃的复合EBC体系



图7 制造有EBC的导叶

## CMC导叶的测试与评估

### CMC导叶的测试

在UEET项目中，NASA格伦研究中心负责CMC导叶分元件的研制与测试，制造了CMC叶型。GE公司和古德里奇（Goodrich）公司分别

使用Sylramic-iBN纤维制备了导叶，使用了UTRC开发的4层（硅/莫来石/BSAS/莫来石）EBC结构，并用NASA的高压燃烧室试验台（HPBR）模拟涡轮工作环境进行了测试。整体测试结果显示该复合材料有潜力用作叶片材料。

在ERA项目中，基于Hi-Nicalon Type S纤维评估了两种不同的碳化硅纤维强化的碳化硅基复合材料生产方法。GE公司使用0°/90°单向带铺层，采用预浸料熔渗（MI）工艺制造，纤维体积约为21%；Hyper-Therm公司使用5股线束缎纹编织物作为加强相，采用化学气相渗透（CVI）工艺制造，纤维体积约为35%。使用这两种方法制成了简单的叶型结构（如图8所示）。设计的简化导叶形状采用了一些具有挑战性的加工特性，如加强肋部分、尖排气边半径和不同的壁厚。进行机械和热力性能试

验后，CVI导叶的基体密度降低，MI导叶的弯曲强度损失。对导叶进行测试的设备是HPBR试验设备，能够在模拟发动机状态中准确评估涂层和CMC体系。

### CMC导叶的无损评估

在UEET项目和ERA项目中，对燃烧测试试验后的CMC导叶进行无损检测的设备是工业计算机断层（CT）扫描仪。UEET项目中的CT扫描仪采用线性阵列探测器，X射线源能量为420KeV。虽然使用线性阵列探测器扫描整个叶片的时间约为12h，但是与平板阵列相比信噪比非常高。扫描的空间为0.5mm，光圈为0.3mm。将测得的原始数据构建成184张750×750像素的图片（如图9所示），并根据图片创建了三维模型。利用工业CT检测方法可以快速、直观地发现材料的损伤。但CT图像给出的是CMC的密度变化分布，据此确定缺陷的位置、形状，对缺陷类型（如孔隙、裂纹、分层等）的判断，则需要结合其他的无损检测方法。

## 结束语

从NASA资助的研究项目可以看出，在材料成熟的基础上，导叶的研究与EBC的开发是同步的，因为在发动机环境中模拟或研究导叶时必须要有涂层来防止导叶的退化。NASA采用的涡轮导叶仍为空心导叶分元件，且在其相关的报告中也提到了CMC涡轮导叶的连接技术发展，这说明先制作导叶分元件，再将其与缘板连接是一种有发展前景的工艺路线。

航空动力

（张岩，中国航发西航，工程师，从事航空发动机科技情报研究工作）

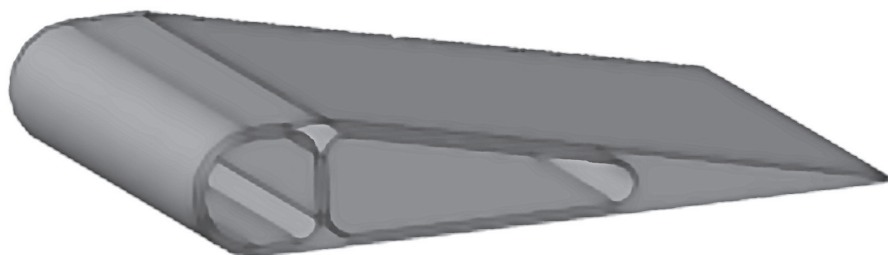


图8 简化的导叶试验件图解

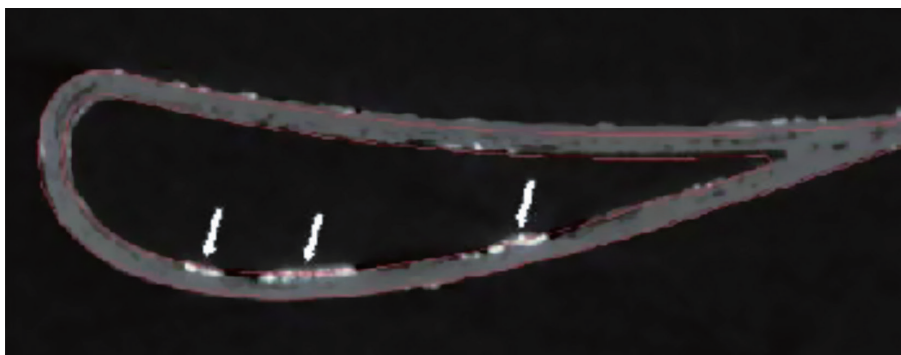


图9 经过燃烧测试试验后CMC叶型横截面的CT扫描图