

# 蛛网式骨架增强陶瓷基复合材料涡轮叶盘设计及验证

## Design and Test of the CMC Blisk Reinforced by Spider-Web-Like Framework

罗潇 李坚 李敏 徐友良 郭小军 曾雨琪 / 中国航发动研所

为充分利用陶瓷基复合材料 (CMC) 耐高温、低密度和可设计的优点, 进一步挖掘其显著提升航空发动机功重比/推重比的潜能, 创新团队以涡轮转子叶盘为研究对象, 开展了陶瓷基复合材料在热端转子件上的工程应用探索。

**高**功重比/推重比是航空发动机的永恒追求, 其中减轻结构质量和提升涡轮前温度是关键途径。目前对高温合金材料的性能挖掘已接近极限, 难以再满足未来航空发动机对大幅减轻质量、提升涡轮前温度的需求, 应用轻质耐高温材料是航空发动机发展的必然趋势。与高温合金材料相比, 陶瓷基复合材料 (CMC) 的密度仅为前者的 1/3, 而长时间使用的温度可高达 1350℃, 被视为可应用于航空发动机热端部件的最具潜力的轻质高温材料, 不仅可显著降低零件自身质量, 同时由于其优越的承温能力, 在提升涡轮前温度的同时, 还可简化甚至省去涡轮叶盘冷却系统。

当前束缚陶瓷基复合材料涡轮叶盘工程应用的关键瓶颈在于轮盘承载能力不足, 难以达到发动机工作转速要求。受自然界蜘蛛网结构整体协同承载、对损伤不敏感的特性启发, 创新团队提出了一种蛛网式纤维骨架结构, 经试验验证, 可显著提升陶瓷基复合材料涡轮叶盘承载能力。此外, 该项目突破了陶瓷基复合材料涡轮叶盘与金属轴热匹配连接设计、复杂纤维预制体编织和高致密度基体制备等多个关键

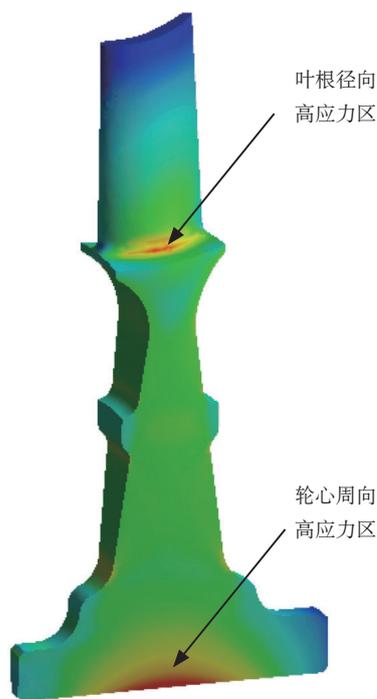


图1 陶瓷基复合材料涡轮叶盘应力分布

技术, 为陶瓷基复合材料在我国航空发动机热端转子件上的工程应用打下了基础。

### 陶瓷基复合材料涡轮叶盘纤维骨架结构设计

通过对涡轮叶盘进行有限元分析可知, 涡轮叶盘存在两个高应力区, 分别是轮心周向高应力区和叶根径向高应力区, 如图 1 所示。为提升

涡轮叶盘高应力区承载能力须根据应力分布特点设计纤维走向, 保证轮心周向高应力区和叶根径向高应力区分别具有沿周向和径向的连续承载纤维。否则只能依靠复合材料中的基体承力, 而后的拉伸强度远低于连续纤维, 根本无法承受因轮盘高速旋转引起的拉伸主应力。经调研, 传统复合材料纤维骨架结构中并没有满足这些要求的方案, 需开发新型骨架结构解决这一难题。

有鉴于此, 创新团队提出了一种形似蛛网的纤维骨架结构, 该骨架结构由单束周向螺旋纤维与多束径向辐射纤维交织而成, 保证了轮心部位具有连续周向纤维, 而轮缘处具有连续径向纤维, 可提高轮盘轮心和叶根两处高应力区沿主应力方向的承载能力。此外, 该骨架结构由周、径两向纤维在平面内交织而成, 经基体固化后可保证每个交点处传力连续性, 使得整个承力骨架结构具有类似蛛网的整体协同承载能力, 可提升轮盘损伤容限能力。

### 蛛网式纤维骨架结构编织成形

针对涡轮叶盘周向和径向应力高而

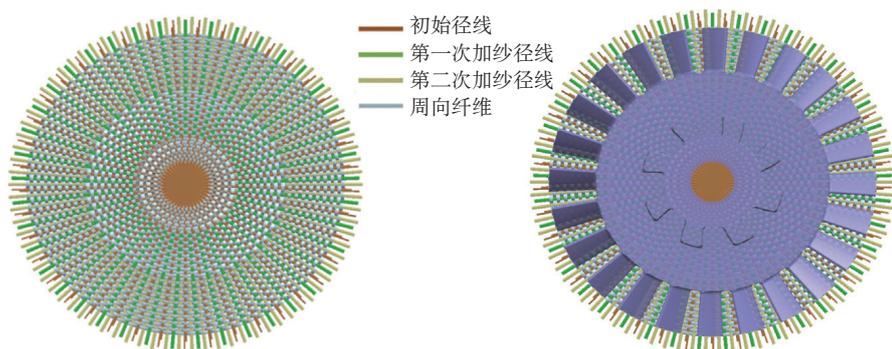


图2 蛛网式纤维骨架结构编织方案示意图

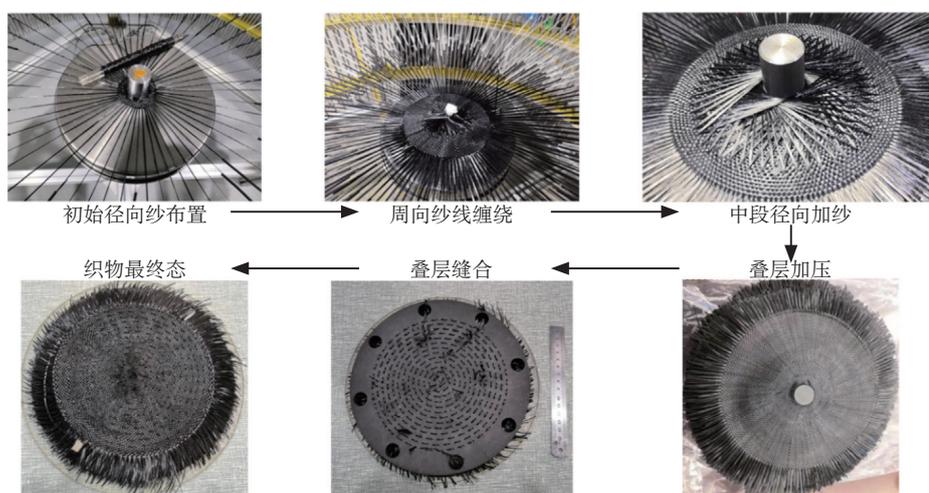


图3 蛛网式纤维骨架结构编织工艺流程

轴向应力较低的特点，在涡轮叶盘整体骨架结构编织时，首先进行单层蛛网式纤维布编织，然后将多层纤维布叠层缝合形成最终的立体织物。

蛛网式纤维骨架结构由螺旋状的周向纤维和辐射状的径向纤维构成。由于每条径向纤维都需要经过蛛网的中心点，导致靠近中心点位置的纤维体积分数很高，难以实现与周向纤维交织成形；而蛛网外缘位置随着周长的增加，径向纤维分布稀疏，越往外体积分数越低。这种径向纤维分布的严重不均匀性不利于周向纤维与其稳定交织成形，影响了纤维骨架结构的力学性能。

为此，须针对蛛网式骨架结构的可编织性进行改进。考虑到轮心部位对径向纤维体积分数要求较低，可适当增加径向辐射纤维之间的间隔角度，保证周向螺旋纤维可在径向辐射纤维间上下穿梭交织。而针对轮缘部位对径向纤维高体积分数的要求，可以随着半径的增加对径向纤维加纱来保证其体积分数满足叶根径向应力的要求，最终得到具备可编织性的蛛网式纤维骨架结构，如图2所示。创新团队根据编织方案，开展了编织工装的设计和加工，在此基础上完成了蛛网式纤维骨架结构的编织成形，完整的编织工艺流程如图3所示。

## 陶瓷基复合材料涡轮叶盘与金属涡轮轴连接结构设计

由于陶瓷基复合材料的热膨胀系数（为 $2.8 \sim 5 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ ）远低于常规金属材料，在热载荷作用下金属材料的膨胀变形量明显大于陶瓷基复合材料，因此不能采用紧配合方式连接陶瓷基复合材料涡轮叶盘和金属涡轮轴。为此，创新团队提出了一种如图4所示的连接方案，通过在盘轴之间增加一个金属传扭器来实现盘轴间传扭和定心。其中，传扭器轮心内表面与金属轴采用过盈配合，实现整个转子件的可靠定心；而陶瓷盘与金属传扭器之间则采用如图5所示的径向楔形滑移连接结构，目的在于保证发动机工作状态下金属传扭器受热膨胀后不会直接挤压陶瓷基复合材料涡轮叶盘，而是沿着楔形面沿径向向外自由滑移。这样不仅保证了盘轴间周向传扭功能的可靠性，同时也避免了盘轴热失配造成连接部位应力集中。

获得盘轴连接结构基本构型方案后，为了进一步降低陶瓷基复合材料涡轮叶盘轮心应力，本项目对连接结构进行了优化设计，最终方案如图6所示。与初始方案相比，优化方案的最大轮心周向应力下降了27%。

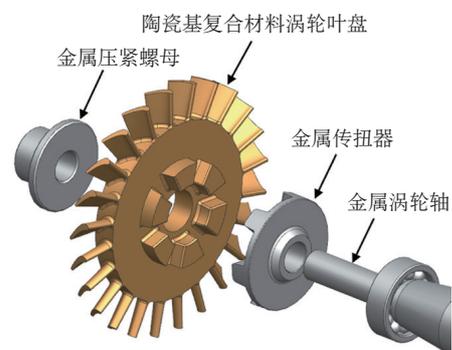


图4 陶瓷基复合材料涡轮盘与金属轴连接方案

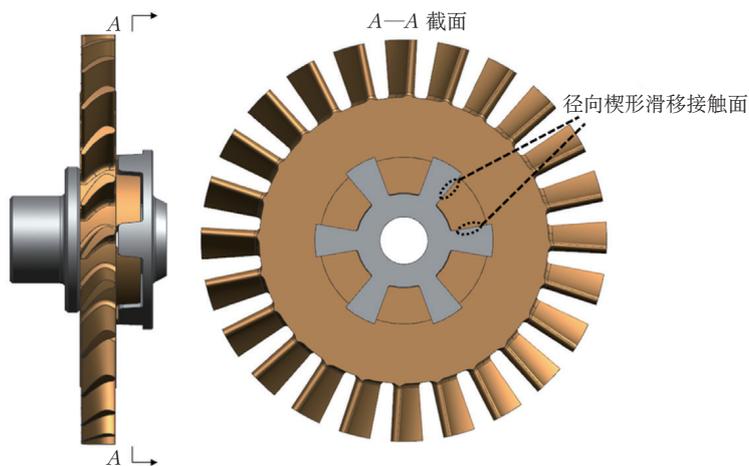


图5 径向楔形滑移连接结构示意图

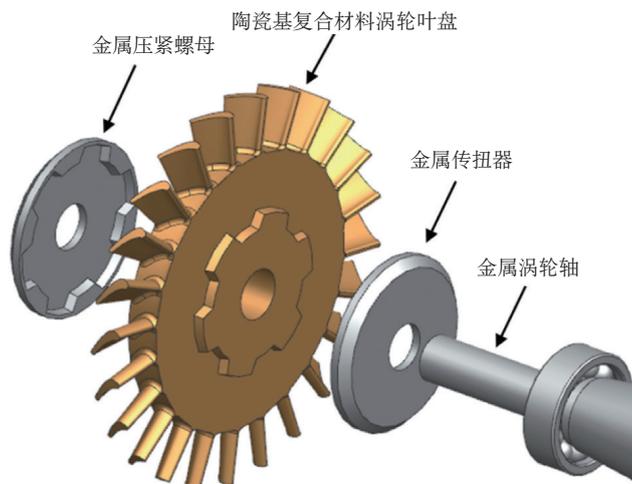


图6 优化后盘轴连接结构方案

## 陶瓷基复合材料涡轮叶盘试验验证

创新团队基于“设计—工艺—试验”三者迭代改进优化的总体研制思路，针对不同设计和工艺方案开展了陶瓷基复合材料涡轮叶盘静强度试验。经多轮优化迭代后，陶瓷基复合材料涡轮叶盘在常温下的破裂转速从项目初期的57100 r/min提升至113000 r/min，叶盘承载能力提升了98%。

经过静强度试验验证后，为进

一步考核陶瓷基复合材料涡轮叶盘在发动机真实服役环境下的性能表现，将其装配到微型涡喷发动机上进行了整机试验。为降低试验风险，整机试验首先以85000 r/min为目标转速进行试车，达到该目标转速后，发动机转速每增加5000 r/min即停机进行检查，利用激光测振仪对陶瓷基复合材料涡轮叶盘进行固有频率测量，如图7所示，通过固有频率变化对陶瓷盘内部损伤情况进行监控。

在整机试验过程中，发动机最高转速达到105000 r/min，已达到该型涡喷发动机巡航状态下的转速要求。但发动机转速从85000 r/min增加到105000 r/min过程中，陶瓷盘固有频率下降了5%，表明陶瓷盘内部已出现一定损伤，导致了陶瓷盘刚度的退化，而其退化机理及失效判据需开展更深入研究，这也是陶瓷基复合材料涡轮叶盘工程化应用必须解决的问题。

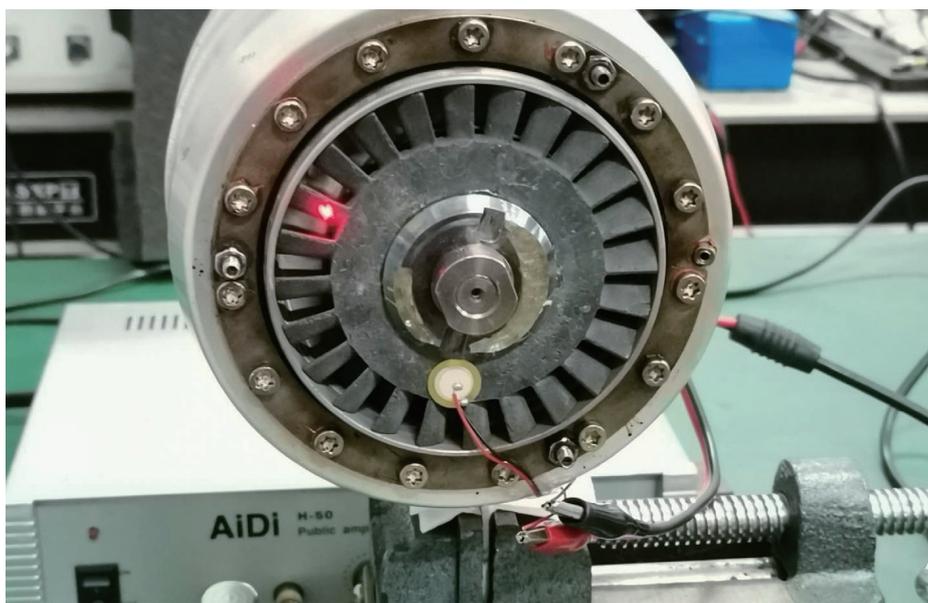


图7 陶瓷基复合材料涡轮叶盘固有频率测量

## 结束语

创新团队以发动机涡轮叶盘为研究对象开展了陶瓷基复合材料在热端转子件上的应用探索，通过开展陶瓷基复合材料涡轮叶盘的纤维骨架设计技术研究、纤维骨架编织工艺攻关、盘轴连接方案优化设计，实现了陶瓷基复合材料涡轮叶盘承载能力的大幅提升，并经过了整机试验初步验证，为陶瓷基复合材料在发动机转子件上的应用积累了设计经验和试验数据。

**航空动力**

(罗潇，中国航发研所，工程师，主要从事航空发动机总体结构设计技术研究)