

蛛网仿生结构 SiC/SiC 涡轮叶盘制备与性能

刘小冲¹, 徐友良², 郭小军², 罗 潇², 李龙彪³, 曾雨琪², 刘持栋¹

(1. 西北工业大学材料学院, 西安 710072; 2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412000;

3. 南京航空航天大学民航学院, 南京 211106)

摘 要: 涡轮转子是燃气涡轮发动机的核心部件。受到蜘蛛网强韧性和协同承载特性启发, 提出了蛛网仿生结构(SWS) SiC/SiC 陶瓷复合材料涡轮叶盘的制备方法, 通过 SWS 预制体设计与成型, 完成了 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘制备, 表征了 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘性能。结果表明: 所制备 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘的破裂转速达到 $n=118\ 000\text{ r/min}$ (叶尖线速度达到 702.84 m/s), 是常规 2D-SiC/SiC 涡轮叶盘破裂转速的 3.09 倍, 是某燃气涡轮发动机涡轮叶盘设计转速($n=85\ 000\text{ r/min}$)的 1.86 倍; 经设计转速测试后, 所制备 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘的一阶、二阶、三阶频降分别是: 0.41%、0.03%和 0.26%。

关键词: 陶瓷基复合材料; 涡轮叶盘; 仿生结构设计; 燃气涡轮发动机

中图分类号: TB332 文献标志码: A 文章编号: 0454-5648(2022)08-2205-07

网络出版时间: 2022-07-01



Fabrication and Properties of Spider Web Structure SiC/SiC Turbine Blisk

LIU Xiaochong¹, XU Youliang², GUO Xiaojun², LUO Xiao², LI Longbiao³, ZENG Yuqi², LIU Chidong¹

(1. School of Materials Science and Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou 412000, Hunan, China;

3. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: The turbine rotor component is one of the core components of gas turbine engine (GTE). Based on the inspiration from nature spider web as one of excellent toughness and collaborative bearing characteristics, we proposed an idea of preparing ceramic matrix composites (CMCs) turbine blisk, which has a spider web structure (SWS) preform. We invented a new method of designing SWS preform and prepared SWS-SiC/SiC turbine blisk. The SWS-SiC/SiC turbine blisk was tested *via* super-spin experiments in room temperature. The results show that its breaking speed reaches to $118\ 000\text{ r/min}$ (at a blade tip speed of 702.84 m/s), which is 3.09 times greater than that of the conventional 2D-C/SiC turbine disk, and 1.86 times greater than that of the target speed ($85\ 000\text{ r/min}$) of a GTE turbine blisk. The results of target speed test indicate that the first order frequency, second order frequency and third order frequency of SWS-SiC/SiC turbine blisk can be reduced by 0.41%, 0.03% and 0.26%, respectively.

Keywords: ceramic-matrix composites; turbine blisk; bionic structural design; gas turbine engine

军民航空航天器发展对发动机性能提出了持续且不竭的需求。研究认为: 提升结构效率和单位推力是提高发动机推重比的两个重要途径^[1]。途径一“提升结构效率”归根到底是通过更轻、更强的结构材料来解决; 途径二“提高单位推

力”的基本途径是提高涡轮前温度, 最终也只能通过将涡轮转子升级为更耐高温的结构材料来解决问题。

当前第四代涡扇发动机涡轮前温度达到 $1\ 600\sim 1\ 700\text{ }^{\circ}\text{C}$, 已经超出单晶合金涡轮叶片的承

收稿日期: 2021-12-20。 修订日期: 2022-01-04。

基金项目: 装备预研中国航发联合基金(KT901); 国家自然科学基金重大研究计划重点支持项目(92060202); 国家自然科学基金面上项目(52172100)。

第一作者: 刘小冲(1976—), 男, 博士, 副研究员。

通信作者: 刘持栋(1982—), 男, 博士, 副研究员。

Received date: 2021-12-20. Revised date: 2022-01-04.

First author: LIU Xiaochong (1976—), male, Ph.D., Associate Professor.

E-mail: liuchong@nwpu.edu.cn

Correspondent author: LIU Chidong (1982—), male, Ph.D., Associate Professor.

E-mail: liuchidong@nwpu.edu.cn

受能力。第五代涡扇发动机的涡轮前温度预计将达到 $1\,830\sim 1\,930\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，显而易见，合金类高温材料远不能满足要求。因此，发展轻质、高强、更耐高温的结构材料成为未来高性能航空发动机技术进步的必由之路^[2]。

陶瓷基复合材料(CMCs)主要包括 C/SiC 和 SiC/SiC 2 种类型，其中 SiC/SiC 复合材料具有轻质、耐高温、抗冲击、长寿命的特点，其密度仅为镍基高温合金的 $1/4\sim 1/3$ ，工作温度比后者提高 $400\sim 500\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，并且可减少 20%冷却气体，降低 NO_x 和 CO 排放，显著提高发动机效率。当前，各国纷纷投入巨量资金，推动 SiC/SiC 在发动机热端部件上加速应用^[3–4]。

GE 公司首开 SiC/SiC 构件工程化应用之先河，在 F-414 发动机上成功应用了 SiC/SiC 燃烧室(F/A-18E/F 超级大黄蜂战斗机用发动机)，这是 SiC/SiC 静止部件的首次应用。2015 年 2 月 10 日，GE 公司又在 F-414 涡扇验证机上对 SiC/SiC 旋转低压涡轮叶片开展演示验证，并获得圆满成功；该工作首次将 SiC/SiC 转动部件引入发动机温度最高，工况最恶劣区域，代表了世界喷气推进领域的重大技术突破。另外，CFM 公司在 2016 年首飞的 LEAP-X 发动机中也采用了 SiC/SiC 高压涡轮外环和低压涡轮导向叶片。经过众多研究计划推动，发达国家的 SiC/SiC 部件工程化技术逐步走向成熟，相关应用呈井喷式加速发展，部分载荷和温度不太苛刻环境的 SiC/SiC 部件已完成或接近完成商品化转化。然而，工况环境最苛刻的高压涡轮转子距离应用仍有一段距离，在试验和验证阶段^[5–6]。

Ogawa 等^[7]设计并完成了一种 3D-C/C 涡轮叶盘，盘体外径 200 mm，内孔直径 80 mm，盘厚 12~13 mm。盘体预制体采用 3D 极性正交织造成型，盘面内采用 UM46TM (Toho Rayo)高模碳纤维，厚度方向采用 IM600TM (Toho Rayo)高强碳纤维；为增加叶片强度，在盘体外侧(直径大于 130 mm 以后部位)，研究者在预制体径向和厚度方向上增加纤维含量到原来的 2 倍。超转测试结果是：该涡轮叶盘破裂转速达到 $n=60\,000\text{ r/min}$ ，叶尖外沿线速度 565 m/s。仿真分析表明：最大应力预计在涡轮叶盘轮心位置，约为 $\sigma_{\max}=450\text{ MPa}$ 。而破坏位置在涡轮叶盘直径 130 mm 位置，即纤维体积含量突变的部位。说明该涡轮叶盘预制体结构设计仍有优化空间。Nozhnitsky 等^[8]报道：针对

小型燃气涡轮发动机，俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)正在研发 CMCs 固定导向叶片、燃烧室、高压涡轮叶盘等构件，考核验证工作逐步实施。美国的 CMCs 材料与部件研究处于领先地位，但其在高压涡轮转子研制方面鲜有公开报道^[9]。

针对蛛网仿生结构 SiC/SiC 涡轮盘制备与性能评价进行研究，首先介绍了蛛网仿生结构涡轮叶盘的设计思路，与常规 2D 纤维预制体构型进行了对比，设计了蛛网预制体纤维体积含量及成型工艺，分别采用化学气相沉积工艺及化学气相渗透工艺沉积界面相及 SiC 基体，并在构件表面沉积 SiC 环境防护涂层，提高涡轮盘的高温抗腐蚀性。为了评价涡轮盘结构设计的合理性，设计了超转实验，测试了经历不同转速后涡轮盘的固有频率，采用高速摄影相机记录了涡轮叶盘的破裂过程，分析了涡轮叶盘破坏后的围观结构形貌，并采用 ABAQUS 软件对涡轮盘进行了应力分析，验证了实验结果的有效性。

1 蛛网仿生结构涡轮叶盘设计思想

图 1 为涡轮叶盘服役条件下的应力分布情况，工况下涡轮叶盘将受到旋转切线方向上的切向应力，以及盘体径向方向上的离心力这两种主应力作用^[10–11]。与均质材料相比，复合材料的结构与功能可设计性强；本研究提出在涡轮叶盘环向和径向方向上设计和布置“纤维骨架”用于承载，构建一种适合涡轮转子工况的 CMCs 涡轮转子结构。

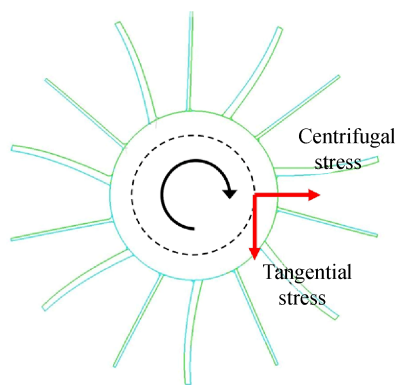


图 1 涡轮叶盘服役工况条件下应力分布示意图
Fig. 1 Diagram of stress distribution of turbine blisk under working condition

研究发现自然界的蜘蛛网由环形或螺旋形的环向蜘蛛丝和射线状的径向蜘蛛丝构成；蜘蛛网能够有效地抵抗各种不同载荷，比如风载、冲击

载荷等^[12]。甚至, 蜘蛛网可以保障蜘蛛在蛛网局部损坏条件下顺利完成捕食猎物。从蜘蛛网受到启发, 能否将蜘蛛网的高强韧、高可靠性“迁移”至涡轮转子部件, 成为本研究的逻辑起点。

Cranford 等^[13]研究认为蜘蛛网的这种特征不仅来源于蜘蛛丝的强韧性, 而且和蜘蛛网几何构型密切相关; 蛛网独特的“同心圆+射线”网格构型可以“容忍”应力集中点的蜘蛛丝局部断裂, 从而避免损伤进一步扩展。另外, 蛛网局部损伤时, 外载荷会重新分配, 能避免了整个系统破坏带来的系统重建。从仿生角度出发, 借鉴蜘蛛网的结构特征将有利于提升涡轮转子的可靠性和承载能力。

综上所述, 本研究借鉴蛛网构型, 尝试将蜘蛛网耐冲击、抗局部损伤、整体协同承载等特性“迁移”至 CMCs 涡轮叶盘构件, 使 CMCs 涡轮叶盘规避掉常规材料与涡轮叶盘受力工况难以匹配的缺陷, 提升涡轮叶盘服役性能。

2 实验

本研究探索了多种 SWS 预制体设计与成型方法, 最终采用 SiC 纤维制备 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘^[14]。

2.1 常规 2D 预制体设计与成型

图 2 为常规准各向同性 2D 预制体单元层结构示意图。主要过程是将 0/90°平纹编制 SiC 纤维布以固定角度交错平铺、叠层, 形成面内准各向同性 2D-SiC/SiC 涡轮叶盘预制体。该预制体以及后续陶瓷化的 2D-SiC/SiC 涡轮叶盘作为对照样本, 比较预制体结构差异对涡轮叶盘性能的影响。

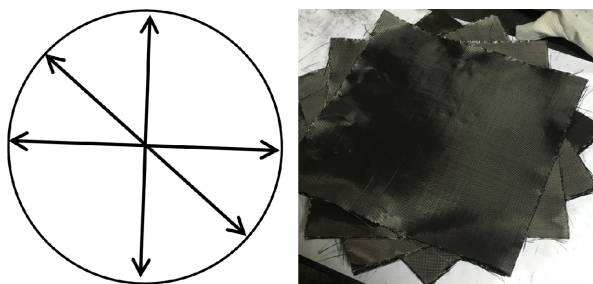


图 2 常规准各向同性 2D 叠层预制体铺层示意图
Fig. 2 Schematic diagram of a quasi-isotropic 2D laminated preform

2.2 SWS 预制体设计与成型

中国某小型燃气涡轮航空发动机(GTE)涡轮叶盘设计转速 $n=85\,000\text{ r/min}$, 工况温度为 $900\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

针对上述需求, SWS 预制体单元层结构设计如图 3 所示。纬向纤维以盘体中心为原点呈同心圆或螺旋线排布, 径向纤维呈放射状面内分布。随着纤维与原点的距离逐渐增加, 相邻径向纤维夹角内的面积也会逐渐增大, 这时需要在相邻径向纤维夹角内部的适当位置加纱, 旨在增加局部纤维体积含量来保证单元层面内纤维含量均匀, 降低材料内部应力集中。而且, 纬向和经向纤维在其交点位置交织成型, 如图 4 所示。预制体单元层的纤维体积分数控制 $V_f=60\%$, 单元层厚度 0.4 mm ^[15]。

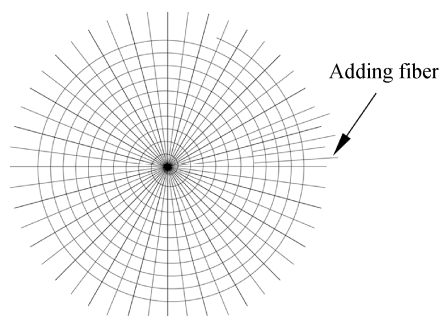


图 3 SWS 预制体单元纤维织造单元结构示意图
Fig. 3 Schematic diagram of spider web structure preform unit

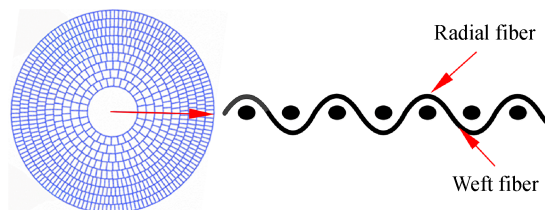


图 4 SWS 预制体单元层截面剖视图
Fig. 4 Cross-section of spider web structure preform unit

预制体采用的是国产 SiC 纤维, 纤维束规格 0.5 k, 纤维单丝直径 $14\sim 16\text{ }\mu\text{m}$, 密度 $\rho=2.75\text{ g/cm}^3$ 。

图 5 为蛛网仿生结构预制体定型示意图。将蛛网仿生预制体单元层逐渐累加、叠层, 达到设计厚度后采用模具压紧、定型, 形成蛛网仿生结构 SiC 纤维预制体。

将图 5 所示预制体模压后, 再通过 Z 向穿刺工艺将贴合好的单元层“缝合”, 以增加最终复合材料的层间结合强度。穿刺缝合过程如图 6 所示, 缝合采用单束 SiC 纤维或碳纤维, 依据涡轮叶盘厚度变化调整穿刺间距, 间距在 $10\sim 30\text{ mm}$ 可调。

2.3 界面层制备

界面层具有协调纤维和基体热膨胀失配的功能^[16-17]。将带有定型的纤维预制体放置于化学气相

沉积(CVD)设备中, 界面层沉积温度为1 000 ℃, 沉积炉内部需抽真空至 3~50 kPa, 采用 40~200 L/min 的 Ar 气作为保护气体, 界面层前驱体气体流量为 100~500 L/min, 沉积时间为 20~50 h, 界面厚度控制在 300~500 μm 范围(图 7)。

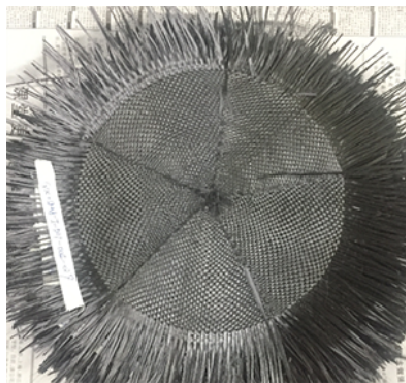


图 5 蛛网仿生结构 SiC 纤维预制体铺层示意图

Fig. 5 Schematic diagram of spider web structure SiC fiber preform

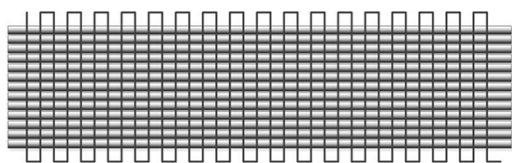


图 6 涡轮叶盘预制体 z 向穿刺示意图

Fig. 6 Schematic diagram of z-pinning process for turbine blisk preform

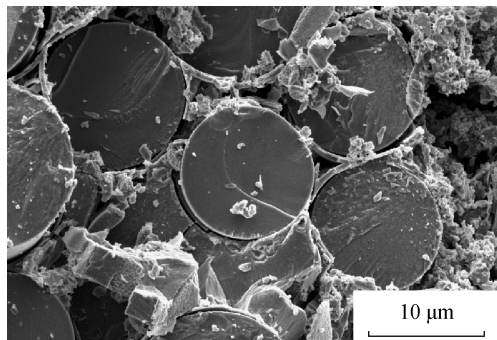


图 7 SiC/SiC 复合材料微观形貌

Fig. 7 Microstructure of SiC/SiC composite

2.4 陶瓷基体制备

将沉积界面后的预制体放置于化学气相渗透(CVI)设备中, 开始 SiC 基体沉积。沉积温度为 1 200 ℃, 沉积炉抽真空至 20~50 kPa, 60~100 L/min 的 H₂ 气作为载气, SiC 陶瓷基体前驱体气体流量为 100~500 L/min, 单次沉积时间为 100~150 h, 多次循环致密化沉积 SiC 基体; 当材料密度 $\rho \geq 2.5 \text{ g/cm}^3$ 后, 完成致密化制备。

2.5 防护涂层制备

在加工完成的涡轮叶盘表面沉积防氧化 SiC 涂层或其他环境防护涂层, 提高涡轮叶盘的耐环境腐蚀性能, 涂层厚度 20~200 μm。成品 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘如图 8 所示。盘体直径 85 mm, 厚度 12 mm, 盘体采用等截面设计, 盘毂位置有 6 个弧形凸起块, 用于传递载荷。



图 8 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘实体

Fig. 8 Prepared SWS-SiC/SiC turbine blisk

2.6 涡轮叶盘性能表征

为评价涡轮叶盘结构设计合理性能, 在超转试验系统上对所制备的 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘考核测试。

1) 超速旋转考核装备

超转测试系统是浙江大学高速旋转机械实验室研制的转子高速旋转试验台。试验台由主机、电气仪表及计算机控制系统组成。驱动电机功率为 45 kW, 最大试验转子重量为 50 kg, 最大试验转子直径为 $\phi 600 \text{ mm}$, 超转测试在真空度小于 200 Pa 条件下执行, 通过计算机系统采集过程数据, 高速摄影设备对涡轮叶盘状态实时记录。

2) 超速旋转考核方案

SWS-SiC/SiC 整体涡轮叶盘按计划需执行 6 次试验, 每次测试后对涡轮叶盘的自由模态测试。试验预期转速分别设定为 $n=60\ 000$ 、 $65\ 000$ 、 $70\ 000$ 、 $85\ 000$ 、 $100\ 000$ 、 $120\ 000 \text{ r/min}$ 。

测试程序设定为: 3 min 达到规定转速, 保持规定转速 30 s, 停止试验。

3 结果与讨论

分别将常规 2D-SiC/SiC 涡轮叶盘和 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘在超转试验平台上考核。结果如下: 常规 2D-SiC/SiC 涡轮叶盘在首轮测试中即发生盘体破裂, 最高转速为 $n=51\ 200 \text{ r/min}$ 。而 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘在第 6 轮试验中发生盘体破裂, 最高转速达到 $n=118\ 000 \text{ r/min}$, 盘体叶尖线

速度为 702.84 m/s, 是 GTE 涡轮叶盘设计转速 ($n=85\,000\text{ r/min}$) 的 1.86 倍。

图 9 为 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘破坏前后形态。破坏后的盘体沿子午面有 6 条贯穿性裂纹, 裂纹都起源于轮毂位置凸起块的根部, 说明这个位置应力较高。大部分转子叶片也是从其根部发生了断裂。说明 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘的高应力区集中在轮毂位置和外侧的叶根位置。



图 9 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘破裂前后状态

Fig. 9 Pre and post burst condition of the SWS-SiC/SiC turbine blisk

图 10 为高速摄影设备记录的涡轮叶盘开裂过程照片。试验条件是: 常温、真空度 150 Pa 条件下的超转测试。该实验目标转速 $n=150\,000\text{ r/min}$, 其中 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘在 $n=118\,000\text{ r/min}$ 的时候发生了破坏。T1 时涡轮叶盘为完整状态, T2 时发现裂纹是从盘体内孔边沿产生, 然后裂纹沿盘体子午面向盘体外沿扩展。几乎同时, 叶片从叶根部发生断裂, T6 时在离心力作用下破裂的盘体和叶片向四周抛出, 涡轮盘整体破坏。涡轮叶盘破坏过程是: 当转速达到极限后, 涡轮叶盘内孔边沿产生裂纹, 裂纹逐渐扩展, 然后沿子午面将环向纤维切断, 使盘体产生破坏; 同时, 盘体外沿叶片根部的应力也会达到材料极限, 叶根部发生断裂。即随着涡轮叶盘转速增加, 盘体轮毂内孔和叶根部的应力增长几乎同步, 使盘体和叶根几乎同时发生破裂。

模态测试是一种非破坏性表征构件损伤情况的有效手段^[18], 表 1 所示内容是各测试阶段 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘模态测试结果。模态测试试验采用“力锤-声压传感器”测量方式进行测量, 采用 INV302 数据采集分析仪实时采集数据, 测量时用海绵垫支撑保证轮盘处于自由状态。超转试验前测得的涡轮叶盘的一阶、二阶、三阶特征频率分别为 $f=10.97$ 、 15.85 、 21.65 kHz ; 该频率远高于常规金属涡轮叶盘的特征频率 ($f\leq 5\text{ kHz}$); 这是由于蛛网构型涡轮叶盘整体刚度较高, 而且 SiC/SiC 的比刚度远大于金属材料的缘故^{[2D SiC/SiC 复合}

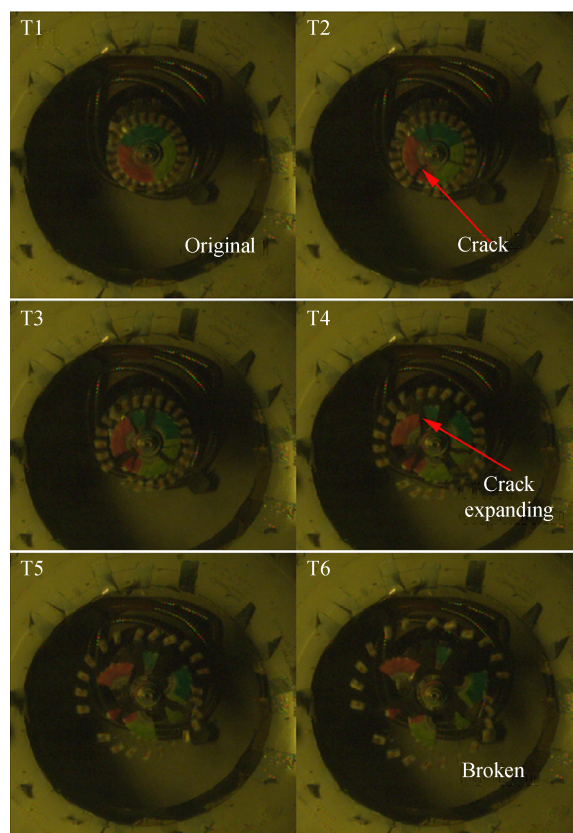


图 10 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘超转试验高速摄影照片

Fig. 10 Photo of high speed camera for test of SWS-SiC/SiC turbine blisk

表 1 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘频率测试结果

Table 1 Result of frequency test for SWS-SiC/SiC turbine blisk

Sample No.	Speed/($\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$)	Frequency/kHz			Drop/%	2-drop/%	3-drop/%
		1*	2*	3*			
0	0	10.97	15.85	21.65			
1	60 000	10.92	15.84	21.59	0.41	0.03	0.26
2	65 000	10.96	15.84	21.68	0.05	0.03	-0.16
3	70 000	10.93	15.80	21.60	0.32	0.28	0.21
4	85 000	10.90	15.73	21.54	0.59	0.73	0.49
5	100 000	10.85	15.65	21.51	1.05	1.23	0.63

Note: 1*-first order frequency, 2*-second order frequency, 3*-third order frequency

材料的弹性模量 $E=(267.7\pm 13.9)$ GPa^[19], 密度为 $\rho=2.75$ g/cm³, 而金属盘的弹性模量为 $E=199.9$ GPa, 密度为 $\rho=8.24$ g/cm³^[20]。SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘的特征频率与其他材质部件的频率“差异”巨大, 这有利于避免涡轮叶盘与传动轴等其他部件发生耦合共振, 可以提高发动机结构可靠性, 增加零部件设计裕度^[21–22]。

经 $n=60\ 000$ r/min 测试后, SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘的一阶、二阶、三阶频降分别是: 0.41%, 0.03%和 0.26%, 说明材料损伤不明显。

经 $n=85\ 000$ r/min 测试后, 轮盘的一阶、二阶、三阶频降分别是: 0.59%, 0.73%和 0.49%。即在 GTE 发动机涡轮目标转速条件下, 涡轮叶盘也没有明显损伤。

经 $n=100\ 000$ r/min 超转测试后, 涡轮叶盘的一阶、二阶、三阶频降分别为 1.05%、1.23%和 0.63%, 这时涡轮叶盘结构开始产生一定损伤。

最终, 所制备的 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘在 $n=118\ 000$ r/min 转速条件下发生破坏。盘体破坏后的微结构如图 11 所示, 盘体断面发现有大量纤维束和单丝纤维递次拔出, 断裂纤维的拔出提高了破裂过程中的能量耗散。

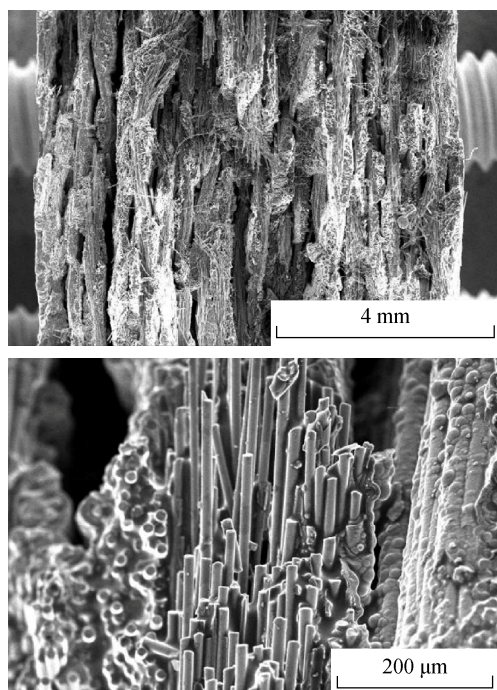


图 11 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘破坏后微结构形貌

Fig. 11 Microstructure of broken SWS-SiC/SiC turbine blisk

采用 ABAQUS 14.0 仿真平台对所制备的 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘仿真分析。材料密度

$\rho=2.5$ g/cm³, 材料弹性模量 $E=200$ GPa, Poisson 比 $\nu=0.15$, 有限元分析模型全部采用实体单元, 单元数量共计 573 068, 主要采用二阶四面体单元。模型中的约束为: 以涡轮轴中心线为回转轴建立圆柱坐标系, 中心孔壁节点约束其 θ 方向的自由度, 两端平面约束其 Z 方向的自由度。在转速 $n=158\ 000$ r/min 条件下, 应力分布结果如图 12 所示。盘体的高应力区分布在轮心和叶根部位, 应力最大值出现在轮毂部位凸台的根部, 约 $\sigma=260$ MPa。仿真结果与试验结果相近, 与当前中国产 SiC 纤维制备的 SiC/SiC 复合材料强度相近。

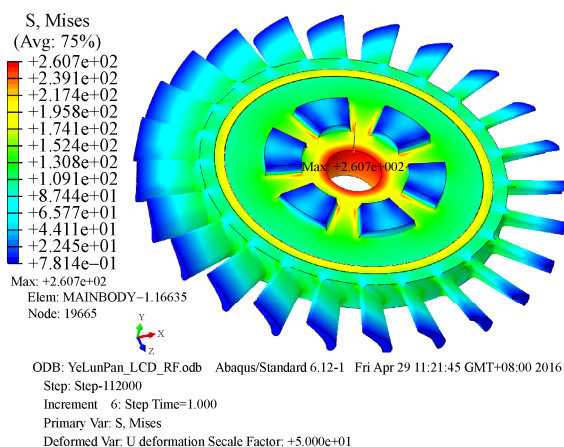


图 12 工况 158 000 r/min 下 SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘应力云图
Fig. 12 Stress cloud diagram of SWS-SiC/SiC turbine blisk at speed of 158 000 r/min

4 结论

1) SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘一阶、二阶、三阶特征频率分别为 $f=10.97$ 、 15.85 、 21.65 kHz, 远高于常规材料涡轮叶盘的特征频率; 可避免涡轮叶盘与传动轴等其他部件发生耦合共振, 提高发动机零部件的设计裕度, 增加结构可靠性。

2) SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘超转速度是常规近各向同性 2D-SiC/SiC 涡轮叶盘破裂转速的 3.09 倍, 是 GTE 涡轮叶盘设计转速($n=85\ 000$ r/min)的 1.86 倍, 叶尖线速度达到 702.84 m/s; 表明本研究提出的蛛网仿生预制体结构符合涡轮叶盘工况应用需求。

3) SWS-SiC/SiC 涡轮叶盘破坏过程中, 盘体轮毂位置和叶根部位的应力较为集中; 随转速增加上述部位的应力增长几乎同步, 盘体和叶根几乎同时发生破裂破坏。

基于上述结果, 在后续研究中完全可以通过蛛网结构的进一步优化, 降低上述轮心和叶根部应力的集中程度, 进一步提高涡轮叶盘的承载性

能,降低破裂风险,提高发动机综合性能。

志谢:感谢天津工业大学复合材料研究所在涡轮转子纤维预制体设计与制备方面提供的技术支持。

参考文献:

- [1] 江和甫. 对涡轮盘材料的需求及展望[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(4): 1-6.
JIANG Hefu. Gas Turbine Experiment Res (in Chinese), 2002, 15(4): 1-6
- [2] LI Longbiao. Durability of Ceramic Matrix Composites[M]. Oxford: Elsevier, 2020.
- [3] 叶勇松, 黄璇璇, 郭双全, 等. 航空发动机碳化硅基复合材料环境性能评价研究进展[J]. 航空维修与工程, 2016(8): 32-35.
YE Yongsong, HUANG Xuanxuan, GUO Shuangquan, et al. Aviation Mainten Eng (in Chinese), 2016(8): 32-35.
- [4] LI Longbiao. Time-dependent mechanical behavior of ceramic-matrix composites at elevated temperatures[M]. Singapore: Springer Nature, 2020.
- [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 Qiaomu, HUANG Shunzhou, HE Aijie. J Mater Eng(in Chinese), 2019, 47(2): 1-10.
- [6] LI Longbiao. High Temperature mechanical behavior of ceramic-matrix composites[M]. Weinheim: Wiley-VCH, 2021.
- [7] OGAWA A, HASHIMOTO R, ZHOU F. Rotational test of C/C blisk[Z]. China Association for Composite Materials (CACM), China Universities Alumni Association (CUAA), 2001.
- [8] NOZHNITSKY Y A. The Problem of ensuring reliability of gas turbine engines[J]. IOP Conference Series: Mater Sci Eng, 2018, 302: 12082.
- [9] STEIBEL J. Ceramic matrix composites taking flight at GE Aviation[J]. J Am Ceram Soc Bull, 2019, 98: 30-33.
- [10] 王筱冬. 涡轮盘应力场及破裂转速的有限元分析[J]. 榆林学院学报, 2009, 19(4): 39-40.
WANG Xiaodong. J Yulin Univ (in Chinese), 2009, 19(4): 39-40.
- [11] 王铁凡. 航空发动机涡轮叶盘的寿命预测及可靠性研究[D]. 大连理工大学, 2017.
WANG Yifan. research on fatigue life prediction and reliability assessment of the turbine disk on aero engine (in Chinese, dissertation). Dalian: Dalian University of Technology, 2017.
- [12] 赵自强, 张二丽. 蜘蛛网的结构优化模型研究[J]. 河南教育学院学报(自然科学版), 2015, 24(3): 1-6.
ZHAO Ziqiang, ZHANG Er-li. J Henan Instit Education (Nat Sci Ed) (in Chinese), 2015, 24(3): 1-6.
- [13] CRANFORD S W, TARAKANNOVA A, PUGNO N M, et al. Nonlinear material behaviour of spider silk yields robust webs[J]. Nature, 2012, 482(7383): 72-76.
- [14] 张立同, 成来飞, 徐永东. 新型碳化硅陶瓷基复合材料的研究进展[J]. 航空制造技术, 2003(1): 24-32.
ZHANG Litong, CHENG Lai-fei, XU Yongdong. Aeronaut Manuf Technol (in Chinese), 2003(1): 24-32.
- [15] 刘持栋, 刘小冲, 刘永胜, 等. 基于SiC纤维陶瓷基复合材料整体涡轮叶盘制备方法[P]. 中国, C04B 35/80, CN109650924 A. 2019.04.19.
LIU Chidong, LIU Xiaochong, LIU Yongsheng, et al. A method of fabricating ceramic matrix composite turbine blisk with SiC fiber[P]. Chinese patent, ZL201910139569.9, 2019-04-19(in Chinese).
- [16] 刘小冲. 碳化硅陶瓷基复合材料空间环境性能研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
LIU Xiaochong. Behaviors of silicon carbide matrix composites under the space environment (in Chinese dissertation). Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.
- [17] LI Longbiao. Interfaces of ceramic-matrix composites: Design, Characterization and Damage Effects[M]. Weinheim: Wiley-VCH, 2020.
- [18] 胡殿印, 曾雨琪, 张龙, 等. 二维编织SiC/SiC陶瓷基复合材料宏观弹性常数预测及模态试验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(2): 465-472.
HU Dianyin, ZENG Yuqi, Zhang long, et al. J Propulsion Technol (in Chinese), 2018, 39(2): 465-472.
- [19] GUO X J, WU J W, LI J, et al. Damage monitoring of 2D SiC/SiC composites under monotonic and cyclic loading/unloading using acoustic emission and natural frequency[J]. Ceramics-Silikaty, 2021, 65(2): 125-131.
- [20] 贾川. 涡轮叶盘可靠性分析及寿命预测[D]. 西安工业大学, 2017.
JIA Chuan. Reliability analysis and life prediction of turbine disk (in Chinese, dissertation). Xi'an: Xi'an Technological University, 2017.
- [21] 徐昆鹏. 航空发动机关键部件热疲劳可靠性分析[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2018.
XU Kunpeng. Thermal fatigue reliability analysis of aeroengine key components (in Chinese, dissertation). Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2018.
- [22] 张智胜. 航空发动机涡轮叶盘疲劳寿命预测与动态可靠性分析[D]. 成都: 电子科技大学, 2014.
ZHANG Zhisheng. Life prediction and dynamic reliability analysis of aircraft turbine disc (in Chinese, dissertation). Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014.