

文章编号: 1000-8055(2023)01-0001-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210531

SiC/SiC 复合材料涡轮叶片结构设计及静强度评价

石多奇^{1,2}, 刘长奇¹, 程震³, 杨锐⁴, 梁湘华⁴, 栗尼娜⁴, 杨晓光^{1,2}, 国怡泉¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191;

3. 中国航天科技集团有限公司 北京航天发射技术研究所, 北京 100076;

4. 中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550000)

摘 要: 以高温合金低压涡轮叶片为原型, 研究了采用 SiC/SiC 复合材料进行该型涡轮叶片结构设计的可行性。完成了 SiC/SiC 叶片的宏观设计、榫头设计和细节设计。计算分析了金属和复合材料涡轮叶片的变形和应力特点。对按设计制备的 SiC/SiC 叶片开展了拉伸强度测试, 并在试验中监测了叶片的应变。计算结果表明: SiC/SiC 叶片在额定状态下的伸长量低于原金属叶片; 叶身叶根与缘板过渡处应力水平最高, 但低于 SiC/SiC 复合材料的拉伸强度; 榫头榫颈处有发生局部剪切破坏的风险。试验结果表明: 该 SiC/SiC 叶片的断裂明显呈现出拉伸失效模式, 以断裂转速计算的静强度储备系数约为 1.3; 所采用的 SiC/SiC 叶片结构设计方法可行, 所制备的复合材料叶片也顺利通过了实验室条件下的静强度考核。

关 键 词: 涡轮叶片; 陶瓷基复合材料; 结构设计; 数字图像相关 (DIC) 法; 静强度

中图分类号: V231.91

文献标志码: A

Structural design and static strength evaluation of SiC/SiC-composite turbine blade

SHI Duoqi^{1,2}, LIU Changqi¹, CHENG Zhen³, YANG Rui⁴, LIANG Xianghua⁴, LI Nina⁴,
YANG Xiaoguang^{1,2}, GUO Yiquan¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength,
Beihang University, Beijing 100191, China;

3. Beijing Institute of Space Launch Technology,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China;

4. Guiyang Engine Design Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Guiyang 550000, China)

Abstract: A superalloy low-pressure turbine blade was taken as a reference, and the feasibility of SiC/SiC composites for the structural design of this type of turbine blade was studied. The macro design, dovetail design and detail design of the blade were successively conducted. The deformation and stress characteristics of the metal and composite turbine blades were calculated. Tensile tests of the turbine blades prepared according to the above design were carried out, and the deformation of blade body and

收稿日期: 2021-09-22

基金项目: 国家自然科学基金(51772009, 51911530201); 北京航空航天大学博士生卓越学术基金

作者简介: 石多奇(1975—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机结构强度、疲劳和蠕变、高温材料本构关系研究。

通信作者: 程震(1990—), 男, 工程师, 博士, 主要从事复合材料力学行为研究与结构设计工作。E-mail: zhencheng@buaa.edu.cn

引用格式: 石多奇, 刘长奇, 程震, 等. SiC/SiC 复合材料涡轮叶片结构设计及静强度评价[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 1-12. SHI Duoqi, LIU Changqi, CHENG Zhen, et al. Structural design and static strength evaluation of SiC/SiC-composite turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 1-12.

dovetail was monitored during the tests. The calculation results showed that the elongation of the SiC/SiC-composite blade was lower than that of original metal blades under rated condition. The stress level at the transition between blade root and listrium was relatively high, but lower than the ultimate tensile strength of the SiC/SiC composites. There was a risk of local shear failure at the neck of the dovetail. The results of the experiments indicated that the eventual failure of the blades distinctly exhibited a tensile failure mode, and the coefficient of the margin of strength calculated by the rotate speed at fracture was about 1.3. This structural design method adopted proved feasible, and the SiC/SiC-composite blades successfully passed the static strength tests under the laboratory condition.

Keywords: turbine blade; ceramic matrix composites; structural design; digital image correlation (DIC) method; static strength

目前航空发动机的热端部件材料普遍采用镍基高温合金制造。但随着航空发动机性能不断提高,尤其是增大推质比和降低耗油率对涡轮前进口温度不断提高的需求,使传统镍基高温合金已经达到了使用极限(约为 $1\,100\text{ }^{\circ}\text{C}$)^[1]。虽然定向凝固合金、单晶合金的广泛使用以及涂层和冷却技术的不断发展使高温合金的极限使用温度有所提高^[2],但改进余地极为有限。另一方面,推质比为 $12\sim 15$ 的航空发动机,其涡轮前温度将达到 $1\,700\sim 1\,800\text{ }^{\circ}\text{C}$,推质比为 $15\sim 20$ 的航空发动机涡轮前温度将超过 $1\,900\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[3],传统高温合金很难满足新一代发动机使用温度和轻质化的要求。利用轻质、耐高温、比强度高、抗蠕变的陶瓷基复合材料(ceramic matrix composites, CMCs)代替传统高温合金将会显著提高航空发动机的使用温度和效率,降低 NO_x/CO 排放,简化复杂的冷却结构设计并实现减重目标^[4-6]。SiC/SiC 复合材料具有 CMCs 所共有的优异高温性能,除此之外,相比于碳纤维体系复合材料, SiC/SiC 复合材料具有更好的抗氧化性能;而相比于氧化物体系复合材料,更有希望用于涡轮转子^[7]。在无气冷情况下, SiC/SiC 复合材料相比于高温合金能够提高 $150\sim 350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的耐温等级,潜在长期使用温度达 $1\,650\text{ }^{\circ}\text{C}$,是目前最具潜力、被研究最多相对较为成熟的陶瓷基复合材料^[8]。此外,为了最大限度地发挥 SiC/SiC 复合材料的力学性能,通常将连续纤维束编织成一定的三维结构。其中三维四向编织结构中的纤维束可以实现交叉互锁,不易发生分层损伤,可实现在某特定方向上具备较高的强度和刚度的同时维持其他方向的基本力学性能^[9-12]。

国外将 SiC/SiC 复合材料用于研制航空发动机热端部件时,通常遵循“先低温后高温、先静后动、先易后难”的原则^[13]。目前,针对中高温低应力的结构, SiC/SiC 复合材料已成功应用于喷管调

节片和密封片、涡轮后中心锥和涡轮外环以及燃烧室火焰筒等非关键承力结构^[14-15]。但在低温高应力、高温中、高应力结构的涡轮转子结构,采用 SiC/SiC 复合材料来研制部件还处于试验阶段。美国通用电气(GE)公司制备的无冷却结构的高压涡轮转子叶片是世界上首个 SiC/SiC 复合材料高温转件,也是目前公开报道中全球首次进行了装机试验的高温转件。于 2010 年 10 月在 F414 发动机上进行了 6 个工况累计 4 h 的地面考核试验,2015 年初完成了发动机耐久性测试,结果表明其综合性能尤其是耐温能力高于现役金属转子叶片^[8]。日本石川岛播磨重工业(Ishikawajima-Harima Heavy Industries, IHI)公司制备了编织方式不同的 SiC/SiC 复合材料涡轮转子叶片,并开展了室温拉伸、低周疲劳、振动以及室温旋转等试验测试^[16-17]。美国的工程师 Boyle 也一直致力于设计 SiC/SiC 复合材料的高压涡轮转子叶片,并进行了构件应力分析^[18-19]。

相较而言,我国在 SiC/SiC 复合材料用于航空发动机工程设计中的研究相对滞后,部件设计理论与方法,特别是工程技术储备均较为薄弱。近年来,国内一些科研院所和高校在航空发动机结构件设计上做出了一些尝试:厦门大学吴有为团队成功研制出 CMCs 低压涡轮导叶;国内的鲁中良等^[20]设计了 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片的叶身结构,然而,该工作并未涉及榫头、缘板以及与叶身的连接等复杂结构的设计;中国航空发动机集团有限公司湖南动力机械研究所和西北工业大学、西安鑫垚陶瓷复合材料有限公司联合研制出小发动机 CMCs 整体涡轮叶盘,破裂转速达到了 $100\,000\text{ r/min}$ 以上^[21];南京航空航天大学的宋迎东、高希光团队开展了 CMCs 涡轮转子叶片的宏观结构细观结构设计,并采用有限元法开展了叶片应力分析^[22]。

综上所述,虽然近年来国内学者在 CMCs 航空发动机热端部件的设计、制备和分析上做出了很多有益的尝试,但很多情况下,设计只停留在概念阶段,甚至只是沿用金属构件的设计方法,没有针对 CMCs 的特点进行结构细节设计。此外,材料级细观结构设计及制备和结构级分析及测试之间没有形成完整的闭环,在实际的工程应用方面尚不成熟。

因此,本文参照 GE 公司利用 F414 发动机换装 4 片 SiC/SiC 低压涡轮叶片以验证考核材料和工艺成熟度的模式,以我国涡喷发动机低压涡轮叶片(材料为 K417 合金)为原型,探索采用国产 SiC/SiC 复合材料开展实心无冷却不带冠涡轮叶片结构设计方案可行性,依次完成了叶片结构宏观细观设计和榫头设计。然后,采用多尺度分析方法和有限元数值模拟,计算分析了复合材料涡轮叶片的变形和应力特点。最后,利用本实验室开发的全尺寸涡轮叶片强度试验系统,对采用三维四向 SiC 连续纤维编织体制备的 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片开展了拉伸强度测试,采用应变片和数字图像相关(Digital Image Correlation, DIC)法监测了叶身和榫头的应变,初步验证了该结构设计技术方案的可行性和设计流程的合理性。

1 结构设计方法

1.1 三维四向编织 SiC/SiC 复合材料性能

本文设计的涡轮叶片拟由三维四向编织 SiC/SiC 复合材料制备,CT(computed tomography)扫描得到材料的内部结构如图 1 所示。先驱体浸渍裂解(PIP)法艺制备的 SiC/SiC 复合材料会在纤维束内部和相邻纤维束之间形成一定孔隙。

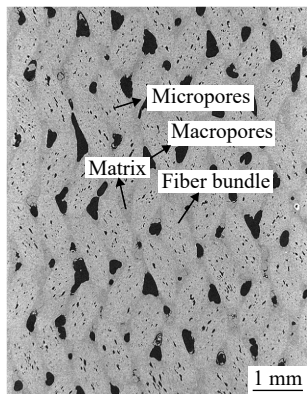


图 1 三维四向编织 SiC/SiC 复合材料的内部细观结构

Fig. 1 Internal meso-structure of the three-dimensional 4-directional braided SiC/SiC composites

为了完成后续的叶片结构设计,需要全面了解该材料的弹性常数、热膨胀系数、强度等性能数据。本文采用一定数量的性能测试结合有限元计算的方法来预测上述数据。首先,建立微观尺度的代表性体积单元(RVE),如图 2(a),以纤维和基体的基本性能数据为输入,设置周期性边界条件,预测纤维束各方向的性能。其次,根据图 1 的细观结构建立细观尺度 RVE。如图 2(b),以纤维束和基体的性能数据为输入,得到三维四向编织 SiC/SiC 复合材料的弹性常数和热膨胀系数。有限元计算中的相关设置以及关于弹性常数的预测方法详见^[23-24]。

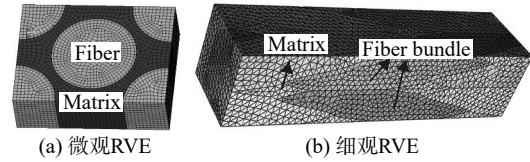


图 2 微观尺度和细观尺度的代表性体积单元的有限元模型

Fig. 2 Finite element models of micro RVE and macro RVE

结构设计还需要输入材料热膨胀系数, Schapery^[25] 利用能量法推导出了单层板材料的线膨胀系数,见式(1)和式(2)。该方法对于横观各向同性纤维束热膨胀性能有很好的适用性。

$$\alpha_1 = \frac{E_f \alpha_f \varphi_f + E_m \alpha_m \varphi_m}{E_f \varphi_f + E_m \varphi_m} \quad (1)$$

$$\alpha_2 = (1 + \nu_f) \alpha_f \varphi_f + (1 + \nu_m) \alpha_m \varphi_m - \alpha_1 \bar{\nu} \quad (2)$$

其中 α_1 、 α_2 分别为纤维束纵向和横向的热膨胀系数, α_f 、 α_m 分别为纤维和基体的热膨胀系数, E_f 、 E_m 分别为纤维和基体的弹性模量, φ_f 、 φ_m 分别为纤维和基体的体积分, ν_f 、 ν_m 分别为纤维和基体的泊松比。 $\bar{\nu}$ 如式(3)所示。

$$\bar{\nu} = \varphi_f \nu_f + \varphi_m \nu_m \quad (3)$$

本文中 α_f 和 α_m 分别为 $3.1 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ 和 $0.96 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, 将组分数据带入式(1)和式(2), 可得到纤维束纵向和横向的热膨胀系数 α_1 、 α_2 分别为 $2.54 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ 和 $2.45 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ 。

利用计算弹性常数的细观 RVE 有限元模型, 计算复合材料的热膨胀系数。具体为: 完全固定模型的 6 个表面, 统一改变有限元模型各结点的温度后, 通过计算各结点的内部应力, 根据式(4)逆推出各个方向上的热膨胀系数。

$$\sigma_{ij} = C_{ijmn} \varepsilon_{mn} - C_{ijmn} \lambda_{mn} \Delta T \quad (4)$$

其中 σ_{ij} 为应力张量, C_{ijmn} 为刚度张量, λ_{mn} 为热膨胀系数张量, ϵ_{mn} 为应变张量, ΔT 为温度差, 此时取为 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$, 表示均温。 i 、 j 、 m 和 n 为张量中的下标数字, 在张量的讨论中, 这些下标数字用来表示和区别该张量的所有分量。预测结果以及同试验数据的对比见表 1, 其中 α_{11} 、 α_{22} 分别为复合材料纵向、横向的热膨胀系数。预测误差满足工程要求。

表 1 α_{11} 和 α_{22} 预测值和试验值的比较

Table 1 Comparison of predicted and experimental results of α_{11} and α_{22} $10^{-6}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$

参数	数值
α_{11} 预测值	2.498
α_{22} 预测值	2.391
α_{11} 试验值 1	2.40
α_{11} 试验值 2	2.54
α_{11} 试验值 3	3.45

SiC/SiC 复合材料主方向的强度数据来源于标准拉伸试样的极限强度 $\sigma_b=300\sim 320\text{ MPa}$ 。材料其他方向强度数据缺乏直接的试验数据支撑, 具体数值根据 RVE 获得的刚度信息, 结合本团队之前相关材料的测试经验给出。SiC/SiC 复合材料各个方向的弹性常数和强度值如表 2 所示。其中 1 方向为材料主方向(纵向), 2、3 方向(横向)力学性能相近, 材料近似横观各向同性。 E 、 G 、 ν 分别为 SiC/SiC 复合材料的弹性模量、切变模量和泊松比。 T_{11} 为 SiC/SiC 复合材料纵向的拉伸强度, T_{22} 为横向的拉伸强度, C_{11} 为纵向的压缩强度, C_{22} 为横向的压缩强度, $S_{12,s}$ 为纵向的剪切强度, $S_{23,s}$ 横向的剪切强度。材料 E_{11} 试验实测值为 100 GPa , 预测值为 107 GPa , 相对误差为 7% , 反映出重构 RVE 和刚度预测方法的合理性。

表 2 SiC/SiC 复合材料的弹性常数和强度数据^[23-24]

Table 2 Elastic constants and strength data of the SiC/SiC composites^[23-24]

弹性常数	数值	材料强度	数值
E_{11}/GPa	107	T_{11}/MPa	150
E_{22}/GPa	89	T_{22}/MPa	100
G_{12}/GPa	38.2	C_{11}/MPa	100
G_{23}/GPa	38.6	C_{22}/MPa	150
ν_{12}	0.239	$S_{12,s}/\text{MPa}$	100
ν_{23}	0.27	$S_{23,s}/\text{MPa}$	50

1.2 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片总体设计

参考成熟发动机高温合金低压涡轮叶片, 对 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片的宏观结构进行规划。为了保证复合材料叶片满足原有金属叶片的气动性能, 必须保证原叶片的气动外形。原金属叶片工作温度低于 $800\text{ }^{\circ}\text{C}$, 转子直径约为 800 mm , 额定转速为 $11\ 000\text{ r/min}$, 且叶身长, 质量大, 叶片叶身根部截面离心力约 54 kN 。原型叶片集成了封严篦齿, 缘板和伸根处结构略复杂, 这些都需要针对 SiC/SiC 复合材料特点重新设计和调整。此外, 原轮盘采用枞树型榫槽, 共装 64 片转子叶片, 结构紧凑满足承载要求。对于偏脆性的 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片来说, 若采用枞树型榫头, 不仅加工难度大, 而且应力集中更大, 同时也难以保证纤维的连续性和各级榫齿的承载能力。采用燕尾型榫头后, 可有效避免应力集中, 但是为保证相邻叶片正常工作, SiC/SiC 复合材料榫头的设计空间将非常有限, 也需要重新设计。

1.3 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片榫头设计

首先, 根据表 2 中复合材料的材料性能数据, 结合实测的材料密度 2.179 g/cm^3 , 代入原叶片结构估算离心力。其次, 考虑叶根处是否需要加厚, 参考 EGD-3 应力标准初步估算榫颈最细处宽度, 以及榫头最宽处宽度。SiC/SiC 复合材料叶片载荷水平初步预测见表 3, 叶根处名义拉伸应力 66.6 MPa , 因此叶片不需要在根部加厚。针对 SiC/SiC 复合材料, 榫颈处安全系数定为比较保守的 2.0, 榫颈处名义应力控制在不超过 $0.5T_{11}=75\text{ MPa}$ 。经过计算榫颈在轮盘端面截面的宽度至少 8.5 mm , 榫头最宽处还需要额外 8.5 mm 宽度承担离心力, 因此榫头最宽处至少 17 mm 。

表 3 SiC/SiC 涡轮叶片离心应力初步预测

Table 3 Primary prediction about the centrifugal stress of the SiC/SiC turbine blade

参数	数值
叶身部位体积/ cm^3	19.34
叶片总体积/ cm^3	37.96
叶身部位质心半径/ mm	275.5
叶片质心半径/ mm	239.0
叶身部位离心力/ kN	16.7
叶片总离心力/ kN	28.4
叶根截面积/ cm^2	250.3
叶根名义拉伸应力/ MPa	66.6

其次,判断轮盘是否有足够空间安装 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片,且不影响临近叶片的安装和轮盘燕尾槽的强度。由于枞树型榫头越接近盘心周向尺寸越小,经 CAD(computer aided design)验证,通过一个长伸根,使榫头位置足够深, SiC/SiC 复合材料涡轮叶片能够装入且不影响原有轮盘强度,图 3 为可用设计空间示意图。

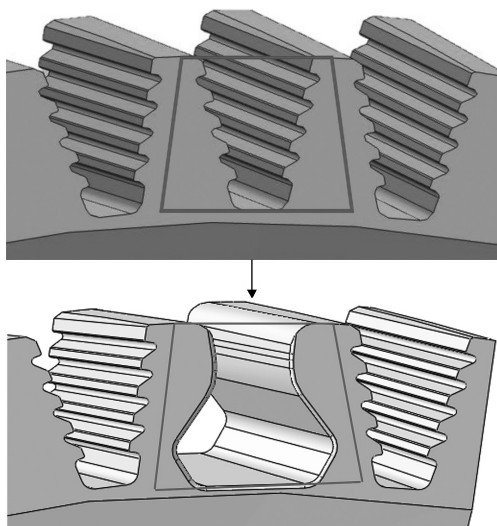


图 3 燕尾型榫头可用设计空间示意图

Fig. 3 Schematic diagram of available space for dovetail design

接下来,在 UG 软件中建立了参数化的榫头二维截面几何模型,如图 4 所示。其中重要的参数包括半榫颈宽度 L_1 、半榫颈宽度差 L_2 、榫头深度 H 、半燕尾角 φ_2 和圆角 R_3 。考虑到 SiC/SiC 复合材料压缩和剪切强度弱,且缺乏有效试验数据参考,这里榫颈宽度 $2L_1$ 维持在 8.5 mm(保证榫颈抗拉强度的同时给榫头提供更大工作宽度),榫头深度 H 达到最大 20 mm(为了给榫头最宽处提供最大设计空间),此时榫头最宽处 $2(L_1 + L_2)$ 能

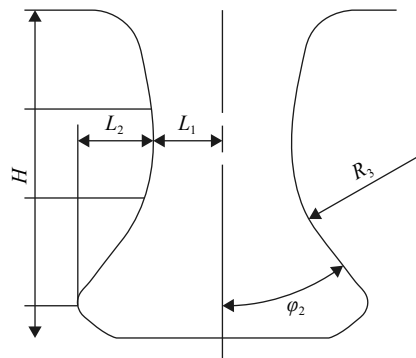


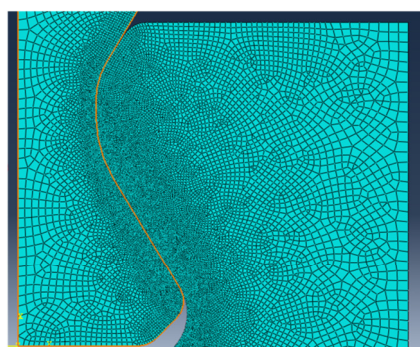
图 4 参数化的榫头二维截面几何模型

Fig. 4 Two-dimensional parameterized geometric model of dovetail section

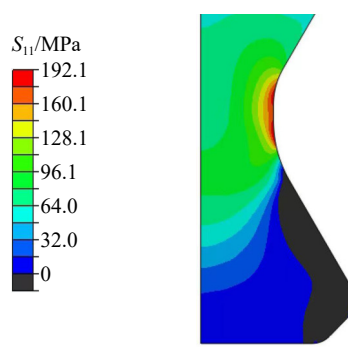
够达到最大 18.6 mm,使用该值可以让榫头工作面最宽,使榫头压缩和切应力降低。依据榫头尺寸,留出必要的热膨胀空间以及底部锁片安装空间,即可建立榫槽参数化模型。

榫连结构待定的主要设计参数只有燕尾角 ($2\varphi_2$) 和圆角 R_3 ,接下来通过二维榫连结构有限元模型计算两者取值范围。在 ABAQUS 软件中建立相应设计空间内一系列不同 φ_2 和 R_3 的有限元模型,代入材料参数(涡轮盘材料为 GH4133B),接触刚度设为 1 N/mm,摩擦因数设为 0.2,分别提取结果中最大拉伸应力 S_{11} 和最大切应力 S_{12} ,模型和结果见图 5。

结果显示半燕尾角 φ_2 在 $25^\circ \sim 40^\circ$,圆角 R_3 大于 6 mm 有利于降低应力集中。据此在叶片和轮盘的三维榫连结构中建立了一系列模型进行应力计算。最后确定了 $\varphi_2 = 37.5^\circ$ 和 $R_3 = 6$ mm。为了进一步降低榫头的压缩和切应力,在不影响轮盘强度的前提下榫头工作面被尽可能抬升,以便给榫头底部承压和承剪区留下设计裕度。最终的榫头榫槽设计方案见图 6。



(a) 榫头和榫槽的二维接触模型



(b) 榫头的有限元计算结果

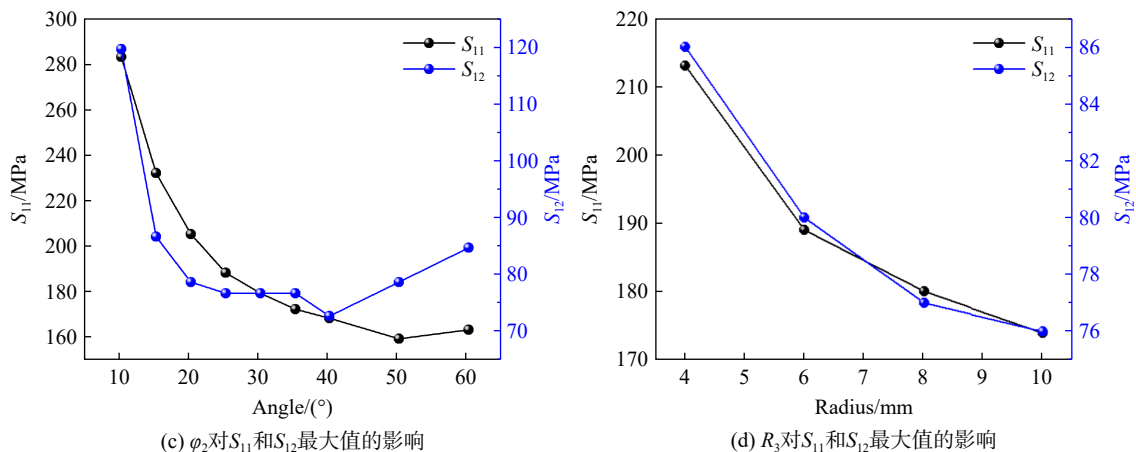
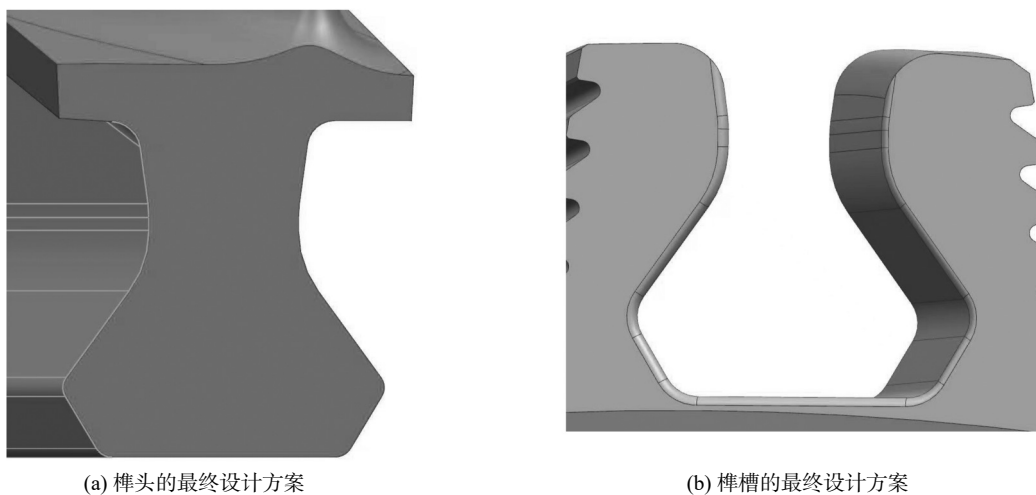
图 5 ϕ_2 和 R_3 对最大应力的影响Fig. 5 Influence of ϕ_2 and R_3 on maximum stress

图 6 榫头和榫槽的最终设计方案

Fig. 6 Final design scheme of dovetail and groove

1.4 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片细节设计

完成最核心的榫连结构重新设计后, 还有一些 SiC/SiC 复合材料叶片结构细节需要小幅调整, 见图 7。调整方案具体为: ①计算叶片结构热膨胀, 保证 SiC/SiC 复合材料叶片冷态和热态时均能与周围零件变形协调, 冷态下 SiC/SiC 复合材料与金属叶片叶尖间隙一致, 热态下 SiC/SiC 复合材料叶片叶尖间隙略大, 故不需要调整图 7 编号 1 处叶尖间隙; ②热态下 SiC/SiC 复合材料叶片箍环孔的径向高度比金属叶片低, 故向上略扩展箍环孔; ③简化封严篦齿; ④简化伸根, 伸根一直向上延伸至叶根, 并设置了一个 7.5° 倒斜面, 可以在装入叶片但未装入锁片时, 保护叶片不至于掉落在榫槽, 同时避免对上方缘板产生损伤。图中的 1、2、3、4 对应上述 4 处的结构细节调整。

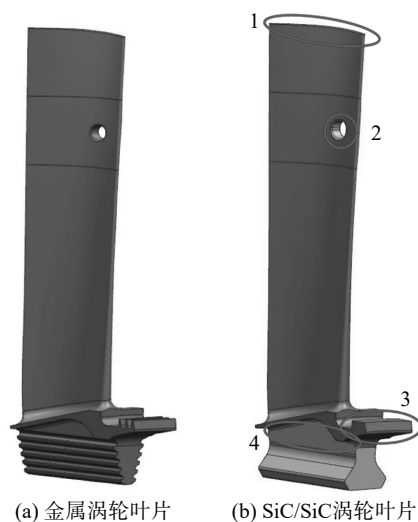


图 7 SiC/SiC 涡轮叶片局部细节调整

Fig. 7 Adjustment of local details of the SiC/SiC turbine blade

2 结果与讨论

2.1 涡轮叶片仿真分析

建立包含1件SiC/SiC复合材料涡轮叶片、涡轮盘以及相邻金属叶片的扇区有限元模型。将表2的材料性能赋予复合材料叶片,并假设材料方向和发动机旋转柱坐标重合, SiC/SiC 复合材料使用柱坐标系施加材料方向,1、2、3方向分别对应径向、周向和轴向,且2、3方向材料性能相同。见图8(a)。金属叶片和涡轮盘分别使用K417和GH4133B的材料数据;涡轮盘扇区两个截面施加循环对称边界条件;榫头榫槽接触面附近网格加密,见图8(b),接触刚度为1 N/mm,摩擦因数为0.2。采用C3D4单元,整体网格规模210万。离心载荷施加至额定转速11 440 r/min,逐步加载。为模拟轮盘与叶片的热膨胀,轮盘由盘心至盘缘300~600 ℃线性插值;叶片由榫根至叶尖600~800 ℃线性插值。设定室温(20 ℃)为计算中初始温度,最终温度场见图8(c)。

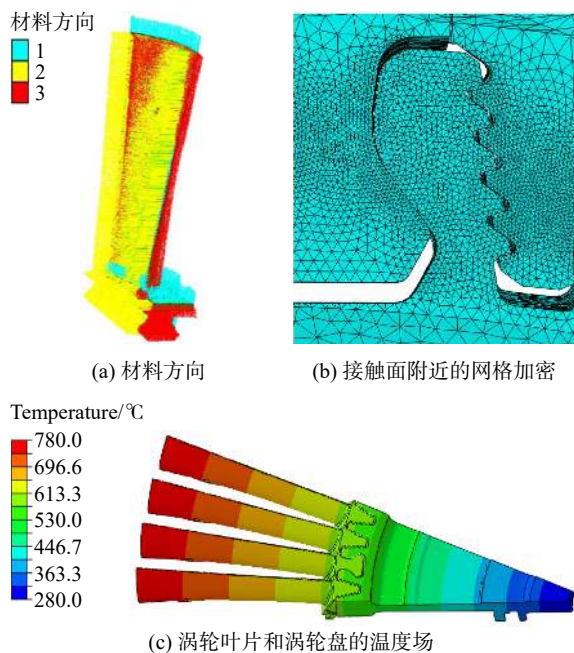


图8 有限元分析前处理

Fig. 8 Pre-processing in the finite element analysis

首先考虑更换材料后的变形协调问题。图9中SiC/SiC复合材料涡轮叶片热态叶尖最大径向位移 U_1 为1.94 mm,低于金属叶片的3.33 mm,变形协调,保证了复合材料叶片叶尖不发生碰磨。但注意SiC/SiC复合材料涡轮叶片需要开1 mm的箍环孔,保证叶片与箍环在冷、热状态下变形协调。

叶身应力主要沿径向分布,见图10。叶身中

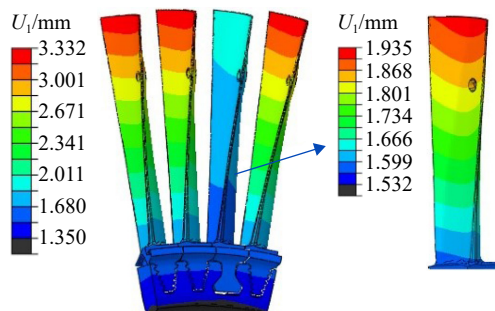


图9 SiC/SiC 涡轮叶片和金属叶片的径向位移

Fig. 9 Radial displacements of the SiC/SiC turbine blade and metal blades

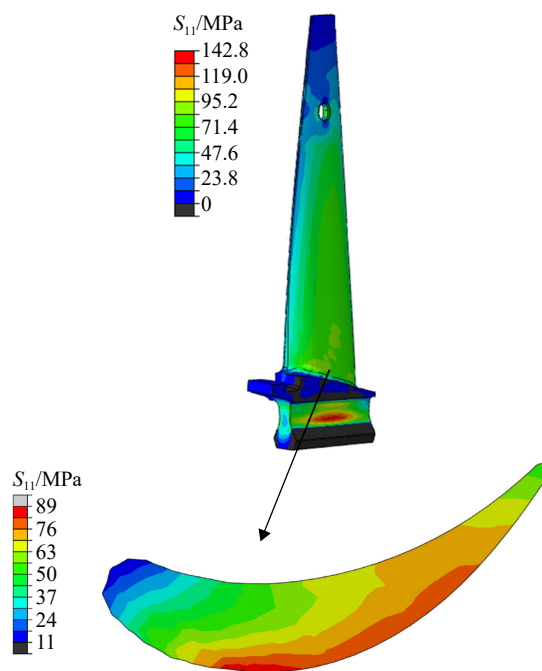


图10 SiC/SiC 涡轮叶片径向应力

Fig. 10 Radial stress of the SiC/SiC turbine blade

以叶根部位应力最大,发生在叶背侧,为89 MPa。而整个叶片 S_{11} 最大处发生在榫颈叶背侧表面,达到142.8 MPa,接近材料纵向拉伸强度 $T_{11}=150$ MPa。

由此可见榫头榫颈处的应力水平明显高于叶身,下面重点分析榫头榫颈的应力。图11(a)给出了该部分径向应力分布,除了榫颈两侧表面的局部区域在100~148 MPa,其他区域的应力在20~50 MPa,没有断裂风险。

榫连接结构依靠燕尾角承载的方式会造成叶片受拉伸时结构沿端面产生附加切应力,且燕尾角越小附加切应力越大。图11(b)展示了这个面外(端面)切应力 S_{12} 的分布。 S_{12} 出现了更明显的应力集中,且对榫头工作面受力平衡非常敏感。 S_{12} 集中在榫头工作面上下沿附近。受力较平衡的右

侧面切应力最大为 77 MPa, 而在左侧工作面 S_{12} 集中在下沿, 达到 150 MPa, 这个值超过复合材料的纵向剪切强度 $S_{12,s}=100$ MPa, 有发生局部破坏的风险, 也可采用局部纤维束将这个小区域集中的切应力分散给临近纤维交界处, 可通过编织结构细节设计降低类似区域的应力集中程度。

榫头工作面接触应力 S_c 是导致切应力集中的主要因素, 同样集中在榫头工作面上下沿, 见图 11 (c)。该应力受网格密度影响很大, 在弹性假设条件下, 理论上网格密度无穷大时该应力在应力集中部位也是无穷大的。故只分析接触应力 S_c 在大范围表面的应力水平, 局部节点与连线上的应力集中很可能失真。工作面大范围表面的压应力水平在 60~150 MPa, 在榫头工作面上下沿处十分接近复合材料横向压缩强度 C_{22} , 这个压应力载荷传递到 SiC/SiC 复合材料内部会转变成面外切应力和周向压缩应力。

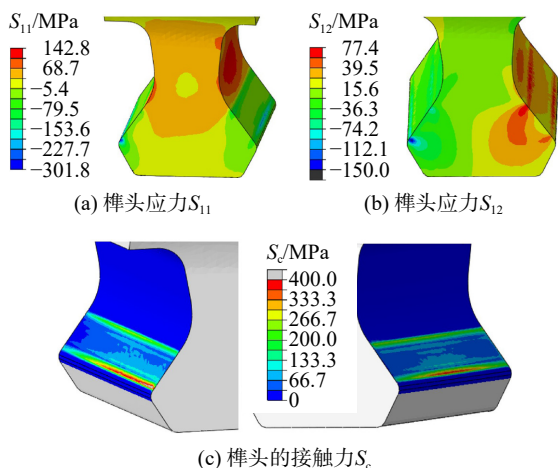


图 11 SiC/SiC 榫头的局部应力
Fig. 11 Local stress of the SiC/SiC dovetail

周向应力分布见图 12, 榫头部位应力集中主要表现为周向受压。由于接触应力的直接作用, 榫头工作面附近出现与接触应力数值相似的很大应力集中, 但可能失真。这里主要关注其他位置

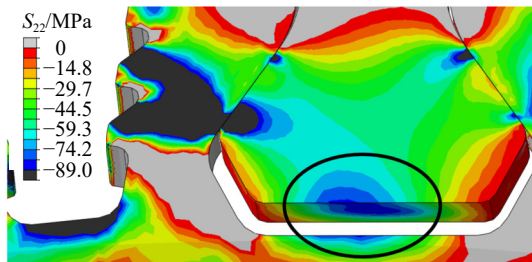


图 12 SiC/SiC 榫头和榫槽的周向应力分布
Fig. 12 Circumferential stress of the SiC/SiC dovetail and groove

的应力集中。应力次集中区出现在榫根中心区, 最大周向挤压应力为 89 MPa, 低于复合材料横向压缩强度 C_{22} , 榫根安全。

最后分析涡轮盘的应力水平, 见图 13。Mises 应力 S_{Mises} 最大为 800 MPa, 发生在燕尾型榫槽最宽处内表面, 涡轮盘可以通过短时间试车。这表明若全部采用 SiC/SiC 复合材料叶片, 整机涡轮气动和结构必须全新设计以保证轮盘强度。

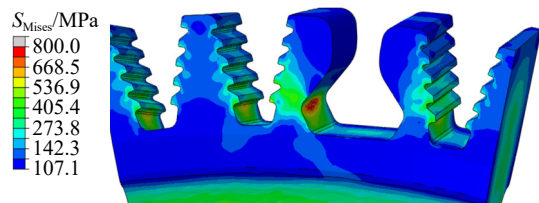


图 13 涡轮盘 Mises 应力分布
Fig. 13 Mises stress of the turbine disk

2.2 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片拉伸考核试验

考虑到榫连结构模拟件的榫头部位 SiC/SiC 复合材料编织结构与真实叶片还存在一定差异, 有必要在叶片装盘考核试验之前, 首先完成叶片拉伸强度考核试验, 试验装置见图 14 (a) [26]。叶身使用依照叶型的楔形夹持块通过摩擦夹持, 榫头使用带有榫槽的夹头夹持。上下夹具与试验机连接部位采用了万向节和可调附加弯矩设计, 以保证加载能够模拟叶片榫头和叶身截面在旋转状态下的应力应变分布特征。在叶根处黏贴应变片以监控关键位置应变变化、在榫头端面喷涂散斑利用 DIC 技术测量端面位移场, 见图 14 (b)。

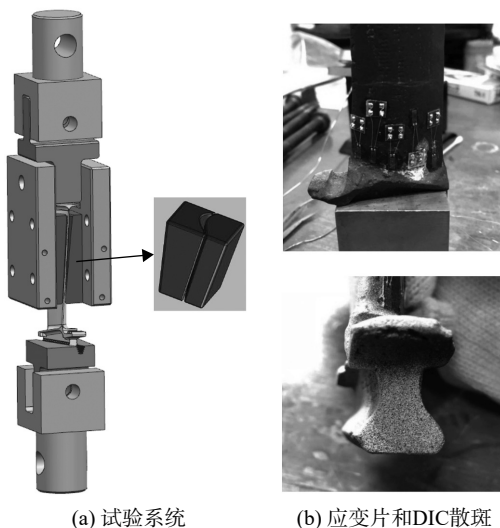
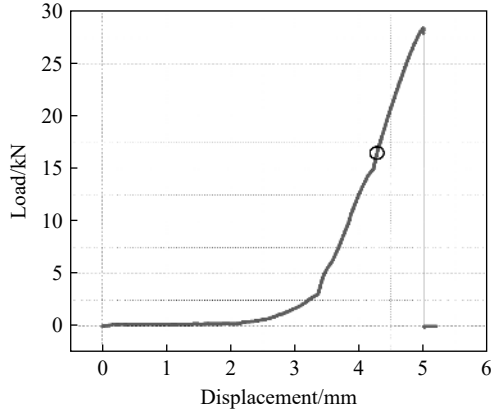


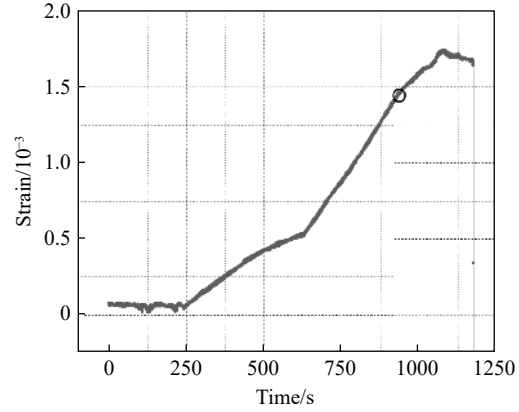
图 14 涡轮叶片拉伸测试所使用的试验系统
Fig. 14 Experimental system used in the tensile test of the turbine blade

设定加载速率为 0.3 mm/min, 完成了两片 SiC/SiC 复合材料叶片的拉伸试验。叶片 A 和叶片 B 的载荷位移以及应变时间曲线见图 15。每当试验机载荷上升到一个新的指定高度, 暂停加载并进一步增加锁紧螺栓的扭矩。因此出现了

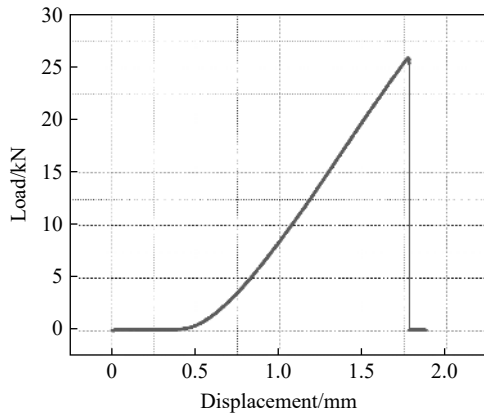
图 15(a) 中, 叶片 A 的载荷位移曲线初始阶段 (3 kN 之前) 载荷上升缓慢, 此时并未完全夹紧。利用叶片 A 的夹紧扭矩数据, 叶片 B 一次性完成了叶身夹紧, 其载荷位移曲线 (图 15(c)) 变得更加连续。



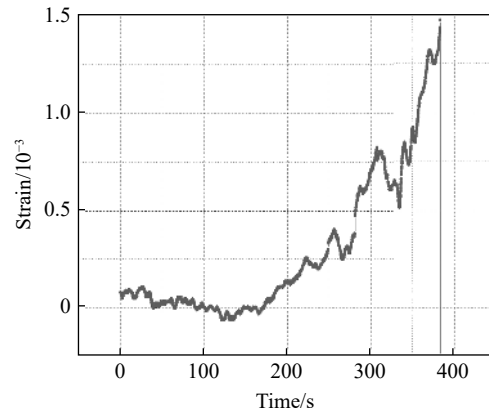
(a) 叶片A的载荷-位移曲线



(b) 叶片A的应变-时间曲线



(c) 叶片B的载荷-位移曲线



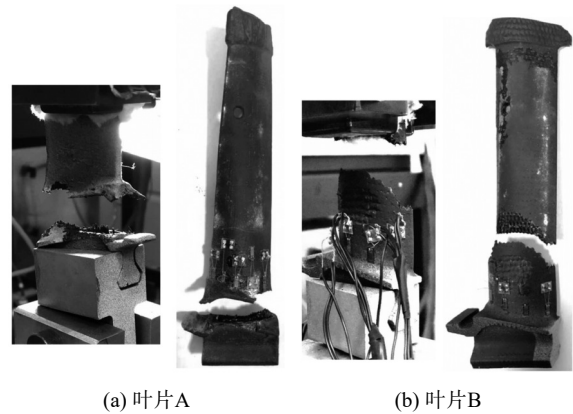
(d) 叶片B的应变-时间曲线

图 15 SiC/SiC 涡轮叶片的试验拉伸曲线

Fig. 15 Experimental tensile curves of the SiC/SiC turbine blades

叶片 A 和叶片 B 的断裂载荷分别为 28.3 kN 和 25.9 kN。断裂位置均发生在叶身, 见图 16。根据表 2 的叶身几何数据, 这个载荷相当于叶根截面分别承受了转速为 14 922 r/min 和 14 263 r/min 时的离心力, 高出设计转速 11 440 r/min 的 24%, SiC/SiC 复合材料叶身静强度满足要求。

叶片 A 和叶片 B 在断裂时刻, 叶根处叶背侧应变片数值分别为 1.74×10^{-3} 和 1.47×10^{-3} , 而额定转速下等效的叶根拉伸应变可以由试验曲线图 15(a)、图 15(c) 获得, 图 15(a)、图 15(c) 两条试验曲线中分别用小圈标记了额定转速下的等效试验载荷 (16.7 kN) 和叶根应变 (1.43×10^{-3})。对比



(a) 叶片A

(b) 叶片B

图 16 SiC/SiC 涡轮叶片拉伸断口

Fig. 16 Fracture surfaces of the SiC/SiC turbine blades

冷态下 11 440 r/min 的仿真结果, 叶根处叶背侧相同位置的径向应变 E_{11} 在 1.30×10^{-3} 上下, 与实测的相对误差为 9%, 见图 17。证明 SiC/SiC 复合材料参数预测基本合理, 计算精度满足工程设计要求。

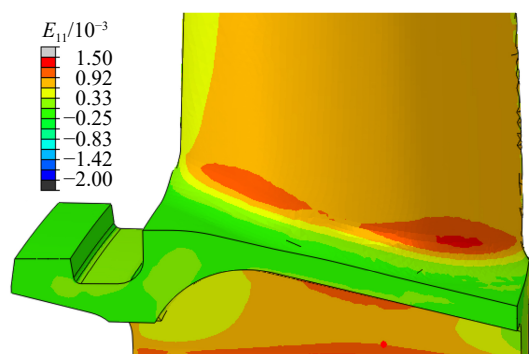


图 17 SiC/SiC 涡轮叶片冷态额定转速下纵向应变

Fig. 17 Longitudinal strain of the SiC/SiC turbine blade at cold rated speed

对于榫头的承载能力, 叶片 A 和叶片 B 不完全相同, 差异原因主要是实际制造的叶片 A 的榫头工作面以下径向深度未达到设计值, 见图 18。叶片 A 榫根底面与榫槽还留有较大空间。在拉伸测试中, 拉伸载荷 F 到达 14.2 kN 时, 叶片 A 的榫头左侧工作面上沿出现剪切主导的裂纹 (图 18(a)), 载荷继续增加到达 28.3 kN 最大值时, 剪切裂纹向下沿直线扩展并贯穿榫头径向深度方

向。但直至叶身断裂, 由于纤维束的加强作用, 叶片 A 的榫头都没有被拔出, 说明仍具有一定的承载能力。叶片 B 直至载荷达到 25.9 kN 最大值, 榫头也未出现裂纹, 仅在右侧工作面上沿出现剪应变集中, 剪切应变 γ_{12} 最大为 2.00×10^{-3} , 远低于叶片 A。叶片 B 的榫头还有很大的承载潜力。

此前的榫头仿真预测结果与试验相近, 初始裂纹由剪应力主导, 发生在工作面上沿。为了进一步验证 SiC/SiC 复合材料榫头的仿真方法合理性, 对比了榫头承受等效 25.9 kN 离心载荷时, 榫头端面应变场计算结果与试验实测的差异, 见图 19。图中, E_{22} 为周向应变, E_{11} 为径向应变, γ_{12} 为剪切应变。DIC 计算得到的应变场呈不均匀的周期性变化。而且应变水平高低分布可能与纤维束编织结构相关。由于榫头处应力更复杂, 云图纹理不仅受编织结构的影响, 还受到应力分布的影响。像标准试样那样通过云图纹理识别出纤维束交界处还存在困难。将 DIC 实测应变场中应变集中的短条带平均至周围区域, 考查区域的平均应变水平, 发现与仿真结果的应变分布规律和水平基本接近。

图 20 给出了叶片 A 叶根附近断面形貌的电镜扫描 (SEM) 图。可以看出, SiC 纤维大量拔出, SiC/SiC 复合材料涡轮叶片呈现出明显的拉伸断裂模式。

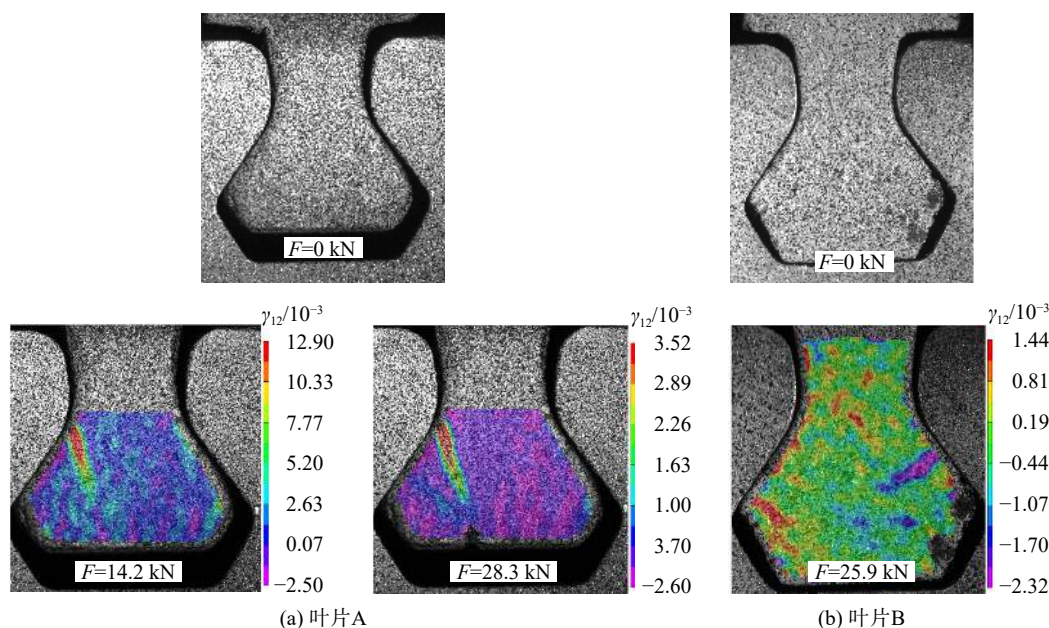


图 18 涡轮叶片 A 和 B 在不同载荷下的应变场

Fig. 18 Strain fields of the turbine blades A and B at different loads

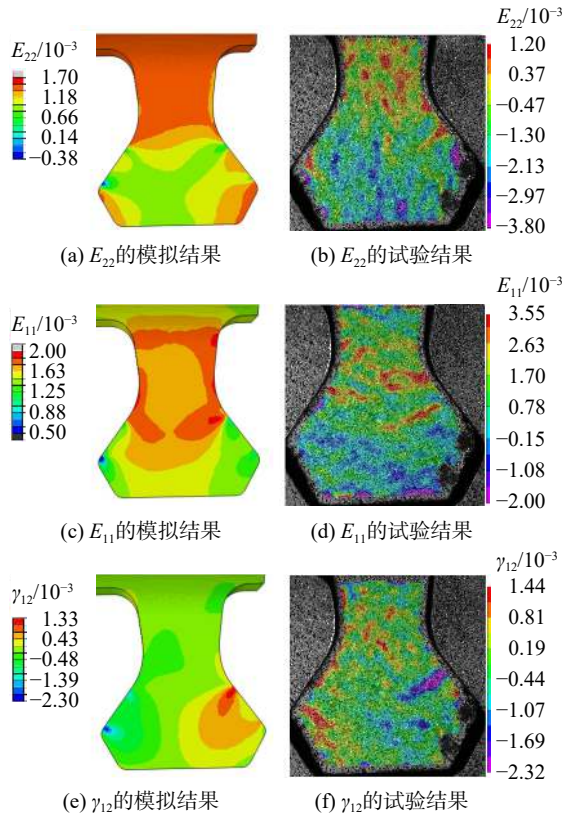


图 19 叶片 B 榫头端面应变场模拟结果和试验值的对比

Fig. 19 Comparison between simulated results and experimental values of strain fields at the dovetail end face of blade B

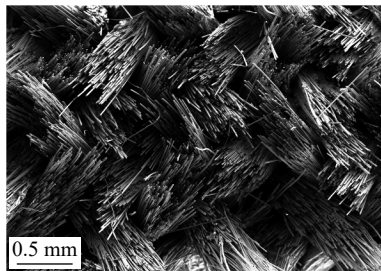


图 20 叶片 A 断口的 SEM 图

Fig. 20 SEM image of the fracture surface of blade A

3 结 论

本文针对 SiC/SiC 复合材料涡轮转子叶片, 从宏观结构细节设计, 到建模分析, 再到静强度考核测试, 完成了整个设计流程的探索。其中全尺寸 CMCs 叶片原位静强度试验, 在国内是首次开展。通过本研究可得到以下结论:

1) 本文所设计的 SiC/SiC 复合材料涡轮转子叶片顺利通过实验室条件下的静强度考核, 断裂载荷高出设计转速下叶根截面径向拉伸应力的 24%, 以断裂时转速计算的强度储备系数约为

1.24, 表明叶身静强度满足要求。

2) 本文以某成熟涡喷发动机高温合金低压涡轮叶片为原型, 在满足原发动机提供的设计空间和原叶片气动外形要求的基础上, 重新设计并完善了涡轮叶片/轮盘连接结构, 整个 SiC/SiC 复合材料涡轮叶片结构设计方法切实可行。

3) 有限元分析中榫头榫颈处有发生局部剪切破坏的风险, 而且叶片 A 的榫头榫颈处出现了切应力主导的微裂纹, 但 SiC/SiC 复合材料涡轮转子叶片的起裂位置在叶身叶根与缘板过渡处, 最终的失效呈现明显的拉伸失效模式。

本文提到的叶片设计方法不涉及叶型的设计, 后续应以未来先进战斗机发动机的总体性能参数为输入, 进行气动和结构方面的迭代设计, 设计出满足发动机气动性能和加工工艺要求的 SiC/SiC 复合材料涡轮转子叶片。此外, 抗低循环疲劳开裂、抗振动和抗蠕变持久断裂等能力是涡轮转子叶片耐久性的主要内容, 未来需要对上述问题开展更细致的设计和制备工艺改进等基础研究工作, 以引领国产 CMCs 材料和工艺走向成熟, 推动我国先进航空发动机高温部件技术进步。

参考文献:

- [1] 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, 451(7): 62-69. JIAO Jian, CHEN Mingwei. New generation of high-temperature material for engine-preparation, property and application of ceramic matrix composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 451(7): 62-69. (in Chinese)
- [2] NASLAIN R. Design, preparation and properties of non-oxide CMCs for application in engines and nuclear reactors: an overview[J]. Composites Science and Technology, 2004, 64(2): 155-170.
- [3] 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. Requirements and forecast of turbine disk materials[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(4): 1-6. (in Chinese)
- [4] 李专, 肖鹏, 熊翔. 连续纤维增强陶瓷基复合材料的研究进展[J]. 粉末冶金材料科学与工程, 2007, 12(1): 13-19. LI Zhuan, XIAO Peng, XIONG Xiang. Progress in research work of continuous fiber reinforced ceramic matrix composite[J]. Materials Science and Engineering of Powder Metallurgy, 2007, 12(1): 13-19. (in Chinese)
- [5] ZOK F W. Ceramic-matrix composites enable revolutionary gains in turbine engine efficiency[J]. American Ceramic Society Bulletin, 2016, 95(5): 22-28.
- [6] 胡海峰, 张玉娣, 邹世钦, 等. SiC/SiC 复合材料及其在航空发动机上的应用[J]. 航空制造技术, 2010, 6: 90-91. HU Haifeng, ZHANG Yudi, ZOU Shiqin, et al. SiC/SiC composites and its application on aero-engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 6: 90-91. (in Chinese)
- [7] BANSAL N P, LAMON J. Ceramic matrix composites: materials,

- modeling and technology[M]. Hoboken, US: John Wiley and Sons, 2014.
- [8] KATOY Y, SNEAD L L, HENAGER C H, Jr, et al. Current status and recent research achievements in SiC/SiC composites[J]. *Journal of Nuclear Materials*, 2014, 455(1/2/3): 387-397.
- [9] ZHANG Chao, CUIEL J L, BUI T Q. Meso-scale progressive damage modeling and life prediction of 3D braided composites under fatigue tension loading[J]. *Composite Structures*, 2018, 201: 62-71.
- [10] DENG Chao, JIANG Jianjun, FANG Liangchao. Algorithm design of four-step three-dimensional braided composite structures in Matlab environment[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, 365/366: 1144-1147.
- [11] HAO Wenfeng, YUAN Yanan, YAO Xuefeng, et al. Computational analysis of fatigue behavior of 3D 4-directional braided composites based on unit cell approach[J]. *Advances in Engineering Software*, 2015, 82: 38-52.
- [12] LIU Changqi, CHEN Yang, SHI Duoqi, et al. In situ investigation of failure in 3D braided SiC/SiC composites under flexural loading[J]. *Composite Structures*, 2021, 270: 114067.1-114067.14.
- [13] KISER J D, GRADY J E, BHATT R T, et al. Overview of CMC (ceramic matrix composite) research at the NASA Glenn Research Center[R]. Cleveland, US: Ceramics Expo, 2016.
- [14] ALAIN L, PATRICK S, ALAIN A, et al. Ceramic matrix composites to make breakthroughs in aircraft engine performance[R]. AIAA 2009-2675, 2009.
- [15] 王鸣, 董志国, 张晓越, 等. 连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料在航空发动机上的应用[J]. *航空制造技术*, 2014, 450(6): 10-13.
WANG Ming, DONG Zhiguo, ZHANG Xiaoyue, et al. Application of continuous fiber reinforced ceramic matrix composites in aeroengine[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2014, 450(6): 10-13. (in Chinese)
- [16] TAKESHI N, TAKASHI O, KUNIYUKI I, et al. Development of CMC turbine parts for aero engines[J]. IHI (Ishikawajima-Harima Heavy Industries) Engineering Review, 2014, 47(1): 29-32.
- [17] WATANABE F, NAKAMURA T, SHINOHARA K I. The application of ceramic matrix composite to low pressure turbine blade[R]. ASME Paper GT2016-56614, 2016.
- [18] BOYLE R J, PARIKH A H, NAGPAL V K. Design considerations for ceramic matrix composite high pressure turbine blades[R]. ASME Paper GT2019-91787, 2019.
- [19] BOYLE R J, AGRICOLA L M, PARIKH A H, et al. Shrouded CMC rotor blades for high pressure turbine applications[R]. ASME Paper GT2018-76827, 2018.
- [20] 鲁中良, 李涤尘, 陆峰, 等. 一种SiCf/SiC陶瓷基复合材料涡轮叶片的制备方法: CN103113123A [P]. 2013-05-22.
- [21] 罗潇, 徐友良, 郭小军, 等. 涡轮发动机用陶瓷基复合材料涡轮转子研究进展[J]. *推进技术*, 2021, 42(1): 230-240.
LUO Xiao, XU Youliang, GUO Xiaojun, et al. Research progress of ceramic matrix composites turbine rotors for turbine engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(1): 230-240. (in Chinese)
- [22] 王赛. 陶瓷基复合材料涡轮转子叶片的宏细观结构设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
WANG Sai. Macroscopic and microscopic structural design of ceramic matrix composite turbine rotor blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [23] 程震, 石多奇, 景鑫, 等. 三维四向编织陶瓷基复合材料改进模型及刚度预报[J]. *复合材料学报*, 2016, 33(6): 1287-1296.
CHENG Zhen, SHI Duoqi, JING Xin, et al. Improved model and stiffness prediction of 3D four directional braided ceramic-matrix composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(6): 1287-1296. (in Chinese)
- [24] 程震. 连续纤维增强陶瓷基复合材料 强度与结构设计[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2021.
CHENG Zhen. Continuous fiber reinforced ceramic matrix composite strength and structure design[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021. (in Chinese)
- [25] SCHAPERLY R A. Thermal expansion coefficients of composite materials based on energy principles[J]. *Journal of Composite Materials*, 1968, 2(3): 380-404.
- [26] SHI Duoqi, LI Zhenlei, YANG Xiaoguang, et al. Accelerated LCF-creep experimental methodology for durability life evaluation of turbine blade[J]. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 2018, 41(5): 1196-1207.

(编辑: 王碧琚)