

DOI:10.11784/tdxbz202510002

嵌入陶瓷基复合材料的光纤布拉格光栅 高温和应变传感特性研究

周 峰^{1,2}, 王龙南², 周似冰², 黎鸿华², 姜亚军³, 刘显明¹

(1. 重庆大学光电工程学院光电技术及系统教育部重点实验室, 重庆 400044;

2. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 412002;

3. 西北工业大学物理科学与技术学院陕西省光信息技术重点实验室, 西安 710129)

摘 要: 针对陶瓷基复合材料(CMCs)热端部件在高温和高应变监测中存在的测量困难与精度不足问题, 提出一种内嵌光纤布拉格光栅(FBG)高温和高应变传感方法。利用飞秒激光直写法在单模光纤中制备了耐高温的 FBG, 并将其封装于高温合金毛细管内, 构成耐高温光纤传感器。进一步通过飞秒激光微加工的方式分别在 CMCs 拉伸试样和航空发动机导向叶片上制备微通道, 将光纤传感器嵌入微通道内部, 并采用高温胶进行封装固定, 从而构建具备功能和感知一体化能力的 CMCs 热端部件。在高温高速燃气冲刷条件下, 对 CMCs 导向叶片进行了 50 次高温热冲击试验, 温度范围为 212.5~855.7℃。试验结果表明, 内嵌光纤传感器的性能保持稳定, 与实际工况基本一致。在 800℃条件下对 CMCs 拉伸试样开展了 3 300 次高温循环拉伸测试, 应变范围为 367 με~1 395 με, 测得的位移量与力学试验机夹具的位移量高度吻合, 验证了该测试方法的有效性和稳定性, 实现了 CMCs 部件内部高温和高应变的原位在线监测。

关键词: 光纤布拉格光栅; 陶瓷基复合材料; 高温; 应变; 光纤传感

中图分类号: TP212

文献标志码: A

文章编号: 0493-2137(2026)10-1100-09

High-Temperature and Strain Sensing Characteristics of Fiber Bragg Gratings Embedded in Ceramic Matrix Composites

Zhou Feng^{1,2}, Wang Longnan², Zhou Sibing², Li Honghua², Jiang Yajun³, Liu Xianming¹

(1. Key Laboratory of Optoelectronic Technology & Systems of Ministry of Education, College of Optoelectronic Engineering, Chongqing University, Chongqing 400044, China;

2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;

3. Shaanxi Key Laboratory of Optical Information Technology, School of Physical Science and Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: To address the measurement difficulties and insufficient accuracy in the high temperature and high-temperature strain monitoring of hot-end components made of ceramic matrix composites(CMCs), we demonstrated an embedded fiber Bragg grating(FBG) sensing method for high temperature and high-temperature strain. First, high-temperature resistant FBG were fabricated via femtosecond laser direct writing on gold-coated single-mode fibers and then encapsulated within a high-temperature alloy capillary tube to form a high-temperature resistant fiber optic sensor. Furthermore, microchannels were integrated into the CMCs tensile specimens and aero-engine guide vanes through femtosecond laser microfabrication. Thereafter, the fiber optic sensors were embedded within these microchannels and adhered using a high-temperature ceramic adhesive, thereby constructing smart CMCs hot-end components that seamlessly integrate structural functionalities and sensing capability. Under conditions simulating high temperature and rapid gas scouring, we conducted 50 thermal shock tests on CMCs guide vanes across a temperature

收稿日期: 2025-10-04; 修回日期: 2025-11-20.

作者简介: 周 峰(1983—), 男, 博士研究生, 研究员, 14380842@qq.com.

通信作者: 刘显明, xianming65@163.com.

基金项目: 国家重点研发计划资助项目(2022YFB3207500).

Supported by the National Key Research and Development Program of China (No. 2022YFB3207500).

range from 212.5 °C to 855.7 °C. The results indicate that the performance of the embedded fiber optic sensors remained stable and was largely consistent with the actual operating conditions. Additionally, the CMCs tensile specimens were subjected to 3 300 cyclic tensile tests at temperatures approaching 800 °C, obtaining strain values of 367 $\mu\epsilon$ —1 395 $\mu\epsilon$. The FBG-measured displacements exhibited a strong correlation with those recorded by the mechanical testing machine fixture, thus validating the effectiveness and stability of this testing methodology. Overall, this research successfully achieved the simultaneous in situ online monitoring of high temperature and high-temperature strain within CMCs components under extreme conditions.

Keywords: fiber Bragg grating (FBG); ceramic matrix composites (CMCs); high temperature; strain; fiber optic sensing

提高涡轮进口燃气温度可直接提升航空发动机的综合性能,极高的涡轮进口燃气温度给发动机热端部件的设计和运行带来了极大挑战。目前航空发动机的热端部件主要采用镍基高温合金和钛合金。但随着航空发动机性能的不不断提升,尤其是对大推力和大推重比要求的不断提高,传统高温合金已经达到了 1 150 °C 的使用极限。虽然定向凝固合金、单晶合金的广泛使用以及隔热涂层和气冷技术的不断发展,使高温合金的极限使用温度显著提高,但传统高温合金难以满足新一代航空发动机极限使用温度和轻质化等需求。相比于传统合金材料,陶瓷基复合材料 (ceramic matrix composites, CMCs) 具有耐高温、高硬度、高强度、低密度以及优异的抗氧化和耐腐蚀等特性,可将航空发动机热端部件的耐温极限提高到 1 500 °C 以上,极大地减轻部件重量并减少冷却空气使用量,显著提高航空发动机的使用温度和性能^[1]。研究表明,将 CMCs 用于燃烧室、涡轮和尾喷管等热端部件,可使发动机工作温度提高 300 ~ 500 °C,结构减重 50% ~ 70%,推力提升 30% ~ 100%^[2]。因此,CMCs 被世界各国视为未来航空发动机热端部件的战略热结构材料,具有巨大的应用价值。除了要研发性能优异的耐高温材料外,还需要有与之匹配的高温和高应变测试手段。目前航空发动机领域高温测试方法^[3]主要有电测法(热电偶和热电阻)、光纤传感法、晶体法、示温漆法、红外辐射法等。高温应变测试方法主要有电测法(高温应变片和高温引伸计)、光纤传感法和光学数字图像相关法等。然而现有的用于高温合金材料高温和高应变的测试方法难以直接用于 CMCs 材料,例如传统的热电偶和高温应变片无法焊接在 CMCs 上;CMCs 本身脆性较大,不适于用螺丝固定;采用高温胶黏接方式固定的传感器在高温、高压和高速气流冲刷下,极易失效,导致目前 CMCs 热端部件存在“测不到”和“测不准”的难题。随着 CMCs 在航空发动机上的大量应用,迫切需求一种可用于 CMCs 热端部件高温和高应变测

试的新方法。

光纤传感法凭借其测量精度高、耐温特性好、尺寸小、易于植入等优势^[4],在航空发动机 CMCs 热端部件监测领域具有很大的优势和应用潜力,也是国内外普遍采用的温度和应变测试方法之一。光纤布拉格光栅 (fiber Bragg grating, FBG) 型光纤传感器具有可复用、测量精度高、应用范围广等优点已成为主流。利用飞秒激光在石英光纤中制备耐高温 FBG 的技术已经比较成熟,主要有相位掩模 (phase mask, PM) 法^[5]、飞秒激光直写法 (包括逐点 (PbP)^[6]、逐线 (LbL)^[7]和逐面 (Pl-b-Pl)^[8]法) 和塔尔博特干涉法^[9]。人们首先采用近红外 (800 nm) 飞秒激光以 PbP 法在掺铒的普通单模光纤中成功制备了长周期光纤光栅^[10],之后分别利用近红外飞秒激光和 PM 法^[11]以及 PbP 法^[12]在掺铒单模光纤中实现了 I 型和 II 型 FBG 的制备。目前,人们用飞秒激光已在纯硅纤芯光纤、稀土掺杂光纤、锥形光纤和微结构光纤等几乎所有类型光纤中成功写入了 FBG,并实现了采样、啁啾、相移、变迹和倾斜 FBG 的制作。研究发现,用飞秒激光制作的 FBG 遵循多光子非线性吸收过程,石英 FBG 可耐受 1 000 °C 以上的高温^[13-14]。1 000 °C 已接近石英光纤的测温极限,如果要实现更高温度的测量,则需要使用耐温特性更好的蓝宝石 FBG^[15]。但是蓝宝石光纤为无包层结构、横截面呈六边形的单晶,且其折射率高达 1.76,直径为 60 μm 的蓝宝石光纤中可传输上万个模式,导致蓝宝石 FBG 的反射光谱呈多峰结构,且其反射率普遍较低,与普通单模光纤的兼容性也较差,在实际应用方面还需要进一步研究。

光纤传感技术在航空领域的高温与应变测试方面已得到广泛应用,国内外研究机构为此开展了大量实践。早期研究集中于将光纤传感器通过焊接或高温胶黏贴于被测件表面。例如,国外的普惠公司利用光纤传感器监测 PT6 涡桨发动机机匣的温度和应变^[16],之后又实现了对发动机高温燃气温度分布的

测量^[17],德国 MTU 公司也将其用于发动机总温的监测^[18].同时光纤传感器还是一种性能优良的航空发动机叶尖间隙传感器^[19].国内的北京强度环境研究所^[20]及中国空气动力研究与发展中心^[21]分别使用光纤传感器测试了高温合金、碳基复合材料等的高温应变.然而,此类表面安装方式难以实现材料内部的高温及应变测量.

近年来,光纤传感器的集成方式逐步由表面安装向嵌入内部发展,尤其在复合材料与金属结构中已较为成熟.例如,美国航空航天局通过 3D 打印技术将光纤传感器嵌入金属部件^[22];美国橡树岭国家实验室利用超声波增材制造技术实现光纤在金属内部的集成,并成功在 400 °C 下进行应变测量^[23].在欧盟资助下,法国国立高等工程技术学院与赛峰集团合作,进一步在飞机发动机风扇叶片中采用 3D 打印方式集成光纤传感器,使复合材料与钛合金前缘结构具备感知能力^[24].英国罗罗公司也在其新一代 UltraFan 航空发动机测试中,于风扇叶尖安装光纤传感器,实现了对风扇应变、裂纹等状态的实时在线监测^[25].尽管光纤传感器在中低温部件中的集成与应用中已取得显著进展,但在下一代航空发动机关键高温材料 CMCs 内部嵌入耐高温光纤传感器,并实现高温环境下材料内部物理量的实时监测,仍是当前研究的空白.现有技术多集中于 400 °C 以下高温应变测量,如何在高温条件下实现稳定、可靠的内嵌传感,是未来需要突破的关键方向.

本文提出一种内嵌于 CMCs 的 FBG 高温和高温应变传感技术并验证其可行性.首先利用飞秒激光在单模光纤中制备耐高温的 FBG,并将其封装以形成耐高温的光纤传感器.其次,利用飞秒激光微加工的方式在 CMCs 热端部件上制备微通道,将耐高温的光纤传感器嵌入微通道中,采用高温陶瓷胶封装固定,形成具有功能和感知能力的一体化 CMCs 热端部件.在实验室环境和高温燃气冲刷条件下,对一体化的 CMCs 热端部件的高温和高应变特性进行了测试与分析.

1 工作原理

当一束宽带激光在 FBG 中传输时,满足布拉格衍射条件的光波会沿着入射光的方向被原路返回,形成布拉格反射光谱,反射光谱的中心波长即为 FBG 的中心波长 λ_B ,而其余的光波则会几乎没有损耗地透过,从而在透射光谱中形成一个与反射光谱对应的损耗峰.FBG 相当于一个全光纤滤波器,滤掉特定波长的光波,透过其余的光波.可以将 FBG 看作是纤芯

中周期为 Λ 的一维衍射光栅,其满足的布拉格衍射条件为

$$m\lambda_B = 2n_{\text{eff}}\Lambda \quad (1)$$

由式(1)可知,FBG 的中心波长主要取决于光栅周期 Λ 、纤芯的有效折射率 n_{eff} 和光栅的阶数 m ,对于飞秒激光制备的 FBG, m 通常取 2.在传感过程中,随着外界作用量的改变,FBG 的光栅周期和有效折射率也会相应发生改变,从而导致 FBG 的中心波长发生漂移,故可以通过监测 FBG 的中心波长变化实现对外界作用量的测量.

对式(1)进行微分,可以得到 FBG 中心波长漂移量 $\Delta\lambda_B$ 的表达式,即

$$\Delta\lambda_B = n_{\text{eff}}\Delta\Lambda + \Delta n_{\text{eff}}\Lambda \quad (2)$$

式中: $\Delta\Lambda$ 为 FBG 光栅周期的改变量; Δn_{eff} 为纤芯有效折射率的改变量.

当 FBG 所受的温度变化为 ΔT 时,热膨胀效应引起光栅周期发生变化,热光效应引起有效折射率发生变化,则 FBG 的中心波长变为

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = (\alpha + \zeta)\Delta T = k_T\Delta T \quad (3)$$

式中: α 为光纤的热膨胀系数; ζ 为光纤的热光系数; k_T 为温度灵敏度系数.常温下,石英光纤的热光系数 $\zeta = 7 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ 比热膨胀系数 $\alpha = 0.5 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ 大一个数量级,所以温度引起 FBG 中心波长的变化主要由热光效应所致.需要注意的是,当温度变化范围较小时,热光系数和热膨胀系数变化很小,温度灵敏度系数 k_T 恒定,故 FBG 中心波长的变化量与温度变化量呈线性关系;当温度变化范围较大时,热光系数和热膨胀系数都会随温度发生改变,此时 FBG 中心波长的变化量与温度变化量之间遵循非线性关系.

当 FBG 受轴向应变作用时,其中心波长相对变化量和轴向应变 ε 之间的关系为

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = (1 - P)\varepsilon = k_\varepsilon\varepsilon \quad (4)$$

式中: P 为有效弹光系数; k_ε 为应变灵敏度系数.由式(4)可知 FBG 的中心波长变化量与应变呈线性关系.

2 FBG 的飞秒激光制备

2.1 制备方法及反射光谱测量

利用飞秒激光和 PbP 法制备 FBG 的光路示意和实验装置如图 1 所示.飞秒激光系统输出 800 nm 近红外激光,其激光能量可由 1/2 波片和格兰泰勒棱镜组合来调节,调节能量后的飞秒激光束经一个二向色

镜反射,该二向色镜可反射 800 nm 的光束,透过其他可见光. 反射后的光束垂直入射进显微物镜($\times 40$, 数值孔径为 0.75),该显微物镜可将飞秒激光准确聚焦在纤芯上. 光纤通过两个光纤夹具固定在高精度的三维电控微位移平台(Aerotech ANT 130 XY + ANT 130 LZ)上,光纤轴线垂直于入射激光,并可沿着光纤轴线按照设定的速度匀速移动. 经光纤反射的光透过显微物镜后,再透过二向色镜,由透镜成像在上方的电荷耦合器件(charge-coupled device, CCD)上,用于在水平方向上监测聚焦后的激光在纤芯的位置. 根据飞秒激光的重复频率,按照所需 FBG 的周期,设定三维微位移平台的移动速度 v ,选取合适的激光曝光强度,即可在光纤纤芯中制备 FBG. 在制备过程中,利用自发辐射放大(amplified spontaneous emission, ASE)光源和光谱分析仪(横河 AQ6370D)对 FBG 的反射光谱进行实时监测. 实验中采用纯石英纤芯光纤(Fibercore SM1250SC(9/125)),其纤芯的有效折射率为 1.446,800 nm 飞秒激光可透过其聚酰亚胺涂覆层直接在纤芯中制备 FBG. 将飞秒激光的重复频率 f 设为 1 kHz,则 FBG 的光栅周期 $\Lambda = v/f$. 为了在光纤上制备 4 点 FBG 串,将 v 分别设定为 1.061 5 mm/s、1.065 0 mm/s、1.068 4 mm/s 和 1.071 8 mm/s,则制备的 4 个 FBG 的反射光谱如图 2 所示,其中心波长分别为 1 534.99 nm、1 539.98 nm、

1 544.89 nm 和 1 549.80 nm,边模抑制比均大于 25 dB. 由于待测导向叶片的叶身高度为 20 mm,将 4 个 FBG 等间隔分布,分别标记为 FBG1~FBG4,光栅长度均为 3 mm,FBG1 和 FBG4 之间的中心距为 20 mm.

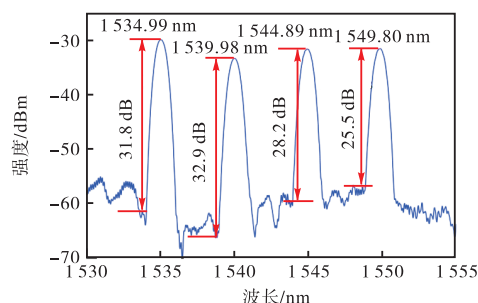


图 2 飞秒激光制备的 4 点 FBG 串反射光谱

Fig.2 Reflection spectra of a 4-point FBG array fabricated by femtosecond laser

2.2 光纤传感器的封装

光纤的涂覆层聚酰亚胺最高只能耐受 350 °C,在更高温度下会逐渐碳化,因此采用外径为 1.0 mm、内径为 0.8 mm 的 GH3030 高温合金毛细管对 FBG 进行封装,如图 3 所示.

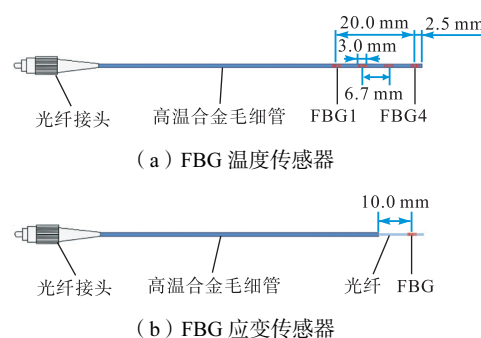
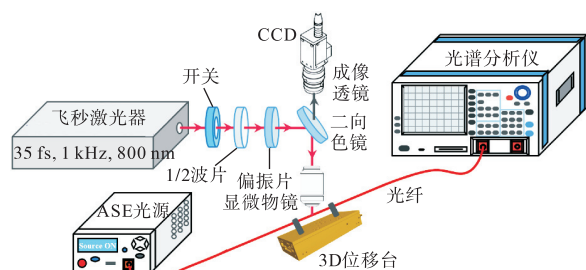


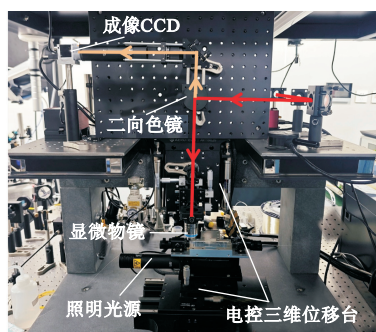
图 3 封装于高温合金毛细管中的 FBG 传感器

Fig.3 FBG sensors encapsulated in a high-temperature alloy capillary tube

GH3030 高温合金毛细管具有很好的高温机械强度和抗氧化性,常用于航空发动机燃烧室等 800 °C 以下的关键部件,因此在实验过程中可以对 FBG 进行有效防护. 对于 FBG 温度传感器,其示意如图 3(a)所示,将 4 点 FBG 串全部封装于高温合金毛细管内,仅受温度的影响,FBG4 的中心距离端头约 2.5 mm,为了防止光纤涂覆层在高温环境下持续氧化,对高温合金毛细管测点端头用高温胶进行了封口处理. 为了考核光纤涂覆层在高温下对测量结果的影响,采用了一只镀金 FBG 作为对比. 镀金 FBG 的制备方法如下:利用王水将镀金光纤的一段镀金区腐蚀掉,酒精清洁后利用飞秒激光和 PbP 法在纤芯中



(a) 光路示意



(b) 装置实物

图 1 飞秒激光和 PbP 法制备 FBG 的实验装置

Fig.1 Experimental setup for FBG fabrication using femtosecond laser and PbP method

制备一个 FBG, 然后利用磁控溅射方式对光栅区进行金膜再涂覆, 金膜厚度约为 500 nm. 虽然金的熔点高达 1064 °C, 而镀金光纤长期使用温度最高只到 700 °C. 在 800 °C 测试温度下金膜的形态会发生变化, 对光纤的防护效果会变差. 但由于金膜很薄, 不足以对 FBG 产生明显的温度增敏效果. 采用相同的方法, 将镀金 FBG 封装于高温合金管内, FBG 中心距离端头约为 2.5 mm. 对于 FBG 应变传感器, 其示意如图 3(b) 所示, 只是将光纤尾纤封装于高温合金管内, 以免在高温拉伸测试中损坏, 而光栅区域裸漏在外, 后续将采用高温陶瓷胶以两点黏接方式来固定 FBG, FBG 的中心距离高温合金毛细管端头约 10.0 mm.

2.3 高温测试标定

在高温测量前, 需要对飞秒激光和 PbP 法制备的 FBG 在 1000 °C 内的温度特性进行测试, 进而标定出其温度系数. 将 FBG 与 S 型热电偶的测点紧贴固定在一起, 一并置于高温管式炉内. 将温度从 40 °C 逐步提高至 1050 °C, 温度步长为 100 °C, 在每个温度点下保持 10 min, 待温度稳定后用光谱分析仪记录其反射光谱. 提取每个反射光谱的中心波长, 得到下 FBG 中心波长与温度之间的关系, 对其进行非线性拟合, 拟合结果如图 4 所示, 可以看出 FBG 的中心波长随温度的变化呈二次多项式函数关系.

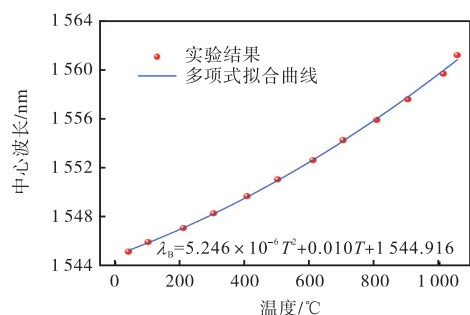


图 4 飞秒激光和 PbP 法制备的 FBG 中心波长与温度的关系

Fig.4 Relationship between the central wavelength and temperature of FBGs fabricated by femtosecond laser and PbP method

在实际使用过程中, 只能测量 FBG 的中心波长, 且每个 FBG 的中心波长初始值有所不同, 因此根据图 4 测试结果, 建立 FBG 中心波长的漂移量 $\Delta\lambda_B$ 与温度 T 之间的普适关系, 如图 5 所示, 拟合得到的函数为

$$T = -1.447\Delta\lambda_B^2 + 87.130\Delta\lambda_B + 40.379 \quad (5)$$

因此, 通过监测 FBG 中心波长的漂移量, 根据式(5)即可得到温度值.

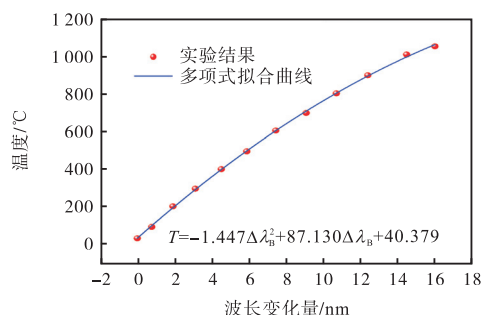


图 5 待测温度与中心波长变化量之间的标定曲线

Fig.5 Calibration curve of the temperature to be measured vs the variation of the central wavelength

在高温下, FBG 的应变灵敏度系数会发生变化. 将 FBG 置于高温管式炉内, 其两端固定在两个手动的微位移平台上, 在高温下, 移动微位移平台对 FBG 施加应变, 实验测得 800 °C 高温下 FBG 的应变灵敏度系数约为 1.288 pm/μ ϵ , 稍大于室温下的测量值 1.2 pm/μ ϵ .

3 FBG 在 CMCs 中的内嵌方法

本文所用的碳化硅/碳化硅 (SiC/SiC) 组分的 CMCs 是一种兼有金属材料、陶瓷材料性能优点的热结构/功能一体化新型材料, 具有耐高温、低密度、高强比、高比模、抗氧化、抗烧蚀、对裂纹不敏感、不发生灾难性损毁等特点. 考虑到航空发动机涡轮导向叶片具有工艺设计环节多、规格尺寸小、尺寸精度要求高、质量控制点类型复杂等特点, 所以采用化学气相渗透技术来制备 CMCs 涡轮导向叶片和 CMCs 拉伸试样, 试样的长 × 宽 × 厚为 320 mm × 6 mm × 3 mm, 主要用于做高温拉伸实验, 导向叶片主要做热冲击实验.

将光纤传感器内嵌至 CMCs 中的工艺流程如图 6 所示, 分别经过预制体裁剪、预制体铺排、预制体定型、预制体致密化、粗加工、精加工、抛光打磨、水导激光刻槽或者微孔制备、光纤传感器内嵌、高温胶封装固定以及测试等环节. 利用水导激光在拉伸试样表面沿长度方向加工一个深为 1.2 mm、宽为 1.2 mm 的通槽. 将带有高温合金毛细管的光纤传感器放置于通槽内, 利用高温胶通过两点黏接的方式将裸漏在高温合金毛细管外的 FBG 固定在通槽内, 同时将部分高温合金毛细管也固化在其中. 在固定过程中, 对 FBG 施加一定的预拉伸, 避免光纤在固化后出现松弛的现象. 对于导向叶片, 沿着叶身方向用水导激光加工 3 个内径为 1.2 mm 的微通道, 分别位于导向叶片的前缘、叶背和尾缘位置. 在封装有 FBG 的高温

合金毛细管壁上涂覆一层高温胶后将其插入导向叶片上的微通道内固定。为了减小高温下不同材料热膨胀系数差异导致的脱胶问题,采用与 CMCs 基体成份相近的高温胶。本文选用了可耐受 1 200 °C 的世林 SL8308 型高温胶,该胶非常适合对高温陶瓷等进行灌封。其固化方式为:在 30 °C 下固化 2 h,升温至 50 °C 再固化 4 h。固化完成的内嵌光纤传感器的 CMCs 导向叶片和拉伸试样示意如图 7 所示,其中导向叶片叶身的前缘、叶背和尾缘位置分别封装一只 FBG 温度传感器,前缘和叶背的温度传感器为 4 点 FBG 串,尾缘处为镀金 FBG。为了保证试样在拉伸过程中不滑移,在试样两端前、后表面分别黏接了 2 块加强铝片。

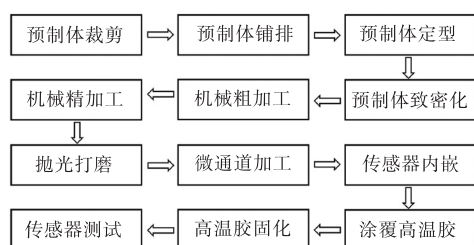


图 6 光纤传感器内嵌至 CMCs 中的工艺流程

Fig.6 Process flow for embedding fiber optic sensors into CMCs

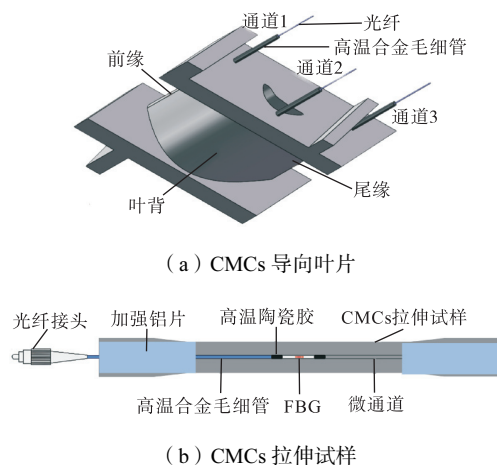


图 7 内嵌光纤传感器的 CMCs 导向叶片和拉伸试样示意
Fig.7 Schematic of CMCs guide vane and tensile specimen with embedded fiber optic sensors

4 内嵌于 CMCs 中的 FBG 传感特性

4.1 高温传感

将内嵌有光纤传感器的 CMCs 导向叶片安装在航空发动机部件级测试平台上,在高温、高压 (2.5 MPa)、高速 (85 m/s) 气流冲刷下,模拟导向叶片在热冲击工况下的工作状态,并测试该工况下导向叶

片各部位的温度变化。测试过程中,利用高温合金毛细管封装的尾纤将信号引出,在安全区域利用光纤光栅解调仪 (MOI SM130) 对光纤传感器的中心波长进行实时采集,并根据前期标定的温度系数换算为温度值,采样频率设定为 100 Hz。施加的温度载荷如下:采用燃烧室产生的高温燃气直接加热导向叶片,使其温度在 50 s 内迅速升至 600 °C 左右,然后利用低温燃气在 30 s 内冷却导向叶片至最低温度 200 °C 左右,再迅速升至 600 °C 左右,依此循环 10 次,每个循环约 82 s。再在 50 s 内将其温度迅速升至 850 °C 左右,再迅速降至 200 °C 左右,依此循环 10 次,每个循环约 82 s。按照此规律总共执行 50 次循环。

利用内嵌的 FBG 传感器所测试的结果如图 8 所示。其中 C1T1、C1T2、C1T3、C1T4 分别表示前缘通道 1 中第 1~4 个 FBG 的测试结果,C2T1、C2T2、C2T3、C2T4 分别表示叶背通道 2 中 4 个 FBG 的测试结果,C3T1 表示尾缘通道 3 中一个 FBG 的测试结果。从图 8(a)可以看出,CMCs 被迅速加热到 576.3 °C,又快速降温至 212.5 °C,10 次循环后又快速升温至 855.7 °C,每次循环的时间为 82 s,可见光纤传感器可以完全响应升降温的速度变化。在开展第 2 组 850 °C 的高温循环实验时,10 次循环测量得到的最高温度值分别为 826.5 °C、843.5 °C、848.6 °C、846.1 °C、847.2 °C、848.6 °C、847.2 °C、846.1 °C、844.9 °C、843.5 °C,可见除了第 1 次循环温度稍微不稳定外,其余 9 次温度值的最大偏差约为 5.1 °C,说明温度测试结果在允许的 1% 误差范围之内。每个周期温度点与施加载荷之间的偏差是该 CMCs 所处位置与测试平台中热电偶测点位置不同所致。从图 8(a)~(d)可以看出,通道 1 中每个循环的最高温度值是依次递减的,且第 1 个和最后 1 个 10 次循环中的温度差逐次减小,分别为 363.8 °C、324.6 °C、137.4 °C、219.3 °C 和 352.6 °C、352.6 °C、294.3 °C、362.2 °C。从图 8(e)~(h)可以看出,通道 2 遵循了相似的规律,即温度差分别为 335.6 °C、269.9 °C、191.3 °C、173.1 °C 和 340.4 °C、305.3 °C、231.5 °C、213.1 °C。对于镀金 FBG,第 1 个和最后 1 个 10 次循环中的温度差分别为 247.1 °C 和 271.3 °C,如图 8(i) 所示,可见镀金对 FBG 的性能影响不大。另外,从测试结果发现在部分周期的最高温度点处,所测温度曲线会出现轻微的毛刺现象,特别是图 8(d)中 C1T4 的后半段曲线,这是由于 FBG 封装在高温合金毛细管中呈松弛状态,合金管尾端用高温胶进行了封口,该高温胶在高速高压气流冲刷下可能会脱落,导致合金毛细管中的光纤呈自由状态。

受高温气流冲击和振动的直接影响,其中心波长发生轻微变化,进而引起测量结果轻微振荡.后期可采用

封口的合金毛细管来消除该影响.

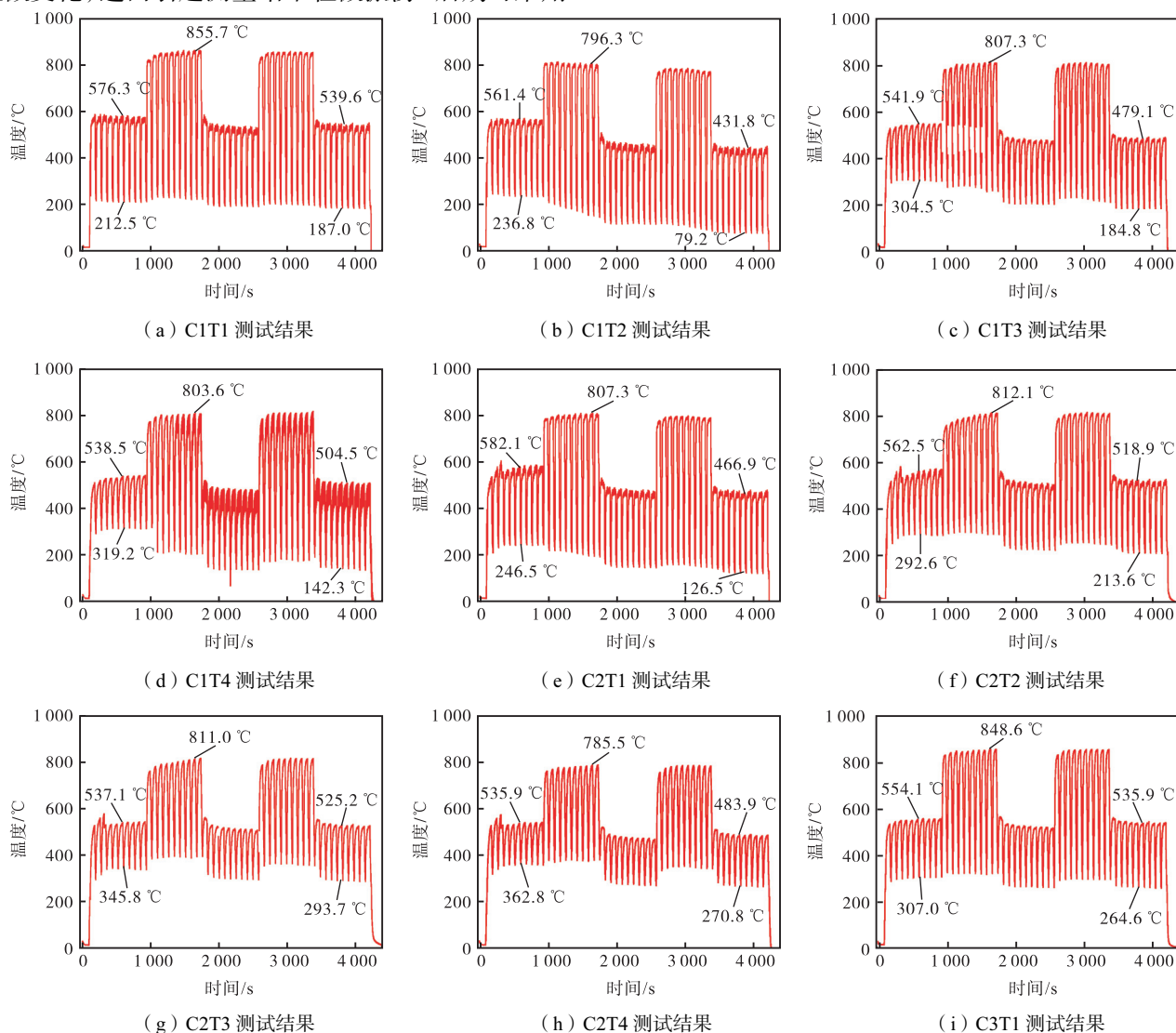


图 8 内嵌光纤传感器的导向叶片温度测试结果

Fig.8 Temperature test results of guide vanes with embedded fiber optic sensors

4.2 高温应变传感

由于导向叶片的形状不规则,无法在电子万能试验机下对其施加拉力和应变.因此采用内嵌光纤传感器的 CMCs 拉伸试样来开展本试验.将封装有光纤传感器的 CMCs 拉伸试样两端分别加持在万能试验机的两个夹具上,两个加持点的距离为 280 mm.利用高温炉加热的同时,对试件进行拉伸,其测试装置如图 9(a)所示.首先将炉内温度上升到 800 °C,升温曲线如图 9(b)所示,待温度稳定后,在此高温下对拉伸试样施加 0.1 ~ 2.0 kN 的周期性拉力,每个周期为 0.066 s,总共持续约 3 300 个循环.拉伸过程中,实时记录万能试验机上的载荷和两个夹具之间的位移,作为电学位移传感器测量的位移量,如图 10(a)所示.图 10(a)中仅给出 66.24 ~

66.90 s 范围内 10 个拉伸循环的载荷和位移变化量,此时万能试验机自身测量的位移从 0.061 mm 变化到 0.368 mm,位移变化量为 0.307 mm.利用光纤光栅解调仪实时测量 CMCs 拉伸试样中光纤传感器的中心波长,根据前期标定的传感器应变系数 1.288,计算得出实时的应变,如图 10(b)所示,实验测量得到的应变值为 $367 \mu\epsilon \sim 1395 \mu\epsilon$.再根据两个夹具加持点的距离 280 mm,算出 CMCs 上的位移变化量,并对测试结果采用正弦函数拟合,位移的测试结果和拟合结果如图 10(c)所示.可见实验测得的周期也为 0.066 s,位移从 0.102 mm 变化到 0.392 mm,位移变化量为 0.290 mm.对测试数据进行正弦拟合后,从拟合曲线得到其位移从 0.096 mm 变化到 0.401 mm,位移变化量为 0.305 mm,该测试结果与施加的位移变

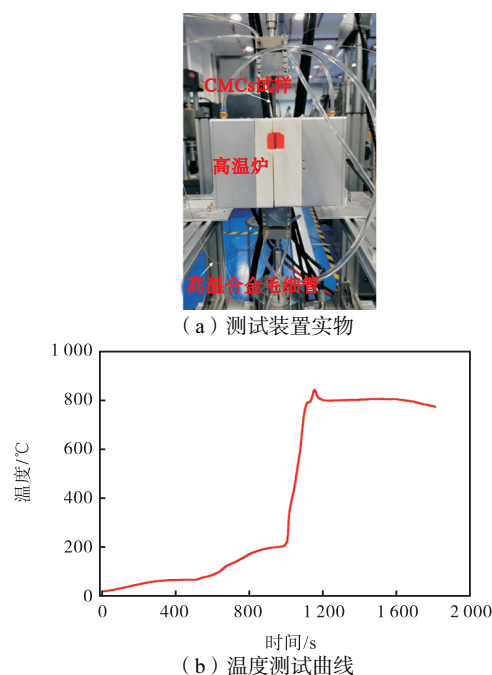


图 9 CMCs 拉伸试样高温应变测试装置和温度测试曲线
Fig.9 High-temperature strain testing device and temperature test curve for CMCs tensile specimens

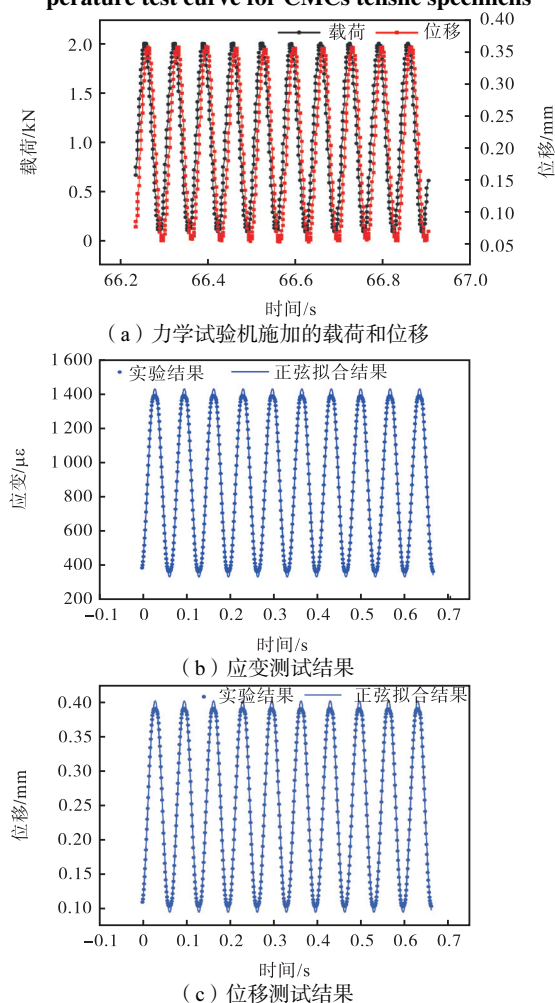


图 10 CMCs 拉伸试样高温应变测试结果

Fig.10 High-temperature strain test results of CMCs tensile specimens

化量 0.307 mm 高度吻合。在实验和数据记录过程中,难以实现同步采集,因此图 10(a) ~ (c) 中的时间轴没有对应,图 10(b) 和 (c) 中横坐标为相对时间。

从图 10 的测试结果可以看出,800 °C 下 CMCs 拉伸试样在 $367\mu\epsilon \sim 1395\mu\epsilon$ 应变测量范围内,内嵌的光纤传感器性能稳定,测试结果的重复性非常好。由于石英 FBG 的极限测量温度约为 1000 °C,且石英光纤在超过 800 °C 后其机械强度会急剧下降,因此本文没有再进行更高温度或者更大应变的测试。

5 结 语

本文提出了一种内嵌于 CMCs 的 FBG 高温和高温应变传感技术。利用飞秒激光制备的 FBG 具有耐高温的特性,将其封装于高温合金毛细管中形成了耐高温的光纤传感器。利用高温陶瓷胶将光纤传感器封装固定于 CMCs 拉伸试样和航空发动机导向叶片上的微通道中,形成了同时具有功能和感知能力的一体化 CMCs 热端部件。在航空发动机部件级测试平台上,对一体化 CMCs 导向叶片在高温燃气冲刷下的高温传感特性进行了测试,可以看出,在 212.5 ~ 855.7 °C 温度范围内经过 50 次高温循环测试后,其性能几乎没有下降,且测试结果与模拟工况基本一致。利用万能试验机在 800 °C 和 $367\mu\epsilon \sim 1395\mu\epsilon$ 范围内测试了 CMCs 试样的高温应变特性,经过 3300 个高温应变循环实验,测试得到的循环周期和位移变化量与施加结果高度吻合,证明了该方法的有效性和可靠性。该测试方法为航空发动机 CMCs 热端部件的结构健康监测提供了一种新的测试手段。

参考文献:

- [1] Karadimas G, Salonitis K, Ceramic matrix composites for aero engine applications: A review[J]. Applied Sciences, 2023, 13(5): 3017.
- [2] 焦 健, 齐 哲, 吕晓旭, 等. 航空发动机用陶瓷基复合材料及制造技术[J]. 航空动力, 2019(5): 17-21. Jiao Jian, Qi Zhe, Lü Xiaoxu, et al. The manufacture processing of SiC_f/SiC composite materials and products for aero engine[J]. Aerospace Power, 2019(5): 17-21 (in Chinese).
- [3] 韩国庆, 刘显明, 雷小华, 等. 光纤传感技术在航空发动机温度测试中的应用[J]. 仪器仪表学报, 2022, 43(1): 145-164. Han Guoqing, Liu Xianming, Lei Xiaohua, et al. Application of optical fiber sensing in aero-engine temperature test[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2022, 43(1): 145-164 (in Chinese).

- [4] 沙 洲, 桂 婕, 封 皓, 等. 光缆结构对马赫-曾德尔分布式光纤振动传感系统性能影响[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版), 2025, 58(7): 726-739. Sha Zhou, Gui Jie, Feng Hao, et al. Effect of optical cable structures on the performance of Mach-Zehnder distributed optical fiber vibration sensing system[J]. Journal of Tianjin University(Science and Technology), 2025, 58(7): 726-739(in Chinese).
- [5] Lv R L, Yang D X, Jiang Y J, et al. Superimposed fiber Bragg gratings with comb-like reflection peaks inscribed by femtosecond laser[J]. Journal of Lightwave Technology, 2025, 43(9): 4485-4490.
- [6] Yang S, Homa D, Pickrell G, et al. Fiber Bragg grating fabricated in micro-single-crystal sapphire fiber[J]. Optics Letters, 2018, 43(1): 62-65.
- [7] Xu X Z, He J, Liao C R, et al. Sapphire fiber Bragg gratings inscribed with a femtosecond laser line-by-line scanning technique[J]. 2018, Optics Letters, 43(19): 4562-4565.
- [8] He J, Wu J F, Xu X Z, et al. Femtosecond laser plane-by-plane inscription of Bragg gratings in sapphire fiber[J]. Journal of Lightwave Technology, 2023, 41(22): 7014-7020.
- [9] Elsmann T, Habisreuther T, Graf A, et al. Inscription of first-order sapphire Bragg gratings using 400 nm femtosecond laser radiation[J]. Optics Express, 2013, 21(4): 4591-4597.
- [10] Grobnc D, Mihailov S J, Ding H M, et al. Bragg grating evanescent field sensor made in biconical tapered fiber with femtosecond IR radiation[J]. IEEE Photonics Technology Letters, 2006, 18(1): 160-162.
- [11] Jewart C J, Wang Q Q, Canning J, et al. Ultrafast femtosecond-laser-induced fiber Bragg gratings in air-hole microstructured fibers for high-temperature pressure sensing[J]. Optics Letters, 2010, 35(9): 1443-1445.
- [12] Marshall G D, Williams R J, Jovanovic N, et al. Point-by-point written fiber-Bragg gratings and their application in complex grating designs[J]. Optics Express, 2010, 18(19): 19844-19859.
- [13] Voigtländer C, Becker R G, Thomas J, et al. Ultrashort pulse inscription of tailored fiber Bragg gratings with a phase mask and a deformed wavefront[J]. Optical Materials Express, 2011, 1(4): 633-642.
- [14] Burgmeier J, Waltermann C, Flachenecker G, et al. Point-by-point inscription of phase-shifted fiber Bragg gratings with electro-optic amplitude modulated femtosecond laser pulses[J]. Optics Letters, 2014, 39(3): 540-543.
- [15] Williams R J, Voigtländer C, Marshall G D, et al. Point-by-point inscription of apodized fiber Bragg gratings[J]. Optics Letters, 2011, 36(15): 2988-2990.
- [16] Pakmehr M, Moslehi B, Costa J, et al. A review of fiber optic networks for turbine engine instrumentation channel: Control, PHM, and test cell applications[C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, USA, 2014: 3534.
- [17] Black R J, Moslehi B., High temperature fiber Bragg gratings for spacecraft application[C]//Proceedings of 26th International Conference on Optical Fiber Sensors. Lausanne, Switzerland, 2018: WF106.
- [18] Polz L, Zeisberger A, Bartelt H, et al. Total temperature measurement of fast air streams with fiber-optic Bragg grating sensors[J]. IEEE Sensors Journal, 2016, 16(17): 6596-6603.
- [19] Fernández R, Amorebieta J, García I, et al. Review of a custom-designed optical sensing system for aero-engine applications[J]. International Journal of Turbomachinery Propulsion and Power, 2021, 6(3): 3.
- [20] 吴 东, 杨 鸿, 赵文峰, 等. 高超声速飞行器碳基结构高温应变测量[J]. 航空学报, 2022, 43(增 2): 727733.
Wu Dong, Yang Hong, Zhao Wenfeng, et al. High temperature strain measurement of hypersonic aircraft carbon-based composite material structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(Suppl 2): 727733(in Chinese).
- [21] 王则力, 乔 通, 宫文然, 等. 碳基复合材料结构 800 °C 光纤高温应变测量[J]. 强度与环境, 2019, 46(3): 1-6.
Wang Zeli, Qiao Tong, Gong Wenran, et al. High temperature strain measurement for composite material structure by fiber optical sensor technique[J]. Structure & Environment Engineering, 2019, 46(3): 1-6(in Chinese).
- [22] Chan P H M. Fiber optics sensing system(FOSS)at NASA Armstrong flight research center(AFRC): Summary and recent deployments[C]//Edwards Technical Symposium. Edwards AFB, USA, 2018: 20180007391.
- [23] Petrie C M, Sridharan N, Hehr A, et al. High-temperature strain monitoring of stainless steel using fiber optics embedded in ultrasonically consolidated nickel layers[J]. Smart Materials and Structures, 2019, 28(8): 085041.
- [24] Krenz A, Koch J, Reimer V, et al. Methods for FBG sensor integration for RTM process monitoring and SHM of the final CFRP component[C]//10th ECCOMS Thematic Conference on Smart Structures and Materials. Patras, Greece, 2023: 1839-1850.
- [25] Wei J H, Zhang Y F, Liu Y F, et al. Advances in resin matrix composite fan blades for aircraft engines: A review[J]. Thin-Walled Structures, 2024, 202: 112058.
(责任编辑: 孙立华)