

航天器板状部件在轨热应变FBG测量方法研究

程晓迪, 辛朝军, 皮 姝, 刘子璇

航天工程大学宇航科学与技术系, 北京

收稿日期: 2023年5月11日; 录用日期: 2023年6月9日; 发布日期: 2023年6月15日

摘 要

以SAR卫星天线为代表的航天器板状部件在航天领域应用广泛, 在轨环境导致的该类型部件热应变对航天器测量精度的影响不容忽视。为补偿在轨热应变导致的航天器测量误差, 提出了一种基于光纤光栅传感网络的板状部件在轨热应变测量方法, 在阐述测量原理的基础上, 利用ABAQUS进行了热应变仿真分析, 进而设计了基于光纤光栅传感网络的在轨热应变测量系统, 开展了测量实验。结果表明, 文章提出的方法测量相对误差小于5%, 可实现航天器板状部件在轨热应变的高精度测量。

关键词

板状部件, 光纤光栅传感器, 实验设计, 热应变测量

Research on In-Orbit Thermal Strain FBG Measurement Method of Spacecraft Plate Components

Xiaodi Cheng, Chaojun Xin, Shu Pi, Zixuan Liu

Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing

Received: May 11th, 2023; accepted: Jun. 9th, 2023; published: Jun. 15th, 2023

Abstract

The plate-shaped components of spacecraft represented by SAR satellite antennas are widely used in the aerospace field. The influence of thermal strain of this type of components caused by on-orbit environment on the measurement accuracy of spacecraft cannot be ignored. In order to compensate for the measurement error of spacecraft caused by on-orbit thermal strain, an on-orbit thermal strain measurement method of plate components based on fiber grating sensing network is proposed. On the basis of expounding the measurement principle, the thermal strain simulation

analysis is carried out by using ABAQUS, and then the on-orbit thermal strain measurement system based on fiber grating sensing network is designed, and the measurement experiment is carried out. The results show that the relative error of the proposed method is less than 5%, which can realize the high-precision measurement of on-orbit thermal strain of spacecraft plate components.

Keywords

Plate Parts, Fiber Grating Sensor, Experimental Design, Thermal Strain Measurement

Copyright © 2023 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

卫星在轨运行时, 在太阳的正对辐射下处于高温, 如果所处位置背对地球被遮挡, 则处于低温, 极限温度在 $-120^{\circ}\text{C}\sim 120^{\circ}\text{C}$ 变化[1], 如图 1 所示。卫星轨道运动导致太阳照射角和向阳面不断发生变化, 其表面各部位的温度也会在较大范围内不断变化。对于航天器板状部件来说, 结构表面温度的变化可能导致其结构产生变形和损伤, 如果不能及时发现这些变化并采取相应的补救措施, 将很可能导致航天器功能的降级甚至失效, 产生极大的经济损失。因此, 强化对航天器板状部件热应变的监测与测量, 是保证航天器在太空严苛环境下可靠工作的有效手段之一。

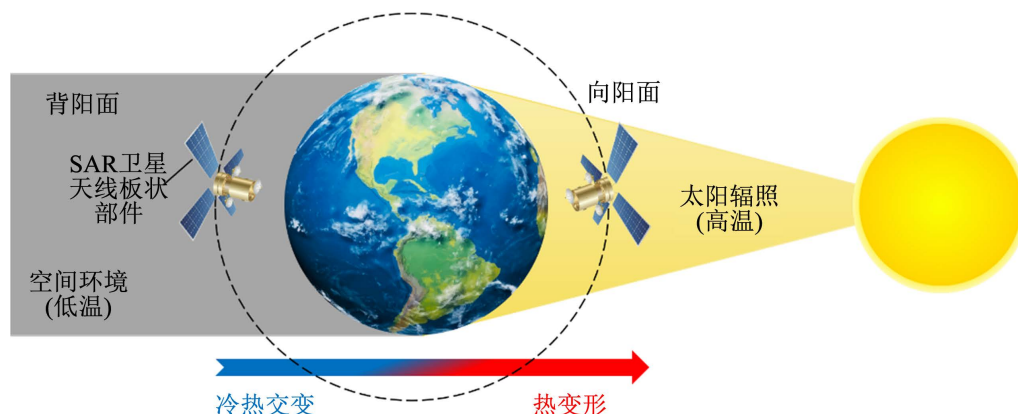


Figure 1. Schematic diagram of SAR satellite at different orbital positions

图 1. SAR 卫星不同轨道位置处示意图

Fatimah 等[2]对橡胶试件施加三种不同的载荷, 并利用光纤布拉格光栅(Fiber Bragg Grating, FBG)测量其波长偏移量, 验证了波长偏移量与施加的载荷大小成正比; Domenico 等[3]利用 FBG 测量管道离散段上三点的轴向应变, 用来近似平均轴向应变和沿管道轴线的弯曲曲率变化趋势, 实现了对滑坡易发地区地下管线位移的监测; 在国内, 张俊康等[4]采用 FBG 传感器对变形机翼薄膜蒙皮形状进行了标定, 并基于曲率信息对其实现了三维重构; 王永[5]将 FBG 传感器用于管道变形及三轴试验等监测试验中并对环向应变进行了测量, 证明了制作新型 FBG 环向位移传感器的可行性。

通过对国内外研究现状分析可知, 目前 FBG 传感技术主要应用于建筑、钢铁、航空等民用领域, 在

航天领域的应用实例较少。航天器结构状态感知与监测对传感技术的要求非常高，不仅要求传感系统质量小、测点密度高，还要求抗电磁干扰、稳定性高、适应高低温变化环境[6]，传统电子传感器难以满足如此苛刻的要求。而光纤传感技术则拥有传统测量技术无可比拟的优势，与一般的传感器相比，FBG 传感器具有重量较轻、绝缘性能良好、抗电磁干扰能力强、灵敏度和分辨率高等优点，因此，光纤传感技术能够很好地满足航天器的结构自感知需求[7]。

本文以航天器板状部件为研究对象，针对在轨高低温环境导致的航天器板状部件热变形问题，提出了一种基于 FBG 传感器的热应变测量方法，与 ABAQUS 仿真结果进行对比，验证 FBG 测量系统在模拟在轨环境条件下对应变测量具有较高的精确度，并为航天器板状部件热应变进行高精度测量提供可行的方法。

2. FBG 测量基本原理

FBG 是一种光纤纤芯折射率经过周期性调制，使其能够反射特定光波长的无源器件，当光栅传感器周围的应变、应力、温度或其他待测参数发生变化时，将会引起光栅周期性的变换，通过建立周期偏移量与待测参数之间的数学关系，就可以实现对被测参数的测量。

FBG 的基本结构及工作原理如图 2 所示，当一束广谱光束传播到光纤布拉格光栅的时候，光栅部分会对特定波长的光进行反射，而其他波长的光则能够无损地透过光栅，即对于特定波长的光而言，光栅在纤芯内发挥着类似反射镜的作用，而对于非特定波长的光，光栅则起着类似透射镜的作用，这个特定的波长称为布拉格波长，用 λ_B 来表示[8]。

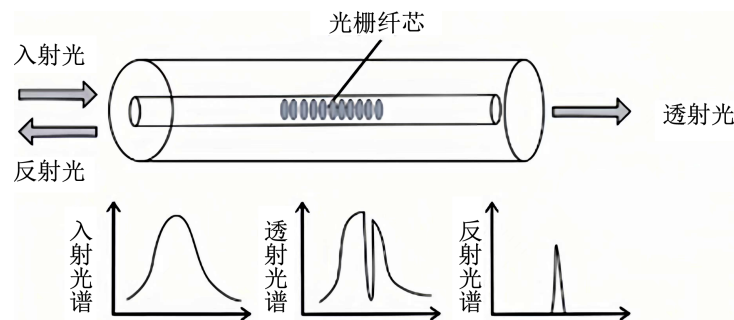


Figure 2. Fiber Bragg grating structure and its sensing principle diagram

图 2. 光纤布拉格光栅结构及其传感原理图

布拉格波长与 FBG 的周期、纤芯的折射率等光纤参数有关。根据耦合模理论，FBG 的反射光谱表达式为[9]：

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

式中， λ_B 表示 FBG 的布拉格波长， n_{eff} 为光纤的有效折射率， Λ 为 FBG 的周期。由该式可知，FBG 的布拉格波长主要取决于 FBG 的周期和光纤的有效折射率，而能够影响光纤有效折射率和 FBG 周期的基本物理量为应变和温度。

当外力作用在光纤轴上时，会引起光纤的长度和半径发生变化，FBG 的有效折射率和周期也会随之而发生改变，FBG 在轴向应力作用下布拉格波长的相对变化量为[10]：

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = (1 - P_e) \cdot \varepsilon \quad (2)$$

式中， ε 为光纤的轴向应变， P_e 为有效弹光系数， P_e 与光纤的有效折射率 n_{eff} 有关。可见对于确定的光纤，其轴向应变 ε 与 FBG 的布拉格波长变化量 $\Delta\lambda_B$ 成线性关系。

温度同样会对 FBG 的布拉格波长产生影响。一方面，温度会使光纤产生热胀冷缩现象，导致纤芯的半径和栅格周期发生变化，进而对布拉格波长产生影响；另一方面，温度的改变会使光纤内部的晶体结构发生变化，产生弹光效应和热光效应。假设整体的温度膨胀系数为一不变的常数，光纤的折射率随温度线性变化且不考虑温度梯度的影响，当外界的温度变化为 ΔT 时，FBG 的布拉格波长变化量 $\Delta\lambda_B$ 随温度 ΔT 的变化可表示为[10]：

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = (\alpha_n - \alpha_\lambda) \Delta T \quad (3)$$

式中， α_n 、 α_λ 分别表示光纤的热光系数和热膨胀系数，这两个参数是由构成光纤的材料所决定的。

根据以上分析可知，光纤光栅对应变和温度这两个物理量均具有良好的敏感性，且 FBG 的布拉格波长变化量与应变和温度的变化均成线性关系，在实际工程应用中，FBG 会受到应变和温度的共同作用，在应变和温度的共同作用下 FBG 的布拉格波长的变化可表示为[10]：

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = S_\varepsilon \cdot \varepsilon + K_T \Delta T \quad (4)$$

式中， S_ε 为 FBG 的应变灵敏度系数， K_T 为 FBG 的温度灵敏度系数。由此可见，在热变形研究过程中，FBG 布拉格波长的变化是由应变和温度共同造成的，在实验过程中需要同时考虑两者产生的影响。

3. 航天器板状部件在轨热应变仿真

以组成某航天器载荷结构的单边固支的板状部件作为研究对象，平板结构采用钛合金材料，长和宽为 400 mm，厚度为 5 mm，钛合金热分析材料属性见表 1。

Table 1. Thermal analysis material properties of titanium alloy plate
表 1. 钛合金板热分析材料属性

项目	参数
密度/(gcm ⁻³)	4.43
热膨胀系数/(×10 ⁻⁶ °C ⁻¹)	9.1
杨氏模量/GPa	110
泊松比	0.342
传导率/(Wmm ⁻¹ K ⁻¹)	7
比热/(Jg ⁻¹ °C)	0.546
密度/(gcm ⁻³)	4.43

热应变仿真实验过程如下：

- 1) 构建模型。在 ABAQUS 按照实物尺寸进行绘图与拉伸，赋予其相应的热力学属性，指派截面选中整个模型，并进行装配，完成实物模型的构建。
- 2) 分析步设置。初始分析步选择温度-位移耦合选项，将响应设置为稳态分析。
- 3) 载荷设置。给钛合金板上表面分别施加温度为 40.0°C、50.0°C、60.0°C、70.0°C、80.0°C、90.0°C 的热流，初始温度设置为 19.4°C。
- 4) 网格划分。在种子部件中，近似全局尺寸选择 5 mm，单元类型选择温度-位移耦合，单元控制属性选择八结点热耦合六面体单元、三向线性位移、三向线性温度。

5) 提交分析。以上步骤完成后,即可将模型提交分析,为了更好地体现应变变化规律,沿板横向对角线均匀依次选取六个监测点,分别编号为 $x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6$, 90.0°C 下的计算结果如图 3 所示,各监测点应变随温度的变化曲线如图 4 所示,不同温度下对角线应变趋势如图 5 所示。

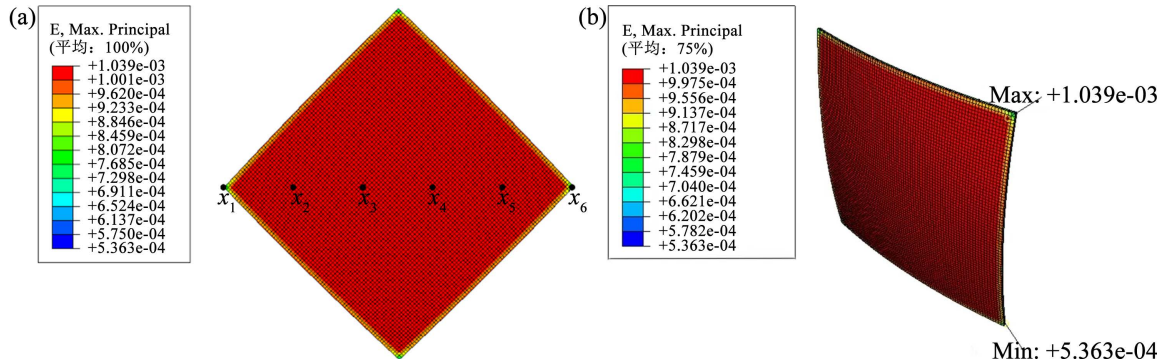


Figure 3. Strain nephogram at 90.0°C
图 3. 90.0°C 下的应变云图

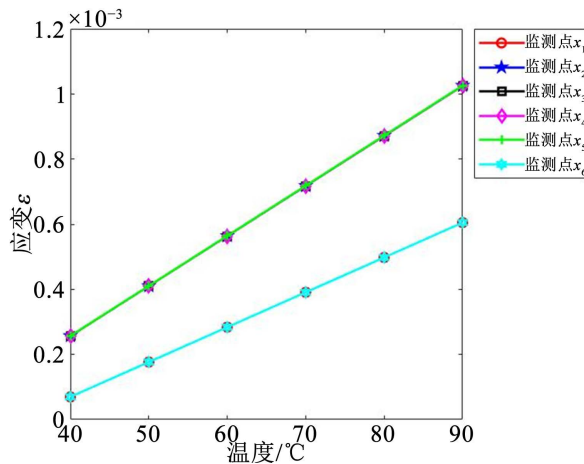


Figure 4. Monitoring point strain with temperature change curve
图 4. 监测点应变随温度变化曲线图

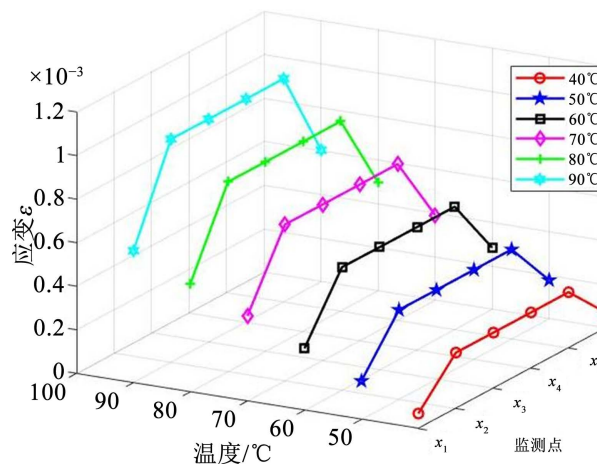


Figure 5. The variation trend of path strain of monitoring points at different temperatures
图 5. 不同温度下监测点路径应变变化趋势

图3可见, 90.0℃时钛合金板的最小应变为 5.363×10^{-4} , 最大应变为 1.039×10^{-3} , 最小应变分布于顶点处, 最大应变在顶点稍靠近内侧的位置, 中心位置处应变变化率不明显, 这是因为板的中间部分受周边结构约束, 热应力可向四周传递, 应力梯度较小, 应力传递到自由边界处, 会出现应力集中现象, 进而产生较大应变。由图4可见, 监测点 x_1 、 x_6 在不同温度下的应变变化趋势基本相同, 监测点 x_2 、 x_3 、 x_4 、 x_5 的应变变化趋势基本相同, 说明自由边界条件下板状部件在不同温度下的应变变化具有一定的对称特性。由图5可知, 沿板的对角线方向, 各监测点的应变均随温度升高而增大, 对角线方向上各点的应变沿板中心呈对称分布, 边缘部分的应变值较小, 中间四点位置处的应变值接近, 越靠近板中心, 应变值越大, 但应变随距离的变化越小。

4. 基于 FBG 的板状部件在轨热应变测量模拟实验

4.1. 实验系统设计

为了验证本文提出的热应变测量方法, 开展了基于 FBG 的航天器板状部件热应变测量实验, 实验分两步进行, 首先对 FBG 的温度灵敏度系数 K_T 和应变灵敏度系数 S_ϵ 进行标定, 其次在板状部件表面布设 FBG 进行热应变测量。实验系统由控制计算机、FAZ I4W 光纤光栅解调仪、应变&力综合测试仪、FBG、太阳模拟器、热电偶和应变片组成。FAZ I4W 光纤光栅解调仪的测量波长范围为 1529 nm~1568 nm, 可实现 4 个通道、每通道 30 只 FBG 的测量, 测量精度可达 1 pm, 满足热应变测量要求。为保证基于实验数据应变分析的准确性, 布置 FBG 的同时在其相同位置粘贴应变片和热电偶, 确保测量结果的精度。实验系统如图6所示。

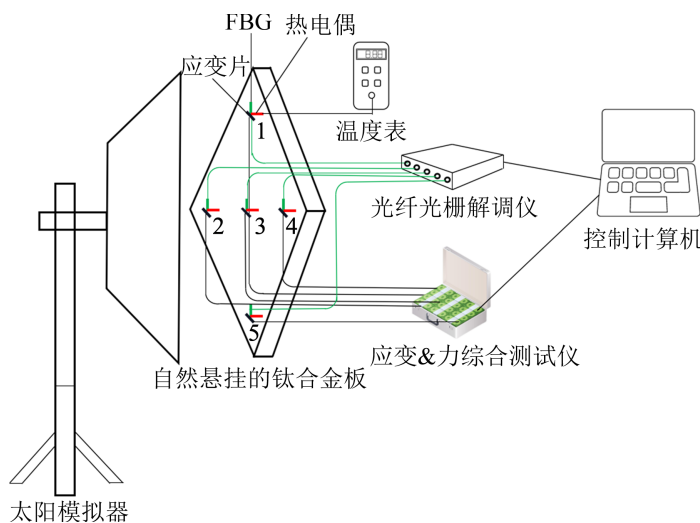


Figure 6. Experimental system
图6. 实验系统

在 FBG 数量有限的情况下, 考虑到测量范围尽量均匀分布, 在钛合金板的四角及中心位置分别布设 5 个 FBG。将布设好 FBG 传感器、应变片和热电偶的钛合金板自然悬挂于太阳模拟器前, 模拟开展在轨高温环境实验。通过调节太阳模拟器功率, 可以改变其热辐射大小, 控制计算机与光纤光栅解调仪连接后, 可以检测 FBG 波长的变化, 在一定温度下波形稳定后, 即可采集数据。

4.2. 标定实验

当温度的变化范围较小时, FBG 的温度灵敏度系数 K_T 可视为一常数, 但当温度变化范围较大时, 由

热胀冷缩导致的纤芯直径和栅区周期变化会使 FBG 的测量误差迅速增加[11]; 封装和布置 FBG 时所使用的粘接剂等也会对其应变灵敏度系数 S_ε 产生影响[12]。为保证实验结果的准确性, 需要对 FBG 的温度灵敏度系数 K_T 和应变灵敏度系数 S_ε 进行标定实验。

标定 K_T 时, 需要单独布设一同批次的光栅, 热电偶与光栅布设在相同位置, 用以进行温度的精确测量, 该 FBG 与钛合金板紧密粘贴但保持较好的接触, 且两端保持松弛, 保证其能与板发生完全的热传递, 但不感知应变, 同时自身也不受轴向力的作用。此时, (4)式可简化为

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = K_T \Delta T \quad (5)$$

同理, 标定 S_ε 时, 需要保持环境温度不变, 此时光栅应与钛合金板紧密粘贴, 通过单独施加载荷使板产生应变, 经过标定的应变片用以测量其精确的应变值。此时, (4)式可简化为

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = S_\varepsilon \cdot \varepsilon \quad (6)$$

标定 K_T 和 S_ε 的光栅布设方案如图 7 所示。

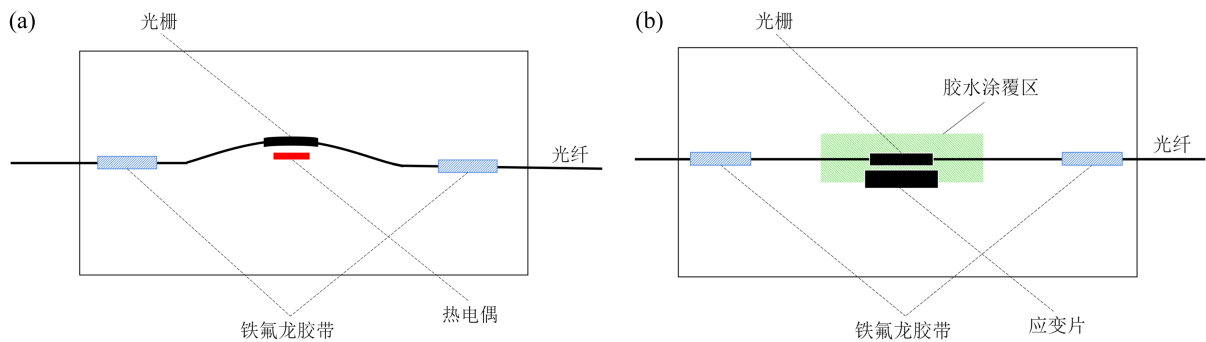


Figure 7. Calibration of grating layout schemes with different coefficients: (a) K_T ; (b) S_ε
图 7. 标定不同系数的光栅布设方案: (a) K_T ; (b) S_ε

通过测量 9 组热电偶标准温度下的光栅波长值, 可见测量结果呈较好的线性分布, 对温度灵敏度系数 K_T 进行线性拟合, 可得 $K_T \approx 7.2613 \times 10^{-6}$, 同理, 测量 9 组应变片测量的应力值下的光栅波长值, 对应变灵敏度系数 S_ε 进行线性拟合, 可得 $S_\varepsilon \approx 0.7747$, 拟合结果如图 8 所示。

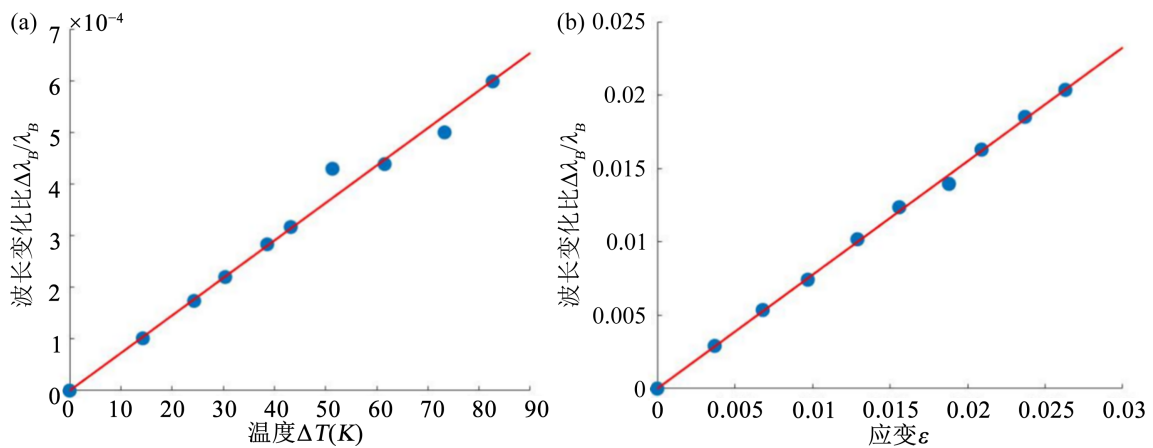


Figure 8. Coefficient linear fitting results: (a) K_T ; (b) S_ε
图 8. 系数线性拟合结果: (a) K_T ; (b) S_ε

4.3. FBG 热应变测量实验

按照图 6 所示方案在钛合金板的 5 个位置分别布设 FBG，测量室温 $T_1 = 22.3^\circ\text{C}$ ，记录此时各监测点 FBG 的中心波长 λ_{B1} ，将太阳模拟器打开，调整功率使温度表示数为 $T_2 = 40.0^\circ\text{C}$ ，待温度和 FBG 波长均稳定后，记录数据 λ_{B2} ，以此类推，分别记录 50.0°C 、 60.0°C 、 70.0°C 、 80.0°C 和 90.0°C 时的中心波长 λ_{B3} 、 λ_{B4} …… λ_{B10} ，由式(4)可得：

$$\varepsilon = \left(\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} - K_T \Delta T \right) / S_\varepsilon \quad (7)$$

式中， $\Delta\lambda_B = \lambda_{Bn} - \lambda_{B1}$ ， $\Delta T = T_n - T_1$ ，应变灵敏度系数 S_ε 和温度灵敏度系数 K_T 已由标定得出，即可算得不同温度下各测点的应变测量值，取测点 2 和测点 3 的仿真值对比结果如图 9 所示。

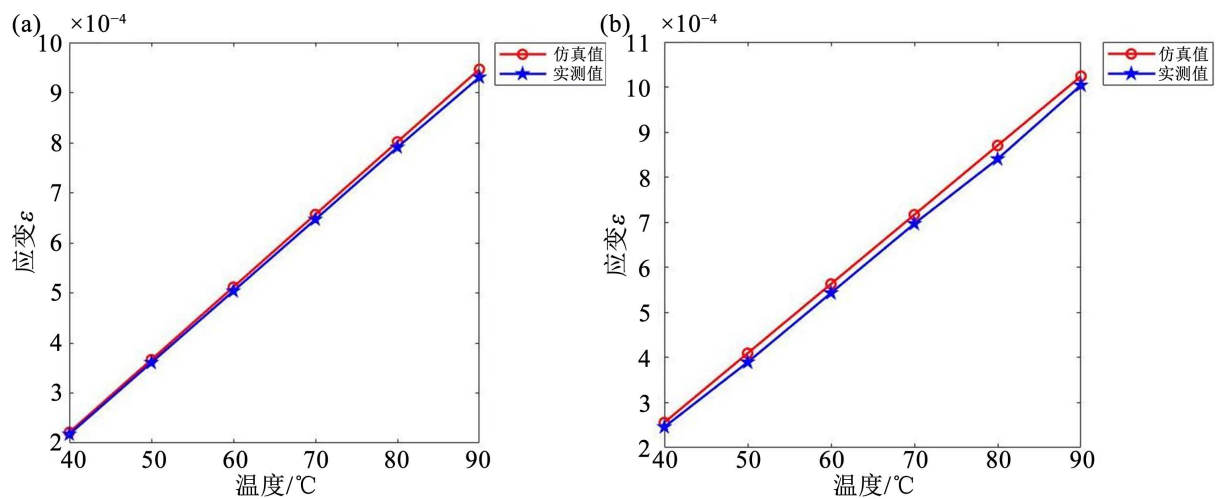


Figure 9. The comparison between the measured value and the simulated value of the measuring point: (a) Measuring point 2; (b) Measuring point 3

图 9. 测点实测值与仿真值对比图：(a) 测点 2；(b) 测点 3

测点 2 和测点 3 在不同温度下实测值与仿真值的相对误差如图 10 所示。

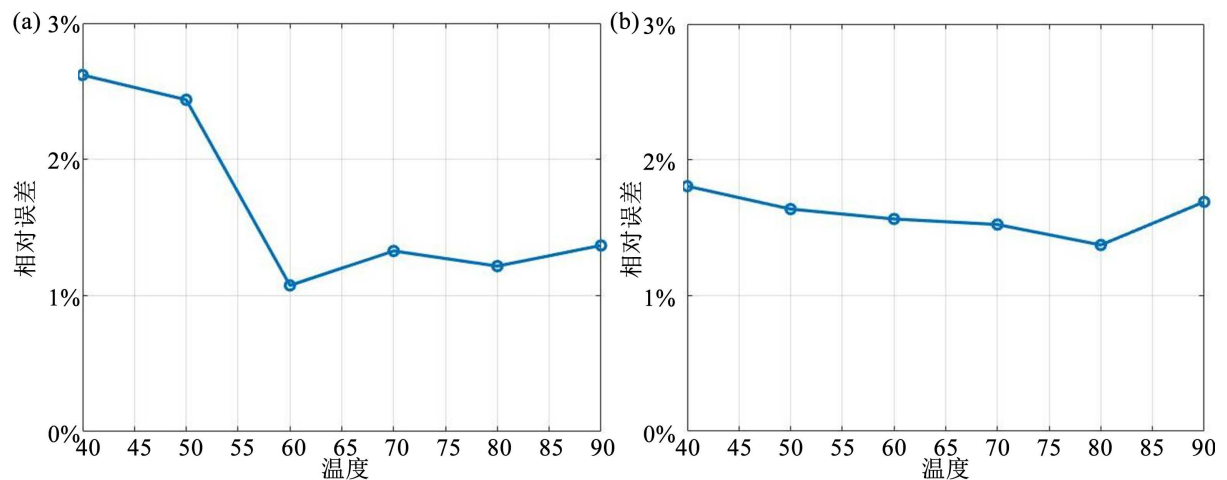


Figure 10. Relative error between measured value and simulated value: (a) Measuring point 2; (b) Measuring point 3

图 10. 实测值与仿真值的相对误差：(a) 测点 2；(b) 测点 3

不同温度下所有测点仿真值与测量值的相对误差如表 2 所示。

Table 2. The relative error between the simulated value and the measured value
表 2. 仿真值与测量值的相对误差

	测点 1	测点 2	测点 3	测点 4	测点 5
40℃	2.61%	1.80%	3.91%	4.51%	4.45%
50℃	2.44%	1.64%	4.88%	2.73%	2.70%
60℃	1.07%	1.56%	3.55%	2.15%	3.10%
70℃	1.33%	1.52%	2.79%	3.05%	3.17%
80℃	1.22%	1.37%	3.45%	3.50%	2.48%
90℃	1.37%	1.69%	1.95%	4.86%	3.15%

由图 9 可见, 钛合金板测点的应变趋势一致, 均随着温度的升高而增大, 实测应变值略低于仿真应变值, 实验误差主要来源于温度的微小波动, 由于 FBG 传感器对温度的灵敏度较高, 空气流动会导致温度流失较快, 使测得的应变值也随之降低。改进的方案是将实验对象置于真空舱以排除空气流动对温度造成的影响。由图 10 和表 2 可知, 仿真值与实测值的相对误差均低于 5%, 证明了 FBG 传感器可以高精度地测量航天器在轨热应变。

5. 结论

针对航天器在轨热应变测量问题, 本文提出了一种基于 FBG 传感网络的航天器板状部件应变测量方法。在运用 ABAQUS 有限元分析软件构建钛合金板状结构模型的基础上, 根据实验条件对其施加表面热流, 获得了自由边界条件下板状部件热应变分布规律仿真结果, 并据此分析设计了相应的模拟实验系统, 开展了基于 FBG 传感网络的航天器板状部件在轨热应变测量模拟实验。实验结果显示, 本文提出的基于 FBG 的在轨热应变测量方法能够较高精度实现对航天器板状部件热应变测量, 在 20℃~90℃ 范围内, 实测结果与仿真测量结果相对误差不超过 4.45%, 表明本文提出的方法具有较好的实践应用价值。

参考文献

- [1] 李砚平, 柴继泽, 杨晓敏, 等. 高低温环境下测试卫星天线无源互调的系统[J]. 空间电子技术, 2022, 19(1): 19-23.
- [2] Fatimah, N.H., Hanto, D., Nugroho, K.C., et al. (2023) Characterization of Fiber Bragg Grating (FBG) for Weight Measurement System. *Applied Mechanics and Materials*, **911**, 29-35. <https://doi.org/10.4028/p-43727g>
- [3] Magisano, D., Mastroianni, M., Leonetti, L., et al. (2022) A Finite Element Model for Monitoring the Displacement of Pipelines in Landslide Regions by Discrete FBG Strain Sensors. *Applied Sciences*, **12**, Article 7510. <https://doi.org/10.3390/app12157510>
- [4] 张俊康, 孙广开, 李红, 等. 变形机翼薄膜蒙皮形状监测光纤传感方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(2): 66-72.
- [5] 王永. 基于 FBG 的环向应变测量方法研究[J]. 工程技术研究, 2021, 6(2): 102-103.
- [6] 申景诗. 基于光纤传感的航天器结构在轨状态监测技术研究[D]: [博士学位论文]. 西安: 西安电子科技大学, 2019.
- [7] 杨才千, 文峰, 周正, 等. 双头管封装光纤 Bragg 光栅低温传感试验研究[J]. 光学仪器, 2022, 44(2): 37-42.
- [8] 张钰珏. 基于光纤光栅传感网络的变形监测研究[D]: [硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [9] 韩超. 基于可调谐激光器的光纤光栅传感器解调系统研究[D]: [硕士学位论文]. 济南: 齐鲁工业大学, 2022.
- [10] 孙睿. 基于光纤光栅的小型化振动传感器特性研究[D]: [硕士学位论文]. 三河: 防灾科技学院, 2022.

-
- [11] Kang, D., Kim, H.Y., Kim, D.H. and Park, S. (2016) Thermal Characteristics of FBG Sensors at Cryogenic Temperatures for Structural Health Monitoring. *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, **17**, 5-9.
<https://doi.org/10.1007/s12541-016-0001-4>
- [12] 韩笑笑, 员琳, 樊琳琳, 等. FBG 封装材料热膨胀系数对温度传感精度的影响[J]. 半导体光电, 2019, 40(3): 375-379.