

基于光纤传感器的SRM界面黏接应力监测

张磊, 常新龙, 张有宏, 刘万雷
(火箭军工程大学 动力工程系, 西安 710025)

摘 要: 界面黏接应力是SRM(固体火箭发动机)药柱结构完整性重要方面,也是健康监测的重要参数。为实现对黏接应力实时在线监测,设计了一种聚合物封装的FBG(光纤布拉格光栅)传感器,将其埋入HTPB(hydroxyl-terminated polybutadiene)推进剂/衬层界面黏接试件中。通过对试件在受到拉应力作用下FBG传感器反射光谱的模拟和应力响应测试试验研究了FBG传感器对应力响应规律。结果表明:FBG传感器中心波长随着试件的拉应力增大而减小,线性度较好,且传感器具有较高的灵敏度和稳定性。试件黏接性能测试试验中,FBG传感器性能保持完好,黏接试件强度满足技术指标,验证了传感器封装和埋入方式的可行性。

关 键 词: 固体火箭发动机; 健康监测; 光纤布拉格光栅(FBG)传感器; 黏接界面; 黏接应力

中图分类号: V435

文献标志码: A

Bond stress monitoring of SRM interface based on fiber optic sensor

ZHANG Lei, CHANG Xinlong, ZHANG Youhong, LIU Wanlei

(Department of Power Engineering,
Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: Bond stress is an important aspect of structural integrity of SRM (solid rocket motor) and also the critical parameter in health monitoring. In order to realize the bond stress real-time online monitoring. A polymer packaged FBG (fiber Bragg grating) sensor was designed and embedded into HTPB (hydroxyl-terminated polybutadiene) propellant/liner bond specimen. The response of FBG sensor was studied when the specimen was subjected to tensile stress by simulation of FBG sensor reflection spectra and stress testing. Results showed that the center wavelength of the FBG sensor decreased with the increasing tensile stress of the specimen, and the sensor had a good linearity and stability. The FBG sensor was intact and the strength of the bonded specimen met the technical specifications in specimen bonding performance test, verifying the feasibility of the designed sensor and embedding method.

Key words: solid rocket motor; health monitoring;
fiber Bragg grating (FBG) sensors; bondline; bond stress

结构健康监测对于固体火箭发动机的可靠性和安全性有着重要的意义。通过监测固体火箭发动机的损伤有利于及时、准确、可靠地评估其结构完整性,从而避免因结构失效导致的灾难性事件。

目前,固体火箭发动机寿命预估方法主要有解剖试验法、无损探伤法和模型分析法。解剖试验法由于解剖样品数量有限,且每台发动机经历的载荷有所差异,具有一定的局限性。无损探伤法主

收稿日期: 2017-06-29

基金项目: 国家自然科学基金(51605480); 装备预研基金(51328050101)

作者简介: 张磊(1982—),男,工程师,博士,主要研究方向为飞行器结构健康检测。E-mail:lwzy_zl@163.com

引用格式: 张磊,常新龙,张有宏,等. 基于光纤传感器的SRM界面黏接应力监测[J]. 航空动力学报,2018,33(10):2500-2507.
ZHANG Lei, CHANG Xinlong, ZHANG Youhong, et al. Bond stress monitoring of SRM interface based on fiber optic sensor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2500-2507.

要是采用工业 CT(computerized tomography)、超声(UT)、微波、红外(扫描和成像)、激光全息、声全息和 X 射线法等,实际应用起来比较困难,检测过程过于繁琐、费时,实现整个批次所有发动机检测困难更大。模型分析法获取模型的试验和发动机实际老化损伤过程之间存在诸多差异。此外,材料性能、制造工艺和发动机贮存环境、历经载荷不确定性的影响,是造成模型分析法寿命预估不准确的主要原因。因而,传统方法不能准确预估服役寿命,许多尚能使用的发动机被永久退出现役,从而造成巨大的浪费。针对这些问题,如果能够在发动机中植入传感器,获得载荷变化、内部状态和装药缺陷等监测数据,可作为缺陷诊断和寿命预估的直接依据,从而增加判断的即时性、可靠性和准确度。目前,用于固体火箭发动机装药的植入式传感器主要有力学和化学传感器。化学性能监测传感器尚不成熟,黏接界面应力传感器成为近期国内外研究的热点^[1-6]。

国外研究表明,推进剂/衬层/绝热层(PLI)界面黏接应力能够直接表明推进剂装药的敏感缺陷和累积损伤,是推进剂装药物理健康的指示剂^[7-8]。国内外研究主要集中在应变片式 DBST(dual bond stress and temperature)传感器在裂纹和脱黏等装药缺陷诊断的研究和探讨,但是应变片式传感器的主要问题是引入电流等危险因素,即使电流很小对于推进剂等含能材料来说仍具较高的安全隐患。而光纤传感器本质安全、不受电磁干扰、灵敏度高、质量轻、体积小、易于复用(联网)、可以远距离遥测、能埋入工程结构等特点而在传感领域备受关注并得到广泛应用,已成为传感器领域技术发展的主流方向^[9]。光纤传感器在固体火箭发动机领域也有应用,Udd 等应用多轴光纤光栅传感器测量黏接结构和检测压力容器的损伤^[10];Brouwer 在发动机环境试验中使用 FBG 和 DBST 两种传感器测量黏接界面应力和温度,但对 FBG 的测试结果没有详细描述^[11];Lopatin 等提出一种主动式的传感方法,将磁感激励装置与 FBG 传感器结合,当结构发生振动时通过分析 FBG 光谱变化,实现对固体火箭发动机药柱结构完整性的监测,但目前该方法尚未应用于工程实际中^[12];Riziotis 等将聚合物光纤埋入推进剂试件中,通过拉伸试验,对推进剂的局部变形和光强的关系进行了研究^[13]。从研究现状来看,光纤传感器在固体火箭发动机健康监测方面具有很好的应用前景,但是由于普通石英光纤

光栅材料固有脆弱特性,如何适应发动机制造过程并有效发挥作用,在国内外文献中鲜有介绍。因此,将光纤传感器应用于固体火箭发动机工程实际中还有较多的问题亟待解决。

本文中采用聚合物封装的 FBG 传感器埋入发动机燃烧室黏接界面试件中,通过理论分析和性能测试试验研究了所设计传感器和埋入方式应用于推进剂/衬层黏接界面健康监测的可行性。

1 FBG 传感器的封装及工作原理

1.1 传感器的封装与布置

贴壁式浇注的固体火箭发动机,推进剂在固化降温过程中,由于壳体与绝热层、衬层和药柱的热膨胀系数相差一个数量级,导致药柱内部和各个界面在整个寿命周期内会受较高的应力。通过在界面上布置应力传感器来监测界面应力的变化,从而获取界面黏接质量及药柱内部的缺陷的情况,可以为发动机寿命预估提供重要信息。埋入发动机黏接界面的传感器应满足以下条件:

- 1) 传感器的埋入不能对界面的力学性能产生较大影响;
- 2) 传感器要易于布置,能够满足分布式多点测量,且工艺流程便于工业应用。

综合以上原则,FBG 传感器采用薄片式聚合物弹性体封装,薄片厚度在 1mm 左右,采用这种结构避免了光纤直接埋入界面而产生的应力集中,又不会对界面力学性能产生较大影响。设计的界面应力传感器在发动机中埋入位置如图 1 所示,将封装好的传感器布置于发动机某截面 A 的圆周上,传感器位于绝热层和衬层之间。

为实现传感器准确测量并保证成活率,FBG 的封装是至关重要的。这是因为裸光栅易断,直接应用于固体火箭发动机燃烧室界面中,不易于布置且存活率低。特别是在分布式光纤光栅传感系统中各光栅串联,一处光栅出现故障则整根光纤失效,需要对光栅进行必要的保护性封装。此外,衬层、绝热层和推进剂装药各黏接界面之间黏接主应力方向垂直于黏接界面,即扯离方向,而 FBG 传感器主要是利用光栅在轴向应变所引起的反射光谱中心波长的变化来测量的,为了将界面黏接应力转化为传感器的轴向应力,提高传感器的敏感度,对传感器采用了低模量、高泊松比的聚合物进行封装。封装后的 FBG 传感器结构示意图和实物,如图 2 所示。

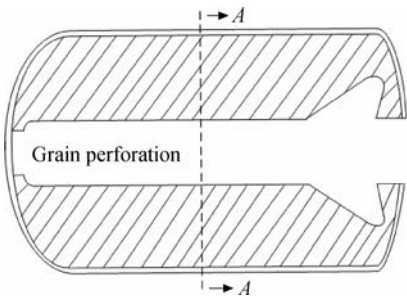
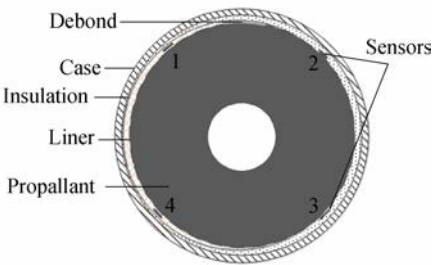


图 1 传感器在固体火箭发动机中间截面布置示意图

Fig. 1 Schematic diagram of optic sensors at the midplane of the solid rocket motor



在绝热层或人工脱黏层上涂敷衬层料浆,衬层半固化后,按装药条件进行推进剂真空浇注和固化。

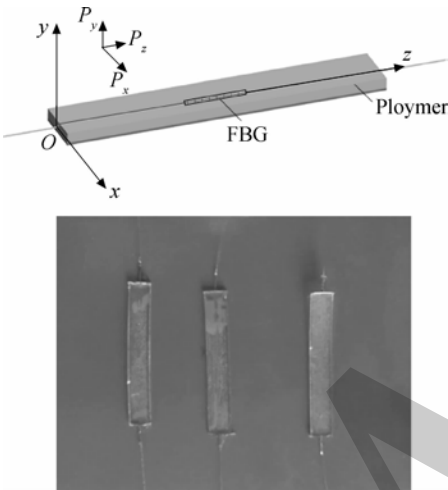


图 2 聚合物封装的 FBG 传感器

Fig. 2 Polymer packaged FBG sensors

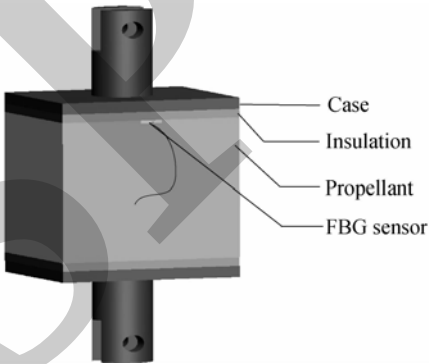


图 3 埋入 FBG 传感器的黏接界面试件

Fig. 3 Bondline specimen embedded FBG sensor

1.2 界面黏接试件的制作

研究推进剂/衬层/绝热层的失效,国内外学者普遍采用了各种推进剂/衬层/绝热层黏接试件。从宏观的角度,推进剂/衬层/绝热层黏接试件在拉伸载荷位移曲线可以定量分析推进剂/衬层/绝热层黏接系统的力学性能^[14]。推进剂/衬层/绝热层黏接试件是在两个平行钢件之间黏接绝热层、涂覆衬层和浇铸推进剂,通过在试件黏接面的方向上施加拉力,测试试件破坏时达到的最大应力。

为了研究黏接界面在受到载荷作用下传感器的响应,参照 QJ2038.1《固体火箭发动机燃烧室界面黏接强度测试方法:第 1 部分 矩形试件扯离法》^[15]的制作了推进剂/衬层/绝热层矩形试件,如图 3 所示,传感器位于绝热层和衬层之间。试件制作大致工艺流程为:先将封装好的传感器进行表面处理,用胶黏剂将封装好的 FBG 传感器和光纤固定于发动机绝热层内壁,然后按工艺要求

1.3 传感器的工作原理

当 FBG 受到轴向拉力或压力时,由应变所引起的光栅周期和纤芯的有效折射率的变化在光栅上的分布是均匀的,其反射谱的形状基本保持不变,中心波长的偏移量与轴向应变成正比。根据耦合波理论,当满足相位匹配条件时,光栅的布拉格波长为

$$\lambda_B = 2n_0\Lambda \tag{1}$$

式中 λ_B 为布拉格(Bragg)波长, n_0 为光纤传播模式的有效折射率, Λ 为光栅周期。

而将 FBG 传感器埋入发动机燃烧室界面来测量界面的黏接应力,主要是利用低模量封装基体在受到侧向拉压时带动光栅发生应变,这与光栅上只受轴向应力的情况是不同的。FBG 埋入结构后,当试件受到拉应力,光栅上不但产生轴向应变而且在光纤横截面两个互相垂直方向也产生应变。假设沿 x 轴和 y 轴两个偏振方向的纤芯有效折射率分别为 n_x 和 n_y 光栅周期为,则在 x 、

y 偏振方向上的 Bragg 波长可以分别表示为^[16]

$$\lambda_{\text{Br}} = 2n_x\Lambda \tag{2}$$

$$\lambda_{\text{By}} = 2n_y\Lambda \tag{3}$$

若光纤沿 x、y 方向的应变量为 ϵ_x 、 ϵ_y ，轴向应变量为 ϵ_z 。x、y 两个偏振方向上的纤芯有效折射率变化量分别为 Δn_x 、 Δn_y 则有

$$\frac{\Delta n_x}{n_0} = -\frac{n_0^2}{2}[P_{11}\epsilon_x + P_{12}(\epsilon_y + \epsilon_z)] \tag{4}$$

$$\frac{\Delta n_y}{n_0} = -\frac{n_0^2}{2}[P_{11}\epsilon_y + P_{12}(\epsilon_x + \epsilon_z)] \tag{5}$$

式中 P_{11} 、 P_{12} 为光纤的光弹系数，对于典型的单模光纤，有 $P_{11}=0.113$ ， $P_{12}=0.252$ ^[17]。由于

$$\frac{\Delta \lambda_{\text{Br}}}{\lambda_{\text{B0}}} = \frac{\Delta n_x}{n_0} + \frac{\Delta \Lambda}{\Lambda} = \epsilon_z - \frac{n_0^2}{2}[P_{11}\epsilon_x + P_{12}(\epsilon_y + \epsilon_z)] \tag{6}$$

$$\frac{\Delta \lambda_{\text{By}}}{\lambda_{\text{B0}}} = \frac{\Delta n_y}{n_0} + \frac{\Delta \Lambda}{\Lambda} = \epsilon_z - \frac{n_0^2}{2}[P_{11}\epsilon_y + P_{12}(\epsilon_x + \epsilon_z)] \tag{7}$$

由式(5)、式(6)可得，x、y 两个偏振方向上的 Bragg 波长之差为

$$\frac{\Delta \lambda_{\text{Br}} - \Delta \lambda_{\text{By}}}{\lambda_{\text{B0}}} = \frac{n_0^2}{2}(P_{12} - P_{11})(\epsilon_x - \epsilon_y) \tag{8}$$

由于 $P_{11} \neq P_{12}$ ，当侧向应力在光纤光栅上引起的 x、y 方向的应变不同时，x、y 方向的有效折射率不等，就会产生应力双折射现象^[18]。应力双折射使 FBG 产生两个不同的 Bragg 波长，从而导致反射谱展宽。随着侧向力的增加，x、y 方向的应变差 ϵ_x 、 ϵ_y 将增加，两个 Bragg 波长之差随之增加，最终将导致反射谱的分裂，出现两个分离的反射峰。当 x、y 方向的应变相同，即 $\epsilon_x = \epsilon_y$ 时则有

$$\frac{\Delta \lambda_{\text{B}}}{\lambda_{\text{B0}}} = \epsilon_z - \frac{n_0^2}{2}\left[P_{12}\epsilon_z + \frac{1}{2}(P_{11} + P_{12})(\epsilon_x + \epsilon_y)\right] \tag{9}$$

若光纤的泊松比为 ν ，假设 $\epsilon_x = \epsilon_y = -\nu\epsilon_z$ 则应力导致光栅的 $\Delta \lambda_{\text{B}}$ 漂移可表示为

$$\frac{\Delta \lambda_{\text{B}}}{\lambda_{\text{B0}}} = \epsilon_z \left\{ 1 - \frac{n_0^2}{2}\left[P_{12} + \frac{1}{2}(P_{11} + P_{12})(1 + \nu)\right] \right\} \tag{10}$$

2 FBG 传感器信号的数值仿真

当界面黏接试件受到拉应力时，埋入其中 FBG 传感器实际所处的应变场比较复杂。如果

沿光栅方向，结构的应变场存在较大的梯度，则会使 FBG 的响应频谱展宽，当光栅受到的侧向应变大于轴向应变时还会产生波峰分裂等情况，这时结果就不易于分析和工程化应用。为了验证文中设计的传感器在应力作用下测量的可行性，利用 ANSYS workbench 建立了界面黏接试件的有限元模型，如图 4 所示为界面黏接试件的有限元网格划分模型。模型共有绝热层、黏接层、封装聚合物、光纤、固体推进剂组成，假设拉伸过程中各层材料的力学性能均在线弹性范围内。材料的性能参数如表 1 所示。固体推进剂为丁羟推进剂，瞬态拉伸模量 $E_0=12.189\text{ MPa}$ ，剪切松弛模量^[19]

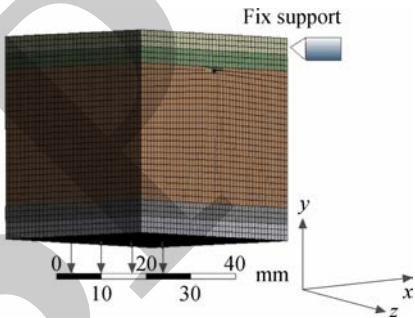


图 4 黏接界面试件的有限元网格划分
Fig. 4 Finite element mesh of bondline specimen

表 1 材料参数
Table 1 Parameters of materials

材料	弹性模量/MPa	泊松比	尺寸/mm
光栅	72000	0.17	10(长)×0.125(直径)
绝热层	24.178	0.49	40(长)×50(宽)×3(厚度)
黏接层	5000	0.3	0.05~0.5(厚度)
封装层	4	0.49	4(长)×6(宽)×1(厚度)

$$G(t) = 0.60369 + 0.48e^{-t/0.04} + 0.689e^{-t/0.4} + 1.024e^{-t/4} + 1.308e^{-t/40} \text{ MPa} \tag{11}$$

当试件受到沿 y 轴拉应力时，通过对光栅上 3 个轴向的应变分布计算，就可以对 FBG 的反射光谱进行数值模拟。

如图 5 所示为黏接界面试件在受到 0.1 MPa 沿 y 轴拉应力时，光栅上 x、y、z 轴 3 个方向应变的分布。可以看到在 3 个方向上光栅中心位置应变的绝对值最大，但在整个光栅上没有出现较大的梯度变化，因此反射光谱不会出现展宽的现象，图中 ϵ 表示应变。图 6 所示的是试件在受到不同拉应力作用下，光栅中心位置 3 个方向的应变随

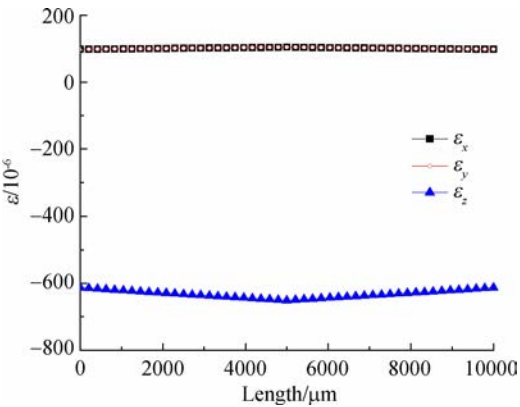


图 5 0.1 MPa 拉应力作用下 FBG 上应变分布
Fig. 5 Distribution of strain on FBG due to 0.1 MPa tensile stress

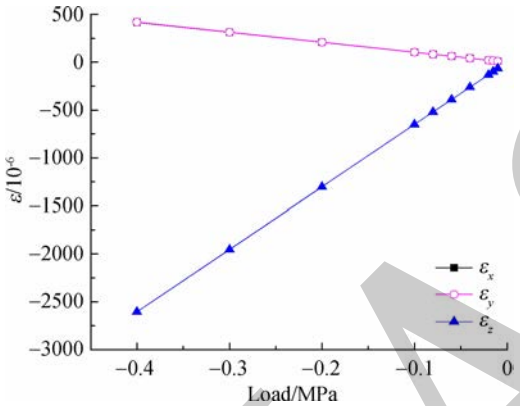


图 6 在拉应力作用下 FBG 中心位置的应变
Fig. 6 Strain at the center of FBG due to tensile stress

应力的变化情况,可以观察到 z 向的应变 ϵ_z 始终远大于 x 、 y 方向的应变 ϵ_x 、 ϵ_y 。例如:当试件上的应力为 0.2 MPa 时,轴向应变 ϵ_z 为 $1\,302.12 \times 10^{-6}$ 而在 x 、 y 方向的侧向应变值分别仅为 208.92×10^{-6} 、 209.36×10^{-6} ,这说明该封装方式有效地将侧向应力转化为轴向应力。试件在不同应力作用下, x 、 y 方向的应变值始终非常接近,由式(8)可知,FBG 传感器在拉应力作用下不会发生波峰分裂的情况。

根据光栅段发生的应变,可以采用传输矩阵法对反射谱进行仿真,传输矩阵法就是将非均匀光纤光栅分成 N 小段,假定每一小段是均匀光栅,一小段确定一个 2×2 矩阵,然后把这 N 个矩阵相乘来表示整个光栅。当试件在受到不同拉应力时,将有限元方法获取的 ϵ_z 代入式(10),通过传输矩阵法就可以将 FBG 的反射谱进行数值模拟。仿真的结果如图 7 所示,当试件受到的拉应力 σ_t 逐渐增大时,光栅中心波长往减小的方向发生漂移。

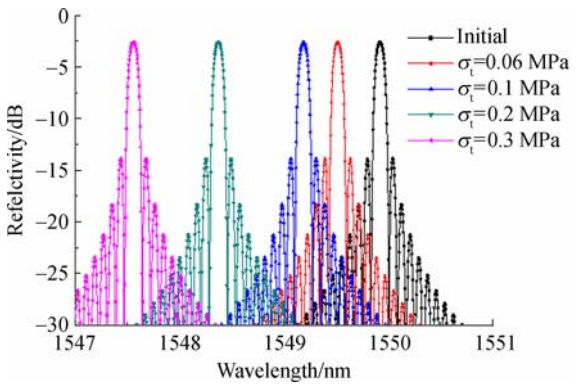


图 7 FBG 在拉应力作用下波长的漂移
Fig. 7 Wavelength shifting of FBG under tensile stress

3 应力响应测试试验

试验中光纤光栅传感系统采用 BaySpec 公司的 WaveCapture 系列高速光纤光栅解调模块,波长范围为 1518~1560 nm,分辨率为 1 pm,波长测量重复精度为 5 pm,输入功率检测范围为 $-60 \sim -20$ dB。为了测试传感器在准静态和动态应力作用下传感器的信号响应情况,分别开展了试件循环加卸载试验和试件黏接性能试验。

3.1 循环加卸载试验

为了测试 FBG 传感器中心波长与试件受到的拉应力的关系,将制作好的界面拉伸试件进行了 3 个循环的重力加载、卸载试验。加载量最大值为 35 N,分 5 次逐步累加,每个量为 7 N。循环加卸载试验的方法如图 8 所示,横坐标为加载次数 n ,纵坐标为加载量 F 。由于推进剂、封装聚合物及绝热层材料的黏弹特性,当试件加卸载时,黏接力会随时间变化增加或减小,并最终稳定在一个值上。因此,在记录加卸载过程中,每个量要间隔一定的时间,当传感器的中心波长稳定下来时再进行记录。

循环应力测试中,传感器的中心波长与应力的关系如图 9 所示。分别对每个循环中加载和卸载的点进行线性拟合($y=a+bx$)得到 6 条直线,拟合参数如表 2 所示。6 条曲线拟合线性度都在 0.99 以上,可看出 FBG 中心波长与应力有较好的线性关系。由斜率 b 的平均值得到 FBG 中心波长随拉应力的平均变化量约为 5.5 pm/kPa。6 条直线的拟合参数 a 的值是逐渐减小的,也就是说每一个循环过后 FBG 传感器的中心波长都有所减小(即界面应力逐渐增加),卸载后波长在短时间无法回到初始状态,这是由推进剂、绝热层、衬层等材料的黏弹性造成的,推进剂等高分子聚

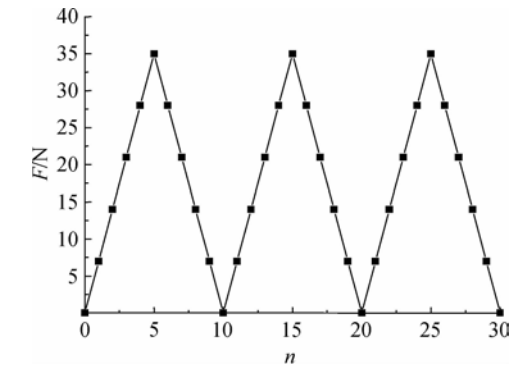


图 8 循环应力测试的方法
Fig.8 Method of cycle stress test

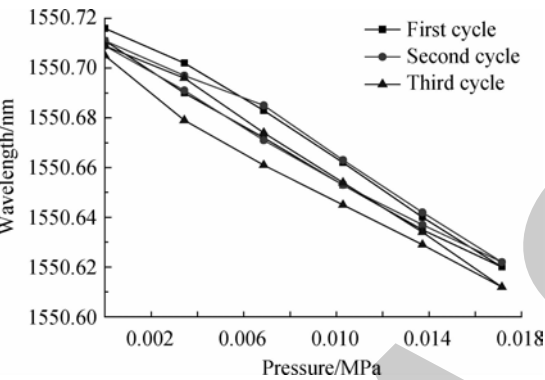


图 9 循环应力测试中波长与应力的关系
Fig.9 Relationship of wavelength and stress
in cycle stress test

合物,分子链之间有适当的交联,在拉力作用下,整个链状分子不易产生位移,首先产生运动是由卷曲链沿作用力方向变成伸直状态。由于分子链之间以及分子链内相互作用的结果,使链段运动产生阻尼,在施加的载荷于发生的响应之间不能在瞬间达到平衡,需要一定时间。同样,当卸载时被拉伸的分子链又会逐渐恢复到卷曲状态,这个过程也需要一定的时间。

表 2 拟合参数和线性度

Table 2 Fitting parameters and degree of linearity		
<i>a</i>	<i>b</i>	线性度
1550.720	−5.72262	0.99463
1550.715	−5.26447	0.99572
1550.713	−5.75594	0.99495
1550.710	−5.5102	0.99899
1550.708	−5.30612	0.99823
1550.701	−5.42274	0.99431

3.2 试件黏接性能试验

为了测试试件在动态拉伸情况下传感器的响应规律和传感器对试件黏接强度影响,开展试件黏接性能试验。参照文献[15]对界面黏接试件进行了拉伸试验。拉伸试件实物图如图 10 所示。

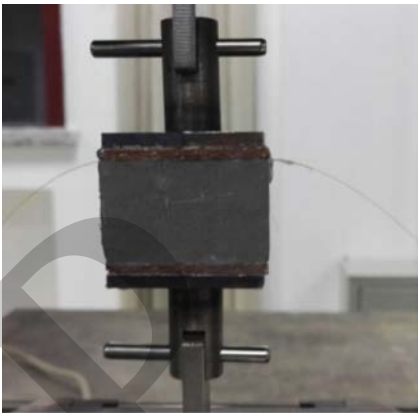


图 10 拉伸试件实物图
Fig.10 Photo of tensile specimen

目前,判断埋入式传感器对固体火箭发动机结构完整性影响的主要性能指标是黏接强度。试件经过拉伸试验后,传感器与绝热层黏接仍然良好,失效界面为衬层和推进剂之间,如图 11 所示为试件断裂位置实物图。根据大多数厂家提供的固体发动机设计验收技术指标,衬层与推进剂间的黏接强度应不小于 0.60 MPa^[20],本文所制作的埋入式传感器的黏接试件黏接强度为 0.65 MPa,从强度性能上说明了黏接试件制作方法的可用性。拉伸过程中的应力,波长-拉伸时间曲线如图 12 所示。可以看出,应力与位移、波长与时间关系曲线呈相反的趋势。采用最小二乘法将图 12 中波长-时间曲线上升段的波长和应力关系进行拟合如图 13 所示。得到中心波长与拉应力的线性回归方程为 $\lambda = 1550.956 - 3.88\sigma$,拟合度为 0.99046,整个拉伸过程中,FBG 传感器反射波波峰未出现波峰分裂和频谱展宽的情况,满足工程测试的使用要求。FBG 中心波长随拉应力的平均变化量约为 3.88 pm/kPa,低于循环加卸载时的平均变化量(5.88 pm/kPa)。这是由于推进剂黏弹性造成的,当应力一定时加载速率越大推进剂上发生的应变越小,相应的界面上传递的应变也越小,光栅上发生的应变也越小,波长漂移量也会减小。

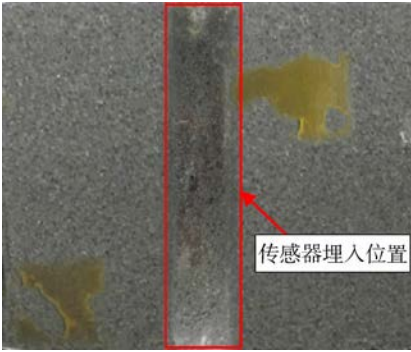


图 11 试件断裂位置实物图

Fig. 11 Photo of fracture section of specimen

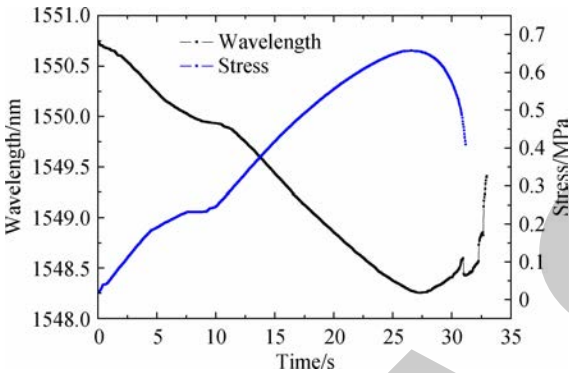


图 12 黏接界面试件拉伸应力、波长-时间曲线

Fig. 12 Tensile stress, wavelength-time curves of bondline specimen

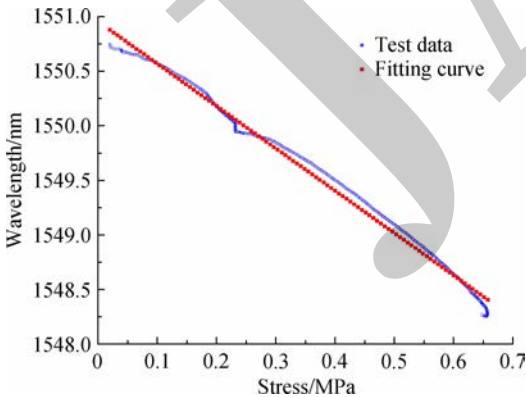


图 13 波长与应力的关系

Fig. 13 Relationship of wavelength and stress

4 结 论

本文设计了一种聚合物封装 FBG 传感器,将其埋入固体火箭发动机燃烧室界面黏接试件中,测试了试件应力载荷下的传感特性,得到以下结论:

1) 通过对试件在受到拉应力作用下传感器

中心波长的数值仿真和应力测试试验,证明了文中设计传感系统可以有效地将侧向力转化轴向力,且不会出现频谱展宽和波峰分裂的情况,满足工程应用的需求;

2) 传感器的中心波长与试件所受应力大小成反比。循环加卸载试验和试件粘接性能试验中,拉伸应力与传感器中心波长具有良好的线性关系,线性度均在 0.99 以上。

3) 黏接界面拉伸试验表明文中设计 FBG 传感器封装及埋入方式满足界面黏接强度和传感性能的要求,不会对界面本身的强度造成较大影响。

参考文献:

[1] BROUWER G R. The use of embedded bond stress sensors to determine aging[R]. AIAA-2007-5788, 2007.

[2] BUSWELL J, CHELNER H. Characterisation and use of bond stress sensors in tactical rocket motor[R]. AIAA-2000-3139, 2000.

[3] ANH DUONG Q, AMASCEI L, SUN L Z, et al. Health monitoring and diagnosis of solid rocket motors with bore cracks[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2016, 29(3): 04015058. 1-04015058. 10.

[4] TUSSI WAND G. Application of embedded sensors technology to a full-scale nozzleless rocket motor[R]. Cincinnati, Ohio, USA: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2013.

[5] 高鸣,任海峰. 固体仪器发动机健康检测技术评述与研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(2): 278-284.

GAO Ming, REN Haifeng. Review and research on health monitoring of solid rocket motors based on instrumented motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(2): 278-284. (in Chinese)

[6] BROUWER G R. Aging in composite propellant grains[R]. AIAA-2004-4058, 2004.

[7] RUDERMAN U A. Health management issues and strategy for air force missiles[R]. Napa, CA; the 1st International Forum on Integrated System Health Engineering and Management in Aerospace, 2005.

[8] BUSWELL J. Lessons learned from health monitoring of rocket motors[R]. AIAA-2005-4558, 2005.

[9] 饶云江,王仪平. 光纤光栅原理及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2006.

[10] UDD E, KREGER S, CALVERT S, et al. Usage of multi-axis fiber grating strain sensors to support nondestructive evaluation of composite parts and adhesive bond lines[J]. Angewandte Chemie, 2003, 42(46): 5749-5752.

[11] BROUWER G R. Evaluation of ageing in composite propellant grains[R]. AIAA-2005-3803, 2005.

[12] LOPATIN C, GRINSTEIN D. Active sensing for monitoring the properties of solid rocket motor propellant grains[J]. Propellants Explosives Pyrotechnics, 2015, 40: 295-

302.

[13] RIZIOTIS C,EINEDER L,BANCALLARI L,et al. Fiber-optic architectures for strain monitoring of solid rocket motors' propellant[J]. Sensor Letters,2013,11(8),1403-1407.

[14] 邱欣,李高春,丁彪,等. 基于原位拉伸的推进剂/衬层界面力学性能研究[J]. 推进技术,2014,35(1):115-122.
QIU Xin,LI Gaochun,DING Biao,et al. Study on propellant/liner interface mechanical property using in-situ tensile method[J]. Journal of Propulsion Technology,2014,35(1):115-122. (in Chinese)

[15] 国防科学技术委员会. 固体火箭发动机燃烧室界面黏接强度测试方法:第 1 部分 矩形试件扯离法:QJ2038. 1 A-2004[S]. 北京:中国航天标准研究所,2004:1-10.

[16] BOTSIS J,HUMBERT L,COLPO F,et al. Embedded fiber Bragg grating sensor for internal strain measurements in polymeric materials[J]. Optics and Lasers in Engineering,2005,43(3/4/5):491-510.

[17] TORRES P,VALENTE L C G. Spectral response of locally pressed fiber Bragg grating[J]. Optics Communications,2002,208(4/5/6):285-291.

[18] NGOI B K A,PAUL J,ZHAO L p,et al. Enhanced lateral pressure tuning of fiber Bragg gratings by polymer packaging[J]. Optics Communications,2004,242 (4/5/6):425-430.

[19] 徐新琦,胡明勇. 固体火箭发动机药柱热黏弹性瞬态响应分析[J]. 机械设计与研究,2004,20(2):69-71.
XU Xinqi, HU Mingyong. Transient temperature and stress analysis for thermo-viscoelastic srm grains[J]. Machine Design and Research,2004,20(2):69-71. (in Chinese)

[20] 张波,董可海,张春龙,等. 含内埋式传感器的黏接试件制作方法研究[J]. 战术导弹技术,2013,9(5):97-100.
ZHANG Bo,DONG Kehai,ZHANG Chunlong,et al. Research on making the adhesive specimen embedding interface stress sensors[J]. Tactical Missile Technology,2013,9(5):97-100. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)