光电技术及应用

DOI：10.16818/j.issn1001－5868.2023091101

基于植入式光纤传感网络的固体火箭发动机结构健康监测

慕聪颖[1]，胡曙阳[1]，武　丹[2]，梁纪秋[2]，胡夏芬[2]，范　丽[3]，张芸山[1*]

（1. 北京工业大学 理学部 物理与光电工程系，北京 100124；2. 湖北航天技术研究院总体设计所，武汉 430048；
3. 浙江大学 湖州研究院，浙江 湖州 313000）

摘　要： 为实现对固体火箭发动机结构健康状态的实时监测和评估，设计并研制了一种高强度飞秒光栅传感网络，重点研究了传感器与信号传输链路的涂覆和封装。开展了发动机界面脱粘模拟实验。设计可用于发动机应变、温度和载荷的模拟演示系统，建立了基于光纤传感器采集数据的发动机数字孪生模型，形成发动机实物与数字孪生体的精准映射。最后将光纤传感器阵列植入发动机，对发动机开展水压监测实验、高低温存储实验、长周期监测实验和点火实验。对监测结果进行无损检测验证，结果表明该传感网络能够准确测量出发动机的应变状态，为固体火箭发动机的结构健康管理提供有效的数据支撑。

关键词： 固体火箭发动机；健康监测；飞秒光栅；数字孪生；应变

中图分类号： TP212.14　**文章编号：** 1001－5868(2024)01－0145－07

Structural Health Monitoring of Solid Rocket Motor Based on Embedding Optical Fiber Sensing Networks

MU Congying[1], HU Shuyang[1], WU Dan[2], LIANG Jiqiu[2], HU Xiafen[2], FAN Li[3], ZHANG Yunshan[1]

(1. Faculty of Science, Department of Physics and Optoelectronic Engineering, Beijing University of Technology, Beijing 100124, CHN; 2. Overall Design Institute of Hubei Aerospace Technology Research Institute, Wuhan 430048, CHN; 3. Huzhou Research Institute of Zhejiang University, Huzhou 313000, CHN)

Abstract: To achieve real-time monitoring and evaluation of the structural health status of solid rocket motors (SRMs), a high-strength femtosecond grating sensing network was designed and developed. The sensors were coated and packaged, and SRM interface debonding simulation experiments were conducted. A simulation demonstration system for SRM strain, temperature, and load was designed. A digital twin model of the engine based on the data collected by the optical fiber sensor was established, and an accurate mapping between the real SRM and the digital twin was formed. Finally, the optical fiber sensor array was implanted in the SRM, and water pressure monitoring experiments, high-and low-temperature storage experiments, long-term monitoring experiments, and ignition tests were conducted on the SRM. Non-destructive testing conducted verification experiments on the monitoring results. The research results indicate that the sensor network can accurately measure the strain state of the SRM, providing effective data support for its structural health management.

Key words: solid rocket motor; structural health monitoring; femtosecond grating; digital twin; stress

收稿日期：2023－09－11.
基金项目：装备预研项目(HJJ2021-0222/YYQT0222)；东方红航天预研项目(2022330501000146K).
* **通信作者：**张芸山

0 引言

固体火箭发动机具有机动性好、大推力、可靠性高、操作简单、使用维护方便等优点，是各种导弹和航空航天器的主要动力装置[1-2]。其中，新型发动机的结构主要由复合材料壳体、绝热层、衬层和推进剂组成[3-4]。发动机在生产、储存与运输等过程中，由于环境力热载荷的作用会出现壳体损伤、界面脱粘、药柱蠕变和老化等情况[5-6]。这些现象如不能被及时发现，将严重影响飞行器和导弹武器系统的安全性。因此对固体火箭发动结构健康状态进行监测有助于提高其安全性和可靠性。

目前针对发动机主要使用无损检测技术判断其结构的完整性[7-8]。传统的无损检测技术有工业CT检测、射线照相检测、激光全息检测等定期检测技术。这些技术仅提供发动机离散健康状态，无法实现结构健康状态实时在线监测的需求。光纤布拉格光栅(Fiber Bragg Grating，FBG)传感器采用波长调制方式，具有复用能力强、易组网、直径小、无源安全性好等优势，近年来被用于对发动机进行应变和温度的监测[9-10]，但主要用于对复合材料壳体进行应变监测。针对发动机脱粘界面[11-12]、药柱力学性能[13]等方面的评估主要是依靠理论模型，在实际发动机上开展FBG监测的应用鲜有报道。其主要原因是FBG传感器植入发动机后信号会减弱，甚至会发生断裂，导致植入成功率不高。因此光栅传感器及其传输链路的设计、涂覆和封装对于传感器在发动机中高植入引出成活率至关重要。

为解决上述难题，本文开展基于植入式光纤传感器的固体火箭发动机结构健康监测研究。旨在监测发动机复合材料壳体内部以及推进剂药柱界面的结构完整性，解决光纤传感器的植入引出难题。搭建了基于数字孪生的固体火箭发动机状态监测模拟演示系统。在实际发动机中进行传感阵列的植入和引出，监测发动机在水压实验、温度循环实验、长周期监测实验和点火试车阶段的应变状态。

1 飞秒光栅传感器监测原理

固体火箭发动机壳体损伤、界面脱粘和药柱蠕变等情况会引起应变发生变化，通过FBG监测应变变化可以对发动机结构完整性进行预测。飞秒FBG的中心波长为：

$$\lambda_{FBG}=2n_{eff}\Lambda \tag{1}$$

式中，n_{eff}为纤芯基模有效折射率，Λ为光栅周期。温度对FBG的影响机理包括热膨胀效应和热光效应。当温度变化时，FBG中心波长漂移量为：

$$\Delta\lambda_{FBG}=(\alpha+\xi)\Delta T\lambda_{FBG} \tag{2}$$

式中，α为热膨胀系数，ξ为热光系数。当FBG受到应变时，光栅周期会改变，由于弹光效应，折射率也会发生改变；FBG受到轴向应变时，中心波长漂移量为：

$$\Delta\lambda_{FBG}=(1+P_e)\varepsilon\lambda_{FBG} \tag{3}$$

式中，P_e为弹光系数，ε为轴向应变。通过解调出波长的漂移量，即可实现对温度或应变的间接测量。

实际测量中需多个光栅传感器构建成传感网络对发动机多个关键点的状态参数进行监测。通过FBG波分复用和多路空分复用实现多点传感、多路控制。波分复用技术将多个不同中心波长的光栅级联于一根光纤，由于传感器波长不同，不会引起波长叠加，实现单根光纤的多点测量。由FPGA控制光开关实现传感网络中的通道选择，FPGA的时序控制功能可以增加传感通道数，提高传感网络的容量。应变变化被用于衡量发动机的结构健康状态[14]，作为系统主要的监测参量，辅助监测参数为温度。植入固体火箭发动机的FBG传感器通过信号传输光缆连接到终端解调显示部分。通过上位机软件数据处理和分析实现对发动机结构健康状态的在线监测，从而及时发现和确定推进剂界面脱粘状况。

2 传感器设计及测试

FBG传感器基材为G657A抗拉抗弯光纤，通过飞秒激光直写技术刻写。FBG长度为3 mm，短光栅的使用可以防止光栅由于应力集中引起的光谱啁啾。光栅传感器植入复合材料壳体时由于碳纤维的缠绕会产生压力，通过在光纤表面涂覆聚酰亚胺进行封装，形成的FBG具有强度高和耐高温特性。传感器数据采集需要外接解调设备，传感器从壳体表面引出容易断裂，因此使用多个套管对FBG传感器进行封装。封装后的传感器如图1所示，包括聚酰亚胺涂覆的抗拉抗弯光纤、双套管封装的光栅、尾纤保护套以及耐高温接头。光栅传感单元由硅橡胶套管和聚氨酯套管双套管封装构成。硅橡胶套管的直径为0.5 mm，尾纤保护套管由高温热缩管和直径为0.6 mm的特氟龙套管以及直径为0.9 mm的金属编织层组成。耐高温接头最高耐温180 ℃。套管与光纤的空隙由高温密封胶密封，以防止树脂进入套管而导致光纤变脆，从而容易被折断。

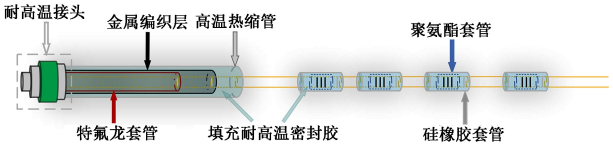
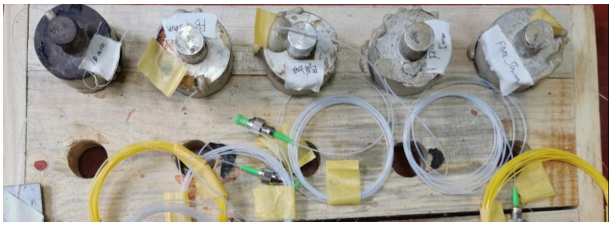


图 1　单通道传感器封装结构

为验证 FBG 传感器监测发动机界面脱粘应变的可行性，将传感器嵌入圆形试件中进行扯离实验。在圆形金属试件表面粘贴绝热层，绝热层表面均匀涂覆衬层，将光栅粘贴于衬层表面。试件合模后测量传感器信号，传感器光谱正常，对试件加热固化三天，制备的扯离试件如图 2 所示。拉力机以 50 mm/s 的速度持续对试件进行轴向拉伸，使试件被完全扯离，实验过程中实时监测传感器的反射信号。图 3 为监测传感器的应变随时间的变化曲线。未拉伸时传感器信号保持稳定，在拉力机施加力的过程中传感器监测到的应变(ε)逐渐增加。当拉力达到最大时传感器监测到的应变最大，说明此时两个粘接面达到脱粘的临界值对应的应变为 1 400 με，此后应变变小。在拉伸过程中 FBG 监测到的应变变化趋势和拉力机记录的拉力变化趋势相吻合，说明设计的飞秒 FBG 能够有效监测粘接界面脱粘受力的大小和脱粘演变趋势。


图 2　扯离试件

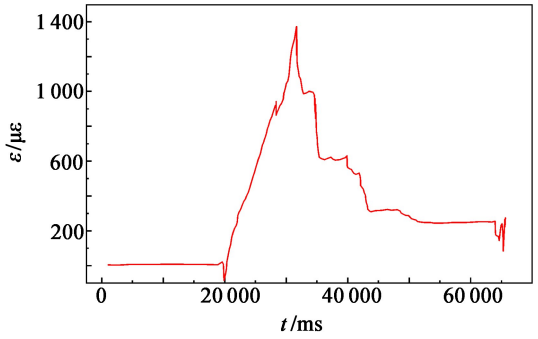
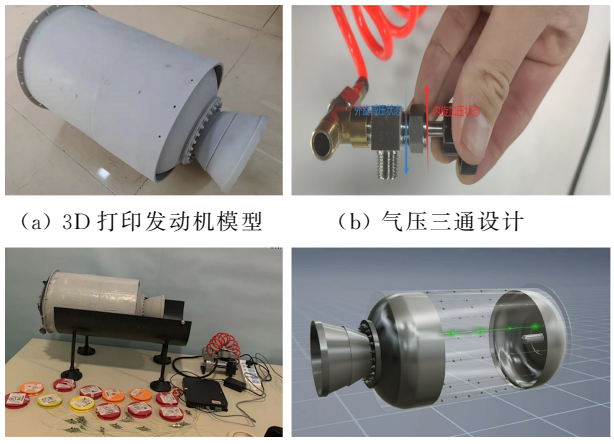


图 3　脱粘扯离实验传感器应变曲线

3　固体火箭发动机性能模拟演示验证系统及数字孪生模型

3.1　模型设计和数字孪生开发

设计的传感器主要对固体火箭发动机的应变、温度及载荷进行监测。采用 3D 打印一体化成形技术设计发动机验证模型，打印时沿轴向分为上下两半壳体进行打印，上下半壳通过密封胶连接。壳体材料为灰色高温树脂，抗拉伸强度为 44 MPa，当温度低于 150 ℃时具有较好的耐温性能和弹性恢复能力。发动机长度为 600 mm，厚度为 2.5 mm，前封盖设计孔位，直径分别为 12.5 和 6 mm，孔深度为 10 mm，中心距为 50 mm，如图 4(a)所示。硅橡胶加热带固定于壳体内部用于模拟温度，加热带电线从孔洞穿出，加热带主要由镍铬合金电热丝和硅橡胶高温绝缘层构成。在 12.5 mm 孔洞处使用三通连接器将实验发动机与泄压阀和电动充气泵进行连接，如图 4(b)所示。通过充气泵充气使发动机内部压力增大，压力增大会导致壳体发生膨胀变形，通过气压的施加模拟应变载荷的施加。


(a) 3D 打印发动机模型　(b) 气压三通设计

(c) 植入传感器发动机模型　(d) 发动机数字孪生模型

图 4　发动机演示验证系统及数字孪生模型

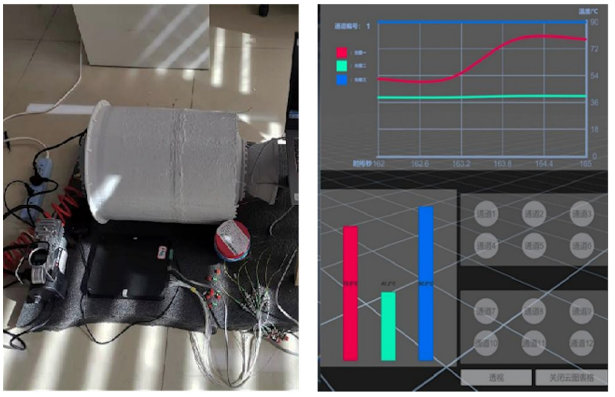
将 12 根三光栅级联的光纤在发动机壳体表面以 30°的间隔沿轴向布设，用于壳体应变监测，每个栅区监测一个区域。首先使用 PET 双面胶带初步固定栅区于发动机表面，然后使用恒固强力胶固定栅区两侧的光纤，最后在强力胶左右两侧涂敷硅橡胶，完成对光纤的精准粘贴。强力胶凝固前，对栅区持续施加 1 min 的水平拉力，使栅区紧密贴合在壳体表面，准确监测壳体物理状态变化。考虑发动机模型尺寸以及粘贴操作工艺，将光纤传感器沿轴向方向布设于发动机壳体表面，然后在表面均匀喷涂一层 1 mm 厚的高温灰色树脂材料。喷涂材料与壳体材料一致，喷涂完成之后光纤传感器与发动机壳体构成一体，能够测量发动机壳体内部的应变。

固体火箭发动机数字孪生系统由植入传感器的发动机模型和可视化软件系统两部分组成，如图

4(c)、(d)所示。硬件系统包括 3D 打印的发动机壳体、加热带、充气泵、植入的传感网络以及解调仪系统。软件系统包括实验场景部署、数据通信及实验状态数据可视化 3 个模块。使用 Unity3D 软件开发发动机数字孪生模型，包含植入在发动机壳体中的传感器，传感器与发动机模型进行精准映射。数字孪生体可以进行放大、旋转和透视。数字孪生界面的 12 个通道对应发动机模型上植入的 12 根光纤，每个通道包含 3 个数据点。其中 6 个通道显示传感监测到的温度，另外 6 个通道显示传感监测到的应变。数字孪生体和发动机实物模型没有时间延迟，所有数据保持同步映射。

3.2 系统响应测试

对发动机数字孪生体进行温度响应测试，如图 5(a)所示。由于树脂材料壳体不耐高温，加热时间不宜过长，以防止长期加热使壳体软化。加热过程中解调系统连接上位机软件，解调仪的采样频率为 1 000 Hz。图 5(b)是温度测试过程中软件界面显示结果。6 个通道均可以显示出温度的实时变化情况，直方图显示每个通道 3 个传感器的实时温度。曲线图显示单个通道 3 个传感器的历史温度曲线。测试结果表明，发动机数字孪生模型可以实时测试出发动机温度的变化响应。

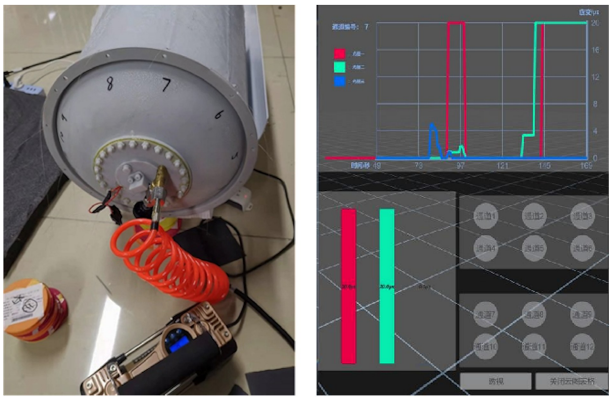


(a) 发动机模型温度测试　　(b) 数字孪生温度响应

图 5　数字孪生系统温度响应测试系统及显示界面

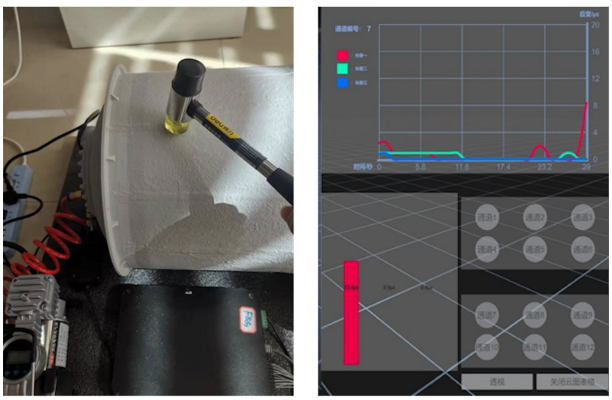
开展应变响应测试，通过加压泵增大发动机内部气压，如图 6(a)所示。加压泵压力可控，范围为 0～120 kPa。当壳体内部压力达到设定值时，加压泵停止加压，使壳体内部压力稳定。当壳体被加压后，壳体材料会发生膨胀，引起壳体内部的应变变化。减小压力时，调节三通可以降低壳体内部的压力。设定加压泵压力为 35 kPa 时，发动机孪生体显示监测的应变结果如图 6(b)所示。历史曲线为单个通道传感器的历史应变，监测结果能够实时反映壳体中的压力变化情况。

对壳体进行敲击载荷实验测试，以验证数字孪生模型对于敲击载荷的响应情况。如图 7(a)所示，使用敲击锤对壳体柱段的任意位置进行敲击，敲击力度和频率可以控制。载荷的大小通过控制敲击锤的力度实现。测试结果如图 7(b)所示，在不同的敲击载荷作用下传感器监测到的应变不同。不同的应变峰值之间的时间间隔表示为敲击载荷施加的不同频率。



(a) 发动机模型应变测试　　(b) 数字孪生应变响应

图 6　数字孪生系统压力响应测试系统及显示界面



(a) 发动机模型载荷测试　　(b) 数字孪生载荷响应

图 7　数字孪生系统敲击载荷响应测试系统及显示界面

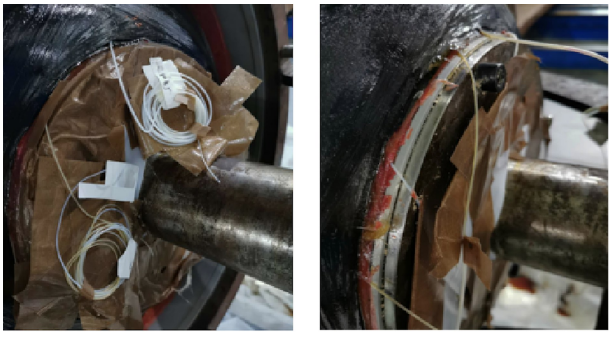
实验中加热带对发动机模型施加的温度不超过 150 ℃，气压泵施加的压力不超过 44 MPa，载荷不超过 100 N。上述不同工况进行正常操作可以保证演示验证系统的安全性。数字孪生可视化模型可以准确实时显示壳体中的应变和温度变化。同时还能够反映历史监测曲线，对于发动机在一定时间段的结构完整性和健康状态变化情况可以进行分析。

4　发动机 FBG 植入监测实验

开展 FBG 传感器阵列在发动机中的植入实验，

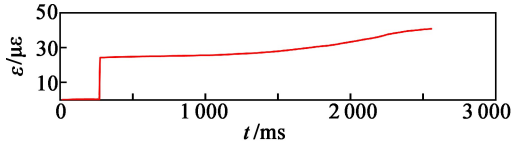
图 8 是将封装的传感器阵列植入复合材料发动机的实物图。为减小传感器的偏振衰落效应，对从壳体引出的光纤进行耐高温聚合物封装。发动机固化后，对植入的传感器进行测试，光栅反射光谱的能量和波长没有变化，说明对传感器及其链路的封装有效地提高了传感器的植入引出成活率。

对固体火箭发动机复合材料壳体进行水压实验。在水压测试过程中，对不同通道的传感器进行状态监测，图 9(a)～(c)分别为缓慢加压、保压与卸压过程传感器监测到的信号。随着压力的上升传感器监测到的应变逐渐变大，随着压力的下降传感器监测到的应变逐渐减小，压力不变时传感器信号处于稳定状态。

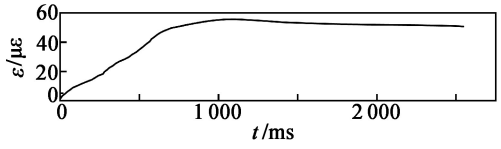


(a) 照片 1　　(b) 照片 2

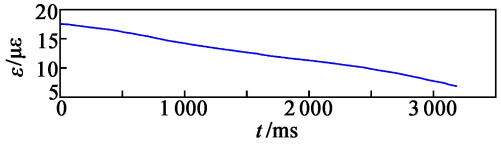
图 8　传感器植入复合材料壳体实物照片



(a) 加压过程



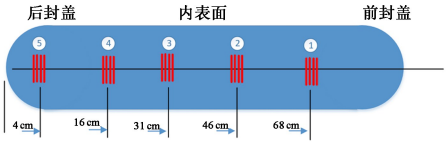
(b) 保压过程



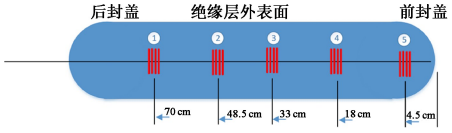
(c) 卸压过程

图 9　复合材料壳体水压实验中传感器应变监测结果

在发动机壳体内部与推进剂药柱界面植入 12 根光纤，每根光纤上串联 3 个 FBG。10 根光纤从发动机前封头引出，其中 8 根位于绝热/推进剂界面，2 根位于壳体/绝热界面。剩余 2 根光纤从后封头引出，位于壳体/绝热界面。图 10 和图 11 分别为从发动机前封头引出传感器的轴向布设位置和从发动机后封头引出位置示意图。从引出端到光纤尾端，传感器中心波长依次增加。

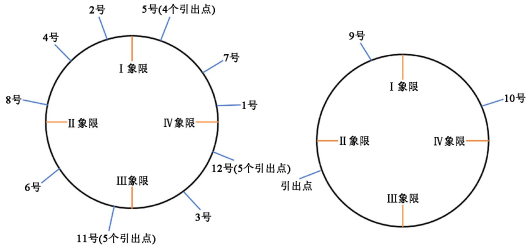


(a) 发动机前封头引出 FBG 布设位置



(b) 发动机后封头引出 FBG 布设位置

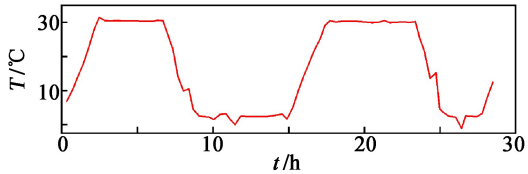
图 10　发动机封头引出传感器布设位置示意图



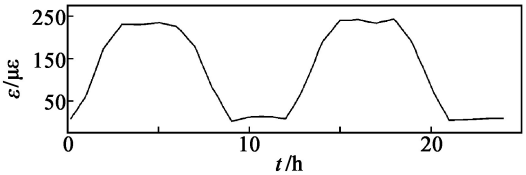
(a) 前封头　　(b) 后封头

图 11　发动机封头引出光纤布置示意图

为研究不同温度下固体火箭发动机内部应变情况，进行温度循环实验。实验时将整个发动机置于保温室，温度从 0 ℃升高至 30 ℃，恒温保温后再从 30 ℃降低至 0 ℃，依次循环。恒温室实际温度和传感器监测到的应变如图 12 所示，两者变化趋势相同。随着环境温度的上升，传感器监测到的应变逐渐增大，且变化速率与温度呈线性关系。当发动机处于保温阶段时，传感器监测到的应变值的大小处于稳定阶段。在固体火箭发动机降温阶段，传感器监测到的应变在减小，减小速率具有一定的线性。



(a) 恒温室温度



(b) 传感器应变

图 12　温度循环试验结果

固体火箭发动机在生产之后会经历较长的存储时间，在存储阶段，需要对其结构的完整性进行监测。对植入 FBG 传感网络的固体火箭发动机开展了长周期监测。根据传感器监测的应变变化判断发动机是否出现脱粘或者壳体损伤情况。对传感器信号进行持续监测，解调仪对采集到的数据按照 12 个通道的不同传感器的数据进行区分保存。图 13 为传感器监测的壳体内部和药柱界面应变曲线，图中曲线 1，2 为发动机壳体中的传感器监测到的数据，曲线 3，4 为粘接界面的传感器监测到的数据。从图中可以看出随着放置时间的增加，发动机不同位置产生应变。与发动机壳体相比，药柱界面的应变更加明显。

为验证与分析传感器监测结果的准确度，使用 CT 对发动机进行检测。沿壳体径向进行 CT 切片，切片位置为距离前裙端面 168～668 mm 区间范围内，每隔 100 mm 切片一次，部分切片见图 14。对发动机前后封头段及过渡段部位进行射线照相，重点对传感器位置进行照相。发动机左右各旋转 3°，6° 和 9°进行拍照，共计照相 98 次，图 15 中给出部分光纤铺设位置的射线照相图。通过对上述 CT 结果进行分析，结果表明该发动机在光纤传感器植入的位置没有发生界面脱粘和明显缺陷，说明 FBG 传感网络监测结果可以反映实际发动机壳体内部的脱粘和损伤状态。

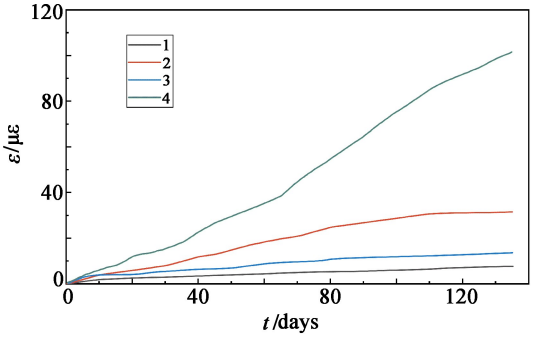
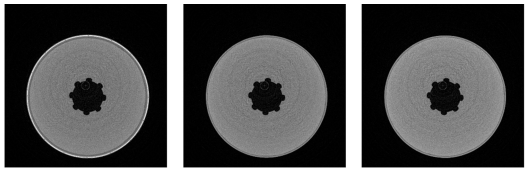


图 13 长周期监测实验传感器应变曲线



(a) 切片 1 (b) 切片 2 (c) 切片 3

图 14 部分 CT 切片



(a) 9# 号光纤位置处



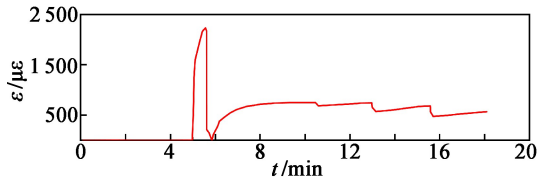
(b) 8# 号光纤位置处



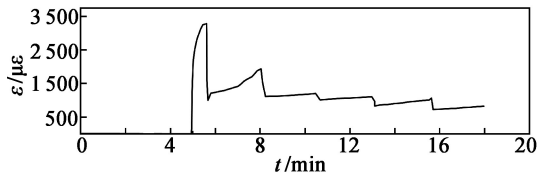
(c) 11# 号光纤位置处

图 15 部分光纤铺设位置处的射线照相图

最后完成固体火箭发动机点火试车时的应变监测。在发动机点火试车过程中传感器监测的应变结果如图 16 所示。试车前传感器输出信号比较稳定，点火后传感器监测到的应变急剧增大。不同传感器监测到的应变从零微应变到上千微应变不等，最小变化量为 2 250 με，最大变化量可以达到 3 250 με。



(a)



(b)

图 16 点火实验中传感器应变检测结果

5 总结

本文以固体火箭发动机作为研究对象，围绕发动机复合材料壳体与推进剂药柱界面应变的实时监测展开研究。制作飞秒光栅阵列，研究光栅传感器及其传输链路的涂覆和封装技术。解决了高强度、大应变光纤传感器从复合材料壳体植入引出难题。

设计出可用于传感性能验证的发动机原型样机和开发了数字孪生模型。在实物发动机上开展长周期监测，结合工业 CT 检测验证 FBG 传感网络监测发动机结构健康状态的可靠性。为火箭发动机全生命周期健康管理提供先进可行的技术。

参考文献：

[1] Mahjub A, Mazlan N M, Abdullah M Z, et al. Design optimization of solid rocket propulsion: A survey of recent advancements[J]. J. of Spacecraft and Rockets, 2020, 57(1): 3-11.

[2] López R, Ortega De La Rosa A, Salazar A, et al. Structural integrity of aged hydroxyl-terminated polybutadiene solid rocket propellant[J]. J. of Propulsion and Power, 2018, 34(1): 75-84.

[3] Behera S, Sahoo S K, Srivastava L, et al. Structural integrity assessment of filament wound composite pressure vessel using through transmission technique [J]. Procedia Structural Integrity, 2019, 14: 112-118.

[4] Srivastava L, Krishnanand L, Behera S, L, et al. Failure mode effect analysis for a better functional composite rocket motor casing[J]. Materials Today: Proceedings, 2022, 62: 4445-4454.

[5] Towsyfyan H, Biguri A, Boardman R, et al. Successes and challenges in non-destructive testing of aircraft composite structures[J]. Chinese J. of Aeronautics, 2020, 33(3): 771-791.

[6] 刘　梅，高　波，董新刚，等. 固体火箭发动机药柱完整性失效的判据[J]. 固体火箭技术，2018，41(4)：424-427，508.
Liu Mei, Gao Bo, Done Xingang, et al. Failure criterion of solid motors at ignition pressurization loading[J]. J. of Solid Rocket Technol., 2018, 41(4): 424-427, 508.

[7] Seivastava L, Krishnana L, Kishore Nath N, et al. Online structural integrity monitoring of high-performance composite rocket motor casing[J]. Materials Today: Proceedings, 2022, 56: 1001-1009.

[8] Ibrahim M E. Nondestructive Testing and Structural Health Monitoring of Marine Composite Structures[M]. Woodhead Publishing, 2016: 147-183.

[9] Yeh C H, Tsai N, Zhuang Y H, et al. Fault self-detection technique in fiber Bragg grating-based passive sensor network [J]. IEEE Sensors J., 2016, 16(22): 8070-8074.

[10] Chang Y J, Yeh C H, Chow C W. Reliability of stable fiber Bragg grating sensor system for monitoring temperature and strain[J]. Measurement Science and Technology, 2019, 30(10): 105-108.

[11] Tan H, Huang Y, Liu C, et al. The uniaxial tension of particulate composite materials with nonlinear interface debonding[J]. Inter. J. of Propulsion Technol., 2007, 44(6): 1809-1822.

[12] 李康佳，强洪夫，王哲君，等. 固体火箭发动机粘接界面蠕变损伤研究进展[J]. 含能材料，2022，30(8)：861-871.
Li K J, Qiang H F, Wang Z, et al. Research progress on bonding interface creep damage in solid rocket motors[J]. Chinese J. of Energetic Materials, 2022, 30(8): 861-871.

[13] 陈　科，任全彬，王健儒，等. 考虑界面损伤的立式贮存药柱结构完整性研究[J]. 推进技术，2022，43(10)：347-355.
Chen K, Ren Q B, Wang J R, et al. Structural integrity of vertical storage grain by considering interface damage[J]. J. of Propulsion Technol., 2022, 43(10): 347-355.

[14] 常新龙，郭风华，李进军. 基于 FBG 传感器的固体火箭发动机结构健康监测技术[J]. 强度与环境，2006(4)：17-22.
Chang X L, Guo F H, Li J J. Health monitoring of a solid rocket structure based on fiber grating sensing[J]. Structure and Environment Engineering, 2006(4): 17-22.

作者简介：

慕聪颖(1999—)，女，硕士研究生，主要从事光纤传感方面的研究；

张芸山(1990—)，男，陕西省汉中市人，博士，讲师，主要从事光纤传感与智能健康监测研究。