

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.03.005

## 空间柔性充气结构分布式光纤裂纹损伤监测方法

何弯弯<sup>1</sup> 曾捷<sup>1,3</sup> 夏裕彬<sup>2</sup> 卢李<sup>1</sup> 顾欣<sup>1</sup> 张旭苹<sup>3</sup> 陈浩远<sup>2</sup>

(1.南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室,南京,210016; 2.故障诊断与健康管理工作航空科技重点实验室,上海,201601; 3.南京大学智能光传感与调控技术教育部重点实验室,南京,210093)

**摘要:**空间柔性充气结构作为一种航天器基本组成单元,在气闸舱、空间居住舱等领域受到越来越多关注。针对此类结构损伤状态的智能辨识,对于目前正在开展的深空与星际探测具有重要意义。为此,本文提出了一种基于分布式光纤传感器的空间充气结构裂纹损伤实时监测技术。借助 ANSYS 有限元分析方法,数值模拟得到含裂纹损伤的充气结构模型在不同内压载荷作用下的应变响应与分布规律。在此基础上,通过由芳纶编织而成的柔性充气结构表面布置分布式光纤光栅传感网络,实时采集不同位置与程度损伤对应的表面应变分布与变化信息。提取能够表征结构裂纹特征的辨识参量,建立光纤传感器应变响应差值与裂纹损伤长度之间的关系模型,实现裂纹损伤区域定位与损伤长度识别。研究表明,本文所提方法具有非视觉测量、实时性好以及多种功能复用等优点,能够为未来空间柔性充气结构服役状态辨识与在轨快速维护提供技术支持。

**关键词:**空间柔性充气结构;光纤光栅传感器;应变监测;损伤定位;裂纹长度识别

**中图分类号:** TP212      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2019)03-0297-08

## Monitoring Method for Crack Damage of Space Flexible Inflatable Structure Based on Distributed Optical Fiber Sensor

HE Wanwan<sup>1</sup>, ZENG Jie<sup>1,3</sup>, XIA Yubin<sup>2</sup>, LU Li<sup>1</sup>, GU Xin<sup>1</sup>, ZHANG Xuping<sup>3</sup>, CHEN Haoyuan<sup>2</sup>

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China; 2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Fault Diagnosis and Health Management, Shanghai, 201601, China; 3. Key Laboratory of Intelligent Optical Sensing and Manipulation, Ministry of Education, Nanjing University, Nanjing, 210093, China)

**Abstract:** As a new type of aerospace structure, flexible inflatable space structure has attracted more and more attention in the aerospace field such as air lock cabin and space residence cabin. Intelligent damage identification for such structures is of great significance for deep space and interstellar detection. Therefore, a real-time damage monitoring technology for space inflatable structures based on distributed optical fiber sensors is proposed in the paper. With the help of ANSYS finite element analysis method, the strain response and distribution law of the structure with cracks under internal pressure are obtained by numerical simulation. On the basis, a distributed fiber Bragg grating sensing system is arranged on the surface of the flexible inflatable structure braided by aramid fibers to collect real-time information of the surface strain distribution and change of the inflatable structure corresponding to different locations and degrees of damage. The

**基金项目:**国家自然科学基金-联合基金(U1537102)资助项目;上海航天科技创新基金(SAST2018-015)资助项目;航空科学基金(20170252004)资助项目;江苏省重点研发计划产业前瞻与共性关键技术竞争(BE2018047)资助项目。

**收稿日期:**2019-1-12; **修订日期:**2019-3-1

**通信作者:**曾捷,男,副教授,硕士生导师, E-mail: zj2007@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**何弯弯,曾捷,夏裕彬,等.空间柔性充气结构分布式光纤裂纹损伤监测方法[J].南京航空航天大学学报,2019,51(3):297-304. HE Wanwan, ZENG Jie, XIA Yubin, et al. Monitoring Method for Crack Damage of Space Flexible Inflatable Structure Based on Distributed Optical Fiber Sensor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(3): 297-304.

identification parameters which characterize the crack characteristics of structures are extracted, and the corresponding relationship model between the strain response difference of sensors and the crack damage length is established to locate the crack damage area and identify the damage length. Results show that the proposed method has the advantages of non-visual measurement, good real-time performance and multi-function reuse, and can provide technical support for service state identification and on-orbit maintenance of space flexible inflatable structures in the future.

**Key words:** flexible inflatable space structure; fiber Bragg grating sensor; strain monitoring; damage location; crack length identification

空间柔性充气结构采用一种全新设计概念的轻质柔性薄膜制作而成,可用于构建航天器的结构部件和功能部件,如大面积天线、太阳能帆板、月球基地的充气式展开式建筑等,具有折叠体积小、质量轻、成本低和展开可靠性高等特点<sup>[1]</sup>。

空间柔性充气结构在轨服役期间将不可避免地受到多种复杂恶劣环境因素影响,如极端交变温度载荷、太阳风、空间碎片和微流星体撞击等<sup>[2]</sup>。这些因素可能导致空间柔性充气结构出现变形、开裂、通孔、纤维断裂及分层失效等<sup>[3]</sup>。因此为保证空间柔性充气结构在轨服役安全,必须对空间柔性充气结构的高应力集中区域等具有潜在危险性部位进行状态实时监测,特别是针对结构存在的裂纹缺陷等情况及时给予反馈,为在轨航空人员提供安全预警及在轨修复提供技术支撑<sup>[4]</sup>。

常规无损检测方法具有较高的损伤检测精度,但无法满足在轨实时监测需求。而压电传感器与电阻式应变片存在易受电磁干扰,且需要配置较多传输线缆等问题<sup>[5]</sup>。光纤传感器具有多参量监测、体积小、质量轻、柔韧性好、耐高温、耐腐蚀、抗电磁干扰且易于构成空分/波分复用型监测阵列等独特优点<sup>[6]</sup>,能够满足空间柔性充气结构裂纹损伤实时监测要求。

Tsuda等采用压电式传感器和光纤光栅传感器组成超声检测系统,针对不锈钢试件疲劳裂纹扩展过程进行了监测<sup>[7]</sup>。Kakei等通过采集嵌入在裂纹尖端附近的光纤光栅(Fiber Bragg grating, FBG)传感器测得的应变信息,利用弹塑性模型对分层损伤的扩展进行定性和定量分析<sup>[8]</sup>。徐刚等针对叶片等悬臂类结构设计了一种采用光纤光栅进行疲劳测量的方法,证实了裂纹对结构疲劳过程的影响<sup>[9]</sup>。西南交通大学刘勇基于声发射原理,采用光纤光栅传感器探测分析了声发射信号特征参数,以此来判断钢轨结构上产生的损伤程度<sup>[10]</sup>。以上损伤检测方法均针对金属与复合材料等刚性结构进行研究,而在柔性充气结构裂纹损伤监测方面尚未提出有效方法。

基于上述分析,本文提出了一种基于FBG传

感器的空间柔性充气结构裂纹损伤监测方法。通过在空间充气结构承力层芳纶编织带表面布置光纤光栅传感器,采集关键区域应变分布信息,提取表征结构裂纹特征的辨识参量。通过建立传感器应变响应差值与裂纹损伤长度之间模型,实现裂纹损伤区域定位以及损伤长度识别。

## 1 基于应变感知的充气结构裂纹损伤监测原理

### 1.1 空间柔性充气结构特点

充气式气闸舱、空间居住舱、月球基地等大型空间充气结构的柔性外壳由多层复合材料组成,包括热防护层、空间碎片防护层、结构限制层(承力层)、密封气囊层以及内衬层(防刮、刺和磨损等)<sup>[1,3]</sup>,如图1所示。

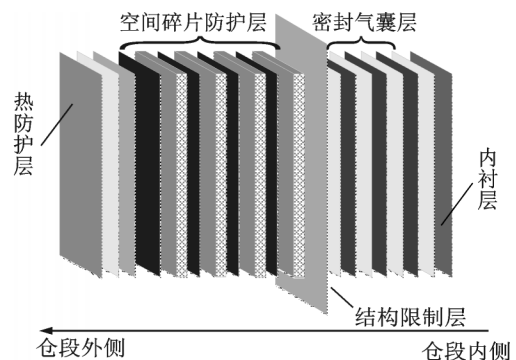


图1 空间充气结构柔性外壳构成

Fig.1 Composition of flexible enclosure of space inflatable structure

其中承力层主要由多层芳纶带编织而成,具有质量轻、强度高和柔韧性好等特点,如图2所示。承力层主要作用为保持结构的形状、承受内部压力与外部载荷以及提高结构强度等<sup>[3]</sup>。因此,在空间柔性充气结构中,承力层为最易出现潜在危险的高应力集中区域。通过在承力层的芳纶编织带中布置光纤光栅传感器,可实时监测承力层应变分布情况。当芳纶编织带出现裂纹损伤时,位于裂纹损伤附近区域的传感器能够快速感知相应损伤,并给出反馈信息。

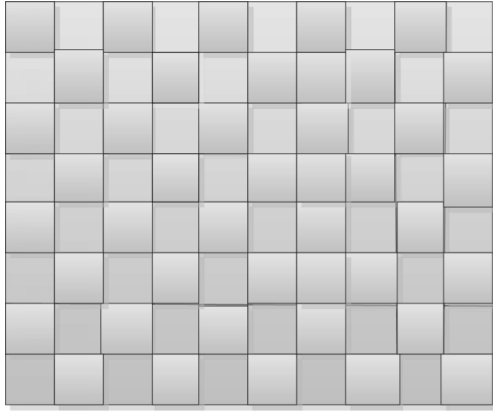


图 2 结构限制层(承力层)结构示意图

Fig.2 Structural sketch of confining layer (bearing layer)

### 1.2 基于光纤光栅应变传感器的裂纹损伤监测原理

根据光纤耦合模理论,对于单模光纤光栅,其峰值反射波长  $\lambda_B$ (即中心波长)由光纤光栅周期  $\Lambda$  和纤芯有效折射率  $n_{eff}$  所决定,光纤光栅谐振方程为<sup>[11]</sup>

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

当光纤光栅所在位置的应力或温度变化时,将使得光栅反射光谱中心波长发生偏移,如图 3 所示。

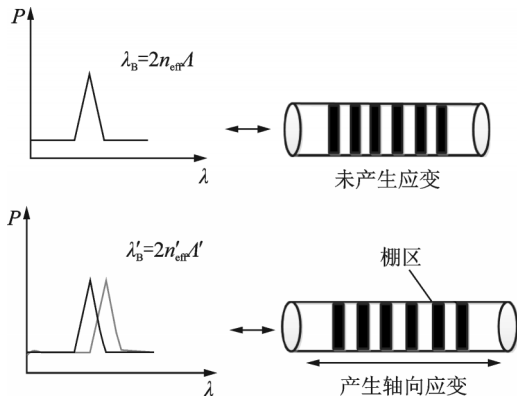


图 3 光纤光栅应变感知原理

Fig.3 Fiber Bragg grating strain sensing principle

由式(1)可以看出,任何能够改变光栅有效折射率或光栅周期的物理量都能影响光栅中心反射波长,而光纤光栅所受轴向应变和温度是引起中心波长发生偏移的最为直接的外界物理量。当温度恒定时,光纤光栅反射光谱中心波长偏移量  $\Delta\lambda_B$  和纵向应变  $\Delta\epsilon$  的关系为<sup>[12]</sup>

$$\Delta\lambda_B/\lambda_B = (1 - p_e)\Delta\epsilon \quad (2)$$

式中: $p_e$ 为光纤光栅有效弹光系数。式(2)表明光纤光栅中心波长与其所受应变呈现良好线性关系。

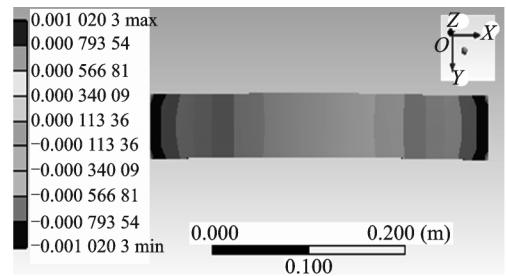
由于结构损伤会造成结构局部刚度下降,导致其在承受载荷状态下损伤部位邻域应变分布发生

显著变化<sup>[13]</sup>。因此借助分布式光纤光栅传感器实时监测空间柔性充气结构承载状态下的损伤区域应变特征,能够实现对裂纹损伤发生区域和裂纹长度的辨识。

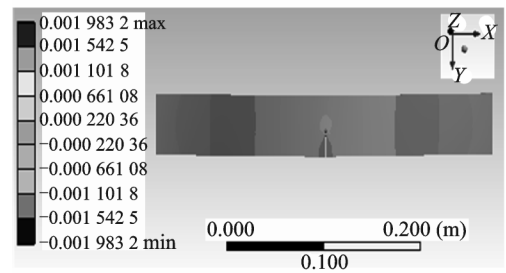
## 2 数值仿真

本文借助 ANSYS 有限元仿真方法获取充气结构裂纹损伤区域应变分布与变化特征,采用单条芳纶带简化模型进行数值模拟。模型参数设置如下:长  $L=350$  mm,宽  $D=50$  mm,厚  $H=0.3$  mm。材料为芳纶纤维布,材料参数为:密度  $\rho=144$  kg/m<sup>3</sup>,弹性模量  $G=8$  GPa,泊松比  $\mu=0.3$ 。加载方式为两端固支,底面施加压力  $p=2\ 000$  Pa。裂纹损伤设置为三角形裂口,损伤长度分别为  $l=5, 10, 15, 20$  mm,损伤宽度  $d=1$  mm。

基于此模型划分网格,求解得到柔性充气结构无裂纹损伤时 X 方向应变分布,如图 4(a)所示。结构产生裂纹损伤(长度为 20 mm)X 方向应变分布,如图 4(b)所示。



(a) Strain distribution of 0 mm crack damage (no damage)



(b) Strain distribution of 20 mm crack damage

图 4 裂纹损伤长度分别为 0 mm, 20 mm 对应的 X 方向应变分布

Fig.4 Strain distribution on X direction for the 0 mm and 20 mm crack damage

从图 4 可以看出,结构无裂纹损伤时,芳纶带中间区域应变场呈均匀分布。当芳纶带边缘处出现裂纹损伤时,在相同约束条件和载荷作用下,裂纹损伤尖端会出现应力集中现象,芳纶带中间区域应变分布产生变化,裂纹周边区域应变呈现明显增大。

为能更清晰观察结构损伤状态下,裂纹损伤周边应变场变化关系,自定义 Path 路径,则芳纶带中

心轴线的X方向应变分布,如图5所示。图5(a,b)分别为裂纹损伤为0 mm(无损伤)、20 mm的Path路径上X方向应变分布。

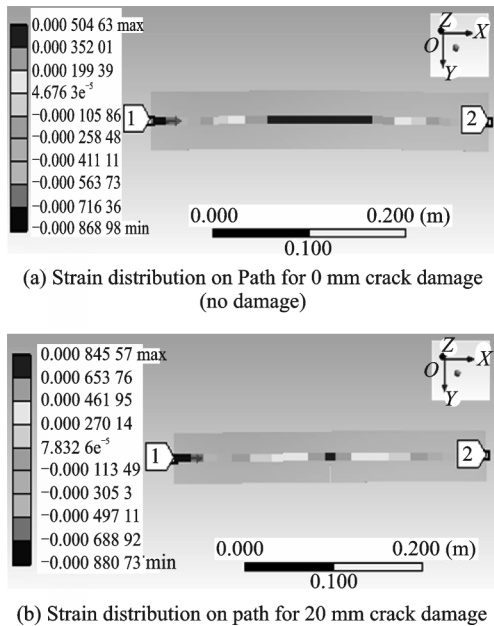
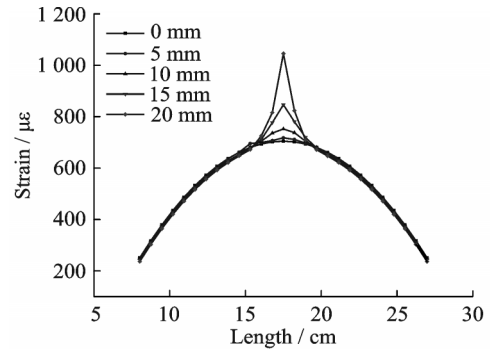


图5 裂纹损伤长度为0 mm, 20 mm对应的X方向的Path路

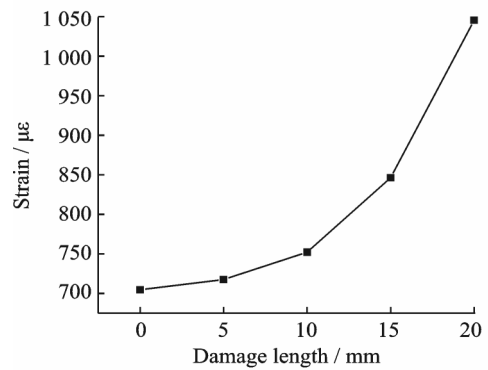
Fig.5 Strain distribution on X direction of the Path for the 0 mm and 20 mm crack damage

从图5中可以看出,芳纶带边缘处出现损伤时,中心轴线中间区域应变场从均匀分布变为以损伤尖端为应变最大向两边递减趋势分布。由此可知,由于裂纹尖端应力集中作用,芳纶带边缘处裂纹损伤将会影响芳纶带中心轴线上的应变分布。0 mm裂纹损伤(无损伤)Path路径应变云图分别取0 mm(无损伤); 5, 10, 15, 20 mm裂纹损伤Path路径对应的应变幅值,绘制应变-位置曲线如图6(a)所示。绘制裂纹损伤尖端应变与裂纹损伤长度对应的应变-损伤长度曲线如图6(b)所示。

从图6(a)中可以看出,在裂纹损伤所在位置(17.5 cm)附近约5 cm范围内,相较于无损伤状态,应变明显增大。而超过5 cm范围,应变幅值基本没有变化。从图6(b)可以看出,裂纹损伤长度越长,裂纹尖端的应变变化越明显。裂纹损伤长度从0 mm增加到20 mm,损伤尖端应变增加了将近 $350 \mu\epsilon$ 。Path路径上应变与位置的对应关系基于此原理,考虑到光纤光栅传感器应变-方向敏感特性,沿芳纶带中心轴线轴向布置传感器。在内部气压恒定状态下,当FBG传感器所在位置的芳纶带边缘产生裂纹损伤时,传感器所测应变将会明显增大。裂纹损伤长度越长,应变幅度增加越大,而其他位置传感器所在位置应变将保持不变。



(a) Corresponding relationship between strain and location on Path



(b) Corresponding relationship between strain at tip of crack damage and damage length

图6 裂纹损伤长度分别为0, 5, 10, 15, 20 mm的Path路径应变对比图

Fig.6 Contrast diagrams of the strain on Path with crack damage lengths of 0, 5, 10, 15 and 20 mm

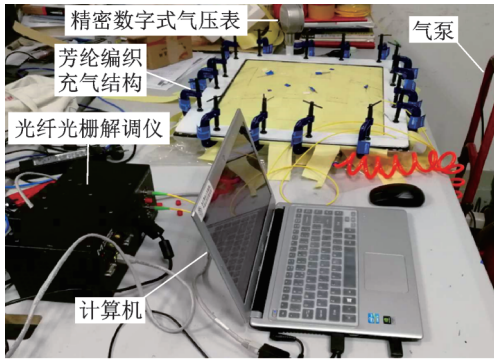
### 3 试验系统

空间柔性充气结构应变与裂纹损伤分布式光纤监测试验系统,如图7所示。试验系统主要由充气结构、空气压缩机(气泵)、精密数字式气压表和光纤光栅解调仪与计算机组成。其中充气结构是由柔性蒙皮用C型夹固定在充气缸体表面制作而成的,柔性蒙皮是由宽5 cm、厚0.3 mm的芳纶编织带编织而成。充气缸体左侧留有充气口连接气泵,右侧留有压力表接口连接气压表监测结构内部气压。在充气结构芳纶编织带表面划分6个 $5 \text{ cm} \times 5 \text{ cm}$ 的区域(编号为Area 1~Area 6),在区域中心轴线上依次布置FBG传感器(编号为FBG1~FBG6)。

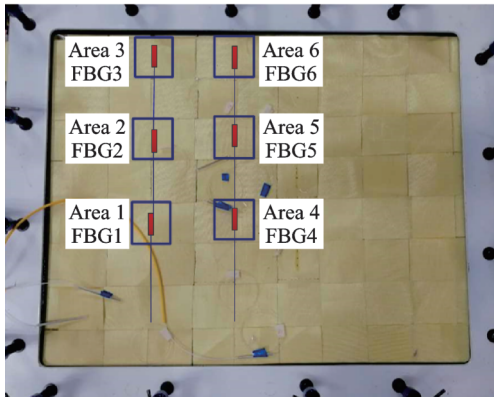
### 4 试验结果与讨论

#### 4.1 基于光纤光栅传感器的柔性充气结构应变监测

通过MOI光纤光栅解调仪实时监测记录整个气压加载和卸载过程FBG传感器中心波长偏移量,同时使用气压表监测充气结构内部气压状态。不同内部气压作用下芳纶带表面FBG1~FBG6所



(a) Test system diagram



(b) FBG sensor layout

图 7 空间柔性充气结构应变与裂纹损伤分布式光纤监测系统

Fig.7 Monitoring system of strain and crack damage in space flexible inflatable structures

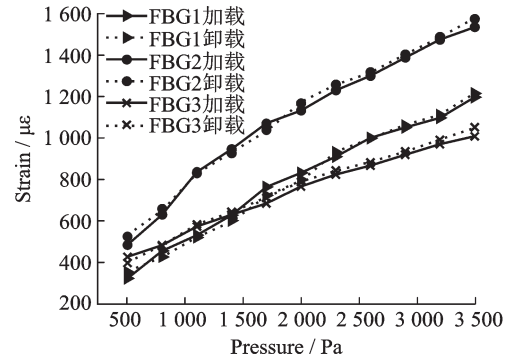
在位置应变与内部气压对应关系,如图 8 所示。图 8(a, b) 分别为内部气压加载与卸载过程中 FBG1~FBG3、FBG4~FBG6 所测应变随气压变化关系。

从图 8 中可以看出,FBG1 与 FBG4、FBG2 与 FBG5、FBG3 与 FBG6 对应的应变-气压关系曲线趋势相似,且所测应变幅值接近。这是由于 FBG1~FBG3 与 FBG4~FBG6 为对称布置,而两条芳纶带上的应变分布基本相同,即呈现从中间向两边递减趋势分布。但考虑到 FBG 传感器粘贴时的胶层厚度、粘贴工艺以及结构制作工艺等因素,对称位置应变存在稍许误差。

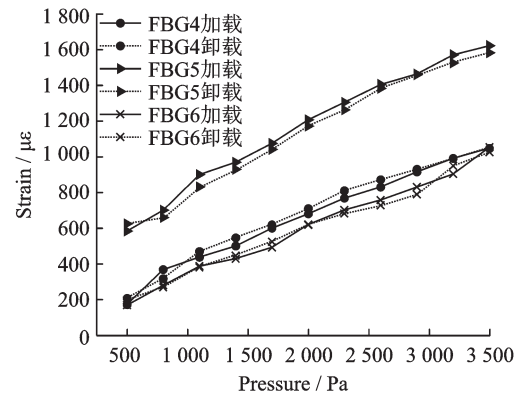
此外,在内部气压加载与卸载过程中 FBG1~FBG6 实测应变幅值与内部气压近似呈线性关系,并且加载与卸载曲线重合度较高。因此通过在柔性充气结构芳纶带表面布置光纤光栅传感器,能够有效监测芳纶带表面应变分布与变化信息,为充气结构裂纹损伤监测提供基础。

#### 4.2 裂纹损伤区域定位与裂纹长度识别方法

内部气压恒定状态下,在芳纶带边缘处预设裂纹损伤,Area 1~Area 6 中预设裂纹损伤方式与裂纹损伤相对 FBG 传感器的位置,如图 9 所示。



(a) Corresponding relationship between measured strain of FBG1—FBG3 and internal pressure



(b) Corresponding relationship between measured strain of FBG4—FBG6 and internal pressure

图 8 加载与卸载过程 FBG1~FBG6 实测应变与内部气压对应关系

Fig.8 Correspondence between measured strain and internal pressure of FBG1—FBG6 during strain of FBG1—FBG3 in loading and unloading process

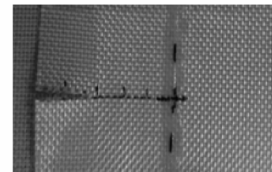
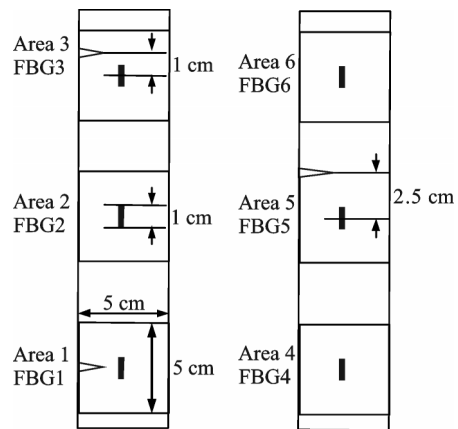


图 9 损伤预设方式

Fig.9 Damage setting method

试验中模拟设置 3 种类型裂纹损伤与 FBG 传感器相对位置:(1)在 Area 1 中正对 FBG1 中心处预设不同长度损伤(损伤模式 1);(2)在 Area 3 中

偏离FBG3中心1 cm处预设损伤(损伤模式2);(3)在Area 5中距离FBG5中心2.5 cm处,即在Area 5区域边缘预设损伤(损伤模式3)。预设裂纹损伤长度分别为0(无损伤),5,10,15,20 mm。每个模拟试验过程中对应的Area 1~Area 6中预设的裂纹损伤长度,如表1所示。

表1 模拟试验过程中裂纹损伤长度对应设置表

Tab. 1 Corresponding setting table of crack damage length during simulation test

区域编号	损伤模式1裂	损伤模式2裂	损伤模式3裂
	纹长度/mm	纹长度/mm	纹长度/mm
Area 1	5,10,15,20	20	20
Area 2	0	0	0
Area 3	0	5,10,15,20	20
Area 4	0	0	0
Area 5	0	0	5,10,15,20
Area 6	0	0	0

为方便观察FBG传感器对不同位置与长度裂纹损伤响应应变特征,将裂纹损伤为0 mm,即结构无损伤时的各传感器响应应变  $\epsilon_{i0}$ (其中  $i=1,2,3,4,5,6$ )定义为参考值,则不同长度裂纹损伤对应的各传感器应变响应差值为  $\Delta\epsilon_i = \epsilon_i - \epsilon_{i0}$ ( $i=1,2,3,4,5,6$ )。

内部气压稳定在3 500 Pa时,按照损伤模式1预设裂纹损伤并记录FBG1~FBG6所测应变。各传感器应变响应差值对应关系如图10所示。

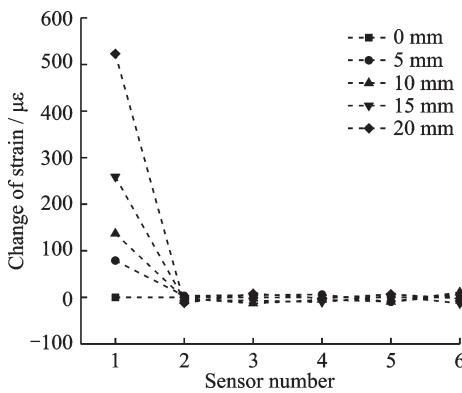


图10 3 500 Pa内部气压下Area 1区域不同裂纹长度对应的FBG1~FBG6应变响应差值

Fig. 10 FBG1—FBG6 strain response difference of different crack lengths in Area 1 under internal pressure of 3 500 Pa

从图10中可以看出,当Area 1存在裂纹损伤后,FBG1所测应变相比于无损伤状态下明显增大。预设最小裂纹损伤为5 mm时,FBG1响应应变差值为79  $\mu\epsilon$ 。而其他没有预设裂纹区域的FBG传感器响应应变差值在小于13  $\mu\epsilon$ 的范围内波动,可视为基本不变。

内部气压稳定在3 500 Pa时,按照损伤模式2预设裂纹损伤并记录FBG1~FBG6所测应变。各传感器应变响应差值对应关系,如图11所示。

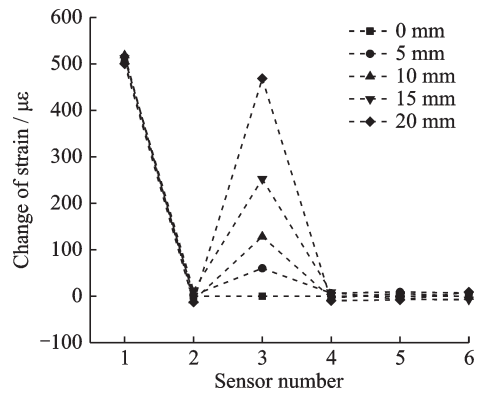


图11 3 500 Pa内部气压下Area 3区域不同裂纹长度对应的应变响应差值

Fig. 11 Strain response difference of different crack lengths in Area 3 under internal pressure of 3 500 Pa

从图11可以看出,当Area 3中存在裂纹损伤后,FBG3所测应变响应差值随裂纹损伤长度的增加而发生明显变化,规律与图11中相似。预设最小裂纹损伤为5 mm时,FBG3响应应变差值为60  $\mu\epsilon$ 。而其他没有预设裂纹区域的FBG传感器响应应变差值在小于15  $\mu\epsilon$ 的范围内波动,可视为基本不变。Area 1中已经预设了20 mm的损伤,故FBG1所测应变保持在损伤模式1中的最大值。

内部气压稳定在3 500 Pa时,按照损伤模式3预设裂纹损伤并记录FBG1~FBG6所测应变。各传感器响应应变差值对应关系,如图12所示。

由图12可知,在Area 5的边缘处预设最小裂纹损伤5 mm时,FBG5响应应变差值为49  $\mu\epsilon$ 。而其他没有预设裂纹区域的FBG传感器响应应变差值在小于12  $\mu\epsilon$ 的范围内波动。各传感器应变响应规律与图10,11呈现的规律基本相似,这里不做

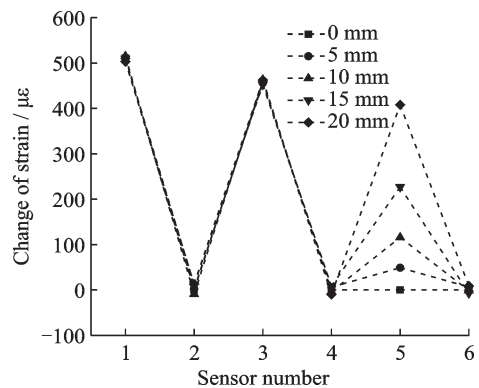


图12 3 500 Pa内部气压下Area 5区域不同裂纹长度对应的FBG1~FBG6应变响应差值

Fig. 12 FBG1—FBG6 strain response difference of different crack lengths in Area 5 under internal pressure of 3 500 Pa

赘述。

由图 10—12 可以看出,在区域内,对于从区域中心到区域边缘不同位置预设的裂纹损伤,FBG 传感器均能够较好识别出来,即位于区域中心的 FBG 传感器对周边 5 cm 区域内的任意损伤均产生良好响应特性。而位于区域外的 FBG 传感器对裂纹损伤无明显响应,试验结果与仿真结果一致。基于此,通过在充气结构的芳纶编织带上按 5 cm 范围划分区域并在区域中心布置 FBG 传感器,通过采集各传感器的应变响应差值,可实现充气结构承压层裂纹损伤区域定位。

在对裂纹损伤进行区域定位的基础上,经分析发现 FBG 传感器应变响应差值与裂纹损伤长度、裂纹损伤尖端与传感器之间距离均呈现特定关系。根据 3 种损伤模式试验结果,绘制 FBG 传感器应变响应差值与裂纹损伤长度对应关系,如图 13 所示。FBG 传感器应变响应差值与裂纹损伤在区域中的相对位置对应关系如图 14 所示。

从图 13 可以看出,FBG 传感器应变响应差值随裂纹损伤长度的增加呈指数递增趋势。当裂纹损伤尖端与传感器距离最远为 2.5 cm 时,随着裂纹损伤长度的增加,FBG 传感器响应应变差值大

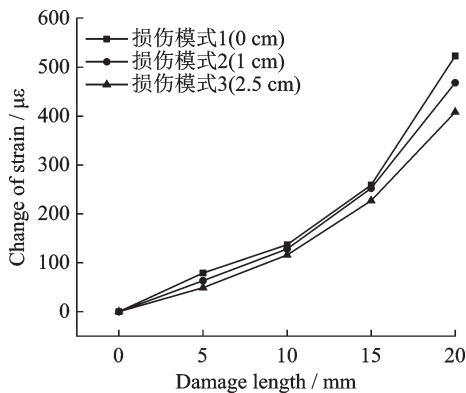


图 13 FBG 应变响应差值与裂纹损伤长度对应关系  
Fig.13 Relationship between strain response difference of FBG and crack damage length

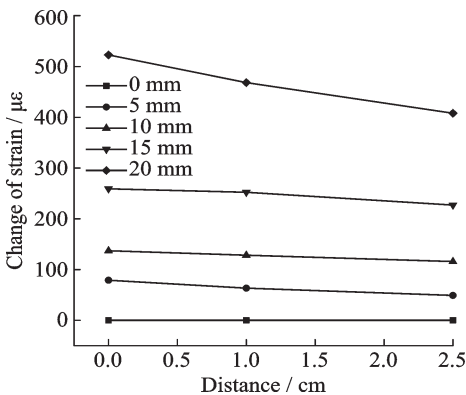


图 14 FBG 应变响应差值与裂纹损伤位置对应关系  
Fig.14 Relationship between difference of strain response of FBG and location of crack damage

于 49  $\mu\epsilon$ 。图 14 显示 FBG 传感器应变响应差值随着传感器与裂纹损伤尖端之间距离的增加呈线性减少趋势。当裂纹损伤长度小于 20 mm 时,随着裂纹损伤尖端与传感器之间距离的增加,FBG 应变响应差值小于 32  $\mu\epsilon$ 。由此可知,FBG 传感器应变响应差值受裂纹损伤长度影响较大,而受裂纹损伤在区域的相对位置影响较小,可以忽略。因此在完成对裂纹损伤区域定位的情况下,可以进一步对裂纹损伤长度进行识别。

选取图 13 中裂纹损伤尖端距离 FBG 传感器分别为 0,1 与 2.5 cm 处的不同长度裂纹损伤对应的 FBG 传感器应变响应差值的平均值,作为 FBG 传感器对该区域内不同位置对应长度裂纹损伤的应变响应差值,拟合得到 FBG 传感器应变响应差值与裂纹损伤长度之间对应关系,如图 15 所示。

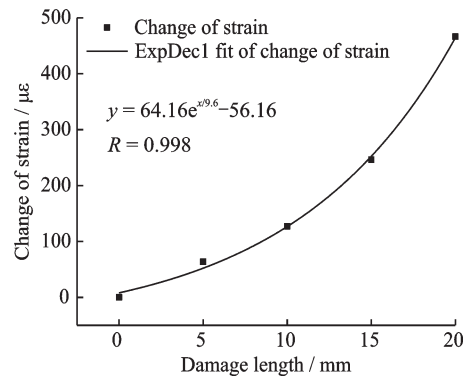


图 15 FBG 传感器应变响应差值与裂纹损伤长度对应拟合关系

Fig.15 Fitting relationship between strain response difference of FBG and crack damage length

由图 15 可知,FBG 传感器应变响应差值与裂纹损伤长度对应关系可以采用指数函数表示为  $y = 64.16e^{x/9.6} - 56.16$ , 拟合相关系数为  $R^2 = 0.998$ 。根据此函数关系式,通过 FBG 传感器应变响应差值,可以直接计算得到裂纹损伤长度。

试验中保持充气结构内部气压为 3 500 Pa,在 Area 4 中任意位置设置 10 mm 裂纹损伤,FBG4 实测应变差值为 136.67  $\mu\epsilon$ ,代入 FBG 传感器应变响应差值与裂纹损伤长度对应关系式,计算得到裂纹损伤长度为 10.56 mm,绝对误差约为 0.56 mm,相对误差为 5.6%。再将裂纹损伤长度增至 20 mm,FBG4 实测应变差值为 503.09  $\mu\epsilon$ ,同样可以计算得到裂纹损伤长度为 20.79 mm,绝对误差约为 0.79 mm,相对误差为 3.95%。

## 5 结 论

本文针对气闸舱、空间居住舱等空间柔性充气

结构特点及其裂纹损伤监测需求,研究了一种基于分布式光纤传感器的空间柔性充气结构裂纹损伤监测技术。

(1) 建立了柔性充气结构裂纹损伤有限元仿真模型,数值模拟得到裂纹损伤区域应变分布特征。芳纶带中心轴线裂纹损伤所在位置附近约 5 cm 范围内应变明显增大,而超过此范围,应变幅值基本无变化。裂纹损伤长度越长,裂纹尖端应变变化越明显,这为分布式光纤裂纹传感器优化布局提供了依据。

(2) 裂纹损伤监测试验结果表明,位于 Area 1~Area 6 区域中心的 FBG 传感器对周边 5 cm 范围内的损伤均呈现良好响应,而位于 5 cm 范围外的 FBG 传感器对裂纹损伤无明显响应。FBG 传感器应变响应差值随裂纹损伤长度的增加呈指数递增趋势,而随裂纹损伤尖端与 FBG 传感器之间距离的增加呈线性减少趋势。

(3) 构建了 FBG 传感器应变响应差值与充气结构裂纹损伤长度关系模型。当预设裂纹损伤长度为 10 mm 时,计算得到裂纹损伤长度为 10.56 mm,相对测量误差为 5.6%;当预设裂纹损伤长度为 20 mm 时,计算得到裂纹损伤长度为 20.79 mm,相对测量误差为 3.95%。

(4) 本文所提方法具有非视觉测量、实时性好以及多种功能复用等优点,能够为未来空间柔性充气结构服役状态辨识与在轨快速维护提供技术支持。

(5) 后续将对如何提高空间柔性充气结构裂纹损伤识别精度进行研究,同时开展空间柔性充气结构裂纹扩展与疲劳寿命预测相关工作。

#### 参考文献:

- [1] 王翔. 充气展开太空舱的发展历程[J]. 太空探索, 2016 (8): 24-27.  
WANG Xiang. Development of inflatable launch capsule[J]. Space Exploration, 2016 (8): 24-27.
- [2] SCHRADER K, ABEDI A, CACCESE V. Impact localization and scaling for SHM of inflatable habitats [C]//Fly by Wireless Workshop (FBW). Caneus: IEEE, 2010: 20-21.
- [3] BRANDON E J, VOZOFF M, KOLAWA E A, et al. Structural health management technologies for inflatable / deployable structures: Integrating sensing and self-healing[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(7): 883-903.
- [4] KENNER W S, JONES T C, DOGGETT W R, et al. Environmental effects on long term displacement data of woven fabric webbings under constant load for inflatable structures [J]. Polski Tygodnik Lekarski, 2013, 42(38): 1189-1191.
- [5] 刘苏州,曾捷,李钰,等. 单端固支铝合金结构应变监测与反演方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 274-279.  
LIU Suzhou, ZENG Jie, LI Yu, et al. Study on strain monitoring and inversion method for single ended fixed supported aluminum alloy structure [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(2): 274-279.
- [6] 曾捷,张钰珏,郭晓华,等. 光纤光栅传感器与机械结构预处理胶接方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(1): 105-109.  
ZENG Jie, ZHANG Yujue, GUO Xiaohua, et al. Pretreatment bonding method between FBG sensor and mechanical structure [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 49(1): 105-109.
- [7] TSUDA H, LEE J, GUAN Y. Fatigue crack propagation monitoring of stainless steel using fiber Bragg grating ultrasound sensors [J]. Smart Materials and Structures, 2006, 15(5): 1429-1437.
- [8] KAKEI A, EPAARACHCHI J A. Use of fiber Bragg grating sensors for monitoring delamination damage propagation in glass-fiber reinforced composite structures [J]. Frontiers of Optoelectronics, 2018, 11 (1): 60-68.
- [9] 徐刚,梁磊,仇磊,等. 基于光纤光栅的悬臂结构疲劳裂纹实验研究[J]. 传感技术学报, 2016, 29(9): 1361-1364.  
XU Gang, LIANG Lei, QIU Lei, et al. Experimental study of fatigue crack based on FBG cantilever structure [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2016, 29(9): 1361-1364.
- [10] 刘勇. 基于光纤光栅的钢轨损伤声发射信号监测研究[D]. 成都:西南交通大学, 2018.  
LIU Yong. Acoustic emission signal monitoring for rail damage based on fiber bragg grating [D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2018.
- [11] ROESTHUIS R J, KEMP M, DOBBELSTEEN J V D, et al. Three-dimensional needle shape reconstruction using an array of fiber Bragg grating sensors [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2014, 19(4): 1115-1126.
- [12] SANTE R D. Fibre optic sensors for structural health monitoring of aircraft composite structures: Recent advances and applications [J]. Sensors, 2015, 15(8): 18666-18713.
- [13] 郭惠勇,张鑫,王玉山. 基于应变能均化指标和云模型的结构损伤识别[J]. 土木建筑与环境工程, 2018, 40(4): 124-130.  
GUO Huiyong, ZHANG Xin, WANG Yushan. Structural damage identification based on modal strain energy mean index and cloud model [J]. Journal of Chongqing Jianshu University, 2018, 40(4): 124-130.