

面向航天回收装备的大变形柔性传感器研究与应用（一）——曲率传感器

刘浩¹ 刘国栋^{1,2} 李爽^{1,2} 贾贺^{3,4} 房冠辉^{3,4} 冯瑞^{3,4} 苏业旺^{1,2,*}

(1 中国科学院力学研究所, 北京 100190)

(2 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

(3 北京空间机电研究所, 北京 100094)

(4 中国航天科技集团有限公司航天进入、减速与着陆技术实验室, 北京 100094)

摘要 以降落伞和着陆缓冲气囊等为代表的部分航空航天装备具有柔性和大变形的特征, 工作过程中可能在短时间内形状变化剧烈且不完全规则, 这些装备能否正常运行决定着整个任务的成败, 因此对其服役状态下应变、曲率、气动外形等参数进行实时监测至关重要。文章面向具有柔性和大变形特征的航天着陆装备, 研究大变形柔性曲率传感器(简称曲率传感器)的设计和性能, 该曲率传感器量程达到了 0.17mm^{-1} 并在测量过程中保持了优异的线性度(拟合优度 >0.999)。文章还进一步探索了传感器在航天着陆系统上的集成方案与示范应用, 通过对缓冲着陆气囊不同特征点的曲率进行监测, 有效地对其整体轮廓进行表征, 准确记录装备的充气、漏气和冲击变形状态信息, 对航空航天装备的结构设计优化与实时控制具有重要意义。

关键词 柔性 大变形 曲率 传感器 航空航天

中图分类号: V19; TP212.9

文献标志码: A

文章编号: 1009-8518(2023)01-0050-09

DOI: 10.3969/j.issn.1009-8518.2023.01.006

Research and Application of Sensors with Great Flexibility and Deformability for Aerospace Recycling Equipment (1) ——Curvature Sensor

LIU Hao¹ LIU Guodong^{1,2} LI Shuang^{1,2} JIA He^{3,4} FANG Guanhui^{3,4} FENG Rui^{3,4} SU Yewang^{1,2,*}

(1 State Key Laboratory of Nonlinear Mechanics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

(2 School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

(3 Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

(4 Laboratory of Aerospace Entry, Descent and Landing Technology, CASC, Beijing 100094, China)

Abstract Some aerospace equipments, such as parachute and landing buffer airbag, etc., has characteristics of great flexibility and deformability. The shape of the equipment may change dramatically and

收稿日期: 2022-06-27

基金项目: 国家自然科学基金(12172359, 11772331); 北京市科委怀柔科学城成果落地重大专项(Z191100002019010); 北京市自然科学基金(2202066); 中科院基础前沿科学研究计划“从0到1”原始创新项目(ZDBS-LY-JSC014); 中科院创新交叉团队项目(JCTD-2020-03)

引用格式: 刘浩, 刘国栋, 李爽, 等. 面向航天回收装备的大变形柔性传感器研究与应用(一)——曲率传感器[J]. 航天返回与遥感, 2023, 44(1): 50-58.

LIU Hao, LIU Guodong, LI Shuang, et al. Research and Application of Sensors with Great Flexibility and Deformability for Aerospace Recycling Equipment (1)——Curvature Sensor[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2023, 44(1): 50-58. (in Chinese)

incompletely regularly in a short time during the process of working. It is critical to monitor the key parameters of these equipment in service real-timely, such as strain, curvature and aerodynamic profile, since the normal operation of these equipment can determine the success or failure of the entire mission. For the space landing equipment with great flexibility and deformability, we reasearch the design and performance of flexible curvature sensor with great bending ability (referred to as curvature sensor), the measurement range of the sensor reaches 0.17mm^{-1} and guarantees high linearity (goodness-of-fit >0.999) during the measurement. The integration scheme and demonstration application of sensors in space landing system are further explored. By monitoring the curvature of different characteristic points of the landing buffer airbag, the overall contour of the airbag can be characterized effectively, and the state information of inflation, leakage and impact deformation of the equipment can be accurately recorded, which is of great significance to the structural design optimization and real-time control of aerospace equipment.

Keywords flexible; large deformation; curvature; sensor; aerospace

0 引言

航空航天技术的发展对国家军事和国家经济有着重要的战略意义和实际意义。航空航天装备中一些关键部件具有柔性和大变形的特征,比如,用于航天器回收的降落伞、缓冲气囊、充气式再入减速技术设备、临近空间浮空器、航天空间站充气舱等^[1-4]。这里“柔性”是指关键部件的结构刚度低,“大变形”是指关键部件服役过程中会发生较大的拉伸应变(比如,大于5%)、明显的弯曲变形(比如,弯曲半径小于10cm)或明显幅度的其他模式变形。对这类航空航天装备在服役状态下的应变、曲率、气动外形、温度、压力、表面流速等关键参数进行实时监测,所需要的传感器也必须具有柔性和大变形的特征,才可以在不影响装备原有性能的前提下准确监测到目标参数,这类传感器统称大变形柔性传感器。

由于传统的传感器(如应变片、压力传感器等)不能与柔性纤维和织物的变形相适应^[5-6],柔性航天装备结构局部应力/应变很难得到精细化的测量与考核,很难避免局部结构设计强度不足或整体强度裕度过大等问题^[7-8]。比如,在缓冲气囊、浮空气球等密闭柔性充气结构的研制过程中,由于无法对局部结构的变形曲率以及热合搭接部位的应力等关键参数进行的测量,一般均采用过载传感器、拉力计等刚性传感器来间接评估结构的性能^[9-11]。由于缺乏新型柔性传感器对航空航天柔性产品的局部结构曲率等重要参数进行精确测量,无法获得以气囊为代表的柔性航天装备关键量化参数,这为高性能柔性产品的研制带来了较大的挑战。

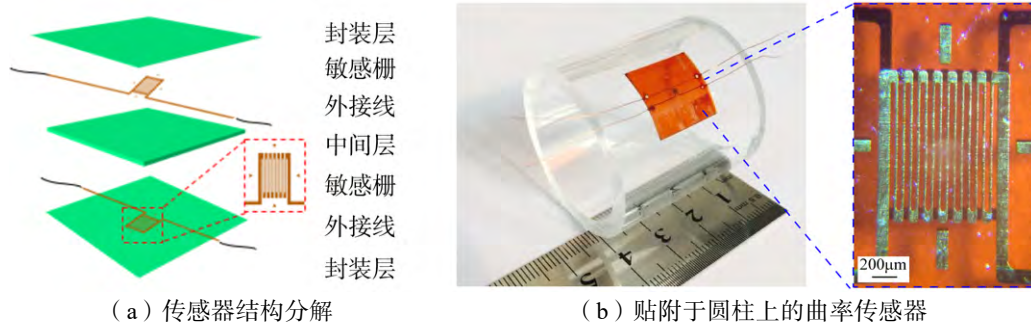
目前的曲率测量主要分两类:一类是非接触式的测量方法,例如使用激光测距、激光干涉、图像分析和声学定位等技术进行测量^[12-15]。这类方法需利用外部设备,如摄像机、扫描仪、激光设备和声波定位仪等仪器对被测物的曲率和三维形状进行测量,实现过程比较复杂,使用方式有一定的局限性,难以实现随体监测。另一类为接触式的测量方法,该类测量方法目前研究最多的为光纤曲率传感器^[16-19],此类传感器利用光波的传播特性将被测物形态参数转化为光学特性(包括光的强度、相位和波长等)的变化。例如,YANG利用飞秒激光技术在光纤中写入光栅实现定向弯曲传感能力^[16];OU基于SMS结构提出新型干涉结构,研究了可识别正负方向的一维曲率传感器^[17];WANG利用模间干涉和弹性光学效应,提出一种结构稳定、灵敏度较高的曲率传感器^[18];SEARLE提出了一种基于光强度调制的新型光学曲率传感器,用于柔性机械臂的弯曲监测^[19];文献[20]提出了一种用于汽车座椅占用感应的聚合物光纤曲率传感器^[20];HARVIL在光纤表面加工出长条形、锯齿形等形状敏感区,从而提高了曲率传感器的灵敏度^[21],等等。这些曲率传感器大都结构比较复杂,数据处理设备精度要求高,灵敏度较低且曲率测量范围比较窄,应用场景有限,很难实现航空航天装备服役状态下的随体监测。

本文面向具有柔性和大变形特征的航空航天装备,研究大变形柔性曲率传感器(简称曲率传感器)的结构设计、性能指标、集成方案与示范应用,通过对航空航天装备曲率的监测,有效地获得装备的变

形状状态信息，对航空航天装备的结构设计优化与实时控制具有重要意义。

1 薄膜贴片式曲率传感器研究

本团队从力学结构出发，设计制备了一种薄膜贴片式曲率传感器^[22]。该传感器包括柔性三明治叠层结构和两层薄聚酰亚胺 (Polyimide) 封装层 (见图 1)，其中柔性三明治叠层结构包括：1) 顶层和底层为重叠的敏感栅 (康铜箔)，其两端分别由焊锡焊连的外接导线 (细铜丝) 引出；2) 中间层为厚的酚醛树脂基底。在此，康铜被用作传感材料，因其具有优良的性能，电阻率较高 ($0.48\mu\Omega\cdot m$)，较小的栅丝面积即可获得较大阻值；电阻温度系数较低 ($\sim 10^{-6}\text{C}^{-1}$)，有利于减少环境温度的影响；具有良好的疲劳寿命和较高的延展性等。封装层用于保护敏感栅。



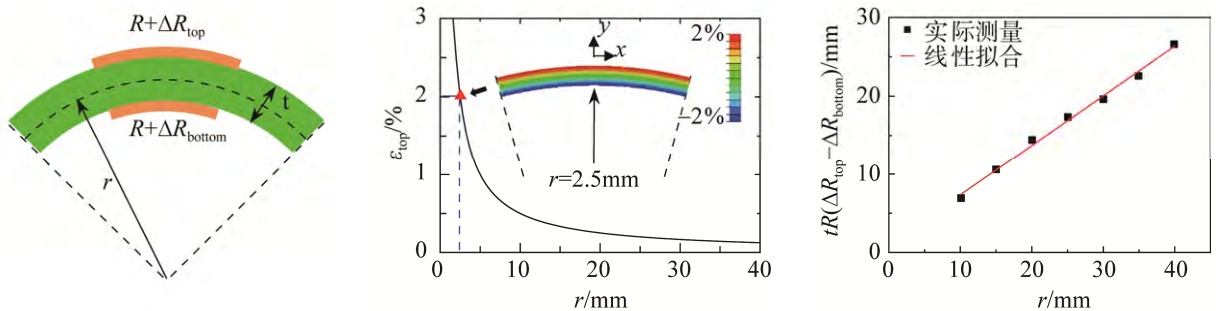
(a) Exploded view of the sensor (b) Demonstration of a curvature sensor that is attached to a cylinder

图1 薄膜式贴片传感器的结构^[22]

Fig.1 Structure of the filmy surface mounted curvature sensor sensors^[22]

该传感器的设计原理可以根据梁弯曲的机理解释^[22]，通过中间层厚基底弯曲带动两侧栅丝产生拉压变形 (见图 2 (a))，即弯曲后凹的一侧受压缩产生压缩应变，凸的一侧受拉伸产生拉伸应变，根据梁弯曲理论，通过拉压应变之差与厚度之比就可以得到弯曲曲率 (曲率半径 r 的倒数)，而拉压应变可以由两层敏感栅电阻变化测量得到。图中 R 为顶层和底层敏感栅的原电阻值， ΔR_{top} 和 ΔR_{bottom} 分别为顶层和底层敏感栅的电阻变化量， t 为中间层的厚度 (远厚于敏感栅)。

图 2 (b) 中有限元结果表明^[22]，该传感器最大测量曲率可达 0.4mm^{-1} (康铜制备的敏感栅应变极限约为 2%)。图中 ϵ_{top} 为顶层敏感栅的应变。通过一系列已知曲率半径的圆柱体进行灵敏度系数的标定，如图 2 (c) 所示^[22]，电阻变化与曲率半径之间具有极高的线性度 (拟合线性度为 0.999 1)。



(a) 纯弯曲下的曲率传感器示意 (b) 顶层敏感栅应变与曲率半径的关系 (c) 两层敏感栅的电阻变化差值随圆柱半径的变化关系

(a) Schematic illustration of a curvature sensor under pure bending (b) Relationship between the strain in the top sensitive grid and radius of curvature (c) Difference of resistance changes in the two sensitive grids versus the cylinder radius

图2 薄膜式贴片传感器的原理^[22]

Fig.2 Mechanism of the filmy surface mounted curvature sensor sensors^[22]

该传感器最大特点在于解除了弯曲过程中敏感栅弯曲应变与拉伸应变的耦合, 使得曲率测量结果不受拉伸应变影响, 直接反映弯曲曲率的大小。因此, 传感器是否被拉伸不会对测量结果造成影响, 只要和被测物体的形貌贴合就可以准确地测量出其曲率。该特点对于物体外形监测具有重大意义, 传感器的测量结果不依赖于被测物的表面应变, 与被测物表面之间的相对滑动不会影响该器件测量曲率的准确性。借助钢片验证薄膜式贴片传感器的性能, 试验过程和结果如图 3 所示。曲率传感器贴附在钢片中间, 见图 3 (a), 图中 L 为原长。图 3 (b) 表示, 沿着钢片长度方向, 由面内压缩导致钢片弯曲, 这里分两种工况进行研究^[22]: 工况 I 为先将钢片弯曲到某个位置, 后将传感器无拉伸地贴附在弯曲钢片的弧顶正中位置; 工况 II 为先将传感器无拉伸地贴附在钢片正中间位置, 后将钢片弯曲到与工况 I 同一位置。图中 ΔL 为水平位移, ΔR 为传感器敏感栅由于应变引起变化的阻值。

实验过程中, 对于工况 I 在操作上需要尽量保证在贴附传感器时没有对其进行拉伸; 对于工况 II 需要保证和工况 I 贴在同一位置。具体实验操作上, 通过左端固定钢片的水平位移, 分别控制钢片右端移动不同的位移。两种工况下钢片弯曲的位置都是对应的。图 3 (c) 为当钢片一端的水平移动相对距离 $\Delta L / L$ 分别为 0.2, 0.4 和 0.6 时, 两种工况下的电阻相对变化, 可以看到, 两侧电阻变化的差值基本相同, 如工况 I 的 0.150 和工况 II 的 0.142, 0.208 和 0.200, 0.275 和 0.275^[22]。进而求得当钢片弯曲到同一状态时中间位置的曲率半径, 可见曲率半径相同并且与理论曲线 (实线) 相比误差很小, 如图 3 (d) 所示^[22]。该传感器曲率测量结果不受滑动影响也是其十分重要的特点, 正是由于该特点, 曲率传感器可以贴在任意表面, 如人体关节处进行曲率测量, 即使该表面产生一定的应变或者测量过程中传感器同被测表面发生了相对滑动也不影响测量结果的准确性。

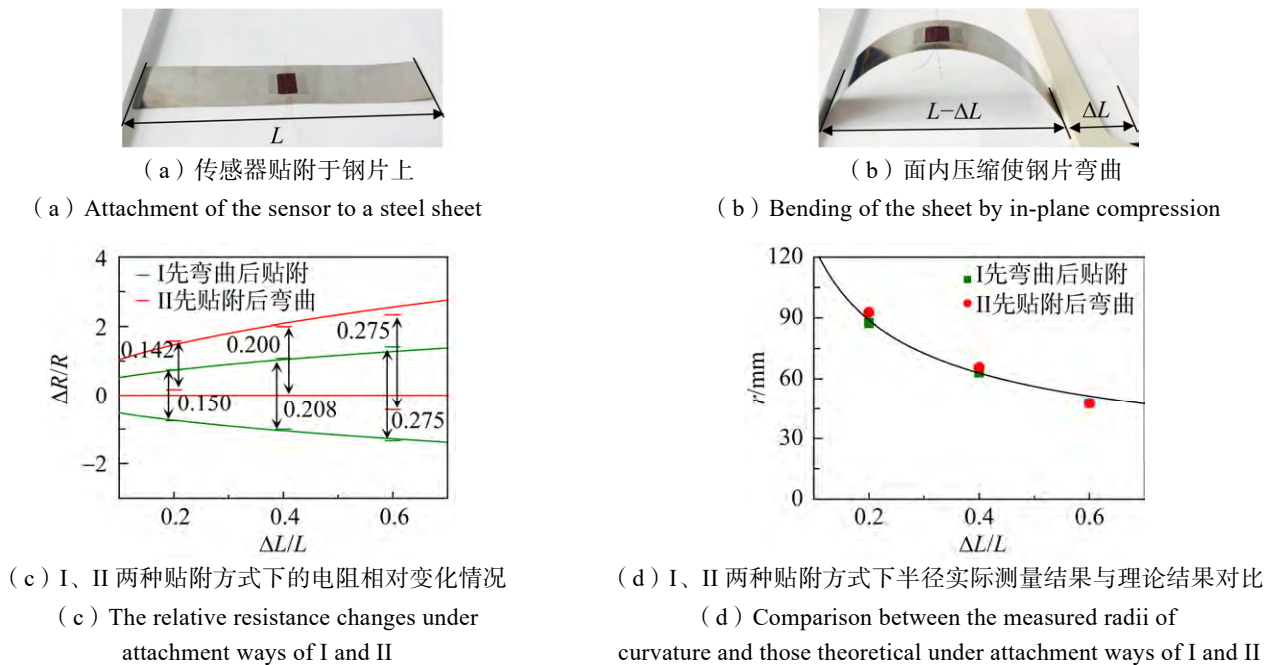


图 3 薄膜式贴片传感器的性能^[22]

Fig.3 Performances of the filmy surface mounted curvature sensor sensors^[22]

2 面向航天着陆缓冲气囊的曲率传感器设计

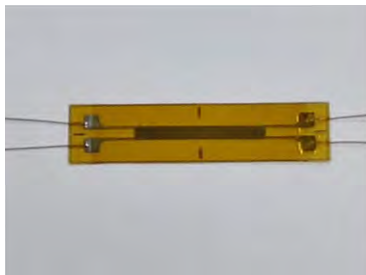
充气展开薄膜结构作为航天器主要的轻量化设计方式, 能够有效地降低航天器整体结构质量, 同时也可实现服役状态下快速展开成型和组装。柔性充气缓冲气囊由高强度纤维织物构成, 具有质量轻、折叠体积小、结构简单、成本低廉和可靠性高等特点, 该装备利用气体的可压缩性实现对冲击载荷的缓冲,

消耗冲击动能,被广泛地应用于航天器和无人机回收等方面。实际使用过程中,着陆缓冲气囊及充气式再入减速技术设备承受较大的气压载荷和冲击载荷,在结构强度、气动外形和稳定性等方面都有着极高的要求,对航天回收缓冲气囊及充气式再入减速技术设备的应变、曲率、表面压力等参数进行监测,可以准确获得空中减速和着陆冲击过程中装备的强度和气动外形等参数。

本文基于薄膜贴片式曲率传感器,设计并制备了一种面向航天着陆装备的曲率传感器,并在着陆缓冲气囊结构上进行了应用实验。所设计的传感器如图4(a)所示,其结构主要包括:栅丝状康铜箔、中间层聚酰亚胺厚基底、覆盖层薄聚酰亚胺薄膜、焊锡及引线。考虑到缓冲气囊由高强度纤维织物构成,具有质量轻、易于折叠等特点,传感器中间层选择更易弯曲的聚酰亚胺材料;考虑气囊整体尺寸及在其表面布置可观测点的不同区域,传感器各个部分尺寸为:长度为35mm,宽度为8mm,厚度为0.13mm,较大的敏感栅尺寸可以保证传感器测量准确性。传感器作为感应层的栅丝状康铜箔位于中间层厚聚酰亚胺基底的两侧,且位置完全重合。该传感器的测量系统主要由传感器电路、电源和测量设备组成(图4(b))。测量电路为半桥电路,如图4(c)所示,其中 R_1 、 R_2 分别表示传感器顶层和底层敏感栅的阻值, R_3 、 R_4 分别表示标准电阻的阻值, U_0 为电源供电电压。若取 $R_3 = R_4$,则半桥电路的输出电压 U_m 为:

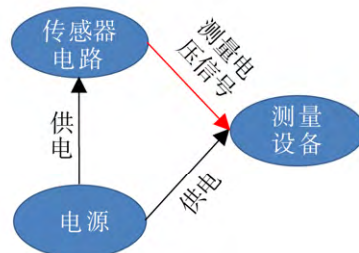
$$U_m = \frac{1}{2} \frac{(R_1 + \Delta R_1) - (R_2 + \Delta R_2)}{(R_1 + \Delta R_1) + (R_2 + \Delta R_2)} U_0 \approx \frac{1}{2} \frac{(R_1 - R_2) + (\Delta R_1 - \Delta R_2)}{(R_1 + R_2)} U_0 \quad (1)$$

式中 ΔR_1 、 ΔR_2 分别表示传感器顶层和底层敏感栅电阻随应变而产生的电阻增量,且二者均远小于初始电阻值。若 $R_1 = R_2$,则 $\Delta R_1 = -\Delta R_2$,式(1)可简化为 $\Delta U_m / U_0 \approx \Delta R_1 / (2R_1) \propto 1/r$ 。 ΔU_m 为半桥电路的输出电压变化值。因此测出粘在被测物上的传感器的电压相对变化率后,即可推算出被测物的实际曲率。



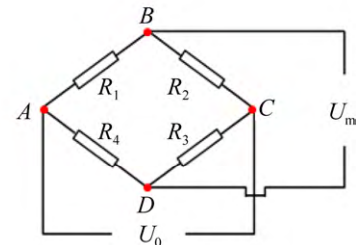
(a) 曲率传感器实物图像

(a) Image of a curvature sensor



(b) 传感器信号测量系统示意

(b) Schematic diagram of the signal measurement system for the sensor



(c) 传感器测量电路图

(c) Measurement circuit of the sensor

图4 面向航天着陆装备的曲率传感器设计与测量系统

Fig.4 Design and measurement system of the curvature sensor for space landing equipment

研究团队还对该传感器的各项性能进行了实验测试。

(1) 线性度和量程。选取多种规格的标准曲率圆柱,曲率半径分别为6mm、8mm、10mm、13mm、14mm、15mm、16mm、18mm和20mm,进行测试。该传感器输出电压信号和待测曲率具有良好的线性关系,线性度超过0.999;该曲率传感器对于 $0 \sim 0.17 \text{mm}^{-1}$ 曲率范围的多种被测状态做出了可回复的响应,故量程达到了 0.17mm^{-1} (曲率半径为6mm),完全满足着陆缓冲气囊变形测量范围。试验结果如图5所示,图中 ΔU 为输出电压变化值。

(2) 分辨率。实验选取曲率半径相差1mm的圆管,曲率半径分别为18mm、19mm和20mm,将制备的曲率传感器分别贴附进行测量,如图6所示,每个阶跃的信号波峰对应一种曲率状态。可以看出:随着曲率的增大,传感器输出电压相对变化率的波峰也随之增加;对于三种曲率状态,传感器均做出了明显的响应,且差异性明显。从上述结果可以看出该传感器对于曲率接近的多种被测状态做出了差异性

的响应, 相邻状态的曲率差均不大于 $0.003\ 0\text{mm}^{-1}$, 分辨率达到了 $0.003\ 0\text{mm}^{-1}$, 小于量程的 2% ($0.003\ 4\text{mm}^{-1}$)。

(3) 弯拉解耦性能。实验通过调整传感器弯曲和贴附的顺序进行了对比验证实验。

1) 先弯曲后贴附工况。曲率传感器先被人为弯曲到合适程度, 然后再贴附到指定曲率圆柱的编织材料表面上, 之后读取信号进行测量。

2) 先贴附后弯曲工况。曲率传感器先铺平放置在编织材料表面, 然后借助卡夫特胶水与编织材料贴附, 再和编织材料一起贴附到指定曲率圆柱上, 之后读取信号进行测量。可以看出, 随着曲率半径的增加, 曲率传感器的输出信号逐渐减小, 并且两种工况下的实验测量值均与预测值较为接近, 符合预期 (图 7)。

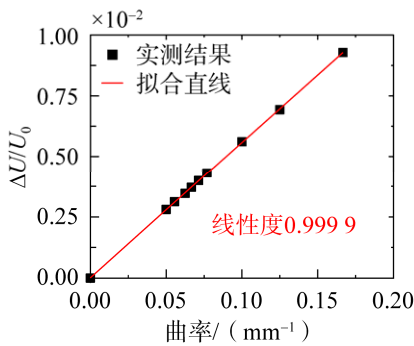


图 5 贴附于不同曲率半径的圆柱上传感器输出电压相对变化关系及拟合直线
Fig.5 Relative change of output voltage and fitted line of the sensors attached to cylinders with different curvature radii

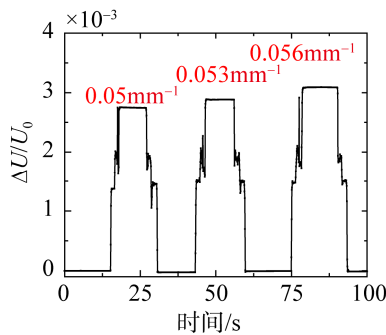


图 6 在阶跃曲率下该传感器的输出电压相对变化
Fig.6 Relative change in output voltage for a step curvature of the sensor

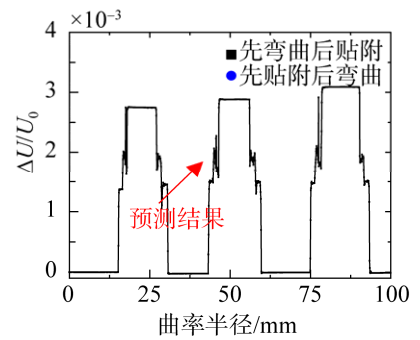


图 7 两种贴附方式下半径实际测量结果与理论结果对比
Fig.7 Comparison between the measured radii of curvature and those theoretical for two ways of attaching

(4) 温度补偿的性能。曲率测量计算过程中, 两层敏感栅电阻变化需要做差值, 该曲率传感器结构及测量电路可利用此原理消除环境温度变化对输出信号的影响, 实现温度自补偿性能。

综上, 本节从梁的基本理论出发, 研究了曲率传感器的结构设计、材料选取和性能测试, 详细论述了曲率传感器的高线性度、高分辨率、弯拉解耦性能和温度自补偿性能, 其优异性能为有效获得装备的外形信息提供了良好的保证, 为航天着陆缓冲气囊的变形测量提供了解决方案。此外, 传感器的尺寸和灵敏度可根据需求进行定制, 从而满足不同回收装备的测量要求, 对航空航天装备的结构设计优化与实时控制具有重要意义。

3 曲率传感器在着陆缓冲气囊上的应用

为了获取缓冲气囊使用过程中的变形特性并验证传感器变形监测效果, 开展了集成有曲率传感器的缓冲气囊变形监测实验, 实验包括充气、漏气和冲击三部分。传感器变形监测系统集成方案如图 8 所示。其中, 1 号传感器位于气囊充气口位置, 能够对充气口位置的局部变形情况进行测量;

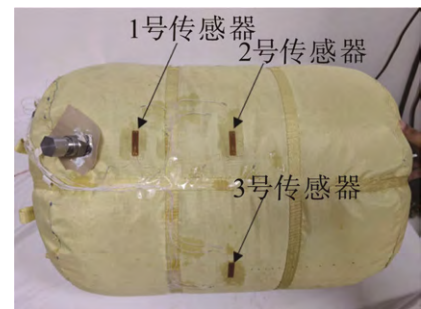


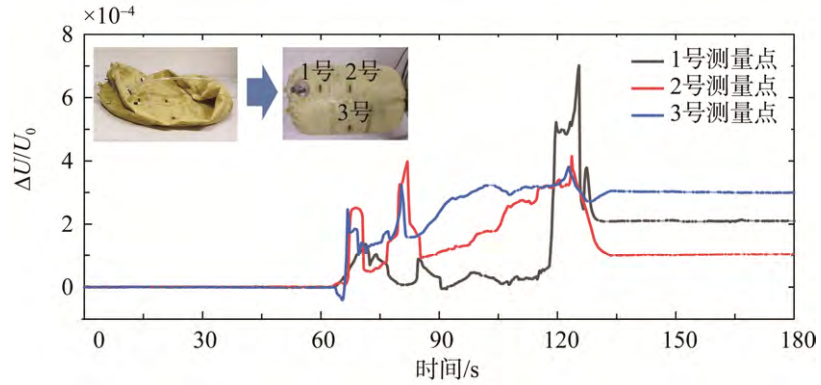
图 8 柔性缓冲气囊变形监测实验传感器集成方案

Fig.8 Integration scheme of deformation-monitoring test on flexible buffer airbag

2 号传感器与 1 号传感器处于同一轴线, 能够测试气囊充气、漏气以及静态加载等具体工况下, 轴向不同位置点的变形规律; 3 号传感器与 2 号传感器处于同一环向, 能够对气囊环形不同位置点的变形规律进行测量。3 个传感器的测量结果相互对比, 可

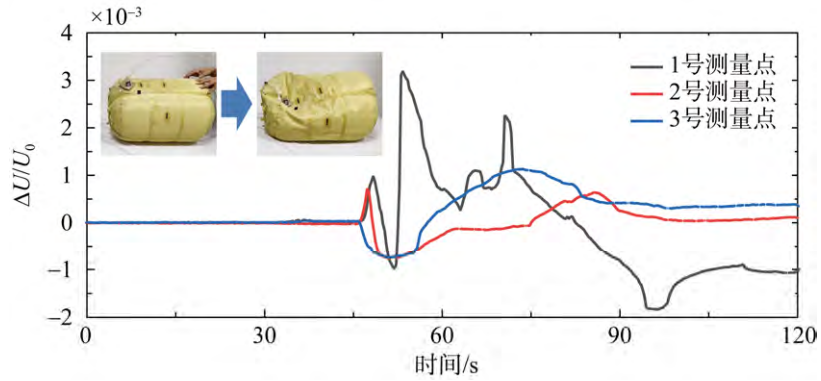
以表征气囊使用过程中的一些变形规律。实验中用到的设备主要包括实验充气泵、RIGOL DP831A 稳压电源、Keysight 34972A 多通道数据采集器以及电阻等。

气囊充气、漏气和冲击实验过程及结果如图 9 所示。



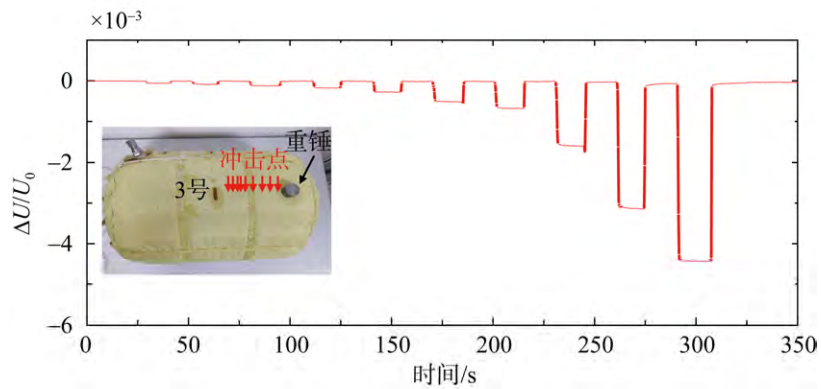
(a) 气囊充气过程输出电压相对变化情况

(a) Relative change of output voltage during air bag inflation



(b) 气囊漏气过程输出电压相对变化情况

(b) Relative change of output voltage during air bag leakage



(c) 气囊受重物冲击过程输出电压相对变化情况

(c) Relative change of output voltage of airbag subjected to heavy impact

图 9 柔性缓冲气囊外形监测实验数据

Fig.9 The test data of profile monitoring on flexible buffer airbag

充气实验的具体过程，见图 9 (a)，初始状态时气囊处于干瘪状态，一段时间后，打开空压机阀门，通过软管给气囊充气，大约 1min 后，气囊完全充满。通过回放实验视频和对比传感器输出结果，可以看出：初始状态下，气囊整体轮廓未发生改变，相应的，曲率传感器信号维持稳定状态。当气囊开始充

气时, 气囊外形发生明显改变, 曲率传感器信号也出现相应的波动。1 号传感器位于靠近进气口位置, 因此波动幅度最剧烈, 3 号传感器位于远离进气口位置, 因此波动最平稳, 该规律与传感器实际贴附位置相吻合。当气囊完全充满后, 曲率传感器的输出信号达到稳定状态, 其中, 不同位置点的曲率具有明显的变化, 1 号曲率传感器的变化量为 0.02%, 2 号曲率传感器的变化量为 0.01%, 3 号曲率传感器的变化量为 0.03%, 这是因为充气开始时各传感器的初始状态不同, 3 号传感器初始较为平整, 因此变化量最大。2 号传感器初始较为弯曲, 因此变化量最小。

漏气实验主要研究气囊在外力作用下出现破损时不同特征点曲率的变化规律, 进而验证传感器监测气囊漏气点的可行性。具体的实验过程如图 9(b) 所示, 气囊在初始状态时处于饱满状态, 一段时间后拔除软管, 气囊内部气体逐渐排出, 压力逐渐下降, 气囊整体轮廓发生改变, 后续通过曲率传感器对特征点的曲率变化进行表征。可以看出, 对于漏气的三个阶段, 各部位的传感器都做出了明显的响应: 漏气前, 气囊曲率几乎保持不变, 传感器信号稳定; 漏气过程中, 气囊外形发生明显变化, 传感器也做出了明显的响应; 漏气后, 气囊静置外形无变化, 传感器信号也保持稳定。漏气过程中, 不同部位的传感器表现不同的响应规律: 1 号传感器较靠近漏气口, 且充气口曲率变化最剧烈, 因此 1 号传感器的信号响应最剧烈, 达到稳定所需的时间最长; 2 号和 3 号传感器稍远离漏气口, 因此曲率变化和信号响应也更平缓一些。

气囊冲击实验主要研究气囊在外载荷作用下目标特征点曲率的变化规律, 进而验证传感器监测冲击发生部位的可行性。首先, 为了保证实验结果尽量真实可靠, 实验中选取 3 号传感器作为目标特征点, 避免了充气口等特殊位置对传感器测试精度的影响; 另一方面保证冲击点与传感器处于同一轴线上, 冲击位置的选择如图 9(c) 所示; 其次, 实验中采用标准重锤, 分别放置于气囊不同冲击点, 通过多通道电表对曲率传感器进行测试, 进而对特征点的曲率进行表征。可以看出, 对于重锤每次冲击过程, 曲率传感器均做出了明显的响应, 并且移去冲击载荷后, 传感器的信号能够回到初始状态, 保持相对的稳定, 相关的实验结果验证了曲率传感器监测气囊受外界冲击的适用性。实验结果还表明, 对于不同位置的冲击, 传感器做出了不同的响应, 当冲击点逐渐靠近传感器所在位置时, 传感器响应越来越明显。后期可以通过相应的算法, 对冲击载荷的位置以及幅度进行解算。

4 结束语

部分航空航天装备具有柔性和大变形的特征, 如降落伞、缓冲气囊、充气式再入减速装备、临近空间浮空器、空间站充气舱等, 装备能否正常运行甚至决定着整个任务的成败, 对其服役状态下应变、曲率、气动外形等参数进行实时监测至关重要, 所需传感器也必须具有柔性和大变形的特征。本文面向具有柔性和大变形特征的航空航天装备, 研究曲率传感器的结构设计、性能指标、集成方案与示范应用, 特别针对航天着陆缓冲气囊的外形监测需求, 设计并制备了适用于其外形监测的曲率传感器, 并将其应用在气囊充放气过程的实时监测中, 实现了缓冲气囊充气、漏气和冲击过程中的变形监测, 对气囊结构设计优化与外形数据获取具有重要意义。

参考文献(References)

- [1] YAO M, JIN Y, ZHAO M, et al. Research and Application of Heavy-equipment Parachute Rope Tension Sensor[J]. Journal of Sensors, 2018(4): 1-10.
- [2] ERIK S. Bigelow Aerospace: Colonizing Space One Module at a Time[M]. Switzerland: Springer International Publishing, 2015.
- [3] AGNES G, ROGERS J. Piezoelectric Excitation of Inflatable Space Structures for Modal Testing[J]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering, 2000, 3985: 806-816.

- [4] HEINRICH H, SAARI D. Parachute Canopy Stress Measurements at Steady State and During Inflation[J]. *Journal of Aircraft*, 1978, 15(8): 534-539.
- [5] HAN S, PENG H, SUN Q, et al. An Overview of the Development of Flexible Sensors[J]. *Advanced Materials*, 2017, 29(33): 1700375.
- [6] DAUM J, COMIS A. Inflight Parachute Measurement Challenge[C]// *IEEE International Conference on Wireless for Space and Extreme Environments (WiSEE)*, October 16-18, 2019, Ottawa, ON, Canada. IEEE, 2019.
- [7] ROMERO L. CPAS Parachute Testing, Model Development & Verification[C]// *International Planetary Probe Workshop 10*, June 15-16, 2013, San Jose, CA, USA.
- [8] COMIS A, MACHIN R. CPAS Main Parachute Cluster Asymmetry: A Second Look[C]// *AIAA AVIATION Forum and Exposition*, June 21, 2019, Dallas, TX, USA. AIAA, 2019.
- [9] DUNN C, PRAKASH R. A Terminal Descent Sensor Trade Study Overview for the Orion Landing and Recovery System[C]// *Aerospace Conference*, March 1-8, Big Sky, MT, USA. IEEE, 2008.
- [10] TUTT B, SANDY C, CORLISS J. Status of the Development of an Airbag Landing System for the Orion Crew Module[C]// *20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar*, May 4-7, Seattle, Washington, USA. AIAA, 2009.
- [11] LEE T, MCKINNEY J, FARKAS M. Airbag Landing Impact Test/Analysis for the Crew Exploration Vehicle[C]// *49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, April 7-10, 2008, Schaumburg, IL, USA. AIAA, 2008.
- [12] GONG Y, ZHAO T, RAO Y, et al. All Fiber Curvature Sensor Based on Multimode Interference[J]. *IEEE Photonics Technology Letters*, 2011, 23(11): 679-681.
- [13] STUPAR D, BAJIC J, MANOJLOVIC L, et al. Wearable Low Cost System for Human Joint Movements Monitoring Based on Fiber Optic Curvature Sensor[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2012, 12(12): 3424-3431.
- [14] YAN X, HUANG W, KWON S, et al. A Sensor for the Direct Measurement of Curvature Based on Flexoelectricity[J]. *Smart Material Structures*, 2013, 22(8): 085016.
- [15] LIU Z, MA Y, OUYANG H, et al. Transcatheter Self-powered Ultrasensitive Endocardial Pressure Sensor[J]. *Advanced Functional Materials*, 2019, 29(3): 1807560.
- [16] YANG K, HE J, LIAO C, et al. Femtosecond Laser Inscription of Fiber Bragg Grating in Twin-core Few-mode Fiber for Directional Bend Sensing[J]. *Journal of Lightwave Technology*, 2017, 35(21): 4670 - 4676.
- [17] OU Z, YU Y, YAN P, et al. Ambient Refractive Index-independent Bending Vector Sensor Based on Seven-core Photonic Crystal Fiber Using Lateral Offset Splicing[J]. *Optics Express*, 2013, 21(20): 23812-23821.
- [18] WANG Q, LIU Y. Optical Fiber Curvature Sensor Based on MMF-SCF-MMF Structure[J]. *Optical Fiber Technology*, 2018, 43: 1-5.
- [19] SEARLE T, ALTHOEFER K, SENEVIRATNE L, et al. An Optical Curvature Sensor for Flexible Manipulators[C]// *IEEE International Conference on Robotics & Automation*, May 6-10, 2013, Karlsruhe, Germany. IEEE, 2013.
- [20] HAROGLU D, POWELL N, SEYAM A. The Response of Polymer Optical Fiber (POF) to Bending and Axial Tension for the Application of a POF Sensor for Automotive Seat Occupancy Sensing[J]. *The Journal of the Textile Institute*, 2017, 108(1): 132-139.
- [21] HARVILL Y, ZIMMERMAN T, GRIMAUD J. Motion Sensor Which Produces an Asymmetrical Signal in Response to Symmetrical Movement: USA, US5097252 A[P]. 1992.
- [22] LIU H, ZHAO H, LI S, et al. Adhesion-free Thin-film-like Curvature Sensors Integrated on Flexible and Wearable Electronics for Monitoring Bending of Joints and Various Body Gestures[J]. *Advanced Materials Technologies*, 2019, 4(2): 1800327.
- [23] Timoshenko B. *Theory of Elastic Stability*[M]. New York: McGraw-hill Book, 1961.

作者简介

刘浩, 男, 1991年生, 2018年获北京航空航天大学航空工程专业硕士学位。主要研究方向为柔性结构与器件力学。

E-mail: liuhao110512@126.com。

通讯作者

苏业旺, 男, 1981年生, 2011年获清华大学工程力学专业博士学位, 研究员。主要研究方向为柔性结构与器件力学。

E-mail: yewangsu@imech.ac.cn。

(编辑: 陈艳霞)