

文章编号:1004-4213(2010)11-1993-5

光纤光栅式飞机驾驶杆杆力传感器研究*

汤大卿¹, 杨德兴^{1,†}, 廖威¹, 包艳², 姜亚军¹, 李秉实²

(1 西北工业大学 理学院 陕西省光信息技术重点实验室;教育部“空间应用物理与化学”重点实验室,西安 710072)

(2 中国航空工业集团公司 西安飞行自动控制研究所,西安 710065)

摘 要:提出了一种基于光纤布拉格光栅的飞机驾驶杆力传感器. 理论上讨论了飞机驾驶杆弹性元件力学特性和光纤布拉格光栅的应变传感特性,分析了飞机驾驶杆力传感器的灵敏特性. 实验上通过测量不同外加载荷力作用下光纤光栅中心波长变化,研究了光纤光栅式飞机驾驶杆力传感器的传感响应特性. 实验结果表明:光纤光栅中心波长漂移量和外加载荷力成线性关系,与理论分析吻合;传感器的横向与纵向灵敏度可以分别达到 $2.07 \text{ pm} \cdot \text{N}^{-1}$ 和 $1.80 \text{ pm} \cdot \text{N}^{-1}$,与数值模拟结果基本一致.

关键词:光纤布拉格光栅;应变;飞机驾驶杆;力传感器

中图分类号: TN253

文献标识码: A

doi: 10.3788/gzxb20103911.1993

0 引言

在航空应用中,飞机驾驶杆是飞行控制系统中重要的操纵部件. 杆力传感器不仅是操纵力的测量器件,也是驾驶员发出操纵指令的中央控制器件,是飞机操纵和飞行控制系统前端重要的信息源^[1-2],其稳定性和可靠性直接关系到飞机的飞行安全. 目前,飞机上广泛使用电传操纵系统,杆力传感器大多采用电阻应变式的变换原理. 然而由于电传杆力传感器的固有缺陷,使其难以防御雷电、电磁干扰 (Electromagnetic Interference, EMI) 和电磁冲击 (Electromagnetic Percussive, EMP)^[3],在测量准确度与可靠性方面也存在一些局限性. 各国航空界曾提出了许多防护措施,主要还是采用屏蔽的方法. 即使如此,也不可能完全防止电磁干扰,而且还增加了飞机负载量,这不利于提高飞机性能^[4].

基于光纤光栅的光纤传感器相比于传统的传感器具有许多先天的优势,已经在航空航天^[5-6]、工程结构^[7]、核工业^[8]等恶劣环境中得到大量应用. 光纤光栅传感器同样也能够满足机载传感器的特殊要求,包括高可靠性和稳定性、动态响应快、抗电磁干扰和耐受电源波动、突变能力强等,也具有适应机载严酷环境条件的能力,如可工作于温度范围宽、气压变化范围大的场合,耐振动、冲击和过载,可适应湿热、盐雾和霉菌环境等,而且其体积小、重量轻,能够满足驾驶杆内狭小空间的要求.

本文将光纤布拉格光栅 (Fiber Bragg Grating, FBG) 引入到飞机驾驶杆传感系统内,以 FBG 替代驾驶杆弹性元件上粘贴的电阻应变片,通过测量外力作用下弹性元件变形引起的 FBG 中心波长变化量,研究光纤光栅式飞机驾驶杆力传感器的响应特性.

1 理论分析

飞机驾驶杆弹性元件采用平行梁形式,其结构如图 1. 弹性元件由上下两对相互垂直的关联平行梁组成,其中一对平行梁感受纵向作用力,另一对感受横向作用力^[9]. 对弹性元件任一方向施加外力作用时,由于与作用方向平行的平行梁刚度很大,轴向应变几乎可以忽略不计,因此外力主要使与作用方向垂直的一对平行梁变形.

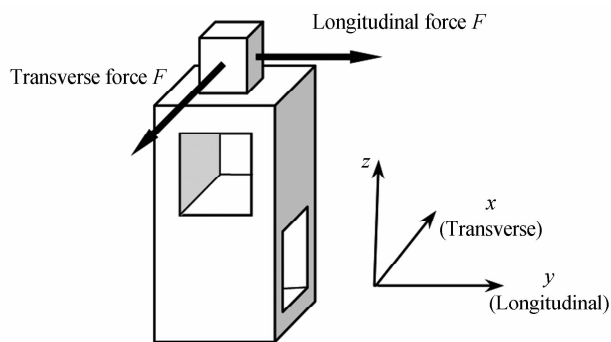


图 1 弹性元件结构

Fig. 1 Structure of the elastic element

由于弹性元件为方框平行梁结构,为便于分析和简化计算,将方框平行梁简化为一反对称载荷作用的刚架结构,简化后的力学模型如图 2(a). 为解除原超静定刚架结构中的多余应力使之成为静定结

* 航空科学基金(20080753005)资助

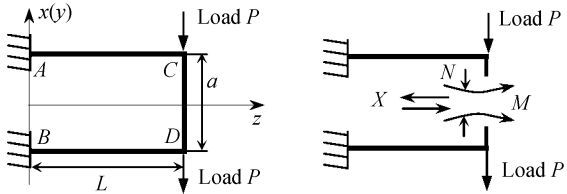
† Tel: 029-88431663

Email: dxyang@nwpu.edu.cn

收稿日期: 2010-03-17

修回日期: 2010-07-06

构,将受反对称载荷作用的刚架沿水平对称轴 z 截开,这时垂直梁的截面上有三对内力,即一对剪力 X 、一对轴力 N 和一对弯矩 M ,多余约束力如图 2 (b). 根据结构力学反对称结构对称的外力为零的理论,因为轴力 N 、弯矩 M 都是对称的,所以为零,只有反对称的剪切力 X 存在.



(a) Predigestion model of mechanics (b) Superabundance unknow force

图 2 简化模型

Fig. 2 Predigestion model of the structure

令垂直梁与平行梁的刚度比为 K , 根据文献 [10] 可知,上下两个平行梁的弯矩就可以表示为

$$M_C = M_D = \frac{a}{2} X = -\frac{6K}{6K+1} \cdot \frac{PL}{4} \quad (1)$$

$$M_A = M_B = -\frac{6K}{6K+1} \cdot \frac{PL}{4} + \frac{PL}{2} = \frac{6K+2}{6K+1} \cdot \frac{PL}{4} \quad (2)$$

由式(1)和(2)可以知道,当刚度比 K 值不大时,平行梁上弯矩的零点,在靠近加载点一侧;当 K 值很大时,平行梁上弯矩的零点趋于中点,即: $M_A = M_B = PL/4, M_C = M_D = -PL/4$. 工程应用中, K 值很大,因此可认为平行梁弯矩零点就在其中点处. 正是由于弹性元件平行梁的这种受力弯曲结构,光纤光栅两点的粘贴位置应位于平行梁的上半部分或者下半部分,否则由于两边应变方向相反,会出现光纤光栅应变抵消的现象,影响传感器的灵敏度.

当弹性元件平行梁的 C, D 两端为自由端时,外力载荷作用下,平行梁上的弯矩 $M_A = M_B = PL/2, M_C = M_D = 0$. 实际情况 C, D 两端不是自由的,平行梁除了受外加载荷力外,还受一未知剪力 X 作用,使得平行梁的弯矩发生变化,平行梁中点处的弯矩为零,两端弯矩最大且大小相等方向相反. 根据这种情况,可以仅把平行梁的一半看做是一个矩形悬臂梁,按照悬臂梁的结构进行计算,只是悬臂梁的长度应为平行梁长度的一半.

对于如图 3 所示的矩形悬臂梁,根据文献[11],可知矩形悬臂梁自由端挠度 v 与考察点 z_0 处的应变 ϵ 的关系为

$$\epsilon = \frac{3(L_1 - z_0)h_1 v}{2L_1^3} \quad (3)$$

式中 $L_1 = L/2$, 挠度 v 相当于平行梁中点处的位移大小.

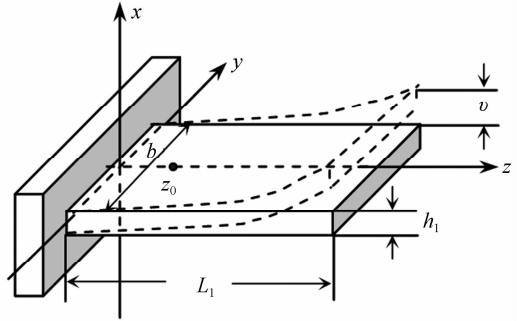


图 3 矩形悬臂梁结构

Fig. 3 Scheme of the rectangular cantilever beam

当有轴向应变 ϵ 作用在光纤光栅上时,光纤光栅中心波长变化量 $\Delta\lambda_B$ 可表示为

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B \left(1 - \frac{n^2}{2} [\rho_{12} - \nu(\rho_{11} - \rho_{12})] \right) \epsilon \quad (4)$$

式中 λ_B 为光纤光栅未发生应变时的初始中心波长, ρ_{11}, ρ_{12} 分别为光纤的弹光张量元, ν 为光纤的泊松比, n 为光纤的有效折射率.

将式(3)带入式(4)可以得到

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B (1 - p_e) \frac{6(L - 2z_0)h_1 v}{L^3} \quad (5)$$

式中 $p_e = n^2 [\rho_{12} - \nu(\rho_{11} - \rho_{12})] / 2$, 为光纤弹光系数. 由式(5)可以知道,理论上光纤光栅中心波长改变量 $\Delta\lambda_B$ 与弹性元件中点处的位移量(与所加载荷大小对应)成简单的线性关系,每单位载荷中心波长的改变量即为传感器的灵敏度. 通过探测光纤光栅中心波长的改变量,就间接可以感知飞行员施加于驾驶杆的外力,进而实现控制飞行姿态的目的.

2 弹性元件模拟分析

通过 COMSOL 软件的结构力学模块,按照实际弹性元件尺寸构建模拟弹性元件. 由于模拟计算中平行梁结构是完全对称的,为简化分析,仅在横向和纵向的任意一个方向上施加外力来计算. 在 $1 \sim 15$ kg(西安地区重力加速度为 $9.79684 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$) 范围内,对模拟弹性元件分别施加沿 x 轴正方向的横向力和沿 y 轴正方向的纵向力作用,可以得到与外力垂直的平行梁中轴线上一点(选取距各自平行梁底端 0.5 cm 处的点)和各自平行梁中轴线中点的应变差与外力的关系曲线,如图 4.

从两幅图中可以分别得到,横向加载和纵向加载下,所选取的平行梁上两点的应变差与外力的关系分别为 $2.97 \mu\epsilon \cdot \text{N}^{-1}$ 和 $2.69 \mu\epsilon \cdot \text{N}^{-1}$. 光纤光栅在 1550 nm 附近的应变灵敏度约为 $1.22 \text{ pm} \cdot \mu\epsilon^{-1}$, 如果光纤光栅的粘贴位置处于模拟选取的两点,那么可以估计光纤光栅式飞机驾驶杆力传感器的横向和纵向灵敏度大致分别为 $3.62 \text{ pm} \cdot \text{N}^{-1}$ 和 $3.28 \text{ pm} \cdot \text{N}^{-1}$.

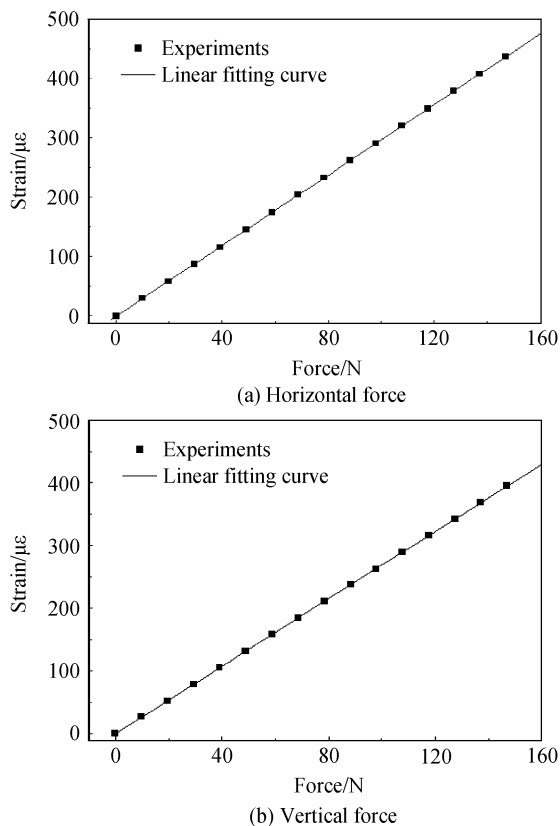


图4 横向力和纵向力作用下的应变曲线

Fig. 4 Strain curves under the horizontal and vertical force

3 实验研究与分析

由于驾驶杆力传感器的弹性元件为十字交叉关联平行梁对称结构,为了简化实验,可以只研究单面情况,也就是说可以只使用两根光纤光栅. 实验装置如图5.

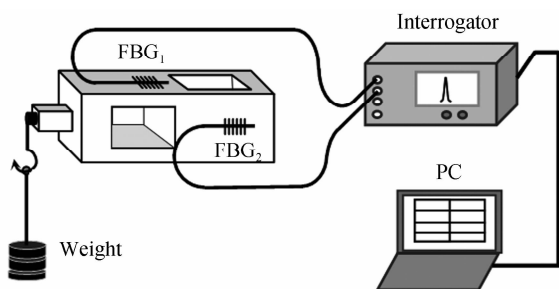


图5 光纤光栅飞机驾驶杆传感器实验装置

Fig. 5 Scheme of the aircraft joy stick sensing system

实验中:宽带光源为 EXFO 的 FLS-2300 型 ASE 宽带光源,波长范围为 1 520~1 630 nm;光纤光栅解调仪为美国 Micron Optics 的 SM125-500 型,扫描准确度为 1 pm. 首先对光纤光栅施加一定的预应力,然后用改性聚乙酸脂胶将两根 FBG 分别粘贴在弹性元件上下两平行梁的下半部分表面. FBG 粘贴点距离每个平行梁底端 0.5 cm,FBG₁ 和 FBG₂ 分别与解调仪的通道 1 和通道 2 连接,实验中分别监测两根 FBG 的中心波长变化. 弹性元件

悬垂端钩挂砝码,每次加载等重量的砝码,给弹性元件的施加外力. 最后解调仪与电脑连接,通过软件控制并采集数据,并保存以便后续处理.

实验所用裸光纤光栅中心波长分别为 1 557.847 nm 和 1 560.145 nm,3 dB 带宽分别为 0.169 nm 和 0.340 nm,反射率分别为 93.67% 和 93.08% 的 FBG (SMF-28 上写入). 施加预应力后中心波长分别变为 1 559.872 nm 和 1 562.134 nm.

首先研究弹性元件在横向外力作用下的情况. 实验中所加砝码的质量最小从 1 kg 开始,按 1 kg 递增至 15 kg,利用光纤光栅解调仪的两个通道分别测量 FBG₁ 和 FBG₂ 的中心波长变化情况,并进行记录. 将测量结果绘于图 6,得到横向加载情况下杆力传感器的应变响曲线及其线性拟合结果.

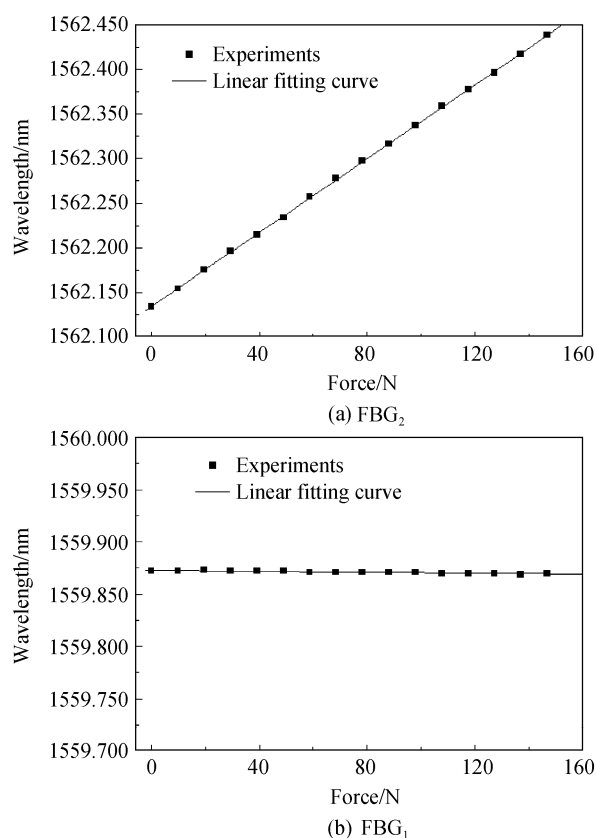


图6 FBG₂ 和 FBG₁ 中心波长分别和横向力大小的关系曲线
Fig. 6 Relationship curve between the central wavelength of FBG₂, FBG₁ and the horizontal force

FBG₂ 中心波长随弹性元件横向受力情况变化如图 6(a). 从图中可以看到,光纤光栅中心波长随横向外力的增加而逐渐增大,随力的减小而减小,拟合后的线性相关系数为分别 0.999,可见中心波长与加载力变化量之间呈现良好的线性响应. 图中拟合直线的斜率即为传感器灵敏度,其结果为 $2.07 \text{ pm} \cdot \text{N}^{-1}$. 从图 6(b)中可以看出,弹性元件在横向外力作用情况下,FBG₁ 的应变拟合曲线斜率为 $-2.09 \times 10^{-5} \text{ pm} \cdot \text{N}^{-1}$,标准偏差为 $4.42 \times$

10^{-4} , 可见 FBG_1 几乎不受横向外力的影响。

弹性元件受纵向外力作用情况. 在 $1\sim 15\text{ kg}$ 范围内增加砝码质量, 每次为弹性元件加在 1kg 的砝码, 利用光纤光栅解调仪分析 FBG_1 和 FBG_2 的中心波长变化情况, 并进行记录. 处理最后结果得到纵向加载情况下杆力传感器的应变响应曲线及其拟合结果, 如图 7.

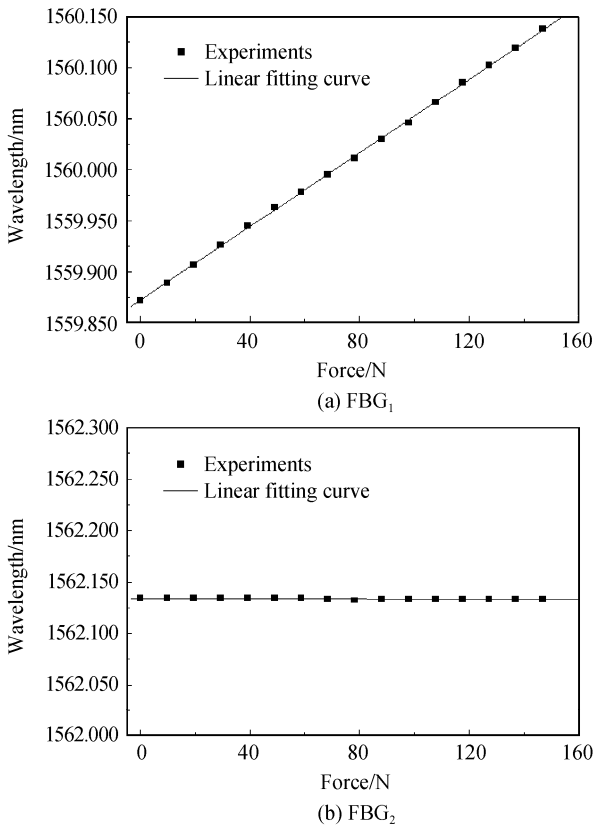


图 7 FBG_1 和 FBG_2 中心波长和纵向力大小的关系曲线
Fig. 7 Relationship curve between the central wavelength of FBG_1 , FBG_2 and the vertical force

FBG_1 中心波长随弹性元件纵向受力情况变化如图 7(a). 从图中可以看到, 光纤光栅中心波长随力的增加而逐渐增大, 随力的减小而减小, 拟合后的线性相关系数均为 0.999, 中心波长与加载力变化量之间呈现良好的线性响应, 与理论分析相符合. 实验数据拟合直线的斜率即为传感器纵向灵敏度为 $1.80\text{ pm}\cdot\text{N}^{-1}$. 纵向灵敏度 ($1.80\text{ pm}\cdot\text{N}^{-1}$) 小于横向灵敏度 ($2.07\text{ pm}\cdot\text{N}^{-1}$), 这是由于横纵向外力力臂不同造成的, 同时也说明纵向负载能力要高于横向负载能力, 即纵向最大可承受外力大于横向情况.

纵向加载情况下, FBG_2 中心波长随横向加载外力大小的变化曲线, 如图 7(b). 从图中可以看出, 弹性元件在纵向外力作用的情况下, FBG_2 应变拟合曲线斜率为 $-9.61\times 10^{-6}\text{ pm}\cdot\text{N}^{-1}$, 标准偏差为 4.42×10^{-4} , 对比纵向加载下 FBG_1 的应变量,

FBG_2 应变可以忽略不计. 这一结果与横向加载情况完全一致, 证明了弹性元件侧向负载能力强, 施加某一外力作用时, 与外力方向平行的一对平行梁不受外力影响.

实验结果与理论和模拟结果基本吻合, 但是仍然存在一定的误差. 造成这种误差的原因是: 实验所用的粘合胶与弹性元件材料不一样, 弹性模量不同, 使得光纤光栅实际应变变量小于弹性元件实际应变变量; 对弹性元件施加外力作用时, 弹性元件固定端不是理想情况下的固定, 存在一定的偏移, 实际力矩小于理想情况; 实际外力非理想的外力, 所加砝码重心可能出现偏差, 实际所加力要小于砝码重力. 这些情况都造成了实验结果小于实际情况和理想的模拟结果.

4 结论

将光纤光栅传感技术引入到飞机控制系统, 理论和实验上分析研究了光纤光栅式飞机驾驶杆力传感器的特性. 理论上, 根据材料力学和光纤光栅应变传感理论, 分析了弹性元件所受外力与光纤光栅中心波长的关系. 利用 COMSOL 软件对光纤光栅式飞机驾驶杆力传感器的灵敏度进行数值模拟. 实验上, 在 $0\sim 15\text{ kg}$ 范围内对弹性元件施加横(纵)向外力作用, 并通过光纤光栅解调仪测量光纤光栅中心波长的变化. 实验结果表明, 杆力传感器的横向与纵向灵敏度分别为 $2.07\text{ pm}\cdot\text{N}^{-1}$ 和 $1.80\text{ pm}\cdot\text{N}^{-1}$, 与数值模拟结果基本一致; 横向灵敏度大于纵向灵敏度, 表明横向最大可承受外力小于纵向情况; 此外实验还说明, 当为弹性元件施加某一方向力作用时, 两根 FBG 不会有交叉应变产生, 即当外力对其中一根 FBG 作用时, 另一根 FBG 不受外力影响, 验证了弹性元件侧向负载能力很强, 侧面平行梁不受外力影响, 其轴向应变可以忽略, 也就是说两对平行梁不会产生应变交叉敏感的现象.

本实验证明了光纤光栅式飞机驾驶杆力传感器能够满足航空传感器的特殊要求, 克服了现有航空传感器的缺陷, 为飞行控制用传感器技术的发展提供了新的机遇. 对于基于光纤光栅的飞行控制用传感器新技术在航空领域的实用化, 提升我国在机载传感器领域自主研发的技术成果与水平以及促进我国航空飞行控制技术的发展具有十分重要的意义.

参考文献

- [1] 孙滨生. 现代战斗机座舱布局[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [2] EINTHOVEN P G, MILLER D G, THIERS G. Tactile cueing experiments with a three axis side stick [C]. Proceedings of the 57th AHS International Annual Forum,

- Alexandria, VA. AHS International, 2001: 235-241.
- [3] DUAN Ze-min, CAO Kai-feng, CHENG Zhen-ge, *et al.* Lightning protection tests and waveforms for aircraft [J]. *High Voltage Engineering*, 2000, **26**(4): 28-29.
段泽民, 曹凯风, 程振革, 等. 飞机雷电防护试验与波形[J]. 高电压技术, 2000, **26**(4): 28-29.
- [4] DUAN Hai-bin, GUANG Hua-jun, YANG Yi-dong. Research on redundant technique of FBL flight control system [J]. *Aircraft Design*, 2002, **23**(3): 35-39.
段海滨, 龚华军, 杨一栋. 光传飞行控制系统冗余技术研究[J]. 飞机设计, 2002, **23**(3): 35-39.
- [5] KOMATSUZAKI S, KOJIMA S, HONGO A, *et al.* Development of high-speed optical wavelength interrogation system for damage detection in composite materials [C]. *SPIE*, 2005, **5758**: 51-61.
- [6] ECKE W, GRIMM S, LATKA I, *et al.* Optical fiber grating sensor network basing on high-reliable fibers and components for spacecraft health monitoring[C]. *SPIE*, 2001, **4328**: 160-167.
- [7] DENARIE E, SAOUMA V E, LOCCO A, *et al.* Concrete fracture process zone characterization with fiber optics [J]. *Journal of Engineering Mechanics*, 2001, **127**(5): 494-502.
- [8] FERNANDEZ A F, GUSAROV A I, BRICHARD B, *et al.* Temperature monitoring of nuclear reactor cores with multiplexed fiber Bragg grating sensors [J]. *Opt Eng*, 2002, **41**(6): 1246-1254.
- [9] 中国航空工业总公司航空传感器实用手册编委会. 航空传感器实用手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1995: 415-417.
- [10] LIU Jiu-qing. Mechanics characteristics of parallel beam load cell [J]. *Weighing Apparatus*, 2009, **38**(7): 1-7.
刘九卿. 平行梁型称重传感器的力学特性 [J]. 衡器, 2009, **38**(7): 1-7.
- [11] WANG Yue, ZHANG Wei-gang, YANG Xiang-peng, *et al.* Experimental study of deflection based on half-metal tube package fiber bragg grating [J]. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2002, **15**(3): 203-207.
王跃, 张伟刚, 杨翔鹏, 等. 光纤布拉格光栅的半金属管封装及挠度实验研究 [J]. 传感技术学报, 2002, **15**(3): 203-207.

Joystick Transducer Based on Fiber Bragg Gating

TANG Da-qing¹, YANG De-xing¹, LIAO Wei¹, BAO Yan², JIANG Ya-jun¹, LI Bing-shi²

(1 Shaanxi Key Laboratory of Optical Information Technology, School of Science, Northwestern Polytechnical University; The Key Laboratory of Space Applied Physics and Chemistry, Ministry of Education, Xi'an 710072, China)

(2 Flight Automatic Control Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: A joy stick transducer based on fiber Bragg grating (FBG) is presented. The sensitivity is analyzed theoretically via discussing the mechanical properties of the elastic element and the strain sensing characteristics of the FBG. By detecting the changing of central wavelength of FBG at different load forces, the response characteristics of the aircraft Joy stick transducer based on fiber Bragg grating are investigated. The experimental results demonstrate that there exists a linear relationship between the central wavelength of FBG and load force, which is consistent with the theoretical analysis. The sensitivities of horizontal and vertical are $2.07 \text{ pm} \cdot \text{N}^{-1}$ and $1.80 \text{ pm} \cdot \text{N}^{-1}$, respectively, which are consistent with the simulation.

Key words: Fiber Bragg Grating (FBG); Strain; Aircraft joystick; Force sensor



TANG Da-qing was born in 1983. He is currently pursuing the M. S. degree at Shaanxi Key Laboratory of Optical Information Technology, Northwestern Polytechnical University. His main research interests focus on fiber optic sensors.



YANG De-xing was born in 1966, and received the Ph. D. degree in precision instrument and machinery from Northwestern Polytechnical University. He is currently a professor and the vice director of Shaanxi Key Laboratory of Optical Information Technology, Northwestern Polytechnical University, and his main research interests focus on optoelectronic technology and singular optics.