

光纤法珀压力传感系统设计与风洞初步实验

刘 畅¹, 王 双^{1*}, 梁应剑², 江俊峰¹, 梅运桥^{2*}, 刘 琨¹, 齐晓光¹, 李 鑫¹, 李元耀³, 刘铁根¹

(1. 天津大学 精密仪器与光电子工程学院 天津大学光电信息技术教育部重点实验室

天津大学光纤传感研究所, 天津 300072;

2. 中航工业成都凯天电子股份有限公司, 四川 成都 610073;

3. 天津市计量监督检测科学研究院, 天津 300192)

摘 要: 针对航空领域对大气压力的测量需求, 基于光纤法珀传感和低相干干涉技术, 搭建了光纤法珀多通道压力传感系统。介绍了系统解调算法及工作原理, 对光纤法珀压力传感器的标定和温度补偿方法进行理论分析, 将非恒温条件下的传感器拟合误差降低至 0.134% F.S.。在风洞环境中, 在侧滑角 $-4^{\circ}\sim 4^{\circ}$ 变化范围内, 对飞机实体模型的三个监测点进行压力测量实验, 并将压力测量结果与 Ansys-Fluent 软件模拟仿真结果做对比。结果显示, 光纤法珀压力传感系统与模拟仿真数据变化趋势相同, 全量程误差为 0.38% F.S., 证明此系统能够提供可靠的压力数据, 真实反映飞机模型被监测位置在风洞中的受力情况。

关键词: 光纤法珀; 大气压力; 风洞; 温度补偿; 数值模拟

中图分类号: TN29 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201847.0722002

Design and preliminary experiment of optical fiber F-P pressure sensing system working in wind tunnel

Liu Chang¹, Wang Shuang^{1*}, Liang Yingjian², Jiang Junfeng¹, Mei Yunqiao^{2*}, Liu Kun¹, Qi Xiaoguang¹,
Li Xin¹, Li Yuanyao³, Liu Tiegeng¹

(1. Key Laboratory of Opto-Electronics Information Technology of Ministry of Education,

Institute of Optical Fiber Sensing of Tianjin University,

School of Precision Instrument & Opto-Electronics Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. AVIC Chengdu CAIC Electronics Co., LTD, Chengdu 610073, China;

3. Tianjin Institute of Metrological Supervision and Testing, Tianjin 300192, China)

Abstract: In order to meet the requirement of atmospheric pressure measurement in the aviation field, based on the principle of the optical fiber Fabry-Perot (F-P) sensing and low coherence interference, an optical fiber F-P multi-channel pressure sensing system was proposed. First of all, the demodulation algorithm and basic principle were introduced, the calibration method and temperature compensation of the optical fiber F-P pressure sensor were analyzed in theory. The fitting error of the sensor under non-

收稿日期: 2018-02-10; 修订日期: 2018-03-20

基金项目: 国家重大科学仪器设备开发专项(2013YQ030915); 国家自然科学基金(61675152; 61505139; 61227011; 61378043; 61475114); 国家 973 计划(2010CB327802); 天津市自然科学基金(16JCQNJC02000)

作者简介: 刘畅(1991-), 男, 硕士生, 主要从事光纤传感方面的研究。Email: liuchangt@tju.edu.cn

导师简介: 刘铁根(1955-), 男, 教授, 博士, 主要从事光纤传感方面的研究。Email: tgliu@tju.edu.cn

constant temperature condition was reduced to 0.134% F.S.. Then, in the wind tunnel environment within -4° – 4° sideslip angle range, the pressure measurement experiment was carried out on three monitoring points of the aircraft model. The results were compared with the simulation results using Ansys–Fluent software. In conclusion, the results show that the system using the optical fiber F–P pressure sensor and the Ansys–Fluent numerical simulation have the same trend of demodulation results, with the full range error of 0.38% F.S.. The experiments confirm that the system can provide reliable pressure data accurately and reflect the pressure of the aircraft model's monitoring points in the wind tunnel.

Key words: optical fiber F–P; atmospheric pressure; wind tunnel; temperature compensation; numerical simulation

0 引言

随着我国航空事业的不断发展,超机动性、全方位隐蔽性成为现代战机的发展要求^[1],飞机安全监测作为至关重要的一环,关系着航空事业的前途与未来。大气压力是监测飞机运行状态的关键参数之一^[2],压力传感器的测量精度、实时性、稳定性直接影响着飞机的操作控制。航空大气压力传感器主要包括振筒式压力传感器、硅微压力传感器、光纤压力传感器等。

振筒式压力传感器重复性好、恶劣环境下适应性强,吴晓男^[3]等人将振动筒传感器应用在飞机压力测量中,但振筒式传感器体积较大难以满足新型飞机在超机动性方面对机载传感器的发展要求。硅微压力传感器按照工作原理分为压阻式传感器、电容式传感器和谐振式传感器三大类,但前两种传感器均存在非线性^[4–5]问题,谐振式传感器信噪比高、精度高,国外机构已实现硅谐振压力传感器的商用化^[6],但对于现代飞行器而言,谐振式传感器的电学检测本质^[7]使其无法规避与飞行器雷达的电磁耦合效应,这将对飞行器的隐蔽性造成影响。

光纤压力传感器是近年来发展起来的新型传感器^[8],具有体积小、抗电磁干扰能力强、易于复用等优点^[9–10]。目前光纤法珀传感器、光纤光栅传感器是光纤压力传感领域中应用最广泛的两类传感器。光纤光栅传感器的传感方式为间接传感,全量程精度不高,制约了其在航空领域的发展^[11]。光纤法珀压力传感器可分为本征型和非本征型两大类,本征型传感器的腔体热光系数较大,对温度敏感,多用于较低测量精度的温敏元件;非本征型传

感器动态范围大、压力灵敏度高、精度高,非常适用于航空等复杂极端环境下的压力测量^[12],Murphy K A^[13]等人利用非本征光纤法珀传感器对 F–15 战斗机进行了疲劳测试,Gander M J^[14]等人设计了一种可通过不稳定空气流场涡轮测试的光纤法珀 MEMS 压力传感器,但以上实验主要针对飞机内部结构的健康监测,将光纤法珀压力传感器应用于监测飞行器所受外部流场压力的研究却鲜有报道。

基于此,文中基于光纤法珀传感和低相干干涉技术,搭建了光纤法珀多通道压力传感系统,对风洞中飞机模型的三个监测点进行五组飞行姿态变化的模拟仿真和压力测量实验,此系统的全量程误差为 0.38%F.S.,能够提供可靠的压力监测数据。

1 光纤法珀多通道压力传感解调系统

基于光纤法珀传感和低相干干涉技术的光纤法珀测压系统如图 1 所示,该系统由光源、耦合器、解调盒、LED 驱动模块、采集卡和传感器等六部分组成,其中,传感器基于法珀干涉仪原理、利用微机电结构制成,当外界压力变化时,外膜片产生形变,导致腔长发生改变,进而引起低相干干涉条纹的位移。系统解调过程如下:宽带光源发出的光经过耦合器后,到达用于感知机头表面压力的光纤法珀压力传感器中,被传感器调制的信号通过耦合器进入低相干干涉解调模块,依次经过起偏器、双折射晶体光楔、检偏器。光信号通过光楔后形成空间低相干干涉条纹,并被线阵 CCD 接收。随后 CCD 进行光电转换,将干涉条纹信息传入信号处理系统,得到最终解调结果。

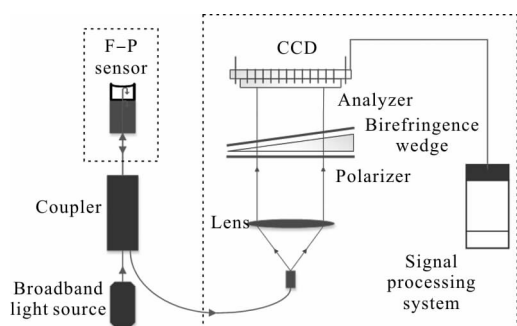


图 1 系统结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of the system

文中压力测量所采用的解调算法为基于单色频率绝对相位的低相干干涉解调法,其抗噪声及抗光谱畸变能力强,解调精度和稳定性相对较高。

根据低相干干涉原理,一般光源的低相干干涉光强为:

$$I(x) = \int_{-\infty}^{\infty} c(k) \cdot \cos[k(x-x_0)] dk \quad (1)$$

式中: k 为波数; $c(k)$ 为归一化的光源光谱在波数域下的强度; x_0 为光楔中零光程差位置所对应的坐标,其与腔长呈线性关系。

对公式(1)进行傅里叶变换,可得:

$$F(\omega) = 2\pi e^{-j\omega \cdot x_0} [c(\omega) + c(-\omega)] \quad (2)$$

选取一半频谱,并挑选处于峰值位置的频率作为基准频率,则其绝对相位为:

$$\phi = \omega_0 \cdot x_0 \quad (3)$$

ϕ 的展开相位与被测量(即法珀腔长变化量)成正比,为减小误差,需对相频曲线的截距定位级次,并根据级次得到绝对相位表达式:

$$\phi = 2\pi \cdot \text{round}\left(\frac{T}{2\pi}, 0\right) - \omega_0 \quad (4)$$

因此,系统测量的压力值可表示为:

$$P = x_0 + x_1 \cdot \phi + x_2 \cdot \phi^2 + x_3 \cdot \phi^3 + x_4 \cdot \phi^4 \quad (5)$$

式中: $x_0 \sim x_4$ 为拟合系数。

2 光纤法珀压力传感器的温度补偿算法与标定

2.1 传感器的制作

光纤法珀压力传感器示意图如图 2 所示,其研制可以分为传感头芯片制作和传感器封装两部分,具体过程如下:

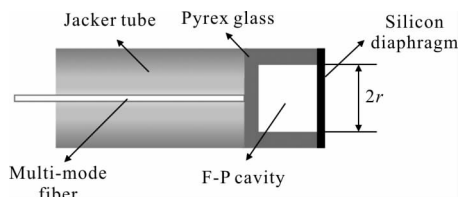


图 2 光纤法珀压力传感器示意图

Fig.2 Schematic diagram of the optical fiber F-P pressure sensor

(1) 将 Au/Cr 膜镀在玻璃晶圆片两侧,并利用光刻方法制作腐蚀窗口;

(2) 在玻璃晶圆片表面腐蚀微腔,完成玻璃基底制作;

(3) 将反射膜镀在腔体底部,形成反射面;

(4) 将玻璃基底与硅膜片通过阳极键合法键合;

(5) 通过腐蚀除去杂质,完成传感头芯片的研制;

(6) 采用激光热熔方法封装芯片、玻璃毛细管与光纤,完成传感器制作。

2.2 传感器的温度补偿算法

当传感器的腔体为真空时,外界施加压力后单晶硅膜片上任一点的形变表达式为:

$$\omega(r) = \frac{p(\alpha^2 - r^2)^2}{64D} \quad (6)$$

式中: α 为法珀腔半径; D 为硅片的抗弯刚度; r 为该点到硅片中心的距离。

由于玻璃晶圆片和单晶硅膜片键合过程中存在强大的气流阻抗,无法将腔内气体完全抽出,另外,键合表面化学反应释放出的氧气以及键合时强电场作用下产生的二氧化碳等气体,导致法珀腔形成残余气压。当外界压力和温度变化时,残余气压也会随之变化,进而影响法珀微腔的腔长变化。

当外界压力为 P 时,膜片发生形变,在极坐标下,法珀腔体积变化可表示为:

$$\Delta V = \int_0^{2\pi} d\theta \int_0^\alpha \omega(r) r dr \quad (7)$$

以常温 T_0 状态下的硅膜片为参考,此时残余气压 P_0 、微腔体积 V_0 ,外界施加压力 P 、温度为 T 后变为 P_r 、 V_r ,由于法珀腔为密闭微腔,故满足 $\frac{P_0 V_0}{T_0} = \frac{P_r V_r}{T}$ 。联立公式(6)、(7)可得关于残余气压 P_r 的二

次方程:

$$\frac{\pi\alpha^6}{192D} P_r^2 + \left(V_0 - \frac{\pi\alpha^6}{192D} P \right) P_r - \frac{P_0 V_0 T}{T_0} = 0 \quad (8)$$

由上述方程可以看出,传感器残余气压大小受外界温度影响,求解方程得到法珀腔的腔长变化量表达式:

$$\omega = \frac{\alpha^4}{64D} (P - P_r) \quad (9)$$

基于公式(4)和(9)可以得到绝对相位是关于压力和温度的二元函数,对全温全压测试数据进行多项式拟合,可以得到解调压力值关于温度与绝对相位的二维拟合曲面,其函数表达式为:

$$p = \sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^n x_{ij} \cdot \varphi^i t^j \quad (10)$$

式中: φ 为绝对相位; t 为温度; x 为拟合系数; m 、 n 为*i*、*j*的最高阶数。

除残余气压外,单晶硅膜片自身的应力和热膨胀效应,也在一定程度上增加了传感器的温度灵敏度,但影响非常小,可忽略不计。温度灵敏度导致系统的压力测量值随外界温度变化,因此进行温度补偿是实现光纤法珀多通道压力传感系统高精度测量的必要途径。

2.3 传感器的标定

为达到更高的测量精度,需要通过标定来确定系统的各项系数。标定方法基于光纤法珀传感和低频干涉技术,通过对标准压力下系统采集到的相对相位值进行处理,得到起始频率、单色频率、后段频率、干涉级次以及绝对相位各项系数。

对实验所用的三支传感器(分别编号 1、2、3)进行全温全压测试,温度测试范围为 10~30℃,步长 5℃,恒温温箱控制精度为 0.1℃;压力测试范围为 5~265 kPa,步长 20 kPa,多通道压力控制系统控制精度为 0.01 kPa。

根据传感器全温全压测试数据的拟合系数,将各标定点的温度与绝对相位代入公式(10),得到对应点的压力数据并与实际压力值进行比较,得出 1号传感器的拟合误差如图 3 所示,拟合误差为±0.35 kPa,精度为 0.134% F.S.。2号传感器的拟合误差为±0.32 kPa,精度为 0.123% F.S.。3号传感器的拟合误差为±0.31 kPa,0.119% F.S.。

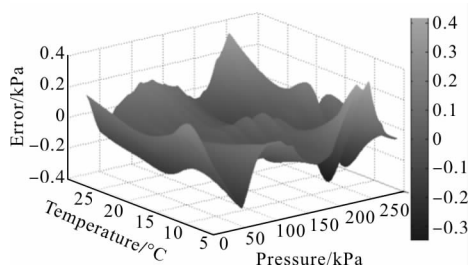
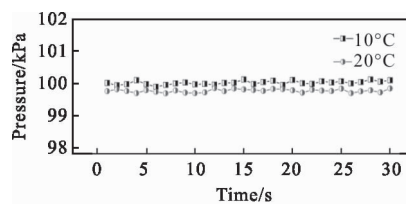


图 3 1号传感器拟合误差

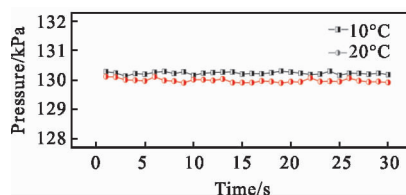
Fig.3 Fitting error of the sensor 1

在环境温度分别为 10℃和 20℃条件下对 1号传感器进行压力测试,实时数据如图 4 所示。在四组实验中,10℃时系统测量结果与实际压力值的最大误差是 0.295 kPa,全程误差 0.113%F.S.;20℃时系统测量结果与实际压力值的最大误差为 0.306 kPa,全程误差 0.118%F.S.。



(a) 实际压力 100 kPa

(a) Actual pressure 100 kPa



(b) 实际压力 130 kPa

(b) Actual pressure 130 kPa

图 4 温度补偿后压力测试曲线

Fig.4 Pressure curves under temperature compensation

3 数值模拟与风洞实验

3.1 Fluent 数值模拟

文中利用 Ansys-Fluent 数值模拟软件,建立机身水平剖面的二维模型,对在风洞实验中飞机模型所受压力情况进行仿真分析,利用 $K-\epsilon$ 模型计算出了飞机在五个不同飞行姿态下的表面压力值。

根据风载荷作用特点,风速可分解为脉动风速和平均风速两部分,即风速 u 可表示为:

$$u(t) = \bar{u} + \tilde{u}(t) \quad (11)$$

式中： \bar{u} 为平均风速； $\tilde{u}(t)$ 为脉动风速。因此，在进行数值模拟时应选择结构表面的真实压力作为参考结果，即考虑静压和动压之和。

在仿真过程中，模拟风洞风速为 30 m/s，采用 RNG 壁面函数湍流模型，设定边界层厚度为 0.002 m，递增比例 1.1，共铺设四层，残差设定为 $1e-6$ ，网格划分后共产生 19 181 个网格，且优质网格占比为 100%。设定进口边界为 velocity-inlet，出口边界为 pressure-outlet，时间步长为 0.002 s，计算 2 000 步，最大迭代收敛步数为 40 步。

通过数值模拟仿真实验，得到了飞机模型表面压力云图的仿真数据，其结果如图 5 所示。

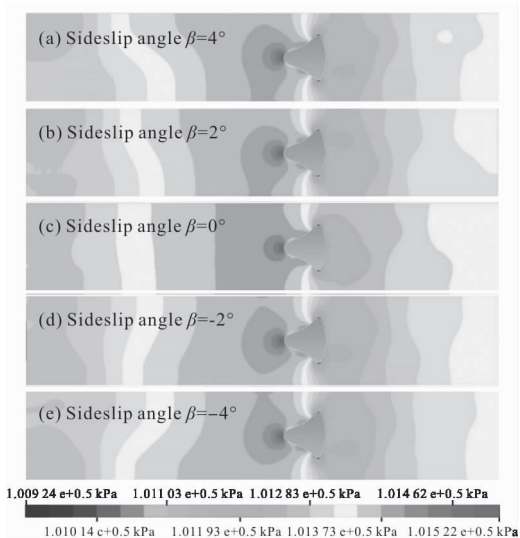


图 5 飞机模型选取平面压力云图

Fig.5 Pressure nephogram of aircraft model

3.2 风洞压力传感实验

此次风洞实验针对飞机模型在风速为 30 m/s，侧滑角 β 变化范围为 $-4^\circ \sim 4^\circ$ (攻角为 0°)，变化梯度为 2° 的条件下，采用光纤法珀压力传感器对机头表面设置的三个监测点进行压力测量，如图 6 所示，其中 1 号和 3 号传感器对称分布于机头的两侧，2 号传感器在 1 号传感器的一侧。

选取处于仿真平面内的三个传感器进行分析，Ansys-Fluent 软件模拟仿真和光纤法珀压力传感器的压力测量值随侧滑角的变化曲线见图 7，其中光纤传感系统的压力值为连续采集 100 组数据后

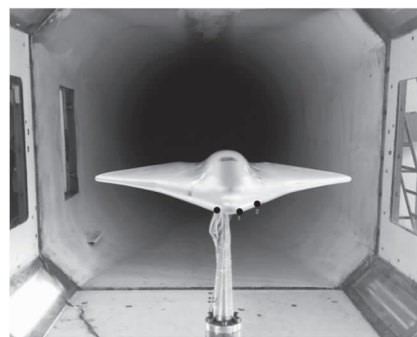
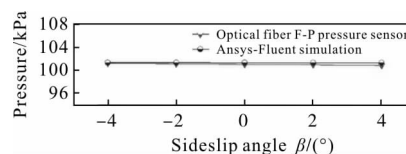


图 6 飞机模型示意图(黑点标记为压力监测点)

Fig.6 Schematic diagram of aircraft model (monitoring pressure at black points)

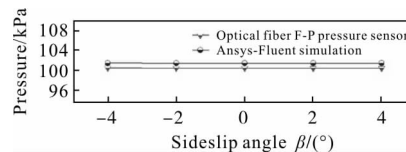
的压力平均值。两种方式的对比数据见表 1，其中 ΔE_{ff} 为两者测量结果的差值， ΔA_{ff} 为光纤法珀传感器的全量程误差。在该次实验中，光纤法珀传感器和仿真结果的差值 ΔE_{ff} 最大为 0.986 kPa，光纤法珀压力传感系统的全量程误差为 0.38%F.S。

通过图 7 和表 1 可以看出，光纤法珀压力传感器测量结果与仿真结果很接近，且变化趋势一致。但数值模拟得到的压力值略高于测量值，其原因是数值模拟主要依靠流场中的流量变化以及湍流模型的选择来还原真实条件，然而此过程无法完全还



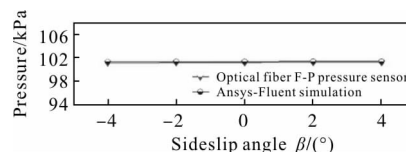
(a) 监测位置 1

(a) Monitoring position 1



(b) 监测位置 2

(b) Monitoring position 2



(c) 监测位置 3

(c) Monitoring position 3

图 7 Ansys-Fluent 模拟仿真与光纤法珀压力传感器测量结果

Fig.7 Measurements of Ansys-Fluent simulation and optical fiber F-P pressure sensor

原出流体在风洞中传递所引起的能量耗散,故测量值在整体上略低于仿真值。除此之外,光纤法珀压力传感系统的测量误差还来源于残余气压、硅材料的自身应力和热膨胀效应等因素。

表 1 仿真与测量结果

Tab.1 Results of simulation and measurement

Sideslip angle/(°)	Monitoring position	Sensor number	ΔE_{ff} /kPa	ΔA_{ff} /F.S.
-4	1	1	0.126	0.05%
	2	2	0.934	0.36%
	3	3	0.192	0.07%
-2	1	1	0.216	0.08%
	2	2	0.965	0.37%
	3	3	0.166	0.06%
0	1	1	0.297	0.11%
	2	2	0.972	0.37%
	3	3	0.186	0.07%
2	1	1	0.376	0.14%
	2	2	0.978	0.38%
	3	3	0.163	0.06%
4	1	1	0.477	0.18%
	2	2	0.986	0.38%
	3	3	0.184	0.07%

为了更好地说明系统的稳定性和重复性,以侧滑角 $\beta=-4^\circ$ 为例,三支传感器在连续采集 100 组数据后所得到的压力曲线如图 8 所示。将测量结果的

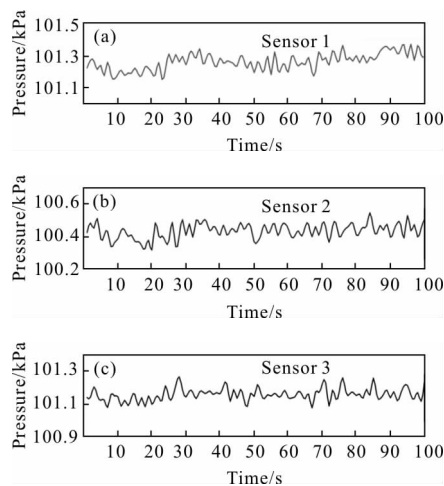


图 8 系统连续采集压力曲线

Fig.8 Continuous pressure curves of the system

平均值作为标准值,则传感器 1 的压力测量数据标准差为 0.052 kPa,传感器 2 的标准差为 0.046 kPa,传感器 3 的标准差为 0.038 kPa。通过以上数据可以看出,系统在连续测试过程中,三支传感器的压力数据标准差均较小,系统具有较高的稳定性和重复性。

4 结论

文中针对航空的应用需求,基于光纤法珀传感和低相干干涉技术搭建了光纤法珀压力传感系统,理论分析了光纤法珀压力传感器的温度补偿算法和标定过程,将传感器拟合误差降低至 0.134%F.S.。在风洞中对飞机模型的三个监测点开展压力测量实验,利用 Ansys-Fluent 数值模拟软件,建立机身水平剖面的二维模型,对飞机在流场中的受力情况进行仿真分析,得到飞机模型表面的压力云图以及监测点压力数据。在侧滑角由 $-4^\circ \sim 4^\circ$ 变化时,光纤法珀压力传感系统的实验结果与数值模拟仿真结果变化趋势相同,系统的全量程误差为 0.38%F.S.。此系统所采用的光纤法珀压力传感器与其他应用于风洞压力测量的光纤传感器,如 J. Castracane 等^[15]使用的光纤法珀压力传感器和邓刚^[16]使用的光纤光栅压力传感器相比,优势较为明显,如表 2 所示。

表 2 可用于风洞压力测量的光纤压力传感器性能对比

Tab.2 Comparison of different optical fiber pressure sensors used in wind tunnel

Sensor	Advantage	Disadvantage
Optical fiber F-P sensor of this article	Accuracy is relatively high; Response time is relatively fast	Need temperature compensation
Optical fiber F-P sensor ^[15]	High adaptability, can be used in supersonic wind tunnel	Accuracy and sensitivity is relatively not high
Optical fiber Bragg grating sensor ^[16]	Can be used in series	Accuracy is relatively low

由表 2 及实验数据可以看出,文中搭建的光纤法珀压力传感系统精度较高、性能较稳定,能真实、有效地反映飞机模型三个被监测位置的受力情况,为今后机载试验提供理论依据和数据参考。但此风洞实验属于初级阶段,其原因在于没有开展侧向力

风洞实验,即未针对风洞中具有侧向偏移风力的情况,在飞机模型两侧设置足够数量的传感器并对模型的受力情况进行监测,应在后续研究中深入探索。

参考文献:

- [1] Wang Ganglin, Zheng Sui. The development of fighter planes and the contribution of aerodynamics [J]. *Physics*, 2016, 45(10): 645–650. (in Chinese)
- [2] Qin Yongming, Zhang Chun, Dong Jingang. Experimental study on flush air data sensing system calibration in wind tunnel [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33 (4): 488–492. (in Chinese)
- [3] Wu Xiaonan, Yu Jinyong, Xu Yuru. Application of the vibration canister pressure sensor in airplane [J]. *Instrumentation Technology*, 2010(6): 68–70. (in Chinese)
- [4] Aryafar M, Hamed M, Ganjeh M M. A novel temperature compensated piezoresistive pressure sensor[J]. *Measurement*, 2015, 63: 25–29.
- [5] Balavalad K B, Sheeparamatti B G. A critical review of MEMS capacitive pressure sensors [J]. *Sensors & Transducers*, 2015, 187(4): 120.
- [6] Chen Deyong, Cao Mingwei, Wang Junbo, et al. Fabrication and wafer-level vacuum packaging of MEMS resonant pressure sensor[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(5): 1235–1242. (in Chinese)
- [7] Cheng R, Zhao Y, Li C, et al. Design and fabrication of a resonant pressure sensor by combination of DETF quartz resonator and silicon diaphragm [J]. *Microsystem Technologies*, 2015, 21(3): 631–640.
- [8] Xu Ning, Dai Ming. Design of distributed optical fiber sensor for temperature and pressure measurement[J]. *Chinese Optics*, 2015, 8(4): 629–635. (in Chinese)
- [9] Sun Qizhen, Wang Jingyi, Zhang W, et al. Polymer packaged longitudinal microstructured fiber based distributed pressure sensing system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(8): 0802003. (in Chinese)
- [10] Lv Jiabo, Xu Xiping, Cai Cunliang, et al. Research of pipeline monitoring system based on fiber optic pressure sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(11): 3343–3347. (in Chinese)
- [11] Xu Guoquan, Xiong Daiyu. Applications of fiber Bragg grating sensing technology in engineering[J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(3): 306–317. (in Chinese)
- [12] Yu Qingxu, Jia Chunyan. Diaphragm based miniature fiber optic pressure sensor with F–P cavity[J]. *Optics & Precision Engineering*, 2009, 17(12): 2887–2892. (in Chinese)
- [13] Murphy K A, Gunther M F, Vengsarkar A M, et al. Fabry – Perot fiber–optic sensors in full–scale fatigue testing on an F–15 aircraft[J]. *Applied Optics*, 1992, 31(4): 431–433.
- [14] Gander M J, MacPherson W N, Barton J S, et al. Embedded micromachined fiber–optic Fabry–Perot pressure sensors in aerodynamics applications [J]. *IEEE Sensors Journal*, 2003, 3(1): 102–107.
- [15] Castracane J, Clow L P, Seidler G. Optical multichannel transducer array for wind tunnel applications [J]. *Optical Engineering*, 1996, 35(9): 2627–2633.
- [16] Deng Gang. The application of Fiber Bragg Grating in the detection of wing pressure [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)