

面向硅压阻式压力传感器温度补偿的组合方法

潘慕绚¹, 刘杨琳¹, 李 瑜²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空发动机集团有限公司 控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 提出一种面向硅压阻式压力传感器温度补偿的组合方法,采用拟合法建立不同温度下压力传感器变换函数,采用基于变换函数系数的线性插值法获得温度补偿后传感器变换函数,设计了压力传感器信号处理模块,开展了基于组合补偿方法的压力信号补偿过程仿真,结果表明经温度补偿后,压力测量精度在0.1%以内,温度补偿过程耗时约10 μ s,补偿算法占用片上资源少,能够满足压气机出口压力测量要求。

关 键 词: 航空发动机压气机; 硅压阻式压力传感器; 温度补偿; 拟合法; 线性插值法

中图分类号: V239

文献标志码: A

A combined temperature-compensation approach to silicon piezoresistance pressure sensor

PAN Muxuan¹, LIU Yanglin¹, LI Yu²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aero Engine Control System Institute,

Aero Engine Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: A combined temperature-compensation approach to silicon piezoresistance pressure sensors was proposed. The fitting method was adopted to identify the transformation function of pressure sensors at different temperatures. The linear interpolation was employed to achieve the temperature-compensated coefficients of transformation functions. The pressure sensor signal processing module was designed. The simulations on the pressure signal processing with combined temperature-compensation were conducted. The simulation results showed that the pressure measurement accuracy was less than 0.1%, the temperature measurement time was around 10 μ s, and the few on-chip resources were consumed. The temperature-compensation approach could meet the measurement requirements of compressor outlet pressure.

Key words: aeroengine compressor; silicon piezoresistance pressure sensor; temperature-compensation; fitting; linear interpolation

收稿日期:2020-09-18

基金项目:国防基础加强计划技术领域基金(2020-JCJQ-JJ-382);中国航空发动机产学研合作项目(HFZL2019CX009)

作者简介:潘慕绚(1977—),女,副教授,博士,主要从事航空发动机智能感知与控制。E-mail:muxuan.pan@nuaa.edu.cn

引用格式:潘慕绚,刘杨琳,李瑜.面向硅压阻式压力传感器温度补偿的组合方法[J].航空动力学报,2021,36(6):1188-1196. PAN Muxuan, LIU Yanglin, LI Yu. A combined temperature-compensation approach to silicon piezoresistance pressure sensor [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(6): 1188-1196.

航空发动机压气机出口压力是表征其安全可靠工作的重要物理量,是发动机控制^[1]、喘振保护控制^[2-3]、健康管理系统^[4]不可或缺的参数。航空发动机压气机出口工作环境温度高^[5],需要检测的压力范围宽,现有的硅压阻式压力传感器极易受温度影响不能满足航空发动机压力测量高精度的需求^[6]。

为了改善压力传感器的温度特性,研究人员通过改变压力传感器的感压机理消除或减小温度的影响^[7-9]。航空发动机中因电磁干扰强,对介质兼容性和可靠性要求高,近年来多采用 MEMS (micro-electro-mechanical system) 硅压阻式压力传感器测量压气机出口压力。MEMS 硅压阻式压力传感器一方面具有介质兼容性好、耐高温、线性度好和可靠性高等优点^[10-11];另一方面由于硅的半导体特性而易受温度影响。因此,基于硅压阻的压力测量方案中,温度补偿方法研究一直是学术界和工程界的热点。

硅压阻式压力传感器的温度补偿分为硬件补偿和软件补偿^[12-14]。硬件补偿通过在测量电桥中串/并联热敏电阻,基于此调节桥臂电阻值,实现温度补偿^[15]。硬件补偿方法需要人工筛选补偿电阻,调试困难且较难达到很高精度^[16]。软件补偿中通过分析压力与温度关系,研究压力信号的温度补偿算法及其支持硬件的设计。软件补偿方法具有灵活性强、维护方便、易于保证较高精度的特点^[17]。

文献[18]设计了最小二乘法 and 抛物线插值法相结合的补偿算法,补偿后的传感器在 $-20\sim 140\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温度范围内达到 $0.1\%\text{FS}$ (full scall) 的高精度。该算法计算量较大,如何保证算法实时性是一个挑战。文献[19-21]采用多项式算法补偿温度造成的零点误差和灵敏度误差,但该算法实现高精度补偿需为多项式的高次项系数提供高的定点数位宽,使得运算资源消耗过大。文献[22]提出一种基于压力信号解算的温度补偿方法,该方法精度较高,但该解算方法只针对已知传感器特征系数的压力信号,算法通用性受到限制。文献[23-25]提出一种二维线性插值的压力信号温度补偿方法,能够达到较高补偿精度,但需要大量测量数据,这增加了算法的计算时间和存储空间。

各类补偿算法对压力传感器信号处理硬件设计提出更高要求,如器件的耐温、精度、速度等要求。实现温度补偿算法的中央处理器 (center processing unit, CPU) 可采用 ARM (advanced

RISC machines)^[18-19]、DSP (digital singnal processor)^[20-23]、FPGA (field programmable gate array)^[24] 等系统级可编程芯片。ARM 处理器片上资源丰富,适用于各种控制应用。DSP 处理器具有强大的数据处理能力和较高的运行速度,适用于具有大量计算的应用。FPGA 片上资源丰富,设计灵活,能保证数据传输的实时性,面向压力信号的温度补偿算法,其既具有良好的计算能力,又便于算法的维护与更新。

本文针对航空发动机压气机出口压力测量的高精度需求和 MEMS 硅压阻式压力传感器易受温度影响的矛盾,提出了一种压力信号组合补偿方法。采用拟合法建立不同温度下压力传感器变换函数,采用基于变换函数系数的线性插值法获得温度补偿后传感器变换函数。设计了支持该补偿算法的压力信号处理模块,开展了压力信号调理及补偿算法仿真,并与基于测量数据的二维线性插值方法进行了对比分析。仿真结果表明本文方法补偿精度高、计算速度快和所需存储空间少。

1 MEMS 硅压阻式压力敏感芯体及其工作原理

MEMS 硅压阻式压力敏感芯体(下文简称为压力敏感芯体)(图 1)利用半导体材料的压阻效应感受压力,其感压膜片上 4 个硅电阻 R_1 、 R_2 、 R_3 、 R_4 构成图 2 所示的惠斯通电桥。通过 4 个电

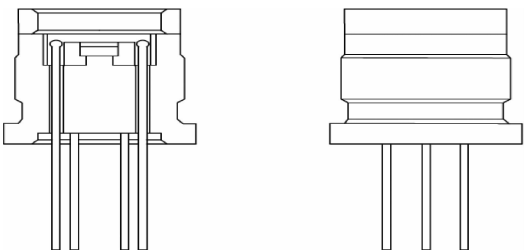


图 1 压力敏感芯体原理图

Fig. 1 Schematic of pressure sensitive core

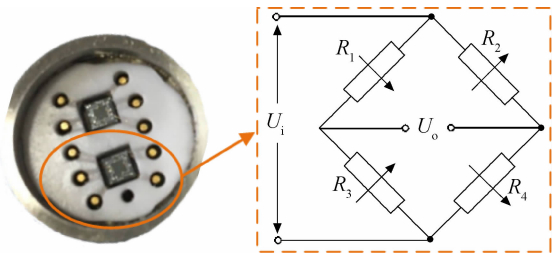


图 2 惠斯通电桥

Fig. 2 Wheatstone bridge

阻在感压膜片上位置和方向的不同,使得感压时相邻桥臂上电阻值变化相反,相对桥臂上电阻值变化相同^[26]。不考虑温度影响,只存在大气压时, $R_1 \sim R_4$ 阻值为 R ;存在其他外界压力时, R_1 、 R_4 阻值为 $R + \Delta R$, R_2 、 R_3 阻值为 $R - \Delta R$ 。若电桥的激励电压为 U_i ,此时电桥输出电压 U_o 为

$$U_o = -\frac{\Delta R}{R}U_i$$

(1)

式中 $\Delta R/R$ 为压力传感器的灵敏度,对于半导体材料来说,它与应变 ϵ 、弹性模量 E 的关系可以表示为^[27]

$$\frac{\Delta R}{R} = \pi E \epsilon$$

(2)

由胡克定律可知,应力 σ 与应变 ϵ 呈线性关系,联立式(1)与式(2)可知当弹性模量 E 不变时,电桥输出电压 U_o 与应力 σ 的关系可以表示为

$$U_o = K\sigma$$

(3)

式中 K 为常数 π 、激励电压 U_i 和弹性模量 E 的乘积,而目前关于硅的弹性模量 E 的温度特性还未有统一、系统的认知^[28]。

就压力敏感芯体的温度特性及压阻特性而言,理想情况下,温度、压力不变时,硅压阻压力敏感芯体的灵敏度通常为一常数。由于制造公差的影响,当温度改变时,硅压阻的温度系数和压阻系数随温度变化而变化^[29],灵敏度也随之改变。图 2 中测量电桥发生零点温漂和灵敏度温漂降低了压力传感器的测量精度。本文将综合考虑温度变化引起的传感器精度损失,开展压力信号的温度补偿方法研究。

2 面向温度影响的压力信号组合

补偿方法

2.1 拟合法建立压力敏感芯体变换函数

本文研究中首先针对 MEMS 硅压阻式压力敏感芯体特性进行输入-输出特性实验并开展性能分析,为补偿方法设计及其校验提供性能依据和测量数据。

选取图3所示的两只压力敏感芯体,在实验

室环境下(图 4),分别在温度 $\theta = -40, -35, -25, -5, 20, 25, 45, 70, 100, 125\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下对芯体 A、芯体 B 依次施加压力 $p = 5, 500, 1\,000, 1\,500, 2\,000, 2\,200\text{ kPa}$ 的压力,循环 3 次,取每个温度和压力下的 6 次芯体电压测量数据的平均数作为该温度下压力敏感芯体输出值。

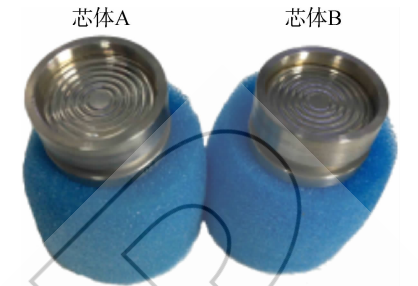


图 3 压力敏感芯体实物图

Fig. 3 Photos of pressure sensitive core

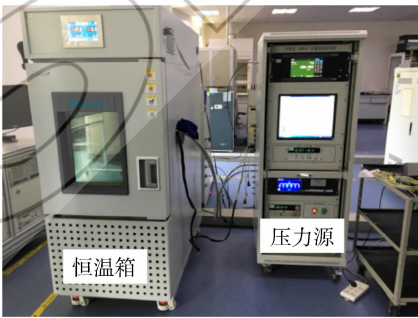


图 4 压力敏感芯体测试实验设备

Fig. 4 Equipment for pressure sensitive core test

以 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 环境温度为例,不同压力下两压力敏感芯体的测量数据如表 1 和图 5 中散点所示。图 5 中的测量数据验证了式(3)中输出电压 U_o 与应力 σ 呈良好的一阶线性关系,因此令压力敏感芯体的变换函数为

$$U(p) = kp + b$$

(4)

其中 p 为压力敏感芯体感受的施加压力; $U(p)$ 为压力敏感芯体感压时输出的电压; k 是变换函数斜率,也是其灵敏度; b 是偏移量,也是传感器零点输出。针对表 1 中数据,采用最小二乘法辨识两只

表 1 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时压力敏感芯体的 6 次总行程输出平均值

Table 1 Average value of 6 times total stroke output of the sensitive core at $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$

芯体	输出电压/kV					
	$p=5\text{ kPa}$	$p=500\text{ kPa}$	$p=1\,000\text{ kPa}$	$p=1\,500\text{ kPa}$	$p=2\,000\text{ kPa}$	$p=2\,200\text{ kPa}$
A1	3.092	38.733	74.832	111.017	147.281	161.804
A2	11.748	46.441	81.583	116.814	152.126	166.267

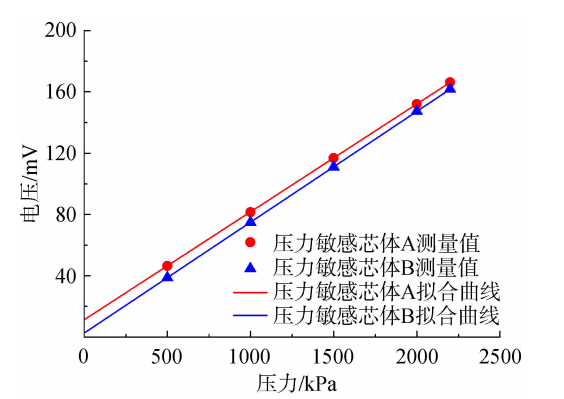


图 5 压力敏感芯体 A 与 B 的输入-输出实验数据与拟合结果

Fig. 5 Input-output measurements and fitting results of pressure sensitive core A and B

压力敏感芯体的输出特性,其中 $k_A=0.072\ 32$, $k_B=0.070\ 41$, $b_A=2.617$, $b_B=11.280$,拟合结果如图 5 中直线所示。

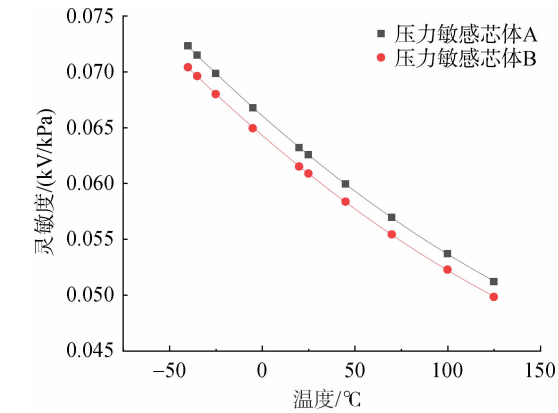
同样地,其他温度下的实验数据表明压力敏感芯体输入输出特性也呈现良好的线性,因此采用与 $-40\ ^\circ\text{C}$ 数据相同的拟合方法,获得不同温度下变换函数(式(4))的参数,如表 2 所示。进一步采用最小二乘法拟合得到参数 k 和 b 随温度的变换,其结果如图 6 所示。

表 2 压力敏感芯体 A 和 B 在不同温度下的参数值
Table 2 Parameters of pressure sensitive core A and B at different temperatures

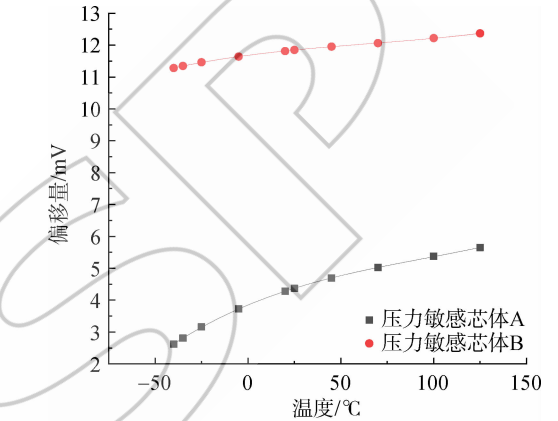
温度/ $^\circ\text{C}$	k_A	k_B	b_A	b_B
-40	0.072 32	0.070 41	2.617 18	11.280 47
-35	0.071 5	0.069 62	2.806 98	11.346 95
-25	0.069 85	0.068	3.157 77	11.461 75
-5	0.066 78	0.064 95	3.729 93	11.641 83
20	0.063 21	0.061 52	4.276 5	11.813 6
25	0.062 57	0.060 9	4.366 56	11.847 93
45	0.059 98	0.058 38	4.692 98	11.954 45
70	0.056 97	0.055 45	5.024 05	12.064 56
100	0.053 74	0.052 3	5.375 32	12.220 18
125	0.051 24	0.049 86	5.651 25	12.368 15

由图 6 可知,随着温度的升高,偏移量 b 逐渐增加,灵敏度 k 逐渐减小。这说明压力敏感芯体因温度增加产生的灵敏度漂移加剧,而满量程输出减小,压力敏感芯体的性能变差。

进一步,分别对比图 6 中两个压力敏感芯体



(a) 灵敏度随温度的变化



(b) 偏移量随温度的变化

图 6 压力敏感芯体变换函数参数随温度的变化情况
Fig. 6 Change of pressure sensitive core transformation function parameters with temperature

的 k 、 b 曲线,由于结构和基于压阻效应的测量原理相同,因此不同压力敏感芯体的变换函数参数随温度变换趋势一致。但由于硅压阻制造中的差异,使得相同工况下压力敏感芯体变换函数参数呈现出个体差异,且参数 b 的个体差异较 k 的更为显著。

2.2 插值法辨识含温度补偿的变换函数系数

考虑温度对压力敏感芯体性能的影响,式(4)进一步写为

$$U(p,\theta) = k(\theta)p + b(\theta) \tag{5}$$

采用插值法辨识含温度补偿的变换函数系数基本思想(图 7)是根据当前工况温度,采用线性插值计算,插值次数 n 取决于 AD(analog to digital)转换的位数,最后由式(3)计算得到温度补偿后的压力芯体的电压输出值。

将文中第 2.1 节拟合得到的温度 θ 及其对应的 k 、 b 存于图 7 中 $n \times 3$ 的参数矩阵中。设当前温度为 θ_i ,插值次数为 N 。插值法辨识含温度补偿的变换函数系数的步骤如下,流程如图 8 所示。

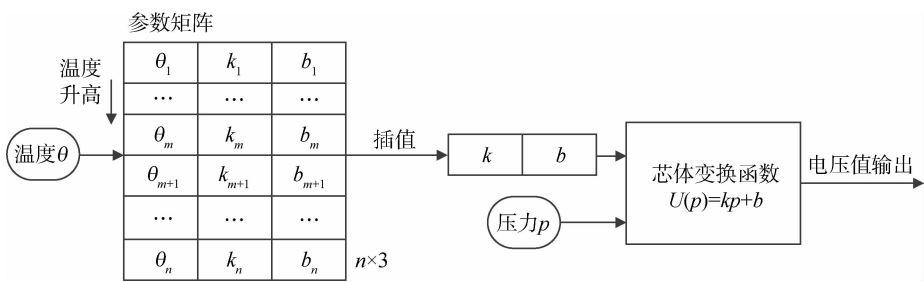


图 7 系数插值算法示意图

Fig. 7 Scheme of coefficient interpolation algorithm

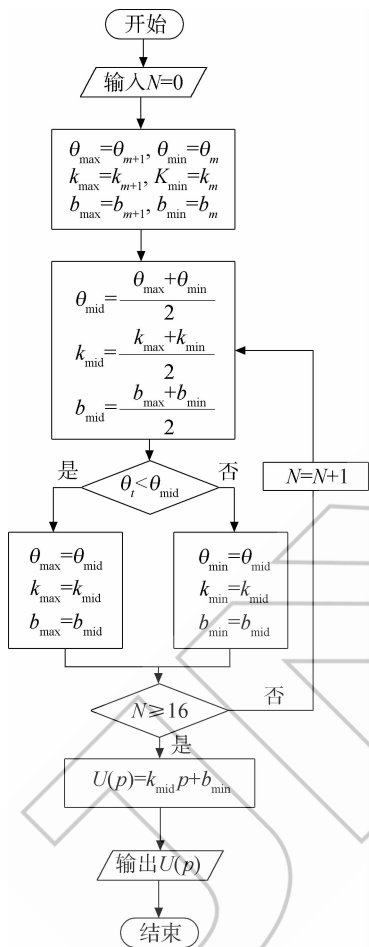


图 8 系数插值流程图

Fig. 8 Process of coefficient interpolation

步骤 1 令 $\theta_{\max}=\theta_{m+1}, \theta_{\min}=\theta_m, k_{\max}=k_{m+1}, k_{\min}=k_m, b_{\max}=b_{m+1}, b_{\min}=b_m$ 。

步骤 2 计算

$$\theta_{\text{mid}} = \frac{\theta_{\max} + \theta_{\min}}{2} \tag{6}$$

$$k_{\text{mid}} = \frac{k_{\max} + k_{\min}}{2} \tag{7}$$

$$b_{\text{mid}} = \frac{b_{\max} + b_{\min}}{2} \tag{8}$$

步骤 3 比较 θ_i 与 θ_{mid} 的大小;若 $\theta_i < \theta_{\text{mid}}$, 表示 θ_i 在 $\theta_{\min}$ 与 θ_{mid} 之间, 则令 $\theta_{\max}=\theta_{\text{mid}}, k_{\max}=k_{\text{mid}}$,

$b_{\max}=b_{\text{mid}}$;反之令 $\theta_{\min}=\theta_{\text{mid}}, k_{\min}=k_{\text{mid}}, b_{\min}=b_{\text{mid}}$ 。

步骤 4 若 $N < 16$, 则跳转至步骤 2。若 $N \geq 16$, 插值结束, 并计算

$$U(p) = k_{\text{mid}}p + b_{\text{mid}} \tag{9}$$

3 硬件架构设计

针对文中第 2 节中所提出的组合补偿方法和本文所选的 MEMS 硅压阻压力敏感芯体(图 3)输出信号特点, 提出图 9 所示的压力信号处理模块硬件方案^[30]。该方案中滤波放大电路实现压力、温度信号的去噪和放大, 模数转换模块将压力、温度模拟信号转换成数字信号, CPU 完成压力信号的温度补偿组合方法的计算;数模转换模块将补偿后的数字量形式的电桥电压转换为模拟电压信号。

考虑到航空发动机压气机出口压力测量耐高温与小型化的需求, 模数转换采用模数转换芯片 LTC1865, 通过 SPI(serial peripheral interface)串行接口与 CPU 芯片通信, 考虑到 FPGA 类型的处理器实时性更高, CPU 芯片选取市面上体积最小且耐温级别为汽车级温度的 FPGA 产品, 最小封装的 Intel 公司 MAX10 芯片, 数模转换芯片采用数模转换芯片 AD5641。MAX10 芯片提供频率高达 116 MHz 的内置内部振荡器, 可以保证计算时间, 且内置 18×18 乘法器资源, 具有小型查找表来实现组合逻辑, 基于系数插值法的温度

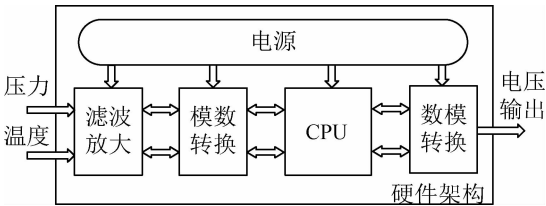


图 9 压力信号处理模块硬件架构方案

Fig. 9 Hardware scheme for pressure signal processing module

补偿过程占用了片上 40% 的逻辑单元,乘法器资源占用了总乘法器资源的 31%。

4 基于压力信号处理模块的温度补偿过程建模与仿真

CPU 芯片中将压力传感器的温度补偿模块划分为顶层模块、复位模块、AD 采集模块、温度补偿模块和 DA (digital to analog) 输出模块,它们之间相互关系如图 10 所示。输入与输出信号与顶层模块相连,顶层模块控制复位、AD 采集、温度补偿和 DA 输出等模块,并且负责各模块间的数据传输。复位模块控制全局复位功能,AD 采集模块控制模数转换芯片 LTC1865,温度补偿模块依据采集到的温度和压力,采用文中第 2.2 节中的组合补偿算法计算补偿后的压力,DA 输出模块控制数模转换芯片 AD5641 输出压力信号。

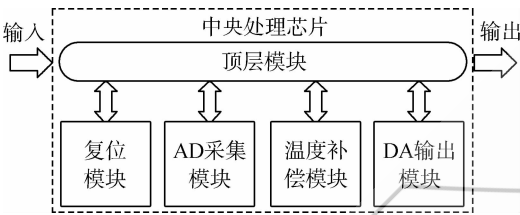


图 10 温度补偿模块构架

Fig. 10 Scheme of temperature-compensation module

以压力敏感芯体 A 为例,选择 Pt100 热电阻测量温度。在 CPU 芯片中对上述模块编程,经编译、综合、布线后生成压力传感器的温度补偿过程的行为级模型,输入信号、输出信号与各个模块之间的真实连接关系如图 11 所示。

针对不同温度点下的数字压力量进行精度校验,行为级仿真的时序结果如图 12,行为级仿真结果表明组合补偿算法计算仿真时间在 $1\mu\text{s}$ 以内,整个温度补偿流程的仿真时间在 $10\mu\text{s}$ 之内,采用组合补偿算法进行温度补偿可以很好地保证

实时性。未来航空发动机分布式控制系统中时间型触发总线中传输一个数据帧需耗时 $40\mu\text{s}$ ^[31],压力传感器温度补偿耗时越短,则未来留给在节点端实现自诊断、多传感器数据融合、发动机健康管理的计算时间越长,以满足航空发动机通信的实时性要求。组合补偿方法后压力传感器精度计算值列于表 3 中,经插值计算补偿后的压力值的精度都在 0.1% 以内,可以达到压气机出口压力测量的高精度要求。

采用文献[24]中的二维插值算法,在 10×10 二维插值表的输入下开展数字补偿过程仿真测试,基于二维插值算法的温度补偿过程占用了 71% 片上的逻辑单元数,二维插值后压力传感器精度对比列于表 3 中。

将二维插值和组合补偿两种方法的最大误差、插值次数、资源消耗列于表 4 中。由表可知采用本文组合补偿法的温度补偿过程所需的寄存器更少,并且更好地利用了片上的乘法器资源。系统时钟每过一周期系统进行一次插值,二维插值法需要 32 次插值,系数插值法只需要 16 次插值,时间大大缩短。另外,二维插值算法在输入插值表时存在寄存器溢出、对 16 位数插值计算精度不高的情况,而基于变换函数系数的插值算法由于预先将浮点数偏移量 b 、灵敏度 k 存入寄存器中,不存在寄存器溢出的情况,且进行的是浮点数运算,同样是 10 个温度的校准输入,系数插值算法保证了较高的精度和计算可靠性。在 CPU 计算资源有限情况下,温度补偿过程占用芯片的片上资源越少,给后期算法维护和升级留下的空间就越多。

将组合补偿算法与目前在航空发动机温度补偿中应用较广的多项式算法相比,在补偿精度相差不大的情况下,文献[21]中的多项式算法中多项式系数最大值为 8 069,系数最小值为 0.000 000 04,两者相差 12 个数量级。而本文采用的组合补偿

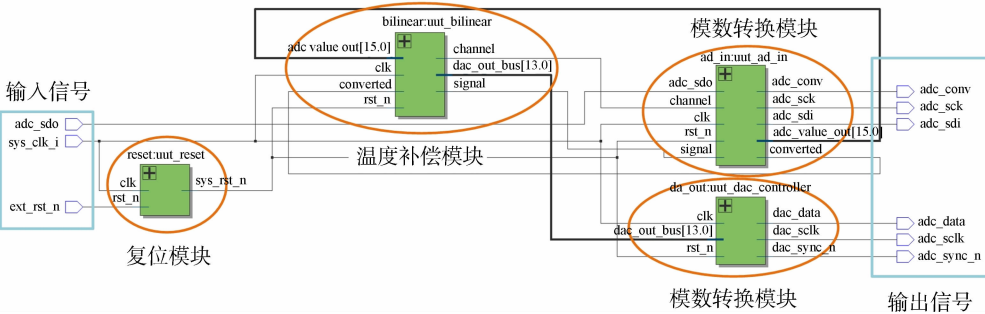


图 11 温度补偿过程的行为级模型

Fig. 11 Behavioral model of temperature-compensation process

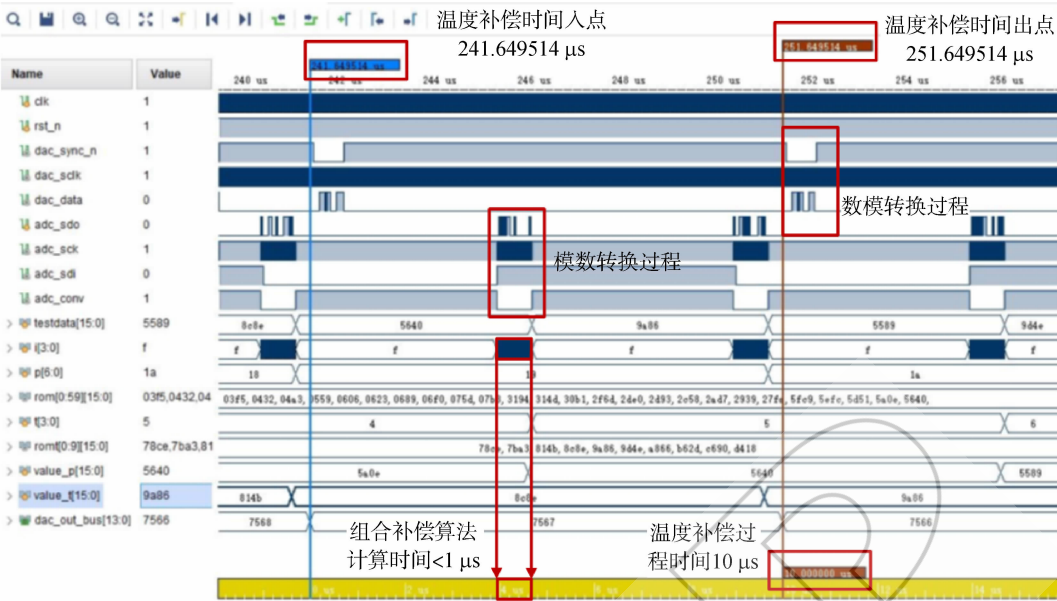


图 12 基于组合温度补偿算法过程的行为级仿真截图

Fig. 12 Screen shot of behavioral simulation of combined temperature-compensation algorithm

表 3 两种补偿方法后的压力信号测量精度

Table 3 Pressure measurement accuracy of two compensation methods

工作温度/℃	组合补偿后精度/%	二维插值后精度 ^[24] /%
-40	0.065	6.317
-35	0.072	3.645
-25	0.072	2.567
-5	0.079	1.812
20	0.086	7.082
25	0.079	4.394
45	0.086	2.277
70	0.079	4.101
100	0.079	4.803
125	0.086	4.052

表 4 两种补偿方法性能对比

Table 4 Performance comparison of two compensation methods

方法	最大误差/%	插值次数	资源消耗/%
组合补偿方法	0.086	16	40
二维插值方法 ^[24]	6.371	32	71

算法中计算项系数最大值为 12.368 15,最小值为 0.049 86,两者相差 4 个数量级,编程时用同一位宽的定点数表示所有系数值,多项式算法系数需

精确到小数点后第 8 位,而本文的组合补偿算法只需精确到小数点后第 5 位,组合补偿算法所用的定点数位数更少,从而计算时消耗的资源更少。

5 结 论

本文从航空发动机压气机出口压力测量需求出发,通过对硅压阻式压力敏感芯体的输入-输出特性探究,提出了一种组合补偿方法,设计了支撑补偿算法的相关硬件电路,经建模仿真验证,验证点精度在 0.1%以内。在校准温度点相同的情况下,与二维插值算法、多项式算法相比,组合补偿算法在 CPU 芯片中的资源占用量更少,温度补偿后更易达到较高的精度,时间也更短,可靠性高。因此,可进一步开展基于组合补偿算法的压力传感器智能单元研制与实验验证。

参考文献:

[1] 许秀玲,郭迎清,王镛根,等.某型涡扇发动机控制系统传感器故障诊断研究[J].航空动力学报,2004,19(1):164-168.
XU Xiuling, GUO Yingqing, WANG Yonggen, et al. Sensor failure diagnosis for turbofan engine control system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 164-168. (in Chinese)
[2] WERNER M, BAAR R, HAIUSKA P, et al. Bidirectional flow measurement based on the differential pressure method for surge analysis on a small centrifugal compressor[J]. Mechanical Engineering Science, 2018, 232(24): 4450-4460.
[3] 秦海波,孙健国.某型发动机防喘/消喘控制系统分析研究[J].航空动力学报,2006,21(1):201-206.

- QIN Haibo, SUN Jianguo. Investigation on aircraft engine anti-surge/surge eliminating control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 201-206. (in Chinese)
- [4] 姜彩虹, 孙志岩, 王曦. 航空发动机预测健康管理系统设计的关键技术[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2589-2594. JIANG Caihong, SUN Zhiyan, WANG Xi. Critical technologies for aero-engine prognostics and health management systems development[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2589-2594. (in Chinese)
- [5] 潘慕绚, 黄金泉, 郭伟, 等. 脉冲爆震发动机高温压力测量方法[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 355-359. PAN Muxuan, HUANG Jinquan, GUO Wei, et al. Pressure measurement method under high temperature for pulse detonation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3): 355-359. (in Chinese)
- [6] 李清成. 航空发动机压力传感器失效模式分析[D]. 天津: 中国民航大学, 2018. LI Qingcheng. Failure mode analysis of aero engine pressure sensor[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018. (in Chinese)
- [7] CHATTONPADHYAY S, SARKAR J, BERA S C. Design and development of a reluctance type pressure transmitter[J]. Measurement, 2012, 46(1): 491-496.
- [8] RAJITA G, BANERJEE D, MANDAL N, et al. Design and analysis of hall effect probe-based pressure transmitter using bellows as sensor[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2015, 64(9): 2548-2556.
- [9] ZHOU Hongliang, ZHOU Hanhua, ZHANG Hongjian, et al. Pressure measurement based on multi-waves fusion algorithm[J]. IET Science, Measurement and Technology, 2017, 11(3): 354-362.
- [10] SAN Haisheng, ZHANG Hong, ZHANG Qiang, et al. Silicon-glass-based single piezoresistive pressure sensors for harsh environment applications[J]. Journal of Micromechanics and Microengineering, 2013, 23(7): 75020-75027.
- [11] 李丹丹, 梁庭, 李赛男, 等. 基于 MEMS 工艺的 SOI 高温压力传感器设计[J]. 传感技术学报, 2015, 28(9): 1315-1320. LI Dandan, LIANG Ting, LI Sainan, et al. Design of SOI high temperature pressure sensor based on MEMS process[J]. Journal of Transducer Technology, 2015, 28(9): 1315-1320. (in Chinese)
- [12] 杨松, 李开林, 胡国清, 等. 基于 FOA 优化 SOM-RBF 的压力传感器温度补偿研究[J]. 仪表技术与传感器, 2018(2): 20-23. YANG Song, LI Kailin, HU Guoqing, et al. Temperature compensation research of pressure sensor based on FOA improved SOM-RBF[J]. Instrument Technique and Sensor, 2018(2): 20-23. (in Chinese)
- [13] 党瑞荣, 张宏伟, 宋楠, 等. 高温高压井下压力传感器的补偿与校正[J]. 仪器仪表学报, 2016, 37(4): 737-743. DANG Ruihong, ZHANG Hongwei, SONG Nan, et al. Compensation and calibration of the high temperature and pressure downhole pressure sensor[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(4): 737-743. (in Chinese)
- [14] 李青侠, 卢亮军, 冷毅. 基于虚拟仪器的压力传感器自动补偿校正系统[J]. 仪器技术与传感器, 2006, 10(10): 21-23. LI Qingxia, LU Liangjun, LENG Yi. Automatic compensation and calibration system for pressure sensor based on virtual instrument technology[J]. Instrument Technique and Sensor, 2006, 10(10): 21-23. (in Chinese)
- [15] 王鑫. 硅压阻式压力传感器的硬件温度补偿方法概述[J]. 科学与信息化, 2019(19): 83. WANG Xin. Overview of hardware temperature compensation methods for silicon piezoresistive pressure sensors[J]. Science and Information Technology, 2019(19): 83. (in Chinese)
- [16] 袁智荣, 王文襄. 硅压阻式压力传感器的一种温度补偿方法及其应用[J]. 传感器技术, 1998, 17(3): 3-5. YUAN Zhirong, WANG Wenxiang. A temperature compensation method of silicon piezoresistive pressure sensor and its application[J]. Sensor Technology, 1998, 17(3): 3-5. (in Chinese)
- [17] 刘鹏. 压阻式压力传感器温度补偿方法实现的研究[D]. 天津: 天津大学, 2010. LIU Peng. Research on the realization of temperature compensation method for piezoresistive pressure sensor[D]. Tianjin: Tianjin University, 2010. (in Chinese)
- [18] GUO Zhanshe, LU Chao, WANG Yanshan, et al. Design and experimental research of a temperature compensation system for silicon-on-sapphire pressure sensors[J]. IEEE Sensors Journal, 2016, 17(3): 709-715.
- [19] 黄奇峰. MEMS 压力传感器芯片的数字信号调理与设计实现[D]. 北京: 北京工业大学, 2019. HUANG Qifeng. Digital signal conditioning and design implementation of MEMS pressure sensor chip[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2019. (in Chinese)
- [20] GONZALEZ A H, BELTRAN J R, CERON J T, et al. New architecture for intelligent pressure sensors with analog and digital outputs[J]. IEEE Latin America Transactions, 2014, 12(2): 116-121.
- [21] 陈红涛, 薛子刚, 靳宏伟, 等. BME680 压力传感器非线性补偿和温度补偿方法及实现[J]. 海军航空工程学院学报, 2020, 35(2): 200-204, 222. CHEN Hongtao, XUE Zigang, JIN Hongwei, et al. Nonlinear compensation and temperature compensation method and realization of BME680 pressure sensor[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2020, 35(2): 200-204, 222. (in Chinese)
- [22] 欧阳承曦. 硅压阻式压力传感器高精度温度补偿技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2015. OUYANG Chengxi. Precision temperature compensation technology research of silicon piezoresistive pressure sensor[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2015. (in Chinese)
- [23] 赵泽平, 彭靖波, 徐若澍. 基于 CAN 总线的航空发动机智能压力传感器设计[J]. 仪表技术与传感器, 2019(10): 17-20.

ZHAO Zeping,PENG Jingbo,XU Ruosong. Design of aer-
o-engine intelligent pressure sensor based on CAN bus[J].
Instrument Technology and Sensor,2019(10):17-20. (in
Chinese)

[24] 蒋文亮,刘晨,侯学彦,等. 一种应用于航空发动机的智能
压力传感器系统[C]//2016 航空试验测试技术学术交
流会论文集. 北京:中国航空学会,2016:436-440.

[25] 张超,王湛,周嗣京,等. 压力敏感涂料的标定及在气膜冷
却效率测量中的应用[J]. 航空动力学报,2011,26(12):
2691-2697.

ZHANG Chao,WANG Zhan,ZHOU Sijing,et al. Calibra-
tion of pressure-sensitive paint and application to the
measurement of film cooling effectiveness[J]. Journal of
Aerospace Power,2011,26(12):2691-2697. (in Chinese)

[26] SINGH R,NGO L L,SENG H S,MOKF N C. A silicon
piezoresistive pressure sensor[C]//Proceedings of First IEEE
International Workshop on Electronic Design,Test and Ap-
plications 2002. Christchurch, New Zealand: IEEE,2002:
181-184.

[27] 孙健国. 现代航空动力装置控制[M]. 北京:航空工业出版
社,2009.

[28] 姚邵康,徐德辉,蒋万里,等. 单晶硅杨氏模量的温度特性
[C] // 第十八届全国半导体集成电路、硅材料学术会议论
文集. 西安:中国电子学会半导体与集成技术分会、中国电
子学会电子材料学分会,2014:164-169.

[29] 樊尚春,彭春荣. 硅压阻式传感器的温度特性及其补偿
[J]. 微纳电子技术,2003,40(7):484-488.

FAN Shangchun,PENG Chunrong. Temperature charac-
teristics and compensation of silicon piezoresistive sensors
[J]. Micro-Nanoelectronic Technology,2003,40(7):484-
488. (in Chinese)

[30] 梅满. 航空发动机分布式通信网络优化及应用研究[D]. 南
京:南京航空航天大学,2019.

MEI Man. Research on optimization and application of
aeroengine distributed communication network[D]. Nan-
jing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
2019. (in Chinese)

[31] 陈建. 基于 FPGA 的 TTP/C 总线控制器设计及验证[D].
南京:南京航空航天大学,2012.

CHEN Jian. Design and verification of FPGA-based TTP/
C bus controller[D]. Nanjing:Nanjing University of Aero-
nautics and Astronautics,2012. (in Chinese)

(编辑:叶 青、陈 越)