

基于无线传输的机轮胎压测试系统的设计

朱洪翔, 董青, 闫利军

(中国飞行试验研究院 测试所, 西安 710089)

摘要: 基于无线传输的机轮胎压测试系统针对机轮胎压的测试需求进行分析研究, 通过对比传统机轮胎压测试技术, 提出了一种基于无线传输的机轮胎压测试方法, 对其中的系统功能设计、胎压采集原理、数据收发无线通信技术、供电设计等关键技术进行了深入的探讨和研究, 为机轮胎压的采集和实时监控提供了技术方法和支撑, 完成系统设计后, 通过实验室实验验证, 基于无线传输的机轮胎压测试系统可实现 0~4 MPa 的压力测试, 通过对比实验与传统的有线压力测试延迟约 200 ms, 试验结果满足飞行试验的测试需求, 未来可以应用在飞行试验中满足飞机性能试飞和安全监控的需要。

关键词: 机轮胎压测试; 无线通信; 硅压阻; 飞行试验

Design of Tire Pressure Test System Based on Wireless Transmission

Zhu Hongxiang, Dong Qing, Yan Lijun

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: The tire pressure test system based on wireless transmission analyzes the test requirements of the tire pressure of the machine. By comparing the traditional tire pressure test technology, a tire pressure test method based on wireless transmission is proposed. In this paper, the key technologies such as system function design, tire pressure collection principle, data transceiver wireless communication technology and power supply design are deeply discussed and studied, which provides technical methods and support for the collection and real-time monitoring of tire pressure. After the system design is completed, it is verified by laboratory experiments that the tire pressure test system based on wireless transmission can realize the pressure test of 0-4Mpa, and the delay between the comparison experiment and the traditional wired pressure test is about 200ms, the test results meet the test requirements of flight test, and can be applied in the flight test to meet the needs of aircraft performance test flight and safety monitoring.

Keywords: machine tire pressure test; wireless communication; silicon piezoresistive; flight test

0 引言

在飞行试验中, 许多试验机本身没有胎压传感器, 测试系统无法从机上系统得到这两个参数的数据, 导致无法直接测取飞机胎压数据。

目前机轮胎压数据的测取主要分为间接法和直接测试法, 而间接法由于测量精度低、误差大, 且实时性差等原因, 不能应用于飞行试验; 直接测试法目前应用最广的主要是基于旋转变压器的非接触电能传输测试技术, 已经在许多型号飞机中得到应用^[1-4]。但大部分飞机机轮内部已无安装空间, 无法实施而且维护不方便、损耗较高, 因此针对空间有限环境下的飞机机轮胎压的测试需要针对性开展研究。

针对飞行试验领域飞机机轮胎压的测试需求进行分析研究, 首先对比分析传统机轮胎压测试技术, 提出了一种基于无线传输的机轮胎压测试方法, 对其系统功能设计、胎压采集原理、数据收发无线通信技术、供电设计等关键技术进行了深入的探讨和研究, 为机轮胎压的采集和实时监控提供了技术方法和支撑。

1 系统结构及原理

传统的非接触电能传输胎压测试系统是基于旋转变压器来进行设计, 主要由起落架内的控制接收模块、旋转变压器、轮胎内的监测模块和压力传感器组成, 系统如图 1 所示。

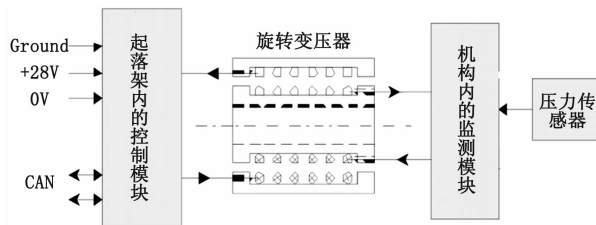


图 1 基于旋转变压器的非接触传输胎压测试原理

该系统主要为无法采用直接供电的飞机胎压测试系统设计了一种能量传输系统, 使其在高速旋转状态下能够完成电能的非接触传输。旋转变压器非接触电能传输系统如图 2 所示。

在该系统中旋转变压器不仅是非接触能量传输系统的核心部分, 而且也是非接触信号传输中的重要组成部分。

控制模块生成的控制数字信号与监测模块检测出的胎压数字信号为脉冲信号, 可以通过改变数字脉冲信号高频交流脉冲频率的方式来完成对数字信号“0”、“1”的调制。

收稿日期: 2019-08-05; 修回日期: 2019-08-20。

作者简介: 朱洪翔(1989-), 男, 陕西西安人, 硕士, 工程师, 主要从事飞行试验机载测试技术方向的研究。

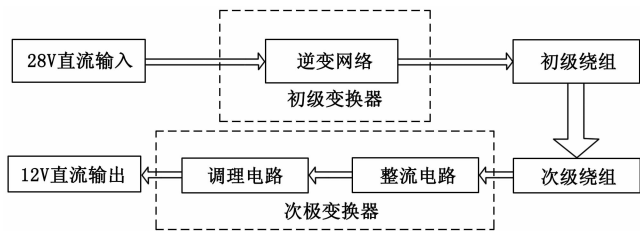


图 2 旋转变压器非接触电能内部设计原理

数字信号与高频交流脉冲关系如图 3 所示。

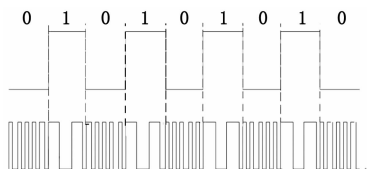


图 3 数字信号与高频交流脉冲关系图

上述机轮胎压测试技术已应用于许多型号任务中,但在部分飞机机轮内部已无安装空间,无法实施而且维护不方便、损耗较高,而基于无线传输的机轮胎压测试系统具有易维护、数据传输穿透能力强、方向要求低、抗干扰能力强、传输速率高等特点,因此为满足任务需求需要设计出一种机轮胎压测试技术。

同时在飞行试验中,胎压数据不仅是飞机飞行安全监控的一项重要内容,而且课题往往关注飞机机轮在起飞和着陆时机轮胎压的变化情况,对分析飞机起降性能起着至关重要的作用,因此,设计出一种适应于飞行试验的机轮胎压测试技术已是迫切需要。

机轮胎压测试系统主要由传感器和信号处理分系统、数据接收分系统和数据采集分系统组成。

传感器和数据发射分系统包括压力传感器组件、数据处理和无线发送等部分,具体包含传感器组件、传感器模拟信号处理、传感器信号 A/D 转换、RF 无线发送和电源管理等部分。传感器组件用于实现胎压和转速的感测测试,将物理信号转换为电信号。传感器模拟信号处理模块实现传感器输出信号的放大、滤波等信号处理功能。传感器信号 A/D 转换模块实现胎压信号的模拟/数字转换,同时实现数据封装、数字信号再处理等功能。RF 无线发送模块(含天线)主要实现数据的无线通信,将已封装完成的数据帧以射频方式发送给数据接收分系统,进行后续的处理。电源管理模块主要实现传感器和数据发射分系统的电源转换,将电池电压转换为内部功能器件的输出电压。数据接收分系统由 RF 接收模块、控制功能模块等组成,作为整个系统的上位机功能。RF 接收模块(含天线)接收传感器发送的数据,控制功能模块实现数据的解码、数据传输等功能。数据采集分系统主要由通用采集器组成,主要完成传感器数据的实时采集。机轮胎压测试系统设计如图 4 所示。

2 传感器和信号处理系统设计

传感器和数据发射系统主要包括压力传感器组件、数

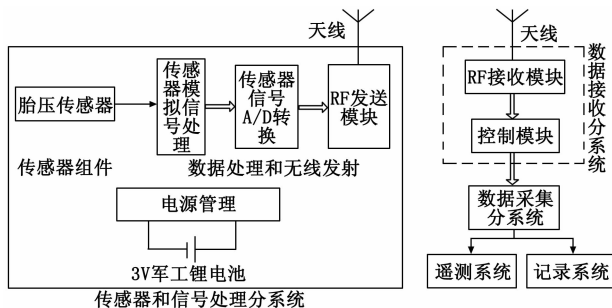


图 4 机轮胎压测试系统设计示意图

据处理等部分,具体包含传感器组件、传感器模拟信号处理、传感器信号 A/D 转换等功能部分,工作流程图如图 5 所示。

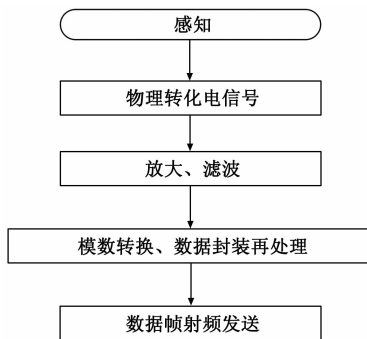


图 5 传感器和数据处理系统工作流程图

2.1 传感器系统设计

传感器作为胎压测试系统的重要组成部分,其自身质量的好坏直接影响到轮胎模块整体的性能。针对飞机机轮的特点其机轮环境指标如下:

- a) 胎压测试范: 0~4 MPa;
- b) 工作温度范围: -55~125℃。

根据飞机机轮环境要求,系统胎压采集选择了硅压阻式压力测量方法。硅压阻式压力传感器是通过单晶硅的压阻效应,把单晶硅受到外界压力转换成电压进行测量,从而实现压力的测量。硅压阻式压力传感器的具有频率响应高、体积小、精度高、灵敏高等特点,同时具有高可靠特性,在强振动、大冲击、腐蚀、强干扰等恶劣环境中正常工作。胎压测试系统如图 6 所示。

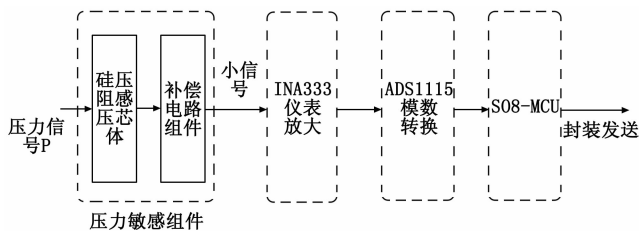


图 6 胎压测试系统示意图

其中压力敏感组件由硅压阻感压芯体和补偿电路组件构成。硅压阻式压力芯体是利用单晶硅的压阻效应,在硅

膜片的特定方向上扩散 4 个等值半导体电阻构成惠斯通电桥，硅压阻压力芯体原理如图 7 所示^[5-7]。

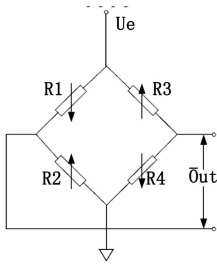


图 7 硅压阻压力芯体内部原理图

其中：

$$V_{out} = \frac{(R_1 \times R_4 - R_2 \times R_3)}{(R_1 + R_2)(R_3 \times R_4)} \times U_e \quad (1)$$

在无加压情况下，芯体内部电桥处于平衡状态，当膜片收到外界压力作用时电桥失去平衡，在对电桥加激励（恒压或恒流），可得到与被测压力成比例的输出电压，从而实现压力的测量。

由于传感器电桥电阻的形成是采用半导体材料的扩散技术，故扩散浓度的离散型以及电阻温度系数的离散性均会引起传感器的零点温度漂移和灵敏度漂移。根据成熟的硅压阻压力传感器设计经验，经温度补偿措施后全温区（-55~175℃）压力芯体测量精度已优于 0.5%，可满足飞行试验使用环境的测量要求。

胎压传感器安装于机轮气嘴侧端，自身独立供电，因此要求传感器具有较长的使用寿命，在电池供电下这就要求胎压传感器要有尽可能低的功耗以保证较长的工作时间。

2.2 压力信号处理

对压力敏感组件输出的 mV 级信号的处理采用 TI 公司的微功耗的轨对轨输出式仪表放大器 INA333 实现，将压力信号放大为适合模数转换器处理的电压信号。

该仪表放大器的性能参数如下：

- a) 供电电压：1.8~5.5 V；
- b) 输入电压范围（3V 供电）：0.1~2.9 V；
- c) 输出电压范围（3V 供电）：0.05~2.95 V；
- d) 静态电压：50 μA；
- e) 工作温度范围：-40~125℃。

该仪表放大器还具有低偏执电压、低输入失调电流、高频滤波输入等特点，广泛应用于桥压放大、压力测量等领域。选用具有内部基准的超小型、低功耗、16 位模数转换器 ADS1115 对 LMT70 输出的信号进行数模转换。ADS1115 具有一个内部可编程增益放大器（PGA），该 PGA 可提供从电源电压到低至 ±256 m 的输入范围，因而使得能够以高分辨率来进行测量。ADS1115 可以配置为 2 个差分输入或 4 个单端输入，内部包含的低漂移电压基准可以节省硬件资源。ADS1115 输出的信号为数字信号，接口方式为 IC，可以与 MCU 进行数据交互，完成信号处理工作。

3 无线发射系统设计

发射模块是轮胎模块的重要组成部分，其自身质量的好坏直接影响到轮胎模块整体性的稳定。同时，发射模块关系到数据的传输以及整个模块的可靠性和准确性。

考虑到胎压监测系统在机轮处安装空间有限，因此设计将无线发射系统集成在传感器模块中，功能组成如图 8 所示。



图 8 无线发射模块功能原理图

发射模块是整合在传感器模块中，无线发射模块基于无线胎压监测的应用需求，针对性地集成了功能丰富的系统模块。内部除了工作在 4 MHz 的内核外，还拥有 6 通道的 10 位 ADC，双通道的低功耗定时器。512bRAM 和 8K 大小的可用 Flash，提供了足够的代码空间，同时还有 64 字节节电源参数寄存器，内部晶振，低频接收器，差分 LF 输入检测/解码器，内置 1 GHz 无线 RF 发射器等外设资源。胎压监测芯片内置射频发射器配置为 315 或 434 MHz 的载波发射频率。无线发送前需要进行数据编码，然后经数据缓冲器发送到数据发送端，进行发送。

无线 RF 数据传输格式为 FSK 格式，RF 工作时钟由外部晶振提供，并由锁相环（PLL）精确控制产生 434 MHz 或 315 MHz 的高频载波来进行射频数据通信。机载环境包含大量复杂的电子设备，在多种电子设备同时工作时会产生大量电磁噪音。RF 模块对电磁噪音非常敏感，为避免电磁噪音的干扰，在靠近电源引脚配置了滤波电容 C11 和 C10 构成本模块的滤波电路。此电路能够很好地抑制噪音，提高整个模块的可靠性。

本系统设定调制频率为 434 MHz，外部晶振频率则应为 32 MHz，电路原理如图 9 所示。NX3225SA 是 26 MHz 的贴片无源晶振。内部的锁相环电路利用此晶振为发射器提供稳定的载波频率和信息传输速率。

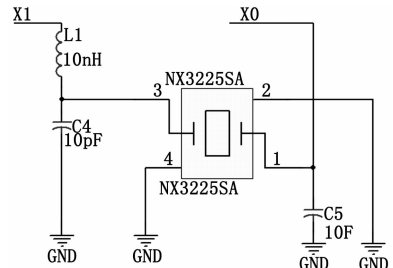


图 9 晶振电路原理图

天线匹配电路中最重要的是天线阻抗匹配, 保证发射模块无线信号以设计的最大功率发射出去, 从而实现良好的通信效果。本方案 L 为需要设计的天线。

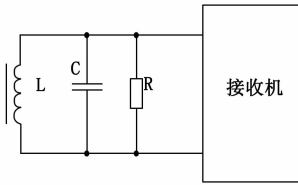


图 10 天线匹配电路原理图

根据阻抗匹配原理及经典 LC 振荡电路公式推导, 可得出具体的天线接收电路参数。其具体推导过程如下:

$$f_0 = \frac{1}{2\pi \sqrt{LC}} \quad (2)$$

$$Q_{\max} = \frac{f_0}{\Delta f_0 + 2Bw} \quad (3)$$

$$R = Q_{\max} 2\pi f_0 L \quad (4)$$

$$\Delta f = \frac{1}{2}(\Delta L + \Delta C) \quad (5)$$

f_0 取 134.2 kHz, C 取 220 pF。 $L = 7$ mH, $Q_L > 50$ 。 $\Delta L, \Delta C$ 取 5% 误差。 $\Delta L = 0.1f_0$

$$Q_{\max} = \frac{134.2k}{13.42 + 2 \times 1.024} = 8.7 \quad (6)$$

$$R = Q_{\max} 2\pi f_0 L = 51.3k \quad (7)$$

最终天线接收电路参数为:

$L = 7$ mH $\pm 5\%$, $Q_L > 50$; $C = 220$ pF $\pm 5\%$; $R = 51.3$ k $\Omega \pm 1\%$

4 数据接收系统设计

数据接收系统主要实现数据格式的转换, 将传感器发送的数据通过 CAN 总线发送给数据采集系统。核心为高集成度、低功耗的收发器, 进行数据的接收、解码、数据上传等。图 11 为数据接收系统内部结构图。

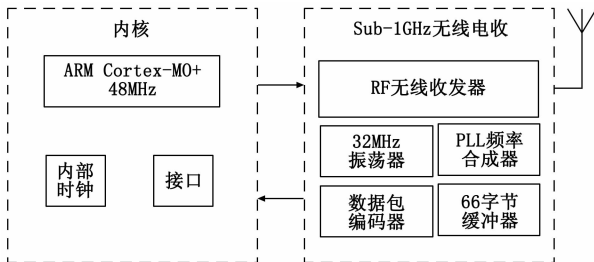


图 11 数据接收系统内核结构图

接收系统工作时需要通过软件来设置与数据发送系统相匹配一致的参数信息, 包括载波频率、频率偏差、比特率、前数据编码等信息。同时能够实现 CAN 总线通讯将数据实时上传。图 12 为数据接收系统 RF 部分接收功能原理图。

为保证系统通信的可靠性, 对数据进行相应编码, 使数据信息以固定的数据帧格式编码传输。

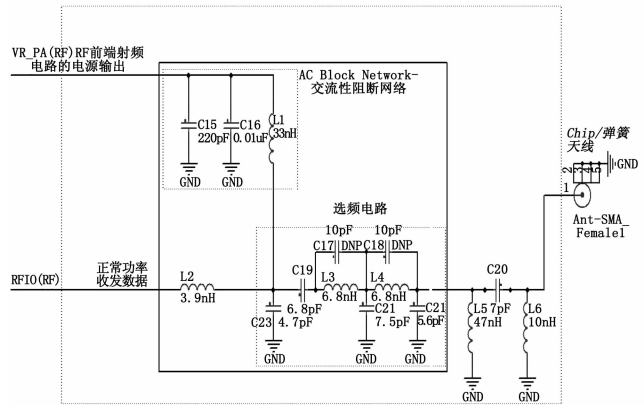


图 12 数据接收系统 RF 接收功能原理图

RF 传输时数据帧的结构设计如图 13 所示, 包含同步字节、字长、地址信息 (胎压 ID)、数据信息 (压力)、2 字节的 CRC 校验和停止位。

Sync Word	Length	Address	Message	CRC	STOP
0 to 8 bytes	byte	byte	Up to 255 bytes	2-bytes	2-bytes

图 13 数据帧的结构设计示意图

- 1) 同步字: 用于确保时钟同步;
- 2) 地址信息: 用于辨别信息来源, 设置轮胎与模块的对应关系;
- 3) 数据位: 包含采集到的轮胎压力等信息;
- 4) 校验位: 利用模块生成的 CRC 校验码, 检验接收数据的正确性;
- 5) 停止位: 用来表示一个数据帧的发送完成。

数据接收系统设置传输数据格式为 FSK 频移键控法^[8] (利用载波的频率变化来传递数字信息, 用 2 个不同的频率代表二进制 0、1, 抗噪声和抗衰减性能好) 数据格式, 载波射频频率设置为 434 MHz (或其它载波频率), 频率偏差 50 Hz, 比特率为 19.2 Kbps, NRZ 不归零码模式, 3 字节的帧头字节, 同步值和校验信息。发送机端设置信息也必须与上述设置信息相匹配。数据接收上传流程图如图 14 所示。

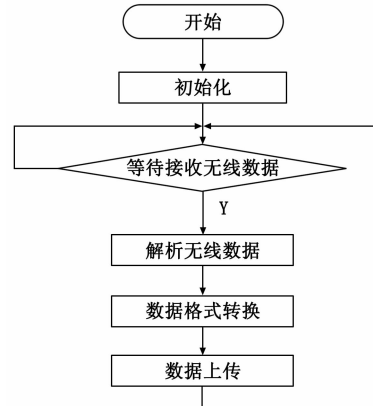


图 14 数据接收及上传流程图示意图

5 试验结果与分析

首先进行系统的准确性检测，在实验室采用外接标准压力源的方式分别对基于无线传输的机轮胎压测试系统，采样率均为 32 Hz，实验结果如表 1 所示。

表 1 实验数测试数据

标定压力 /MPa	测量值 /MPa	绝对误差 /MPa	误差 /%
0.50	0.499	0.001	0.200
1.50	1.496	0.004	0.267
2.50	2.493	0.007	0.280
3.00	2.991	0.009	0.300
3.50	3.338	0.012	0.343
4.00	3.983	0.017	0.425

从表中的绝对误差结果来看，系统测试误差均小于 0.5%，达到了飞行试验机轮胎压测试精度要求。

进行无线测试系统的时延测试，通过瞬间增大压力，在数据采集端分别读取机轮胎压测试系统和传统压力传感器采集到的压力数据进行对比分析，如图 15 所示，对比两者数据，以时间轴为基准，确认压力值突起点的时间差，即作为系统的时延值。通过图中时间轴对比，传统模式测试系统在压力突变响应时刻为 10 : 56 : 44.758，而基于无线传输的机轮胎压测试系统响应时刻为 10 : 56 : 44.978，

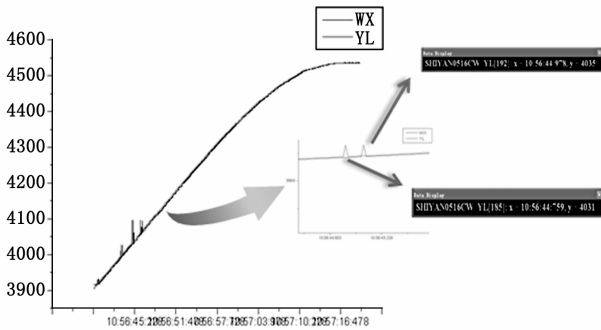


图 15 机轮胎压测试系统时延对比测试

(上接第 9 页)

[6] Osipov V V, Daigle M J, Muratov C B, et al. A dynamical model of rocket propellant loading with liquid hydrogen [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2011, 48 (6): 987 - 998.

[7] LeClair A C, Majumdar A K. Computational model of the chill-down and propellant loading of the space shuttle external tank [R]. AIAA, 2010 - 6561.

[8] Schweickart R. Thermodynamic analysis of a demonstration concept for the long - duration storage and transfer of cryogenic propellants [J]. Cryogenics, 2014, 64: 283 - 288.

[9] 黄兵, 黄辉, 田玉蓉, 等. 低温液体运载火箭推进剂加注过程分析 [J]. 低温工程, 2015, 206 (4): 62 - 66.

[10] 杨永忠, 白奉天, 郑林. 火箭发射场新型低温加注系统加

得出数据均延迟为 200 ms 左右，能够满足飞行试验任务需求。

6 总结

本文在分析了传统胎压测试的优缺点的基础上，针对飞行试验领域飞机机轮胎压的测试需求特点，研究了基于无线传输的机轮胎压测试技术，提出了一种基于无线传输的机轮胎压测试方法，对其系统功能设计、胎压采集原理、数据收发无线通信技术、供电设计等关键技术进行了深入的探讨和研究，设计了一种基于无线传输的机轮胎压测试系统，为机轮胎压的采集和实时监控提供了技术方法和支撑。通过实验室实验验证，基于无线传输的机轮胎压测试系统可实现 0~4 MPa 的压力测试，通过对比实验与传统的有线压力测试延迟约 200 ms，试验结果满足飞行试验的测试需求，未来可以应用在飞行试验中满足飞机性能试飞和安全监控的需要。

参考文献:

[1] 欧洪波, 等. 基于声表面波的轮胎胎压监测研究 [D]. 武汉: 武汉理工大学, 2006 (12).

[2] 谭泽飞, 何超. 一种轮胎胎压监测系统的原理和应用 [J]. 西南林学院学报, 2005 (2): 64 - 67.

[3] 金爱武. 直接式 TPMS 轮胎压力监测系统设计 [J]. 单片机与嵌入式系统应用, 2005: 29 - 34.

[4] 许冀威, 赵铭. A321 飞机胎压指示系统旋转机构可靠性分析 [J]. 中国民航飞行学院学报, 2016, 27 (3): 41 - 44.

[5] 聂绍忠. 硅压阻式压力传感器的高精度补偿算法及其实现 [J]. 自动化仪表, 2018, 39 (6): 49 - 53.

[6] 杜屹航, 郑德智, 李黎明. 基于硅压阻压力传感器的气压式测高装置研制 [J]. 电脑迷, 2018 (1): 213 - 214.

[7] 王永洪, 张明义, 高强, 等. 微型硅压阻式压力传感器研制 [J]. 传感器与微系统, 2017, 36 (11): 106 - 108.

[8] 李胜军, 张庆辉, 梁伟. 频移键控 (FSK) 信号调制的软件实现 [J]. 电脑开发与应用, 2003 (5): 44 - 48.

[9] 王超, 李超, 李超, 等. 基于无线传输的机轮胎压测试系统注过程仿真研究 [J]. 低温工程, 2018, 222 (2): 39 - 44.

[11] 陈宏玉, 刘红军, 刘上. 推进剂管路充填过程的数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2013, 28 (3): 561 - 566.

[12] 邵业涛, 罗庶, 王浩苏, 等. 低温推进剂深度过冷加注技术研究及对运载火箭性能影响分析 [J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 18 - 25.

[13] 唐强, 郭春立, 黄玲艳, 等. 低温加注系统实时故障故障诊断技术研究 [J]. 低温与超导, 2017, 45 (2): 16 - 20.

[14] 高明, 胡葛庆, 秦国军. 面向对象的推进剂加注系统建模与故障仿真 [J]. 机床与液压, 2009, 37 (9): 223 - 226.

[15] 沈维道, 蒋智敏, 童钧耕. 工程热力学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.