

基于 STM32 的无人机雪橇式减震器监测系统设计

师 卓, 金大海

(西安工程大学 工程训练中心, 西安 710048)

摘要: 为了能够对飞机雪橇式减震器的压力进行实时监测和数据保存, 设计了一种基于 STM32F103ZET6 的雪橇式减震器检测系统; 利用压力传感器和光栅尺完成减震器压力与压缩距离的采集并转换为数字信号, 以 C# 软件平台开发的作为上位机采集, 处理压力数据, 借助图形用户接口控件实现压力数据和曲线的显示, 借助 SQL 数据库实现将数据保存在数据库中, 便于管理员读取; 上位机与下位机的传输利用 WIFI 信号进行; 测试结果表明: 雪橇式减震器监测系统精度达到 0.01%。

关键词: C#; SQL; 压力采集; 最小二乘法

Design of Embedded Sled Type Shock Absorber Monitoring System Based on STM32

Shi Zhuo, Jin Dahai

(Engineering Training Center, Xi'an Polytechnic University, Xi'an 710048, China)

Abstract: In order to real-time monitor pressure of UAV's shock absorber and save data, a new embedded shock absorber pressure monitoring system based on STM32F103ZET6 is introduced. The pressure sensor and linear encoder is applied for complete shock absorber pressure and range acquisition and converted into digital signal. The C# software platform as a upper monitor, the data and curves are shown with the graphical user interface widget, with SQL to save pressure data, which help administrator refer to. Data is transmitted to PC through WIFI module. The test results are shown that the accuracy of shock absorber pressure monitoring system reached 0.01%.

Keywords: C#; SQL; pressure monitor; least square method

0 引言

对飞机减震器的质量评估有两种方式: 一种动态载荷方式, 即落震试验, 实验将飞机的减震器通过从高处快速坠落的方式到压力传感器的方式采集减震器所能承受的最大压力, 如果质量不合格的减震器会在一次落震试验后直接变为废品; 另一种是静态载荷方式, 即对减震器慢慢施加压力来压缩减震器的行程量, 通过减震器随着压力的变化与对应距离的改变曲线来评估减震器所能承载的最大静载荷, 从而评价出减震器的质量是否合格。第二种方式的实验更有助于研发人员在研发阶段对减震器结构进行改进, 并保证飞机着陆时保持平衡可靠^[1]。由于雪橇式减震器不适用于落震试验, 所以还没有相关的负载检测手段, 国内迫切的需要一种更加新型的、全面的、可靠的、安全的监控测试减震器的试验平台或者仪器^[2]。为此, 本文针对雪橇式减震器的监测, 设计开发了一套新型的、方便的实时监测并保存数据的设备。

1 减震器的载荷分析

雪橇式减震器属于油气型减震器的一种, 这种类型的减震器由外筒、活塞内筒、反冲阀、阻尼孔组成, 里面充满空气或氮气和油液。减震器的工作行程是指减震器的最大长度与最小长度之差(标准), 分为压缩行程和拉伸行程^[3]。

图 1 是静态载荷行程关系曲线图。曲线 AC 表示在等温条件下的静态压缩曲线, 而 AD 表示在相同条件下的动态多变化

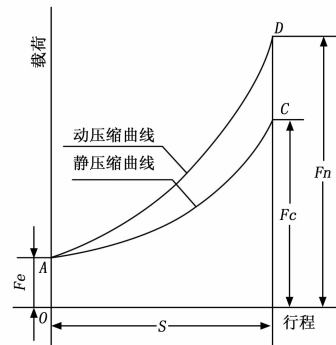


图 1 最大静载荷曲线

压缩曲线, 即最大动态压缩曲线。Fe、Fc、Fsy、Fn 分别表示活塞杆处于全伸展、静态全压缩状态时的载荷和使用载荷与最大(限制)载荷, S 表示别是活塞杆的最大行程^[4], 起点 A 和终点 C 是根据停机载荷和两个压缩比确定。D 点所表示形成和载荷需要满足减震器结构、最大(限制)载荷系数的要求, 又要满足吸收最大功率的设计要求。

某无人机设计的一款滑橇式起落架, 质量为 250 kg, 着陆时最大的垂直速度为 5 m/s, 缓冲器最大行程成为 150 mm。起落架设计目标是当整机以一定速度着陆时, 起落架的强度合格且整机的垂直过载 n_y 小于 2^[5]。

首先设起落架接触地面的瞬时动能为 T , 重力势能为 V , 飞机触地速度为 v , 当起落架的形变达到最大的时候, 飞机速度为 0。减震器着陆后的压缩行程量为 H , 动能与势能变为 0。

计算飞机重力势能、动能改变量的公式为:

$$V = mgH \quad (1)$$

收稿日期: 2016-11-24; 修回日期: 2017-02-06。

作者简介: 师卓(1987-), 男, 陕西西安人, 西安工程大学、助理工程师, 主要从事机械电子制造方向的研究。

$$T = \frac{1}{2}mv^2 \tag{2}$$

其中： m 为飞机的质量，等于 250 kg； v 为着陆速度，取 $v=5$ m/s； H 为活塞杆的压缩行程，取 $H=150$ mm。

按照机械能量守恒定律，不考虑其他能量产生与消耗的情况下，飞机的单独一个起落架的动力势能和重力势能等于伞降落力所做的功和起落架的变形能，即：

$$V + T = \frac{1}{2}FH \tag{3}$$

由上式可得起落架的最大静载荷量为 23.28 kN。

2 起落架的检测平台设计

如图 2 所示。在试验台架固定端侧面上布置上压力传感器，压力通过被测件传递到压力传感器，从而可以测得被测件在压缩过程中压力随位移的变化。将位移传感器布置在试验台架台面上，记录推送杆在每一时刻的推送距离，从而可以获得最大的压缩量与最大压力之间的线性关系。

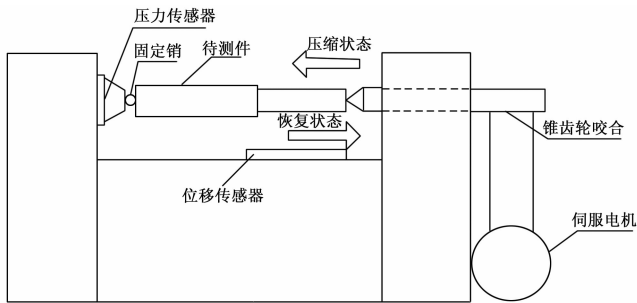


图 2 试验台机械结构

起落架通过销子装的支持夹具的试验台上，夹具应能模拟出机身与起落架之间的真实连接情况。应该保证试验台上的夹具具有足够的强度、刚度及安全寿命，以提高试验平台的可靠性，以保证静载荷试验安全可靠的完成^[6]。

3 系统结构及原理

减震器压力监测系统主要由监测终端和 PC 机两部分组成，每个监测终端可连接 1 个压力传感器，传感器采集到压力信号并完成信号的处理，将处理后的数据上传至 PC 机，显示和制作成报表并保存。整个系统采用分布式结构，在系统初始化的时候，给所有远程的终端配置 4 个字节的地址，上位机发送数据的时候，第一个字为对应的终端地址，当相应的终端发现与自己的地址一致时才与上位机建立通信^[7]。

3.1 硬件设计

监测终端的硬件框图如图 3 所示。传感器感知压力信号并转换为电压信号，经过滤波电路、模数转换器后输入芯片；光栅尺通过施密特触发器传入到芯片内部^[8]，调理并转化后通过 SPI 协议接口将转换结果交给 STM32F103ZET4 处理，最后通过无线传输发送给 PC 机，并在 PC 端显示出曲线图和保存数据。

3.2 采集单元

经过前面的计算，得知监测系统需要承受 24 ± 4 kN 的压力，所以在压力传感器的选型上，只能够选择承受 30 kN 的，且精度高、体积小、结构简单的传感器。压阻式压力传感器的误差大部分来源于温度的影响，温度系数能引起压力传感器的灵敏度漂移和零点漂移，目前主要采用补偿的方法有硬件和软

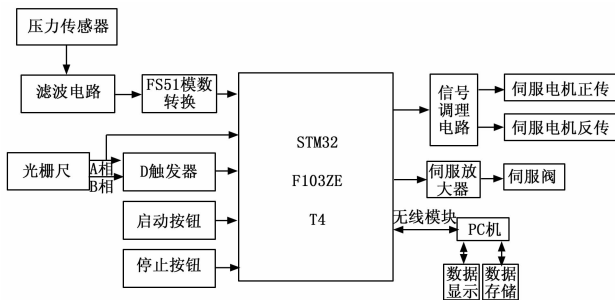


图 3 监测终端硬件框图

件，硬件电路温度补偿一般采用热敏电阻给予温度补偿，但从实际工况来说，不宜保持恒温，存在调试困难、精度低、通用性差等缺点；软件补偿方法操作简便、误差小、精度高等特点，并可直接数字显示测量结果，因此本系统采用软件补偿压力的温漂误差^[9]。

光栅尺输出的两路位相差为 90 度的方波信号，由于这两个方波信号由内部集电极开路输出，抗干扰能力差，且其中一路通过中断成为逻辑信号，进入两个外部中断接口；另一路进入到 IO 口，实现辨向功能。为了提高精度，消除干扰，采用 D 触发器。中断服务函数通过辨向信号的电平对计数器进行操作，在使用四细分对方波进行采样，光栅尺以最大速度 0.5 米/秒移动，输出频率为 50 Hz，最后通过施密特触发器对信号进行整形。为了区分移动方向，把信号的上升沿和下降沿送至中断计数，即实现二细分，结合另一路电平即可实现四细分^[10-11]。

3.3 无线传输模块

减震器检测仪测控系统的工作现场面积较小，在全自动的情况下，需要选择最优的无线数据通讯技术。很多人在无线传输模块选择了蓝牙或者 Zigbee 技术，然而蓝牙的通信协议相当复杂，所以在处理协议的时候会消耗大量的功率，且价格高昂，对传输距离有一定要求，不能满足在一个厂房内的无干扰传输的要求；Zigbee 有良好的抗干扰功能，但是代价太大且不方便安装。因此综合功率和传输范围的比较，本文提出一种基于 NRF24L01 的无线传输方式，对数据进行点对多点的传输。

NRF24L01 是一款工作在 2.4~2.5 GHz 世界通用 ISM 频段，内置 CRC 检错、晶体振荡器、调制器等功能的单片无线收发器，具有直接模式 (Direct Mode) 和突发模式 (Shock-Burst Mode) 两种模式可供选择，可以实现点对点的无线通信。本例采用突发模式，其工作速率可达到 1 Mbps。

在发送端，NRF24L01 通过 SPI 接口与 STM32 连接，可以非常方便的通过软件对 SPI 接口进行控制；在接收端，将通过 STC12C5A60S2 与 NRF24L01 通信，接收来自客户端发送的数据，再通过 UART 串口传输到上位机^[12]。

4 下位机软件设计

监测终端的软件框图如图 4 所示。最底层的是硬件平台，向上依次是硬件驱动层，操作系统、文件系统组成的软件平台，顶层是由多任务组成的应用层^[13]。

传感器标定：

传感器是能够将测量的信息并转换为电信号的元器件，为了与实际计量单位相对应，需要对传感器进行数据标定，标定是为了找出传感器探测到的信号与电信号之间的对应关系。

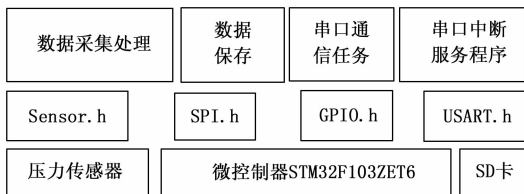


图 4 监测终端软件框图

下位机收到的信号都有微弱的低频信号, 外界的干扰有的时候的幅度能够超过被测量的信号, 对采集到的电压值进行处理, 因此只有标定后的传感器才可以确认它所输出的信号是否正常, 得到 ADC 的输出信号与系统参照物变化的对应关系, 即传感器的标定方程。根据公式 (1) 和公式 (2) 即可算出标定系数。

$$a = \frac{n \sum_{i=1}^{i=n} X_i Y_i - \sum_{i=1}^{i=n} X_i \sum_{i=1}^{i=n} Y_i}{n \sum_{i=1}^{i=n} X_i^2 - (\sum_{i=1}^{i=n} X_i)^2} \quad (4)$$

$$b = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} X_i^2 \sum_{i=1}^{i=n} Y_i - \sum_{i=1}^{i=n} X_i \sum_{i=1}^{i=n} X_i Y_i}{n \sum_{i=1}^{i=n} X_i^2 - (\sum_{i=1}^{i=n} X_i)^2} \quad (5)$$

5 上位机软件设计

减震器检测仪上位机软件系统使用模块化方法进行的软件编程, 该软件主要包含五大功能模块: 权限管理、采集处理、传感器标定、显示及保存查询模块, 每一个模块都有执行各自命令的子程序, 除了数据的采集处理模块, 其他的模块都有对应的用户界面, 在系统的主界面上, 根据按钮事件使能或者禁止每个模块功能。

5.1 权限管理

系统的上位机程序负责对数据进行管理、处理、存储等功能, 设计时整个系统要保证数据的保密安全性, 满足采集信息精度高速度快, 存储信息的完整性。系统登录模块与数据库中的用户信息表相关联, 用来验证用户在登录减震器检测仪数据处理主界面时的合法性, 而且要满足不同的权限用户管理的需要。设计时, 在登录按钮事件添加数据库查询类, 程序对输入的用户名和密码进行验证, 判断该用户所属权限组, 通过判断后对用户配置相应的权限设置并完成系统的登录过程。

5.2 系统主窗体

当确认用户组的权限后, 就进入了系统的主窗体。主窗体集成减震器检测仪上位机数据的采集、处理、存储及查询等模块。主窗体中分两部分, 串口连接设置与当前数据采集页面, 如图 5 所示。按钮事件“button”控件一个来打开“历史数据查询”和“当前数据采集”Form, 主界面显示“数据表格显示”、“数据曲线显示”和“通道标定”模块。主窗体控件属性设置如表 1 所示。

5.3 数据采集模块

减震器检测系统上位机系统核心部分是数据采集模块, 也是系统的首要工作。数据采集模块的关键是获取下位机的通过 UART 串口传送来自 STC12C5A60S2 与 NRF24L01 的通信, 该通信接收来自客户端发送的数据, 传输到上位机的数据, 所采集到数据精确度直接影响数据处理、图表显示等各个功能模

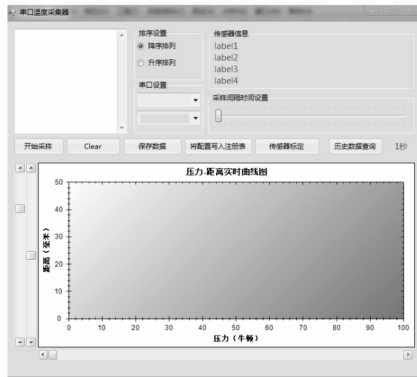


图 5 监测上位机软件框图

块的实现。本系统硬件采集装置通过 5 个通道接收来自 5 个下位机采集的减震器在压缩过程中压力和位移变化量。根据用户要求, 可以自定义采集间隔、采样通道等参数, 采集间隔的实现是通过 C# 中的 Timer 控件完成的, 设置 Timer1 控件的 Interval 属性, 与采集间隔时间相联系, 读取串口数据。

启动数据采集的操作是: 在“当日数据采集”选项卡里设定“采样间隔”, 单击“开始采样”按钮, 则采集程序开始进行, 并按照预先设定的采样间隔获取从减震器里面读取从下位机上传的数据, 同时“采集数据”按钮变成“停止采集”按钮, 停止采集的方式有两种: 直接手动点击“停止采集”按钮, 通过人工操作结束数据采集; 或者是在减震器压缩至最大行程, 下位机会自动停止采集, 并将减震器缓慢恢复至初始状态。本系统的默认采样间隔为 1 秒, 由于减震器在试验时候不是突然开始压缩状态, 如若调整压缩的速度, 可以通过上位机的设置来加快压缩速度和缩短采样间隔。

为保证通信有条不紊的进行, 通信协议约定如下:

- (1) 上、下位机的波特率为 9 600 bps。
- (2) 数据包数据格式见表 1。

表 1 数据包数据格式

数据段	字节数	内容	说明
起始码	2 字节	0XAA + 0XB B	
		0X01	读取全通道数据
功能控制	1 字节	0X02	读取指定通道数据
		0X03	屏蔽全通道数据
		0X04	屏蔽指定通道
控制参数	1 字节	0XXX	指定通道号
校验字	1 字节	0XXX	单字节 CRC 校验

5.4 数据库的设计

上位机软件系统中采用 C# 环境开发, 能够为 .Net 框架提供数据者有两大类^[14], 一类是 SQL 型, 另一类是 OleDb 型。它们涉及到的命名空间分别为 System.Data.SqlClient 和 System.Data.OleDb。由于程序使用 SQL Server 数据库作为数据提供者, 所以运用的对象应为 SQL 类型的^[15]。

上位机将采集到的数据, 用曲线图的形式显示在 zedGraph 控件当中^[16], 并将数据存储到 SQL, 以便日后对某一减震器进行查询。SQL 记录表分为用户信息表和数据存储表, 其中数据存储表里面分 4 个表段, 如表 2 所示。

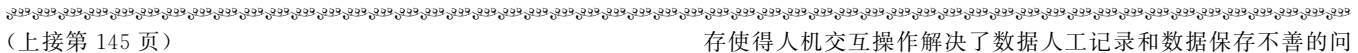
(下转第 173 页)

能力, 消除无人机平台与不同应用之间的差异性, 同时具备协议管理、链路监控、载荷监控、飞行监控、航迹显示、视频图像处理、数据管理等无人机指挥控制系统通用性功能, 并可根据实际需求进行裁剪。

平台建成后, 通过行业分析加入领域模型和可变性分析, 便可快速、低成本的搭建新的无人机行业应用系统, 构建包括林业、海洋、石油、电力在内的多行业无人机指控系统也是本文以后的研究和应用方向。

参考文献:

[1] 王满玉, 邢富领, 吴 潜. 北约无人机控制站互操作标准化接口 STANAG 4586 标准解析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
 [2] 曲东才, 陈伟良, 陈琪等. 无人机控制站交互性操作的标准化接



(上接第 145 页)

5.5 数据显示模块

为了方便用户直观的察看每个减震器在压缩过程中各参数的变化过程, 设计了设备与数据信息的显示模块, 数据信息显示包括了数据曲线和数据表格两种形式, 具体分为历史与实时数据的曲线显示和表格显示。

表 2 监测数据记录表

字段	数据类型	长度	说明
Point_ID	Int	4	测点号
Made_Time	datetime	8	监测时间
Pre_Value	Float	8	压力值
Leng_Value	Float	8	位移值

在图形显示区域, 实时数据、历史数据的表格显示采用 DataGridView 控件, 这个控件的主要功能是以网格的形式显示多个字符串。曲线显示采用 ZedGraph 控件, 它是一个非常优秀的开源的作图控件, 提供了用户控件和 web 控件, 创建 2D 的线性图、条形图和饼形图, 利用 ZedGraph 可以快速、简单、方便的实现多维数据的可视化。

6 系统测试

监测终端连接一路传感器, 对压力进行采集并分析, 实验结果如表 3 所示, 在压力传感器量程为 200 kg 时, 精度可达到 0.01 kg。同时, 在连续 5 天的测量中, 最大测量值为 124.39, 最小测量值为 124.29, 时间漂移量为: 0.1 kg, 相对漂移量为: 0.08%, 满足设计要求。

表 3 实验结果

设备号	压力值	位移值	温度
417349541	1.41	30	30
417349541	1.91	60	40
417349541	3.13	90	36
417349541	5.96	120	32
417349541	24.81	150	34

7 结论

本系统从效率上提高监测的实时性、便捷性和稳定性, 使得雪橇式减震器可以批量、快捷的进行检测。上位机数据的保

口技术 [J]. 飞机设计, 2006 (2): 36-40.
 [3] 曲东才, 唐琳娜, 吴晓男等. STANAG4586 标准化接口——从理想到现实 [J]. 飞航导弹, 2005 (9): 6-13.
 [4] 吴 潜. 无人机测控系统的现状与发展趋势. 电视技术 [J]. 2009, 49 (9): 90-94.
 [5] 马聪颖, 高端周, 朱玉祜. 无人机地面控制站通用化软件架构 [J]. 航空计算技术, 2013, 43 (3): 112-118.
 [6] 陈方明, 陈 奇. 基于插件思想的可重用软件设计与实现 [J]. 计算机工程与设计, 2005, 26 (1): 172-173.
 [7] 刘 洋, 马丽娜, 刘 磊. 无人机地面站飞行监控系统软件设计 [J]. 计算机测量与控制. 2014, 22 (1): 294-296.
 [8] 赵 跃, 祖家奎. 无人机飞行数据通用化译码软件设计及实现 [J]. 工业控制计算机, 2011, 24 (11): 35-37.

存使得人机交互操作解决了数据人工记录和数据保存不善的问题, 便于 PC 机与 PC 机之间存取、交换数据, 并实现了无人机电雪橇式减震器数据采集记录保存的实验。

参考文献:

[1] 徐冬冬, 李玉忍. 飞机起落架缓冲器数学模型研究 [J]. 系统仿真学报. 2005, 17 (4): 831-833.
 [2] 安红辉. 飞机起落架落震试验技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
 [3] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册起飞着陆系统分册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
 [4] 国家发改委和改革委员会, QC/T 62-2007, 中华人民共和国汽车行业标准: 摩托车和轻便摩托车减震器 [S]. 2007.
 [5] GJB 720.6-89. 军用直升机强度和刚度规范 [S].
 [6] Krüger W, Morandi M, Krüger W, et al. Numerical Simulation of Landing Gear Dynamics: State-of-the-art and Recent Developments [A]. Proceedings Avt Symposium on Limit Cycle Oscillation & Other Amplitude Limited Self Excited Vibrations [C]. 2008.
 [7] 郝迎吉, 赵经诗. 基于 STM32 的嵌入式煤层压力监测系统的设计 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (9): 2954-2956.
 [8] 陈庆樟. 光栅尺位移传感器在位置伺服系统中的应用及误差分析 [J]. 机床与液压, 2008, 36 (8): 216-217.
 [9] 王志敏. 压力传感器的温度补偿 [J]. 自动化与仪表, 2002, (3).
 [10] 李聚光. 基于 MSP430 光栅信号的四细分及辨向技术 [J]. 石家庄职业技术学院学报, 2013, (6): 1-3.
 [11] 王长千. 基于 AVR 单片机的光栅尺测距系统设计 [A]. 中国光学学会光学测试专业委员会. 第十二届全国光学测试学术讨论会论文 (摘要集) [C]. 中国光学学会光学测试专业委员会, 2008.
 [12] 李才光, 裴正宪, 蒋洪波. 基于 nRF24L01 的无线心音遥测系统研究与实现 [J]. 计算机科学, 2013 (8): 59-62.
 [13] 黄 皎, 许晓娟, 等. 嵌入式电磁流量计智能监控终端的设计 [J]. 自动化仪表, 2011, 33 (4): 73-76.
 [14] 倪呈君. 基于 .NET 的信息化资产管理系统的的设计及实现 [D]. 成都: 西南交通大学, 2010.
 [15] Cheng-yi Z. Property optimization of SQL Server 2000 for system programme [J]. Journal of Anshan University of Science & Technology, 2005.
 [16] 王华杰, 黄山著. 精通 C# 数据库编程 [M]. 北京: 北京科学出版社, 2004.