

doi: 10.7690/bgzd.2013.06.017

某型导弹加速度信号源设计

刘华章¹, 李水杰², 江贤志², 王以海²

(1. 海军航空工程学院七系, 山东 烟台 264001; 2. 中国人民解放军 91515 部队, 海南 三亚 572016)

摘要: 为实现某型导弹的地面测试, 设计一种能够实时产生模拟过载的加速度信号源。根据导弹再入运动模型, 利用 Matlab 软件仿真出速度-高度、加速度-高度、加速度-时间关系数据, 采用 C8051F020 单片机和模拟放大电路, 输出导弹再入弹道的加速度信号, 提供给弹上控制系统。结果表明: 该加速度信号源能提高单片机运行效率, 较好地完成导弹地面测试任务。

关键词: 加速度; 信号源; 单片机

中图分类号: TJ760.6 **文献标志码:** A

Design of Certain Type Missile Acceleration Signal Source

Liu Huazhang¹, Li Shuijie², Jiang Xianzhi², Wang Yihai²

(1. No. 7 Department, Naval Aeronautical & Astronautical University, Yantai 264001, China;

2. No. 91515 Unit of PLA, Sanya 572016, China)

Abstract: In order to achieve the ground test for certain type missile, an acceleration signal source which generated simulated overload in real time was designed. According to the reentry motion model of the missile, the Matlab software was used to simulate speed-height, acceleration-height, acceleration-time relationship data, C8051F020 single chip microcomputer and analog amplifying circuit were used to output the acceleration signals of missile reentry trajectory, and the signals were provided to control system of the missile. The results showed that, the acceleration signal source could improve the operating efficiency of the single chip microcomputer, and the ground test task of the missile was well completed.

Key words: acceleration; signal source; single chip microcomputer

0 引言

导弹加速度计是在导弹飞行过程中, 实时把加速度转换为电信号并传输给其他装置进行计算和处理的一种设备。由于在地面的测试和维护过程中, 难以取得与飞行过程类似的加速度信号; 因此, 通过理论设计和仿真, 并假设飞行条件下的各种参数来设计加速度信号源对研究和测试导弹飞行中各设备的工作状态有非常重要的意义。笔者设计一种能够实时产生模拟过载的加速度信号源, 以实现某型导弹的地面测试。

1 加速度信号源的原理

1.1 某型导弹再入运动模型

导弹再入弹头的弹道, 因飞行时间短, 可略去地球自转的影响, 近似视为平面运动, 用再入坐标系为计算系。为简化计算, 可作如下假设^[1]:

- 1) 假设地球表面的大气与地球是刚性相连的;
- 2) 不考虑地球旋转和弧度的影响, 即 $\omega_e=0$ (ω_e 代表坐标系中地球自转角速度);
- 3) 地球为一圆球, 即引力加速度与地心距平方

成反比。 $g = \frac{GM}{r^2}$, 也可以表示为: $g = g_0(\frac{r_0}{r_0+h})^2$ 。 g

是重力加速度, 随高度变化。这里, h 是几何高度, $g_0=9.80665 \text{ m/s}^2$ 是标准重力加速度, $r_0=6356766 \text{ m}$, 是与 g_0 对应的地球平均半径;

4) 认为再入导弹的纵轴始终处于再入点速度矢量 v_e 与地心矢量 r_e 所决定的平面内, 即侧滑角 β 等于零;

5) 忽略离心惯性力、哥氏惯性力、风力对弹道的影响;

6) 无推力作用;

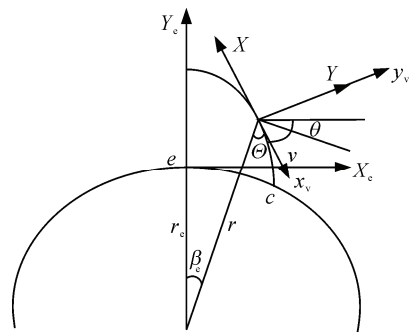


图 1 再入坐标系

收稿日期: 2012-12-06; 修回日期: 2013-01-10

作者简介: 刘华章(1963—), 男, 山东人, 硕士, 副教授, 硕士生导师, 从事电路与系统、通信与系统研究。

7) 不考虑弹头的自旋运动及影响, 仅研究弹头的质心运动;

8) 忽略弹头再入过程中的烧蚀, 即弹头在再入后质量保持不变。

根据上述假设, 导弹在理想条件下的运动将不存在垂直于由 v_e 、 r_e 所决定的平面的侧向力, 导弹运动为一平面运动。再入坐标系如图 1 所示。

可将 $e-X_e Y_e Z_e$ 坐标系的 eX_e 轴选在由 (v, r_e) 决定的平面内, 垂直于 $e-Y_e$, 且指向运动方向为正, 因无垂直于 $e-X_e Y_e$ 平面的侧向力, 则 $e-X_e Y_e$ 平面即为再入弹道平面。由图 1 可以分析得出再入段弹头主要受地球引力和大气阻力作用。力学方程的表示为:

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = -\frac{X}{m} - g \sin \theta \\ \frac{d\theta}{dt} = \left(\frac{v}{t} - \frac{g}{v} \right) \cos \theta \\ \frac{dr}{dt} = v \sin \theta \\ \frac{d\beta_e}{dt} = \frac{v}{r} \cos \theta \end{cases} \quad (1)$$

式中: m 为弹头质量; v 为弹头的再入速度; θ 为再入弹头的弹道倾角; X 为弹头再入时所受的大气阻力, $X=1/(2\rho^2 C_x S)$ 。其中: S 为弹头底部特征面积; C_x 为空气的阻力系数; ρ 为大气密度; g 为重力加速度, 方向指向地球中心, 强度为 GM/R^2 。其中, G 为重力常数, R 为目标到地心的距离。

1.2 再入过程分析

基于以上模型, 为了便于分析, 作如下假设^[2]:

1) 略去引力作用。实践表明: 除弹头刚刚进入大气层的一小段弹道外, 其余绝大部分再入弹道上的空气阻力均远远大于引力, 因此引力完全可以略去, 此时, 再入段弹道为一直线弹道。

2) 当地水平线的转动角速度为零, 即 $\theta=0$ 。这是由于再入段射程角 f 很小, 可近似将球面看成平面^[3]。

由方程组 (1) 可以得到:

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{C_x S}{2m} \rho_0 e^{-\beta h} v^2 \quad (2)$$

式中, C_x 在马赫数较大或精度要求不高的情况下可近似视为常数, 一般在 0.1~0.5 的范围内。在马赫数 M 较小的或要求精度较高情况下, C_x 就不能看作常数。

速度的变化与大气密度变化有关, 而大气密度随高度的变化有近似表达式, 所以再入时运动方程

的近似解一般不以时间 t 为自变量, 而以高度 h 为自变量。

$$\text{由 } \frac{dr}{dt} = v \sin \theta, \quad r = r_0 + h$$

$$\text{得 } \frac{dh}{dt} = v \sin \theta, \quad \text{令 } B = \frac{C_x S}{2m}$$

所以:

$$\frac{dv}{dh} = -\frac{B \rho_0}{\sin \theta} e^{-\beta h} v \quad (3)$$

将公式 (2) 对 h 进行微分可得

$$\frac{da}{dh} = B \rho_0 e^{-\beta h} (\beta v^2 - 2v \frac{dv}{dh}) \quad (4)$$

代入公式 (3) 可得

$$\frac{da}{dh} = B \rho v^2 \left(\beta + \frac{2B \rho}{\sin \theta} \right) \quad (5)$$

由式 (3) 可得到 v 随高度变化的关系, 从而切向过载 $n_x=C_x \rho v^2 S / (2mg_0)$ 与速度和高度的函数关系变为仅为高度的函数; 反之, 从切向过载值就可以同时得到速度和高度值^[4]。

1.3 Matlab 仿真

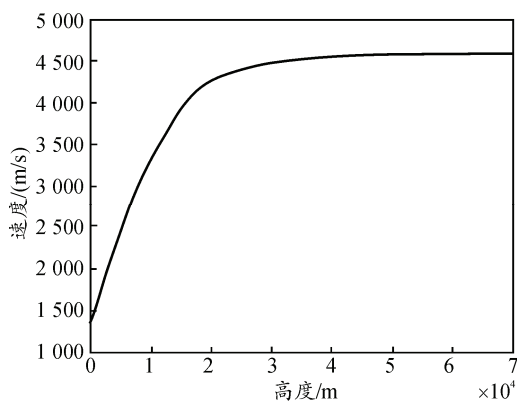


图 2 速度-高度关系

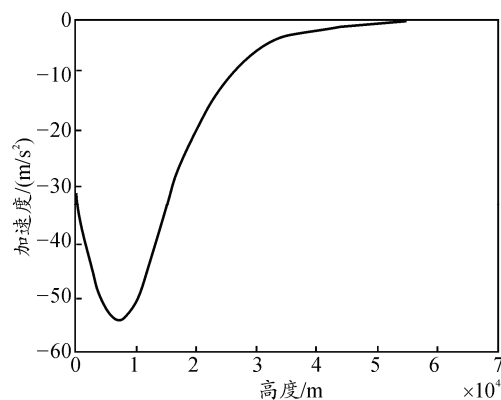


图 3 加速度-高度关系

由 1.1 节和 1.2 节得出了导弹再入过程的速度、加速度随导弹高度变化的关系。利用 Matlab 软件进

行仿真,可以得到导弹再入过程中的速度-高度关系如图 2 所示,加速度-高度关系如图 3 所示,加速度-时间关系如图 4 所示。

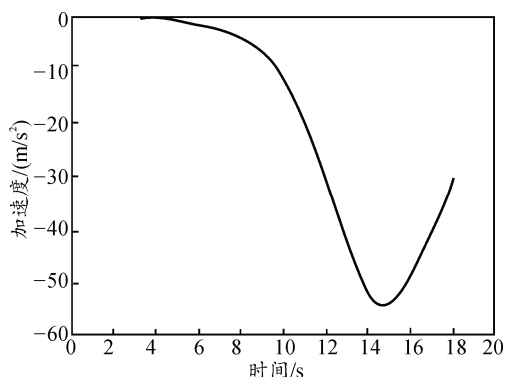


图 4 加速度-时间关系

2 加速度信号源的设计

2.1 加速度信号源系统结构

加速度信号源使用 C8051F020 单片机作为控制器,经单片机计算出实时加速度值,通过 DA 转换后,运用直流放大器将单片机的 DA 输出信号放大。通过 4×4 键盘和 OLED 显示器可以方便地实现加速度信号源的输入控制和输出显示,提高了设备调试效率。

C8051F020 系列器件使用 Silicon Labs 的专利 CIP-51 微控制器内核^[5],有 2 个 12 位的 DAC 转换,当使用内部参考电压(2.4 V)时,其精度可达 0.5 mV。CIP-51 采用流水线结构,与标准的 8051 结构相比,其指令执行速度有很大的提高。最大系统时钟频率为 12~24 MHz。而对于 CIP-51 内核,70% 的指令的执行时间为 1 或 2 个系统时钟周期,只有 4 条指令的执行时间大于 4 个系统时钟周期。DAC 的转换速度最大可以达到 2.5 M/s。

加速度信号源的系统结构如图 5 所示。

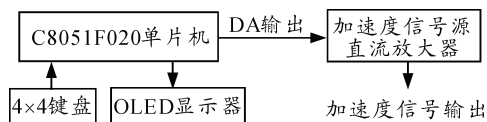


图 5 加速度信号源硬件结构

2.2 加速度信号源直流放大器

因为加速度信号变化缓慢,可以认为频率很低的信号,所以加速度信号源使用直流放大器就可以满足设计要求。电路图如图 6^[6]所示, V_{in} 为单片机 DA 输出信号, V_{out} 为放大后的输出信号。

加速度信号源直流放大器输出电压 V_{out} 用公式(6)计算。

$$V_{out} = -\frac{R_1}{R_2} \times V_{in} \quad (6)$$

由于 C8051F020 的 DA 输出电压范围是 0~2.4 V。但系统定义的实际信号为±15 V 范围,因此设计直流放大器时,放大倍数可以选定为 10 倍,即 R_1 为 R_2 的 10 倍。

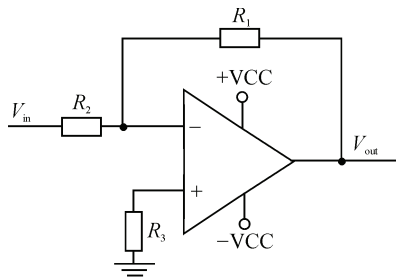


图 6 直流放大器电路

2.3 加速度信号源的软件设计

加速度信号源就是根据加速度信号源理论,利用 C8051F020 单片机读取由 Matlab 软件仿真计算得到的加速度-时间关系数据表,并将加速度值转换成 DA 要求的数字量,然后通过 DA 转换,以电压的形式输出加速度值。程序流程图如图 7 所示。

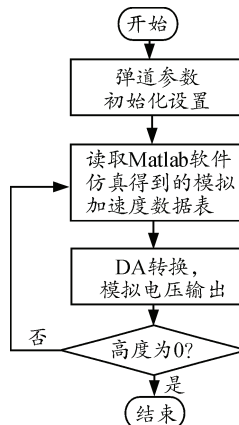


图 7 加速度信号源程序设计流程

2.4 加速度信号源输出信号

利用直流放大器将单片机输出信号电压放大到 0~15 V。使用示波器检测到的一次再入过程中的加速度信号如图 8 所示。

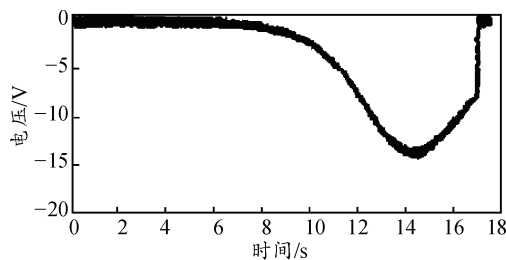


图 8 加速度信号源输出信号

通过仿真得到的速度-高度、加速度-高度关系数据直接通过单片机串口输出到上位机作为测试软件的参考数据。

3 结束语

在某型导弹加速度信号源的设计中,笔者对加速度-高度、速度-高度、加速度-时间关系进行了分析,通过 Matlab 软件仿真,得到了速度-高度、加速度-高度、加速度-时间关系数据,利用 C8051F020 单片机对仿真得到的数据表进行读取,从而减轻了单片机的计算量,提高了单片机的运行效率。比较图 4 和图 8 可以看出,仿真结果和实验实测曲线一致,达到了设计要求。

(上接第 55 页)

则 $F_c=(5\sim 10)25\text{ MHz}$, 取 $F_c=120\text{ MHz}$

对大于 120 MHz 的高频噪声信号呈现较大的衰减,320 MHz 和 400 MHz 的高频噪声信号通过穿心电容就很容易地被滤掉,采用穿心电容滤掉高频噪声。

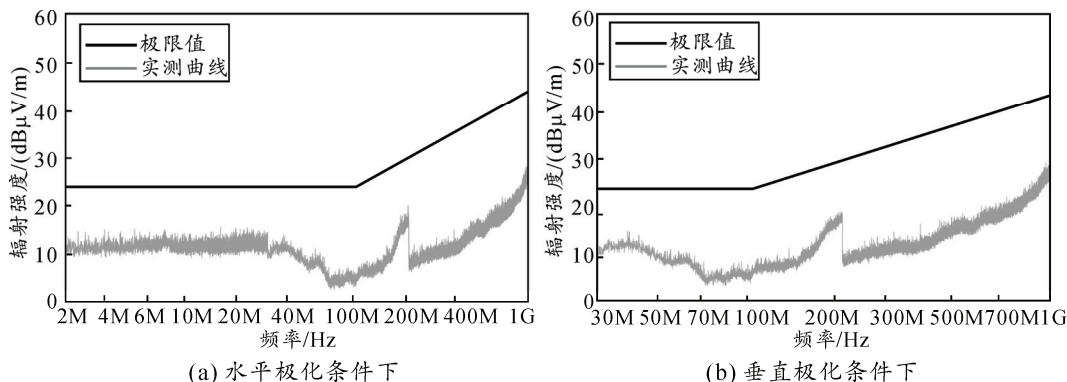


图 6 整改后的水平和垂直极化条件下的电场辐射的曲线

从图 6 可以看出,直线是规定的极限值,曲线是实测的辐射值,整改后实测值平均低于极限值 12 dB,完全达到了电场辐射的要求国军标的要求,也达到了控制系统电磁兼容实验的整改目的^[5]。

5 结论

笔者运用电磁兼容原理和电磁屏蔽技术,通过对系统的屏蔽设计和分析,最终使该控制系统顺利通过了国军标 152-A 的电磁兼容实验,达到电磁屏蔽设计的指标。电磁兼容 (electro magnetic compatibility, EMC) 设计技术是一个系统设计,包括原理结构设计、印制板布线设计、结构设计和元器件的选取等抗 EMI 元器件的使用等,目前只是在

参考文献:

- [1] 张毅,杨辉耀,李俊莉. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1999: 247-256.
- [2] 徐明友,丁松溪. 飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,2003: 29-35.
- [3] 赵洪志,袁志华. 基于 OpenGL 的火箭动态飞行仿真方法[J]. 四川兵工学报,2010, 31(1): 16.
- [4] 赵汉元,等. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997: 87-114.
- [5] 潘琢金,施国君,等. C8051Fxxx 高速 SOC 单片机原理与应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2002: 135-139.
- [6] 闫学昆,陈英,刘明健. 一个实用的放大器电路[J]. 北京:核电子学与探测技术,2009, 29(1): 155-157.

4 实验结果

通过机箱的材料及机箱涂层、机箱结构工艺、接缝处理以及电缆出口等一系列的电磁屏蔽的设计,在整改后再次进行了电磁兼容鉴定实验的实际测试,整改后的水平和垂直极化条件下的电场辐射的曲线如图 6。

结构设计方面进行了相关的研究,今后还将开展更为广泛和全面的研究。

参考文献:

- [1] 路宏敏. 工程电磁兼容[M]. 西安:西安电子科技大学出版社,2005: 25-30.
- [2] 陈淑凤. 电磁兼容试验技术[M]. 北京:北京邮电大学出版社,2001: 55-57.
- [3] 高倬纲. 电磁兼容原理、设计和预测技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1997: 93-96.
- [4] 郑军奇. 电磁兼容设计与测试案例分析[M]. 北京:电子工业出版社,2008: 45-47.
- [5] 霍景河,吴昊阳. 无线信道电磁干扰仿真系统的设计与实现[J]. 四川兵工学报,2010, 31(11): 76.