

doi: 10.7690/bgzdh.2018.07.005

基于弹道解算的目标数据装定系统

刘晓鹏¹, 张志安¹, 吴勇², 周光东¹

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094; 2. 河北太行机械有限公司, 石家庄 052165)

摘要: 针对 GPS/INS 弹道修正弹射击诸元装定的需要, 设计一种基于弹道解算的多功能装定系统。该系统以 TI 公司的 DSP 为主控芯片, 实现弹道解算、人机交互、指令和数据的收发以及星历和射击诸元数据的存储等多项功能。系统的软件算法核心以 3 维质点弹道模型为基础, 采用牛顿插值法拟合射程修正量与阻尼器展开时刻的关系式, 利用差商的方法确定多项式系数, 最后采用二分法完成对阻尼器展开时刻的计算, 实现对弹载系统的修正指令预装定。实弹试验结果表明: 设计的装定器工作稳定, 运行流畅, 控制方便, 能满足修正单射击诸元装定等功能, 可为各类相关试验提供基本需求保障。

关键词: 数据装定; 弹道修正弹; 质点弹道模型; 牛顿插值法

中图分类号: TJ013.2 **文献标志码:** A

The Setting System Based on Trajectory Solution

Liu Xiaopeng¹, Zhang Zhian¹, Wu Yong², Zhou Guangdong¹

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China;
2. Hebei Taihang Machinery Co., Ltd., Shijiazhuang 052165, China)

Abstract: Due to a variety of disturbances, trajectory correction projectiles can not detect real-time parameters resulting in the loss of correcting. Based on trajectory solution to meet the need of GPS/INS trajectory correction projectiles, this paper designs a multi-function setting system. The system uses TI's DSP as the CPU, achieving the function of human-computer interaction, data transceiver and shooting metadata storage. Based on the particle trajectory model, it uses the Newton interpolation to fit the relationship between the correction range and the start time of the damper, then uses difference coefficient and dichotomy to calculate the start time of damper. The real ammunition tests show that the fitter is stable and convenient, and can improve the missing success rate of correction obviously.

Keywords: data setting; trajectory correction projectiles; particle trajectory model; Newton interpolation

0 引言

为适应现代化信息化战争的需求, 常规弹药的信息化、指导化^[1]和精确化已经成为武器装备智能化的重要组成部分。在现有的制式弹上加装 GPS/INS 导航系统及飞行控制组件是目前节省成本、提高弹药打击精度的有效方法。但 GPS 信号易被屏蔽、干扰或高动态运动时引起信号失锁^[2], 冷启动时间过长。GPS 与惯导(inertial navigation system, INS)结合成本较高, INS 系统具有短时间精度高, 导航精度随时间不断发散^[3], 长时间导航精度下降的问题^[4]。就目前导航定位技术来看, 基于 GPS/INS 导航系统的修正弹在实际试验中, 成功获取实时准确弹道参数的概率并不是很理想。

笔者设计一种基于弹道解算的多功能装定器, 可在发射前获取环境参数, 输入目标距离, 解算弹道, 然后给弹丸装定阻尼器展开时刻、星历数据和

弹丸特征参数。多功能装定器用于目前的试验, 可为未来战场的修正弹提供一种产生控制信号的实现方案。

1 装定系统硬件设计

1.1 主控 CPU 选型

目前主流的嵌入式主控芯片有 Cortex-M, DSP、ARM 和 MCU。本系统需要 CPU 工作稳定, 低功耗, 丰富的外设模块, 最主要的是能够针对接收的数据进行快速解算、快速装定, 这就要求所选的 CPU 必须有强大的数字信号处理能力。

TI 公司的数字处理器(digital signal process, DSP)TMS320F28335 有如下特点: 采用高性能静态 CMOS 技术制作, 速度快(主频 150 MHz), 1.9 V 内核电压, I/O 口电压为 3.3 V; 高性能 32 位 CPU; 双 16 位及 32 位硬件乘法器, 支持 IEEE-754 浮点运算器, 能够进行快速傅里叶变换, 满足弹道解算

收稿日期: 2018-04-10; 修回日期: 2018-05-17

基金项目: 国家自然科学基金(11472008)

作者简介: 刘晓鹏(1992—), 男, 江苏人, 硕士, 从事机械电子工程研究。

要求：强大的中断响应及处理机制，接受并处理 10 Hz 的 GPS 数据绰绰有余；34KX16 的 SRAM，256KX16 的片上 Flash 还可外部拓展，大容量的 RAM 在满足后文的时间窗技术；接口丰富，包含 3 个 USART 模块，2 个可以配置为 SPI 模块的 MCBSP 模块，驱动 OLED 屏显示；1 个 I2C 模块，连接 FRAM；支持 JTAG 边界扫描技术和 SCI 串口烧写 FLASH，节省了板载空间，调试烧写程序方便。因此，笔者选择该款芯片作为主控芯片。

1.2 装订器硬件系统概述

如图 1，系统需要实现人机交互、数据的接受、存储与发送和弹道解算功能。为了实现这些功能，笔者设计了如图 2 的硬件系统。

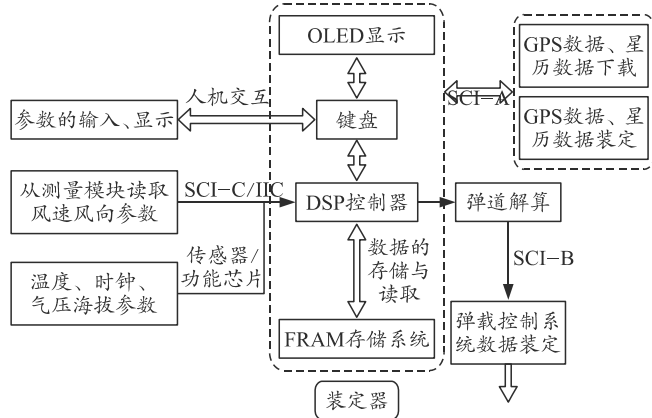


图 1 装订系统功能

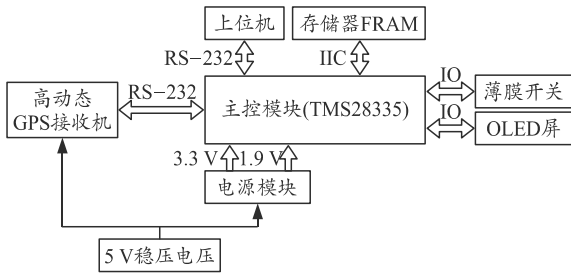


图 2 硬件系统

如图 3，系统采用基于 I2C 总线的铁电存储芯片 (FM24V10) 作为载体，相比于常见的 FLAHL 和 E2PROM，容量大 (256 K)，支持高达 1 MHz 的总线频率，写入无延时，掉电不丢失，而且只需要 SDA 和 SCL 2 根线就可以完成与主控芯片的通信，高速且可靠。系统将接收到的 GPS、星历等环境参数存入待装定时用，而且将常见的制式弹丸特征参数和输入的参数也存入，解算时提取，需要修改时通过键盘键入，方便快捷。实验测出，将 256 条 126 字节 GPS 数据连续读写的时间约 36 ms，满足系统要求。

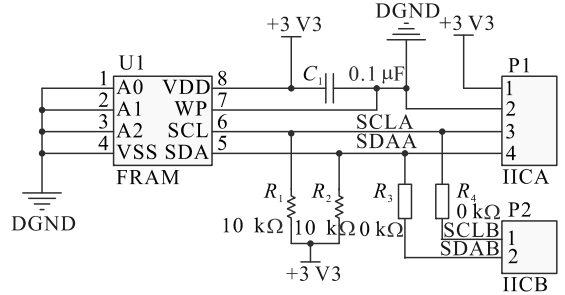


图 3 存储器电路

相比于使用较多的 TFT 液晶屏，系统采用彩色 OLED 屏。OLED 具有以下优点：主动发光，无需背光照明；功耗低，这对于装订器这种便携设备尤为重要；响应速度快，画面流畅；环境适应性强，全固态、具有良好的温度特性^[5]，能够适应试验和作战环境；SPI 或 I2C 接口，资源占用少。

如图 4，系统使用 TM1638 来驱动 4×4 的薄膜开关，仅占用 3 个 IO 口就实现了 16 键的输入功能。

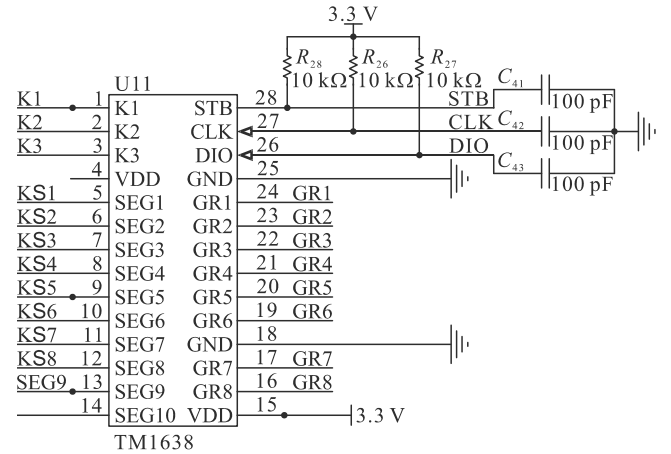


图 4 薄膜开关的驱动电路

2 装定系统的软件设计

2.1 装定系统的操作流程设计

如图 5，该系统的定位是用于试验和未来战场快速解算与快速装定的单兵手持数字终端；因此，要求它功能强大，操作界面对士兵友好，方便操作，容错率高。

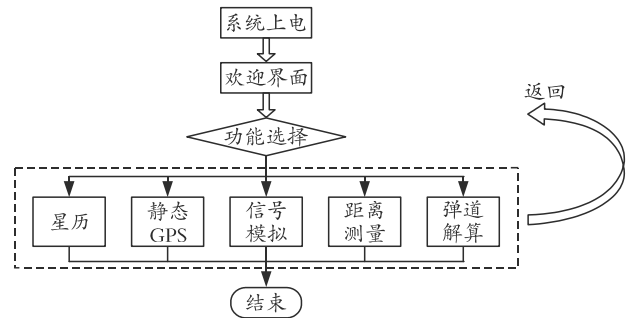


图 5 系统功能

系统设计理念主要基于弹道解算，为了使系统具有广泛的通用性，用于修正弹道解算的参数都可以通过人机交互模块进行手动输入。如图 6，有参数输入和弹道解算 2 种模式选择进行切换。在参数输入模式下，系统高亮待输入部分的原参数，输入完成后进行覆盖。

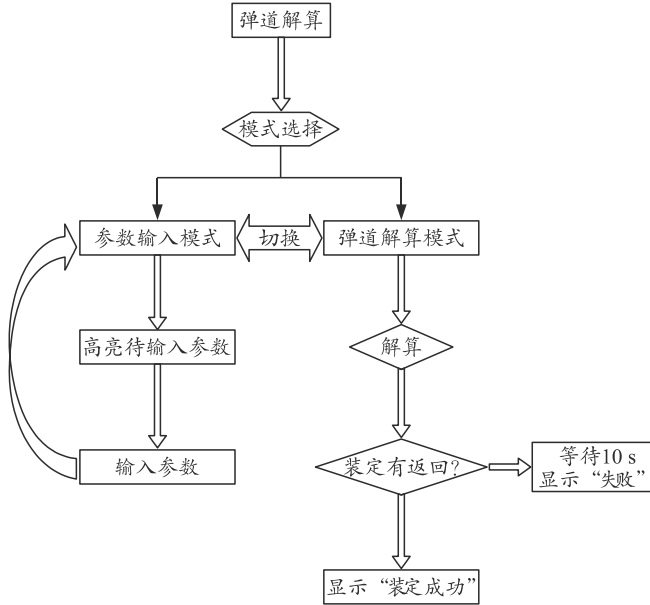


图 6 解算流程

2.2 修正弹道解算方法

为了更加准确地描述无控弹丸飞行状态，本系统建立了简化的 3 维质点弹道模型，根据实际情况分析，做出如下假设：在标准气象条件下，设攻角 α 为小量并忽略不计，同时忽略小量马格努斯力的影响，考虑横风、纵风对弹道轨迹的影响^[6]，则弹道模型如下式：

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= v \cos \theta_a \cos \psi_2 \\ \dot{y} &= v \sin \theta_a \cos \psi_2 \\ \dot{z} &= v \sin \psi_2 \\ \dot{v} &= -\rho S C_x v_r (v - \omega_x \cos \psi_2 \cos \theta_a - \omega_z \sin \psi_2) / \\ &\quad (2m) - g \sin \theta_a \cos \psi_2 \\ \dot{\theta}_a &= \rho S C_x v_r (-\omega_x \sin \theta_a) / (2mv \cos \psi_2) - \\ &\quad g \cos \theta_a / (v \cos \psi_2) \\ \dot{\psi}_2 &= \rho S C_x v_r (-\omega_x \sin \psi_2 \cos \theta_a + \omega_z \cos \psi_2) / \\ &\quad (2mv) + g \sin \theta_a \sin \psi_2 / v \end{aligned} \right\}; \quad (1)$$

$$C = \begin{cases} i_{43} C_{x0}(Ma), & t \in [0, t_c) \\ \lambda_{43} C_{x0}(Ma), & t \in [t_c, T] \end{cases} \quad (2)$$

式中： t_c 为阻尼器张开时间； t 为弹丸飞行时间； ρ 为空气密度； S_m 为弹丸的特征面积^[7]； i_{43} 为弹形系

数； $C_{x0}(Ma)$ 为零升阻力系数； ω_{x2} 、 ω_{y2} 、 ω_{z2} 分别为纵风 ω_x 和横风 ω_z 在速度坐标系 3 轴上的分量，m/s； v_r 为相对速度矢量，m/s； g 为重力加速度，m/s²； θ_a 为速度高低角，即弹道倾角； ψ_2 为速度方向角，即弹道偏角。

修正弹质点弹道方程组是多元微分方程组，直接求解非常困难，常见的解法有欧拉法、龙格库塔法、Adams 预估-校正法等。考虑到解算的实时性，笔者在粗解阻尼器张开时间 \tilde{T}_c 时使用较大步长的 Runge-Kutta 法。

文献[8]通过仿真和实验论证，当射角较大时，用 4 次或者高于 4 次多项式拟合 Δx 与 T_c 之间的变化关系可以取得很好的效果，即

$$a_4 t_c^4 + a_3 t_c^3 + a_2 t_c^2 + a_1 t_c + a_0 = \Delta x. \quad (3)$$

选取 $t_c = 0$ ，即全程增阻状态； $t_c = T$ ，即全程阻尼片不张开的状态； $t_c = T/2$ ，即 $\theta = 0$ ，弹丸在弹道最高点时展开阻尼片的状态；上升弧段和下降弧段于 1/2 弹道处，即 $t_c = T/4$ 和 $t_c = T \times 3/4$ 。这 5 个阻尼器展开时刻，得到 5 组均匀分布数据 $\{(t_{c,i}, x_i)\}_{i=1}^5$ ，覆盖整个弹道。结合差商的方法，使用式(4)的牛顿插值法来实现式(3)的拟合效果，节省了大量的计算。

$$P_n(x) = \sum_{j=0}^n b_j \phi_j(x) = b_0 + \sum_{j=1}^n b_j \prod_{k=0}^{j-1} (x - x_k). \quad (4)$$

由插值多项式的唯一性，求解出牛顿插值多项式的余项为：

$$R_n(x) = f(x) - N_n(x) = \frac{f^{(n+1)}(\xi)}{(n+1)!} \omega_{n+1}(x). \quad (5)$$

余项为一个 $n+1$ 阶小量，在本弹道解算中为 5 阶小量，完全符合精度要求，缩减了计算量^[9]。

将 Δx 代入式(4)再粗解出 \tilde{T}_c ，将 \tilde{T}_c 代入式(1)中，求出 \tilde{x}_c 。若 $|\tilde{x}_c - x_{\text{Target}}| \leq x_{\text{EX}}$ ，则认为 \tilde{T}_c 为准确的张开时刻；否则对 \tilde{T}_c 进一步的逼近。如图 7 所示，令 $\Delta x_{\text{Target}} = x_1 - x_{\text{Target}}$ ， $\Delta \tilde{x} = x_1 - \tilde{x}_c$ ，由于 \tilde{T}_c 非常接近准确的 T_c ，则可将射程修正量与阻尼片展开时间近似当作线性关系来处理， $\Delta x_{\text{Target}} \approx \Delta x'$ ，那么根据三角相似关系可得：

$$\tilde{T}_c' = \frac{(\Delta x_{\text{Target}} - \Delta \tilde{x})}{a_4 \tilde{T}_c^3 + a_3 \tilde{T}_c^2 + a_2 \tilde{T}_c + a_1} + \tilde{T}_c. \quad (6)$$

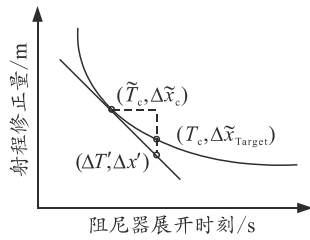


图 7 T_c 计算示意图

再将 T_c' 代入式(1)中求解, 重复以上步骤, 直到满足 $|x_c' - x_{\text{Target}}| \leq x_{\text{EX}}$ 为止。通过多次仿真计算分析发现, 以上重复过程不超过 5 次, 就满足精度的要求。

在精解过程中, 由于需要多次逼近, 需要计算多次弹道, 如果每次都从弹道远点开始解算, 计算量将相当庞大。采用时间窗技术进行优化, 省去重复计算。

时间窗技术的原理如图 8, 在阻尼器未展开的情况(即 $t_c=T$)时, 经过图中 X_2 、 X_3 和 X_4 处定义一个时间窗 t_w , 每一个窗口由开启时间 $t_{s,i}$ 和关闭时间 $t_{e,i}$ 组成, 即时间窗口 $\{(t_{c,i}, t_{s,i})\}_{i=1}^3$, 把弹丸的飞行状态数据进行记录。因为在阻力器展开之前, 修正弹道和无修弹道是重合的, 所以可以将离 T_c' 最近的时间窗内的数据作为解算逼近计算的起点。

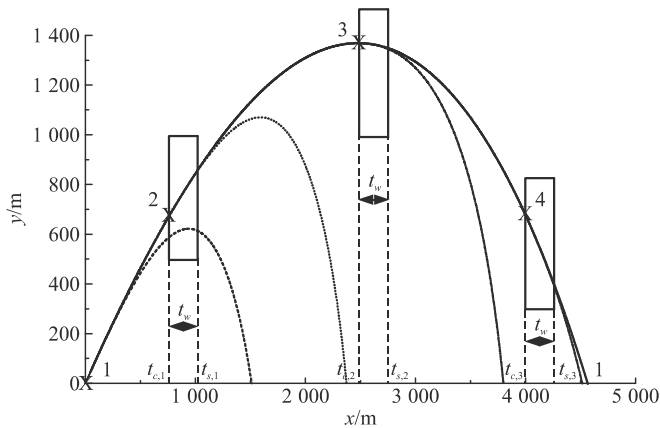


图 8 时间窗原理

多次仿真中发现, 粗解的阻尼片展开时间 \tilde{T}_c 已经接近准确的 T_c , 故以 $t = \tilde{T}_c$ 为中心, 取 $t_w = 0.2$, 打开一个时间窗 $(\tilde{T}_c - t_w / 2, \tilde{T}_c + t_w / 2)$, 把时间窗内的数据里进行二分逼近, 再进行 3 次以内的重复逼近, 就能满足 $x_{\text{EX}} = 1e-5$ 的精度要求。

3 系统验证

3.1 计算结果仿真验证

实验室设计并通过多次实弹试验数据验证过的

仿真软件, 如图 9 所示。使用此软件来验证装定系统的解算数据, 结果如下。

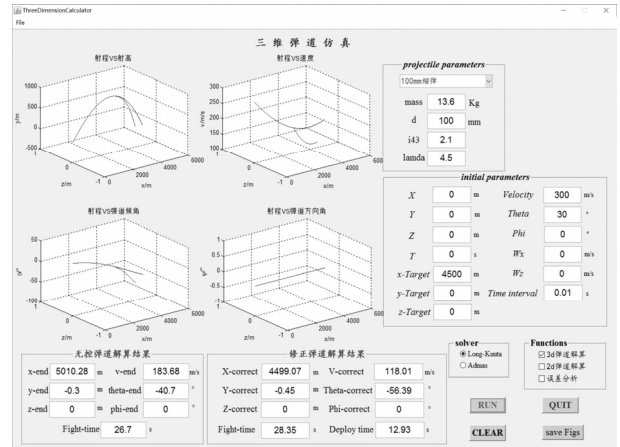


图 9 Matlab GUI 仿真界面

1) 使用共同参数 $m=13.5 \text{ kg}$, $d=100 \text{ e-3 m}$, $i_{43}=2.1$, $\lambda=4.5$; 射角 30° , $v=400 \text{ m/s}$ 。仿真结果见表 1。

表 1 只改变目标距离

试验	目标距离/m	t_c /s	仿真结果/m
1	4 400	11.99	4 410.3
2	4 600	14.24	4 597.6

2) 只改变 λ , 目标距离为 4 400 m, 其他数据同上, 仿真结果见表 2。

表 2 只改变 λ

试验	λ	t_c /s	仿真结果/m
1	4	11.29	4 403.2
2	3	9.30	4 401.9

3) 只改变 i_{43} , 其他同第一次试验, 目标距离 4 400 m, 仿真结果见表 3。

表 3 只改变 i_{43}

试验	i_{43}	t_c /s	仿真结果/m
1	2.5	15.25	4 402.6
2	1.5	7.67	4 399.5

3.2 100 mm 榴弹试验验证

3.2.1 100 mm 榴弹弹载控制系统

控制系统如图 10, 控制组件部分主要包括接收信息的 GPS 天线和高动态接收机, 处理信息、产生控制信号的弹载 DSP 处理器等。控制组件的主要功能是接收 GPS/INS 信息, 弹载 DSP 处理器将接受的信息处理后, 产生控制指令, 控制电路起爆点火具, 使拨销器动作完成修正机构的动作, 使阻尼器张开完成修正功能。如果没有获取到 GPS/INS 的导航信息, 按照预装订的解算时间产生控制指令。出现以上 2 种情况, 弹载 DSP 都会 GPS/INS 数据存

储(没有导航数据则为 0)和阻尼器张开时间存储在弹载存储器上, 供回收分析。

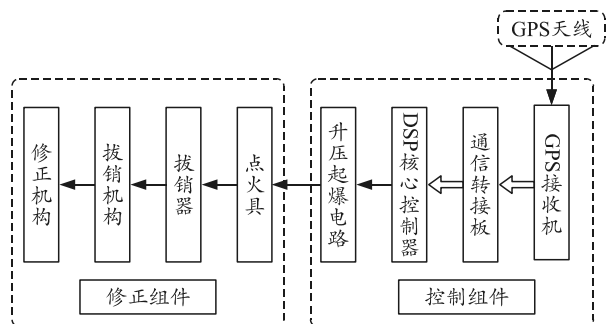


图 10 控制系统组成

3.2.2 100 mm 榴弹实弹射击试验

试验前的工作步骤如下: 1) 通过弹上装定接口对弹丸进行目标射程、弹丸信息、与卫星星历等相关信息的装定; 2) 装药; 3) 弹丸进入待发状态。弹丸装定信息前、装定中的状态如图 11 所示。

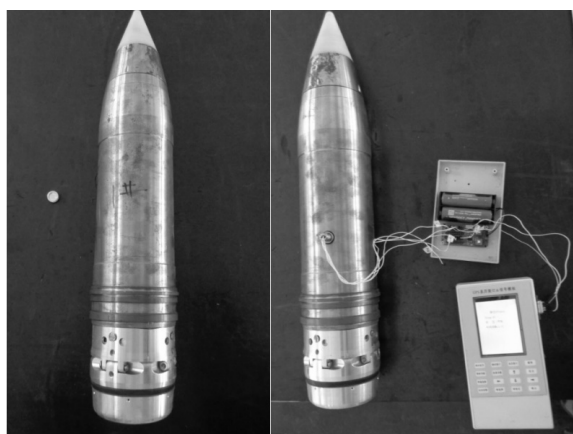


图 11 100 mm 榴弹在装定信息前和装定信息中的状态

实验分为 2 组, 第 1 组 1#为无控弹, 第 2 组 2#, 3#, 4#, 5#, 6#为修正弹。实验参数: 1) 装定星历的星数为 8 颗; 2) 弹丸基本参数, $m=13.5 \text{ kg}$, $d=100 \text{ e-3 m}$, $i_{43}=2.1$, $\lambda=4.5$; 3) 射角 30° ; 4) 修正弹丸的预定目标射程 4 400 m, 预装定的阻尼器张开时间为 11.99 s; 5) 试验地点, 西安 051 基地靶场。

100 mm 榴弹初速高且射程较远, 弹丸落地会比较深, 靶场又处于平原泥地, 所以试验后成功收回的弹丸只有 2#、3#和 6#, 雷达系统成功地跟踪了 5 发弹丸, 但是修正弹 4#的雷达跟踪失败。落点坐标值如表 4 所示。修正弹的实际修正后射程为 4 520 m 左右, 与预定目标射程 4 400 m 相差 120 m, 说明试验前预设的弹型系数 2.1 有可能是造成结果偏差的原因之一^[10]。

表 4 弹丸落点的弹道数据

弹标号	X/m	Y/m	Z/m	v/(m/s)	实时数据
1#	5 204.7	102.9	61.7	103.1	—
2#	4 517.9	51.3	60.9	136.2	有
3#	4 509.3	55.3	63.4	142.3	无
4#					
5#	4 530.2	60	58.3	137.6	—
6#	4 500.1	35.2	57.6	139.6	有

将回收的 3 个弹的数据都通过上位机读取出来, 发现: 2#的定位数据从发射后的 6.4 s 开始出现, 张开时间为定位后的 5.91 s, 即发射后的 12.31 s; 3#的导航数据为 0, 展开时间为预装定的 11.99 s; 6#的定位数据从发射后的 5.9 s 出现, 张开时间为定位后的 5.73 s, 即发射后的 11.63 s。得出结论: 装定器的星历装定功能, 能够实现弹载 GPS/INS 系统的热启动, 在 6 s 左右定位; 在没有收到导航数据的情况下, 装订器预装订的数据也能使弹载 DSP 发出控制指令, 成功展开阻尼器实现弹道修正。

4 结论

综上所述, 笔者设计的装定器能够满足实验要求, 具有快速结算与装定的功能。下一步研究方向: 优化结算算法, 修改数学模型, 进一步提高其落点预测精度, 并使用无线装定技术。

参考文献:

- [1] 黄建军. 基于 DSP 的智能火箭弹核心控制器研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
- [2] 张强, 高敏, 余建华. 一维修正弹引信 DCM 启动时间快速计算方法研究[J]. 探测与控制学报, 2004, 26(1): 28-31.
- [3] 宋坤. 面向 GPS 信号失锁时 SINS/GPS 紧组合算法研究与仿真实验[D]. 南京: 东南大学, 2013.
- [4] 李向东, 钱建平, 曹兵. 弹药概论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [5] 张新华. 硅基 OLED 微显示器驱动技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2014.
- [6] 雷晓云, 张志安. 基于蒙特卡罗法的一维弹道修正弹落点精度分析[J]. 系统仿真学报, 2016(7): 1685-1691.
- [7] 张志安, 雷晓云. 基于 GPS 的全程可控修正弹增阻系数的研究与实现[J]. 南京理工大学学报(自然科学版), 2015, 39(4): 460-466.
- [8] 陈俊. 一维弹道修正弹修正机构及控制算法研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
- [9] 崔瀚, 焦志刚, 杨秀英. 基于 Unity3D 的火炮外弹道虚拟视景仿真系统[J]. 兵工自动化, 2017, 36(10): 1-5.
- [10] 赵静. 一维弹道修正弹修正机构设计与研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2015.