

基于数传电台的靶弹微波源辅助控制系统设计

王刚, 刘基睿, 杜江

(中国人民解放军91851部队, 辽宁葫芦岛 125001)

摘要: 为提高靶弹微波源工作可靠性和天线指向控制精度, 设计了一型靶弹微波源辅助控制系统, 实现了靶弹微波源工作异常时的天线指向控制; 该系统用卫星导航接收机获取靶弹和目标舰位置信息, 用数传电台上传目标舰位置信息, 用靶弹和目标舰位置信息在发射坐标系下计算微波源天线角度并对微波源天线进行辅助控制; 对该系统弹载微波源辅助控制设备与地面站数据综合器的设备结构、软件和硬件进行了详细设计, 弹载微波源辅助控制设备可以实现微波源的辅助控制, 地面站可实现接收靶弹下传数据同时上传安控指令和目标舰位置信息; 经过对样机的半实物仿真测试表明, 该系统对微波源天线的实时控制精确可达 0.5° 。

关键词: 靶弹; 数传电台; 微波源; 辅助控制。

Design of Auxiliary Control System for Target Missile Microwave Source Based on Data Transceiver

WANG Gang, LIU Jirui, DU Jiang

(Unit 91851 of PLA, Huludao 125001, China)

Abstract: In order to improve the reliability of target missile microwave source and the accuracy of antenna pointing control, a type of target missile microwave source auxiliary control system is designed, and the antenna pointing control is realized when the target missile microwave source workes abnormally. The satellite navigation receivers is used to obtain the target missile and ship target position information in this system, the data transceiver is used to upload the ship target position information, by using the target missile and ship target position information, the microwave source antenna angle is calculated in the launch coordinate system, and the microwave source antenna is performed by the auxiliary control. It is designed in detail that the structure, software and hardware of the missile-borne microwave source auxiliary control equipment and the ground station data synthesizer. The missile-borne microwave source auxiliary control equipment can realize the auxiliary control of the microwave source. The ground station can receive the target missile data, and the safety control instruction and target ship position information are updated at the same time. the test result of the prototype hardware in the loop simulation shows that, the system accuracy in the real-time control of microwave source antenna can reach 0.50.

Keywords: target missile; data transceiver; microwave source; auxiliary control

0 引言

靶弹用于模拟敌方来袭的导弹, 是考核鉴定防空武器防空反导能力的重要靶标^[1], 用拦截靶弹的试验结果评价防空武器系统性能的可信度, 在很大程度上取决于靶弹模拟敌方导弹的逼真程度, 因此靶弹除了能够模拟敌方导弹的飞行速度与高度等弹道特征外, 还需要模拟导弹微波与红外等辐射特性^[2]。靶弹的微波源可以模拟敌方导弹末制导雷达的电磁辐射特性, 靶弹给防空武器供靶时, 需要控制微波源天线实时对准防空武器所在目标舰以模拟敌方导弹末制导雷达的工作过程^[3]。

某型靶弹由退役的飞航式反舰导弹改装而成, 原导弹末制导雷达改装成微波源^[2]。利用退役导弹改装靶弹可以节约导弹退役报废费用和防空导弹用靶费用, 是一种经济而有效的靶标开发模式^[4-5], 但退役导弹改靶弹也存在着因

弹上元器件老化导致的故障率高, 工作不可靠等问题。由末制导雷达改装的微波源较靶弹其它系统技术状态复杂, 故障率更高^[2], 为提高微波源可靠性, 以往的微波源辅助控制系统仅进行弹上自主控制, 即当弹载计算机判断微波源波束无法捕捉并稳定跟踪目标舰时, 利用弹载卫星定位信息和预先装订的目标舰位置解算出微波源天线的预定方向并对微波源天线方向进行控制。这种方式仅适用于目标舰位置固定的情况, 且受目标舰就位点误差影响较大; 当目标舰位置不确定时, 则无法进行天线辅助控制。为使微波源辐射的波束能够精准照射目标舰, 以模拟敌方导弹攻击时的雷达微波照射过程, 本文对原微波源辅助控制系统进行改进设计, 使靶弹在飞行供靶过程中微波源能够稳定、可靠、准确照射目标舰。

本文的微波源辅助控制系统基于数传电台开展设计。靶弹加装数传电台可以将靶弹飞行的实时位置和弹载设备

收稿日期:2022-04-07; 修回日期:2022-05-13。

作者简介:王刚(1984-),男,辽宁宽甸人,硕士,工程师,主要从事靶弹系统设计方向的研究。

引用格式:王刚,刘基睿,杜江. 基于数传电台的靶弹微波源辅助控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(8):122-128.

工况信息下传到数传地面站^[6], 同时数传地面站能够将安控指令和目标舰位置信息上传至弹载数传电台。靶弹作为一种消耗性产品, 加装遥测等专用测控设备价格昂贵且通用性受到限制^[7]。数传电台具有技术成熟、采购渠道通畅、效费比高、开发难度小等优点^[8-9], 用数传电台作为靶弹通用型测控设备可以有效降低成本^[10-11]。利用靶弹数传电台安控指令上行链路上传目标舰位置信息, 用目标舰实时位置信息和靶弹实时位置信息解算微波源天线角度进而控制辐射源微波波束对准目标舰, 可以有效提高辐射源的工作可靠性和对准精度。靶弹供靶时, 靶弹和目标舰在视距范围内时弹载微波源开机工作, 视距范围内可以保证弹载数传电台与安装于目标舰的数传地面站正常通信。

1 靶弹微波源辅助控制系统总体设计

1.1 系统工作原理

靶弹微波源通过天线辐射微波波束照射目标舰并接收目标舰反射的微波回波, 当微波源工作正常时, 微波源通过接收照射目标舰的回波自动捕捉并跟踪目标舰^[12]。微波源能够输出天线角度电压信号、与目标舰之间的距离电压信号、捕捉指令开关量信号, 捕捉指令即微波源捕捉目标后发出该指令。通过天线角度电压信号、距离电压信号、捕捉指令信号可以判断出微波源是否捕捉目标, 捕捉的目标是否为目标舰。当微波源无法捕捉目标或捕捉的目标不是目标舰时, 靶弹微波源天线辅助控制系统将根据靶弹与目标舰的位置解算微波源天线的理论角度, 向微波源输出辅助控制指令和天线指向控制电压对微波源天线进行控制。

1.2 系统硬件方案

图 1 是靶弹微波源辅助控制系统组成示意图, 该系统由安装于靶弹上的弹载微波源辅助控制设备和数传地面站组成, 靶弹供靶时数传地面站布设在目标舰上。弹载微波源辅助控制设备安装在靶弹上, 该设备由微波源辅助控制计算机、数传电台、卫星导航接收机等设备组成。图中航向角电压信号是靶弹航向陀螺输出的信号, 零点启动指令是靶弹起飞时刻发出的指令。微波源辅助控制计算机可以对天线角度电压、距离电压、航向角电压模拟量、捕捉指令、零点启动指令开关量进行采样, 同时输出辅助控制指令开关量信号和天线指向控制电压模拟量信号; 通过串口接收卫星导航接收机的卫星定位数据和数传电台接收的目标舰位置信息。数传地面站由数据处理计算机、数据综合器、数传电台、卫星导航接收机组成。数据处理计算机用于接收、处理、显示靶弹下传的工作状态数据以及目标舰的位置数据; 数据综合器用于接收卫星导航接收机数据、向数传电台发送目标舰位置数据、接收靶弹数传电台收到的靶弹工作状态数据, 同时对数传电台上行和下行数据的传输时隙进行分配。

1.3 微波源天线指向角计算方法

在靶弹供靶过程中, 当微波源无法捕捉并跟踪目标舰时, 微波源辅助控制系统根据靶弹位置和目标舰位置计算微波源的天线指向角。靶弹位置和目标舰位置在靶弹发射

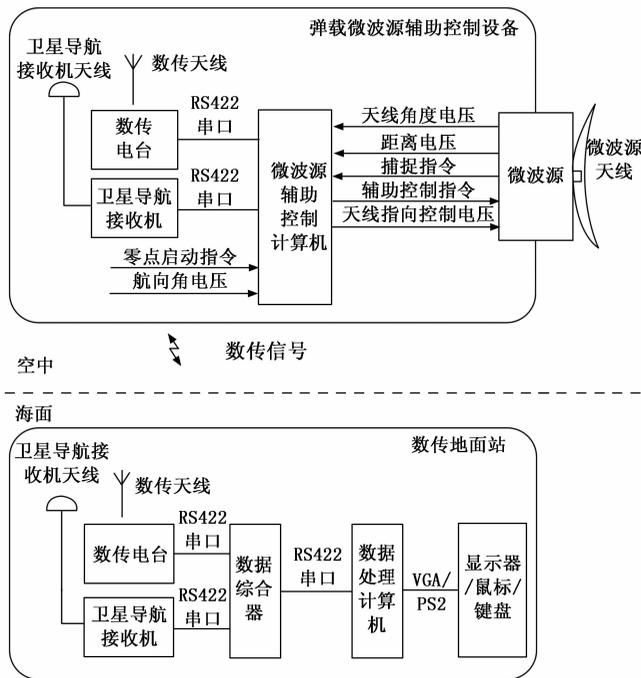


图 1 靶弹微波源辅助控制系统框图

坐标系下计算, 已知靶弹发射点的经度为 L 、纬度为 B 、高度为 H 、射向为 α ; 靶弹飞行时, 弹载卫星导航接收机实时输出靶弹的地心直角坐标系坐标 X_1, Y_1, Z_1 , 要获取靶弹的发射系坐标, 可用以下公式计算^[13]:

$$\begin{cases} a = 6378137 \\ e^2 = 0.00669437999013 \end{cases} \quad (1)$$

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} \quad (2)$$

$$\begin{cases} X_0 = (N + H) \cos B \cos L \\ Y_0 = (N + H) \cos B \sin L \\ Z_0 = [(N + H) - e^2 N] \sin B \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin L \sin \alpha - \cos L \sin B \cos \alpha & \cos L \sin \alpha - \sin L \sin B \cos \alpha \\ \cos L \cos B & \sin L \cos B \\ -\sin L \cos \alpha + \cos L \sin B \sin \alpha & \cos L \cos \alpha + \sin L \sin B \sin \alpha \\ \cos B \cos \alpha \\ \sin B \\ -\cos B \sin \alpha \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} X_D \\ Y_D \\ Z_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 - X_0 \\ Y_1 - Y_0 \\ Z_1 - Z_0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式 (1) ~ (5) 中, a 为地球椭球长半径, e 为子午椭圆第一偏心率, 地球椭球参数均采用 WGS-84 坐标系参数。 X_0, Y_0, Z_0 是发射点地心直角坐标, $A_{11} \sim A_{33}$ 为发射点地心直角坐标到发射系坐标的坐标变换矩阵, X_D, Y_D, Z_D 为靶弹的发射系

坐标, 其中 X_D 指向靶弹发射方向, Z_D 即为靶弹弹道侧偏值。目标舰在靶弹发射系坐标下的位置坐标 X_J, Y_J, Z_J 同样可以用式 (5) 的计算方法得出。已知位于目标舰上的数传地面站卫星导航接收机实时输出的地心直角坐标为 X_2, Y_2, Z_2 , 则目标舰在靶弹发射系坐标下的位置坐标 X_J, Y_J, Z_J 计算过程如公式 (6):

$$\begin{bmatrix} X_J \\ Y_J \\ Z_J \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_2 - X_0 \\ Y_2 - Y_0 \\ Z_2 - Z_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

图 2 是靶弹和目标舰在靶弹发射坐标系下的位置示意图, 该靶弹航向控制通道采用航向角 PID 稳定控制回路, 为了抵消侧向风对靶弹弹道侧偏的影响, 靶弹发射时会装定风修角^[14], 装定风修角将使靶弹飞行时会存在一个航向角 φ , 因此计算靶弹微波源天线指向角时, 需要考虑航向角 φ 对微波源天线指向角的影响。图 2 中 β 是发射坐标系下目标舰与靶弹发射方向的夹角, φ 是靶弹航向角, q 是目标舰与靶弹弹轴方向夹角, 即微波源的天线指向角。图中角 β 可由公式 (7) 计算, 因此 q 可由公式 (8) 计算, 靶弹和目标舰距离用公式 (9) 计算。

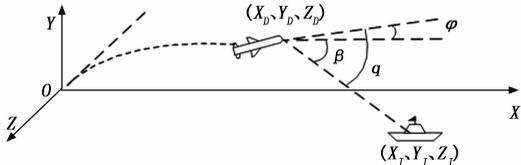


图 2 靶弹和目标舰在靶弹发射坐标系下的位置示意图

$$\beta = \arctan\left(\frac{Z_J - Z_D}{\sqrt{(Y_J - Y_D)^2 + (X_J - X_D)^2}}\right) \quad (7)$$

$$q = \beta + \varphi = \arctan\left(\frac{Z_J - Z_D}{\sqrt{(Y_J - Y_D)^2 + (X_J - X_D)^2}}\right) + \varphi \quad (8)$$

$$L = \sqrt{(X_J - X_D)^2 + (Y_J - Y_D)^2 + (Z_J - Z_D)^2} \quad (9)$$

2 微波源辅助控制设备硬件与软件设计

2.1 硬件设计

弹载微波源辅助控制设备电路示意图如图 3 所示, 该设备由接口适配电路、计算机模块、数传电台和卫星导航接收机组成。接口适配电路由模拟电压信号运放电路、开关量隔离电路和继电器控制电路组成。该型靶弹飞行控制系统采用模拟电路体制^[15], 弹上模拟量电压信号范围为 $\pm 15 \text{ V}$, 开关量信号电压范围为 $0/+27 \text{ V}$, 而计算机模块为数字电路, AD、DA 芯片采样和输出的模拟量电压范围为 $\pm 10 \text{ V}$, 开关量信号电压范围为 $0/+3.3 \text{ V}$, 接口适配电

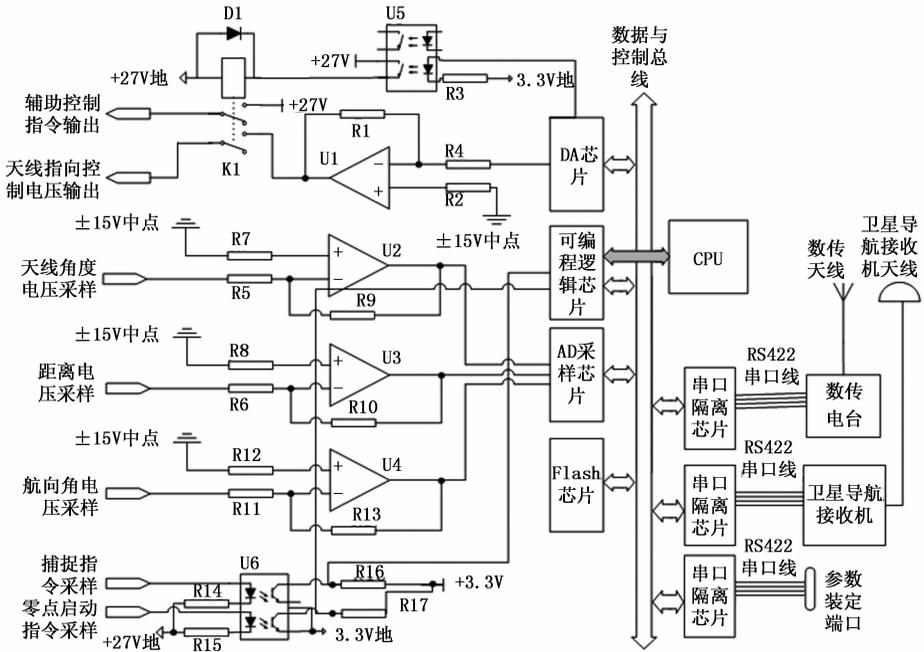


图 3 弹载微波源辅助控制设备电路示意图

路可以对靶弹信号和计算机模块之间传输的信号进行适配和控制。图 3 中运放 U1、U2、U3、U4 构建了反向比例运算电路对输入和输出的模拟量信号进行调压和隔离。光耦 U6 将捕捉指令和零点启动指令隔离后输出给可编程逻辑芯片用于开关量采样。固态继电器 U5 将可编程逻辑芯片输出的开关量信号隔离转换成 $+27 \text{ V}$ 有效的信号用于控制继电器 K1, 继电器 K1 用来控制辅助控制指令和天线指向控制电压的输出, 当微波源辅助控制设备对微波源天线进行辅助控制时, K1 继电器常开点闭合, 输出辅助控制指令和天线指向控制电压; 微波源辅助控制设备不进行辅助控制时, K1 继电器常开点断开, 辅助控制指令和天线指向控制电压输出端处于悬空状态。

微波源辅助控制设备计算机模块由 AD 模拟量采样芯片、DA 模拟量输出芯片、串口隔离芯片、Flash 芯片、可编程逻辑芯片和 CPU 构成。AD、DA、串口隔离芯片、Flash 与可编程逻辑芯片之间通过数据与控制总线进行通信; AD、DA 芯片用于模拟量采样与输出; Flash 用于装定和存储靶弹发射点位置、射向等任务参数; 串口隔离芯片以隔离的方式构建 RS422 串行通信端口, 用于与数传电台、卫星导航接收机及参数装订设备进行通信; 可编程逻辑芯片用于构建 16 位数据总线与控制总线, 同时构建了串口数据输入与输出缓存用于收发 RS422 串口数据。可编程逻辑芯片与 CPU 之间采用并行总线进行通信, CPU 内部用于运行微波源天线辅助控制程序。数传电台与卫星导航接收机选用成熟应用的货架产品, 与计算机模块之间采用 RS422 串口进行通信。

2.2 软件设计

CPU 内部运行的微波源天线辅助控制程序如图 4 所示。该程序可完成接收数传电台、卫星导航接收机的串口数据,

对模拟量和开关量输入信号进行采样并判断靶弹和微波源的工作状态; 根据靶弹和微波源工作状态确定是否输出辅助控制指令; 根据靶弹位置和目标舰位置计算微波源天线角度并由 DA 芯片输出; 将模拟量与开关采样数据以及辅助控制设备的工作状态数据通过数传电台上传至数传地面站。

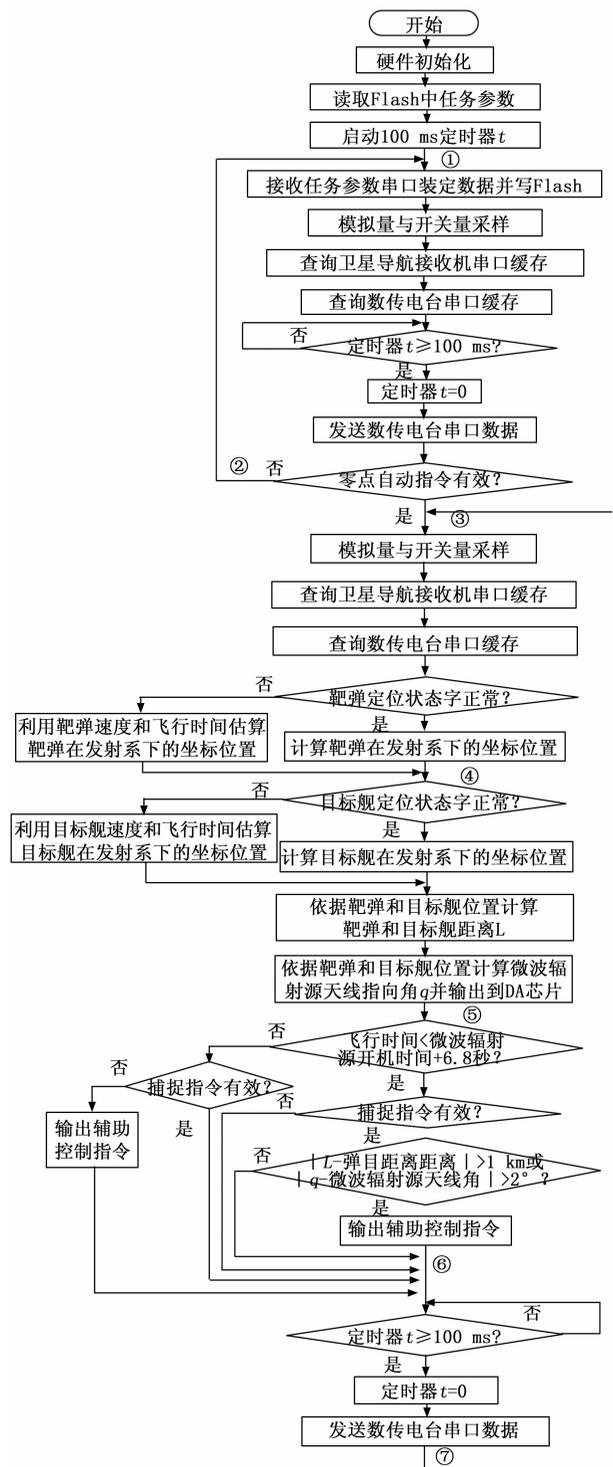


图 4 微波源天线辅助控制程序

图 4 中程序以周期循环的方式运行, 循环周期为 0.1 s, 每个循环周期查询接收一次卫星导航接收机串口数据和数

传电台串口数据, 发送一次数传电台串口数据。图 4 中程序开始后, 首先读取 Flash 中装定的任务参数而后将定时器置零。程序流程中①到②为靶弹发控循环, 该部分程序在靶弹发射前的发射控制阶段执行, 用于接收参数装订设备装定的参数、模拟量与开关量采样, 接收卫星导航接收机和数传电台串口缓存数据, 定时器计时达到 0.1 s 后, 定时器置零重新计时并向地面站发送数传电台串口数据。发控流程中最后判断零点启动指令的状态, 零点启动指令无效时进入下一发控循环。当零点启动指令有效后, 程序进入飞控循环, 即流程图中③到⑦部分, 该部分程序在靶弹发射后的飞行控制阶段执行。

飞控循环程序中, 首先执行模拟量与开关量采样, 而后查询卫星导航接收机和传电台串口缓存; 当卫星导航接收机定位正常时, 用公式 (5) 计算靶弹在发射坐标系下的位置; 若卫星导航接收机定位异常, 用靶弹飞行速度和飞行时间估算靶弹位置。获取靶弹位置后, 程序判断数传电台接收到的目标舰卫星导航接收机定位状态; 当目标舰卫星导航接收机定位正常时, 用公式 (6) 计算目标舰在发射坐标系下的位置; 当目标舰卫星导航接收机定位异常时, 用目标舰预定航速、航向来估算目标舰位置。获取靶弹和目标舰的位置后, 用公式 (9) 计算靶弹和目标舰距离 L、用公式 (8) 计算微波源天线指向角 q 并将该角度输出到 DA 芯片。程序⑤到⑥用于判断微波源是否正常捕捉目标舰, 并在捕捉目标舰异常时输出辅助控制指令。程序⑤到⑥执行完毕后, 等待定时器时间达到 0.1 s 后, 定时器置零并发送数传电台串口数据, 而后重新开始下一个飞控循环。

3 数传地面站硬件与软件设计

3.1 硬件设计

数传地面站用于接收靶弹下传的数传电台数据, 同时上传地面站的位置信息和安控指令。为实时获取目标舰的位置信息, 数传地面站需布设到目标舰上。数传地面站由数据处理计算机、数据综合器、数传电台、卫星导航接收机组成, 数传地面站组成如图 5 所示。数传地面站数据处理计算机用于接收、处理、显示靶弹下传的工作状态数据以及目标舰的位置数据, 数据综合器可以接收安控指令、显示靶弹安控状态、发送目标舰位置信息和安控指令信息、接收靶弹数传电台下传的靶弹工作状态数据, 同时对发送和接收数据的传输时隙进行分配。靶弹有四条安控指令, 分别为自检指令、解锁指令、复位指令、自毁指令。自检指令用于检查弹上和地面的数传链路是否正常, 自毁指令用于控制靶弹完成自毁, 解锁和复位指令作为自毁指令的保险使用, 在发自毁指令前需要发解锁指令已打开靶弹自毁保险, 恢复靶弹自毁保险则需要发送复位指令。

图 5 是数据综合器电路原理图, 图中固态继电器 U1、U2、U3 用于驱动“电源/数传信号”、“地面站定位正常”“自检”、“解锁”、“复位”、“自毁”LED 状态灯。“电源/数传信号”LED 灯在数传地面站开机后未收到弹载数传电台信号时处于常亮状态, 当数传地面站收到弹载数传电台信

号时处于闪烁状态；“地面站定位正常” LED 灯用于显示地面站卫星导航接收机的定位状态；“自检”、“解锁”、“复位”、“自毁” LED 灯可以显示靶弹下传数据中靶弹的安控状态。光耦 U4、U5 用于隔离检测“自检”、“解锁”、“复位”、“自毁”按钮信号，“自检”、“解锁”、“复位”、“自毁”按钮用于控制数传地面站向靶弹发送安控指令。图中可编程逻辑芯片除完成开关量采样和输出外，还作为三路 RS422 串口通信的缓存区使用，Flash 芯片用于存放安控指令码数据，CPU 芯片用于运行数传地面站软件。

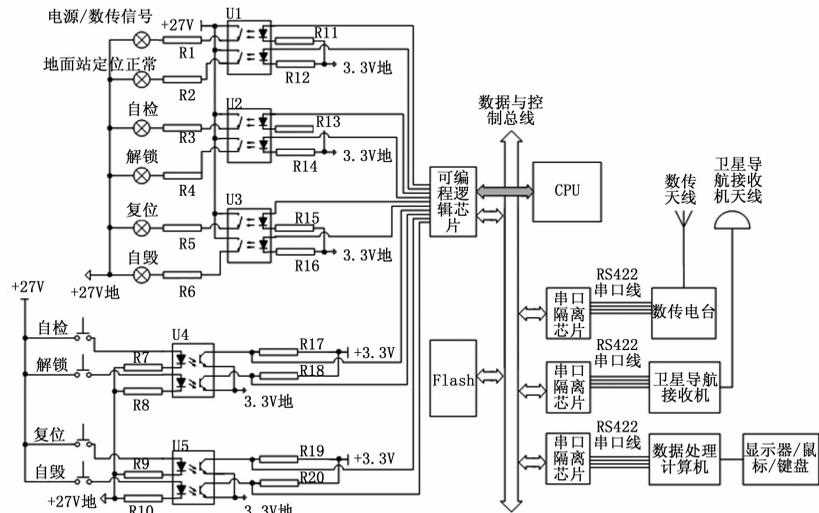


图 5 数据综合器电路原理图

3.2 数据传输时隙设计

因数传电台采用半双工工作模式，同一时刻只能选择下传或上传一种工作模式，系统工作时需对数传电台的发送或接收时序进行控制，地面站数据综合器可对靶弹下传数据和地面站上传数据时序进行控制，弹载数传设备循环周期为 0.1s，即 100 ms，数传电台传输率为 38 400 bps，数据格式为 8 数据位、1 起始位、1 停止位，下传字节数为 149 字节，弹载数传设备下传耗时为： $149 \times (1 + 8 + 1) / 38\ 400 = 0.0388\text{ s} = 38.8\text{ ms}$ 。地面站在接收到靶弹下传数据后，间隔 28 ms 开始上传数据，上传数据长度为 20 字节，上传耗时： $20 \times (1 + 8 + 1) / 38\ 400 = 0.0052\text{ s} = 5.2\text{ ms}$ 。图 6 为弹载数传设备和数传地面站传输时隙分配图，上传数据和下传数据之间间隔 28 ms 用于电台的收发模式转换。

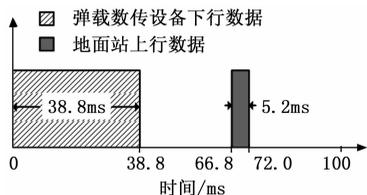


图 6 数传时隙分配图

3.3 软件设计

为了能准确控制上传数据和下传数据的时隙，数据综合器需要对接收到的下传数据进行准确计时，为提高计时精度，数据综合器内部软件采用 1 ms 为周期的循环。数据

综合器内部软件流程如图 7 所示。数据综合器上电后首先进行硬件初始化、读取 Flash 中的安控指令码、1 ms 循环计数置零、安控指令状态字置零、启动 1 ms 定时器。程序流程中①~②用于开关量采样，接收卫星导航接收机和数传电台串口缓存数据，并对“自检”、“解锁”、“复位”、“自毁”按钮开关量采样结果进行计数。②~③用于确定“自检”、“解锁”、“复位”、“自毁”按钮的采样结果，为了消除按钮抖动和干扰，连续 100 个循环采样均有效时认为按钮采样有效。程序流程③~④用于判断地面站卫星导航接收机定位状态，当地面站卫星导航接收机定位正常时，点亮“地面站定位正常”灯；地面站卫星导航接收机定位异常时，“地面站定位正常”灯熄灭。程序流程④~⑤接收地面站数传电台串口数据，当收到弹上下传的 149 字节完整数据帧时，循环计数 i 置零；未收到完整数据帧时 i 进行累加计数，当 i 累加到 101 时停止累加计数。程序流程⑤~⑥用来控制“电源/数传信号”灯显示，当循环计数 i 大于 50 时“电源/数传信号”灯亮，否则“电源/数传信号”灯灭，该控制逻辑可以使“电源/数传信号”灯在地面站收到弹载数传电台数据时闪烁显示，未收到弹载数传电台数据时常亮显示。程序流程⑥~⑦用于根据弹上下传的安控指令接收状态控制“自检”、“解锁”、“复位”、“自毁”LED 状态灯，若循环计数 $i = 101$ 则接收弹上下

传的数据间隔超过 100 ms，此时将“自检”、“解锁”、“复位”、“自毁”LED 状态灯熄灭。程序流程⑦~⑧等待 1 ms 循环周期结束，将定时器置零，控制向弹上发送上行数据，上行数据在 $i = 28$ 时发送，即接收完下行数据等待 28 ms 后发送上行数据。

4 试验结果分析

4.1 试验设计

为验证靶弹微波源辅助控制系统的功能和性能，用靶弹模拟飞行弹道，目标舰模拟航迹、微波源模拟回波对靶弹微波源辅助控制系统进行半实物仿真测试。靶弹模拟飞行弹道和目标舰模拟航迹用卫星导航信号模拟器以卫星导航信号的形式输出。卫星导航信号模拟器是一种高精度的标准信号源^[16-17]，它根据载体动态特性、电离层和对流层等因素对卫星信号的影响，模拟产生卫星导航接收机接收到的各颗卫星的高动态导航信号，为微波源辅助控制系统测试提供高精度仿真环境，同时还可以作为标准，检验卫星导航接收机的测量精度^[18]。微波源模拟回波用程控微波信号源产生，程控微波信号源通过喇叭天线向微波源发送微波信号模拟微波源照射目标舰产生的回波。

半实物仿真测试中，用基于 PXI 总线的虚拟仪器构建一套测试设备，测试设备的模拟量和开关量信号端口与弹载微波源辅助控制设备的接口适配电路信号端口相连，同时测试设备用 RS422 串口对程控微波信号源输出的微波信

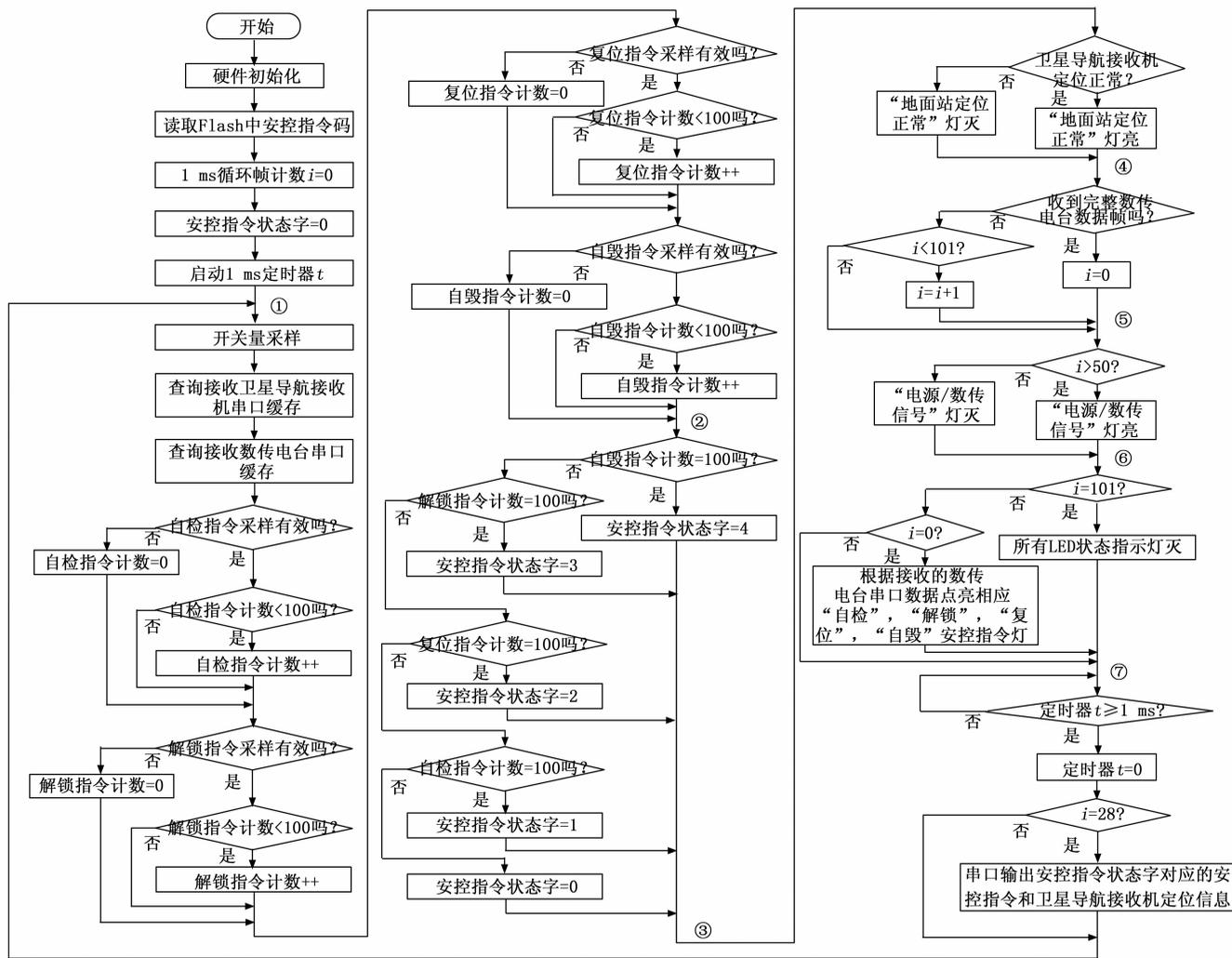


图 7 地面站数据综合器软件流程图

号进行控制。测试设备模拟量和开关量信号端口特性见表 1, 测试设备与靶弹微波源辅助控制系统连接关系图见图 8。

表 1 测试设备模拟量、开关量信号端口特性

| 序号 | 测试设备名称 | 信号性质 | 电压范围/ V |
|----|----------|-------|---------|
| 1 | 天线角度电压 | 模拟量采样 | -15~+15 |
| 2 | 距离电压 | 模拟量采样 | -15~+15 |
| 3 | 捕捉指令 | 开关量采样 | 0/27 |
| 4 | 辅助控制指令 | 开关量采样 | 悬空/27 |
| 5 | 天线指向控制电压 | 模拟量采样 | -15~+15 |
| 6 | 零点启动指令 | 开关量输出 | 0/27 |
| 7 | 航向角电压 | 模拟量输出 | -15~+15 |

半实物仿真过程如下: 首先用靶弹模拟弹道和目标舰模拟航迹计算出微波源天线的理论角度; 而后启动测试设备和靶弹微波源辅助控制系统, 测试设备“零点启动指令”输出 +27 V 让弹载微波源辅助控制设备进入飞控循环程序, 同时卫星导航信号模拟器输出靶弹弹道和目标舰航迹的模拟卫星导航信号; 在靶弹模拟飞行过程中, 测试设备控制

程控微波信号源输出模拟回波信号, 同时对天线角度电压、距离电压、捕捉指令、辅助控制指令、天线指向控制电压进行采样监测; 最后将微波源天线角度电压采样结果与理论角度与进行比较。

4.2 结果分析

半实物仿真条件为: 微波信号源天线置于微波源天线电轴 0° 位置, 回波信号延迟的等效距离与靶弹模拟弹道和目标舰模拟航迹实时计算出的距离保持一致, 微波源开机时间为 25 s。图 9 是天线角度电压采样结果与天线理论角度的比较示意图。靶弹飞行 25 s 时, 微波源开机并成功捕捉回波, 此时微波源天线角度为 0°, 与天线理论角度不一致, 微波源辅助控制起控。微波源辅助控制起控后, 微波源辅助控制计算机输出天线指向控制电压, 控制天线向理论角度偏转, 微波源辅助控制功能正常, 系统软件和硬件实现了设计功能要求。从图 9 中可见, 天线角度电压采样结果与理论角度之间误差最大值为 0.5°, 该误差为系统整体误差, 包括定位误差、控制误差、采样误差等, 该误差满足对天线指向精确控制的要求。

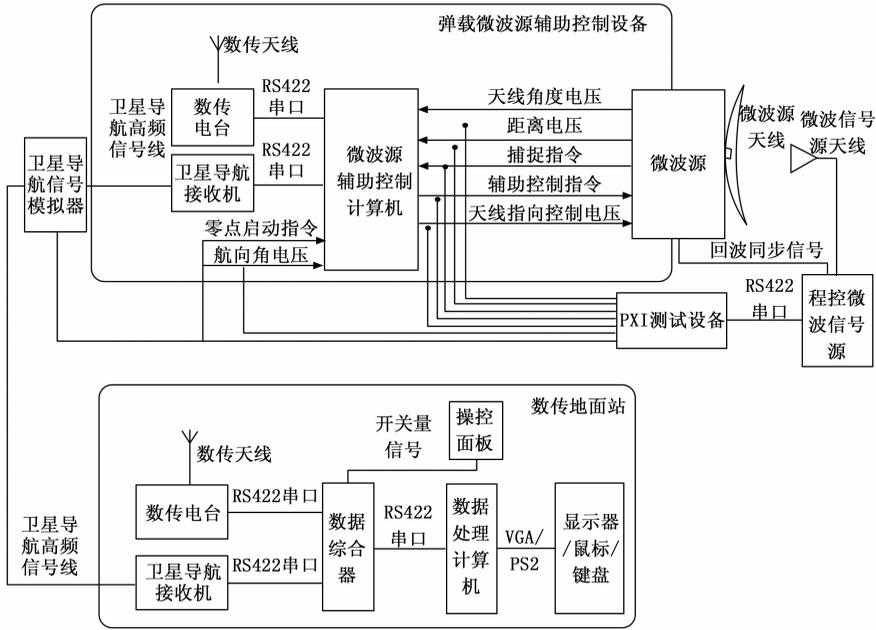


图 8 测试设备与靶弹微波源辅助控制系统连接关系

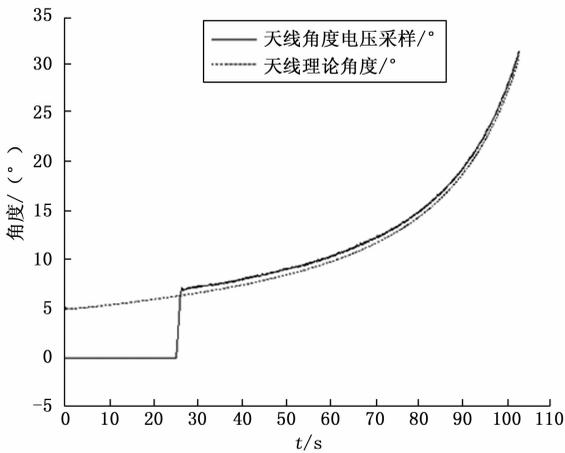


图 9 天线控制精度仿真结果

5 结束语

本文以数传电台为基础，依托卫星导航接收机的定位功能，对靶弹微波源辐射辅助控制系统的总体功能与结构、软件和硬件进行了详细设计。该系统在兼顾对靶弹飞行状态进行监测和发送安控指令的同时，可以实现对靶弹微波源天线指向进行辅助控制，当微波源天线捕捉目标舰不稳定时，利用靶弹和目标舰在发射坐标系下的位置信息来计算天线理论角度并去控制天线指向。该系统解决了退役导弹雷达改装为微波源后工作可靠性低、控制精度差等问题。

参考文献:

[1] 周旦辉. 靶弹系统发展的某些新特点 [J]. 现代防御技术, 2007, 35 (2): 27-30.
 [2] 陈涛, 杜江. 一种靶弹微波辐射源辅助控制系统的设计 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (5): 66-68.
 [3] 马洪霞, 梁彦. 某有源靶弹微波源程序指向系统的设计与实

现 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (9): 121-125.
 [4] 张团, 张国伟, 徐立新. 低成本中高空超音速靶弹弹道优化设计 [J]. 火箭与制导学报, 2010 (2): 198-200.
 [5] 张邦楚, 韩子鹏. 巡航导弹模拟靶平飞弹道设计 [J]. 弹道学报, 2003, 15 (2): 28-34.
 [6] 王刚, 齐跃, 吴彦卓. 基于数传电台的靶弹测控系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (8): 152-157.
 [7] 马培圣, 杨柳庆, 肖前贵, 等. 基于数传电台的靶用型无人机测控系统 [J]. 测控技术, 2016, 35 (12): 75-78.
 [8] FIROUZEH Z H, et al. Design and implementation of ground station antennas for UAV data radio link in UHF band [C] // 2006 2nd International Conference on Information & Communication Technologies, 2006: 2195-2200.
 [9] 姚奇松. 遥控遥测系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
 [10] 张锡宪. 无人机测控中数据传输系统设计与实现 [D]. 成都: 电子科技大学, 2009.
 [11] 淳于江. 无人机的发展现状与展望 [J]. 飞航导弹, 2005, 2: 3-7.
 [12] 唐国富, 邵宗舜. 飞航导弹雷达导引头 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1991.
 [13] 张守信. 外弹道测量与卫星轨道测量基础 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1992.
 [14] 闵昌万, 袁建平, 贾化民. GPS 修正侧向弹道偏差研究 [J]. 西北工业大学学报, 1997, 15 (3): 471-475.
 [15] 王刚, 张驰, 吴建业. 靶弹平飞高度拓展的设计与实现 [J]. 舰船电子工程, 2017, 37 (2): 38-41.
 [16] DONG L. IF GPS signal simulator development and verification [D]. Calgary, Alberta: Department of Geomatics Engineering, 2003.
 [17] 李世光, 杨军. 卫星导航信号模拟器现状与发展趋势 [J]. 现代电子技术, 2015, 38 (7): 131-134.
 [18] 李隽. 卫星导航信号模拟器体系结构分析 [J]. 无线电工程, 2006, 36 (8): 30-31.