

一种靶弹微波辐射源辅助控制系统的设计

陈涛, 杜江

(中国人民解放军 91851 部队, 辽宁 葫芦岛 125001)

摘要: 介绍了一种靶弹微波辐射源辅助控制系统。对辅助控制系统的工作原理进行深入分析, 给出了程序指向角的计算方法和控制过程, 并对系统硬件设计和软件实现进行概述, 最后通过试验数据进行仿真验证和误差分析。结果证明, 该系统性能可靠、误差满足要求, 提高了靶弹的供靶保障能力。

关键词: 靶弹; 微波辐射源; 辅助控制系统; 程序指向角; 误差分析

Design of An Auxiliary Control System For Microwave Radiation Source of Target Missile

Chen Tao, Du Jiang

(Unit 91851, Huludao 125001, China)

Abstract: An auxiliary control system for microwave radiation source of target missile was introduced in this paper. The principle of auxiliary control system was analyzed in depth and the calculation method and control process of angle was given. Furthermore, a system hardware design and a software implementation were summarized. The simulation and error analysis were carried out through experimental results at last, which showed that the system performance was reliable, the error meets the requirements, and the target missile is improved.

Keywords: target missile; microwave radiation source; auxiliary control system; program direction angle; the error analysis

0 引言

靶弹是一种空中威胁目标的模拟系统, 用来模拟威胁目标的飞行速度与高度等运动特性、微波与红外等反射和辐射目标特性以及对抗特性。对舰空和空空武器系统试验与评价的可信度, 在很大程度上取决于空中靶弹模拟威胁目标的逼真程度。靶弹系统的使用将贯穿于各型防空反导武器系统科研试验和军事训练的始终, 不仅为武器系统试验提供一个攻击目标, 其性能更具有一个尺度作用, 直接关系到对武器装备的正确评价与应用, 最终影响能否将可靠的真正有战斗力的武器系统装备部队。

某型靶弹微波辐射源系统(以下简称微波源)由退役末制导雷达改装而成, 较靶弹其它系统技术状态复杂, 故障率高, 为提高微波系统的可靠性和供靶成功率, 需要建设一种靶弹微波源辅助控制系统。该系统能够在微波源工作模式失效后驱动天线自动对准目标, 用于武器系统飞行试验。

1 辅助控制系统工作原理

当弹上微波源收到开机指令时, 搜索电压送入天线组合, 使航向电机带动天线转板自起始位置在一定范围内搜索, 天线接收的回波能量经馈源传输后, 被转换成“和”、“差”二路信号, 分别经各路混频器转换成中频后送至接收组合的“和”、“差”通道, 进行放大检波, “差”通道中频信号又以“和”路中频信号的相位为基准进行相位检波, 获得目标偏离电轴的方位误差信息, 幅度正比于目标偏离电轴的方位角的大小, 极性表征目标偏离电轴的方向。方位误差信号经视频放大、峰值检

波得到比例于目标偏离电轴的方位直流误差信号, 此信号经校正、放大与变换, 成为航向电动机控制电压。在微波源捕捉信号和捕捉指令作用下, 航向电动机控制电压被接通, 使航向电机带动天线扭转板向着目标方位视线方向偏转, 航向由自动搜索转入自动跟踪, 当天线轴线与目标视线重合时, 角误差信号为 0, 天线扭转板停止转动, 微波源角跟踪回路形成闭环, 当目标在航向上运动时, 天线电轴始终对准目标, 角跟踪回路框图如图 1。

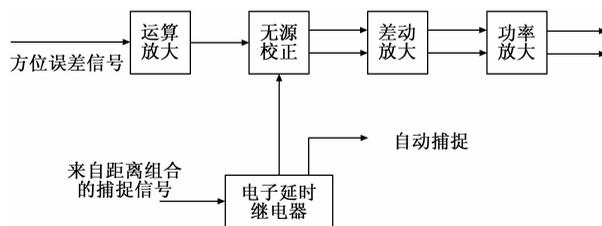


图 1 微波源角跟踪回路框图

波得到比例于目标偏离电轴的方位直流误差信号, 此信号经校正、放大与变换, 成为航向电动机控制电压。在微波源捕捉信号和捕捉指令作用下, 航向电动机控制电压被接通, 使航向电机带动天线扭转板向着目标方位视线方向偏转, 航向由自动搜索转入自动跟踪, 当天线轴线与目标视线重合时, 角误差信号为 0, 天线扭转板停止转动, 微波源角跟踪回路形成闭环, 当目标在航向上运动时, 天线电轴始终对准目标, 角跟踪回路框图如图 1。

当靶弹微波源工作正常时, 辅助控制系统不工作; 当微波源捕捉不稳或失捕后, 转入辅控系统工作状态。微波源辅助控制系统能根据靶弹理论弹道实时计算靶弹天线轴向与“目标”的夹角, 形成相应的“辅助控制电压”; 天线伺服机构输出的方位控制电压也送到“天线随动控制组合”, 形成现有的“天线位置电压”, 两者进行比较, 形成角度误差信号加到“继电器放大器”形成“天线电机控制电压”以驱动天线向减小角误差的方向转动直到角误差为零, 天线停止转动, 即天线停在设定的角度位置, 从而实现天线“自动跟踪”目标的目的。

对于靶弹, 微波源机械轴与弹轴有一个固定夹角, 记为 α , 靶弹与目标构成的视线角记为 β , 如图 2 所示。

靶弹微波源只负责照射目标舰, 不控制靶弹飞行, 靶弹保

收稿日期: 2018-03-13; 修回日期: 2018-03-30。

作者简介: 陈涛(1980-), 男, 辽宁葫芦岛, 工程师, 硕士, 主要从事导弹武器系统设计与研究。

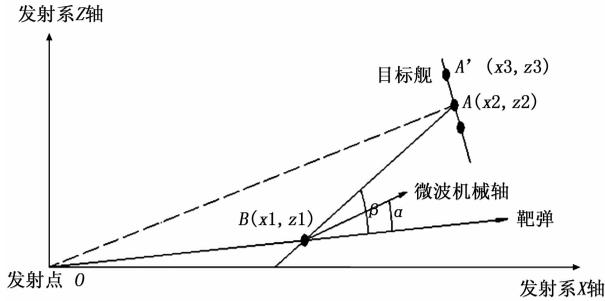


图 2 发射坐标系中靶弹、目标舰与导引头视线角关系

持匀速、定向平飞, 视线角 β 随靶弹、目标相对位置实时变化, 其几何关系如下:

以靶弹发射点 O 为原点, 以理论射向为 x 轴, 水平方向垂直 x 轴为 z 轴建立发射坐标系, t 时刻靶弹位置为 $B(x_1, z_1)$, 目标舰位置为 $A(x_2, z_2)$, 直线 OB 与直线 BA 夹角即为靶弹与目标构成的视线角 β , 计算公式为:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{(k_2 - k_1)}{(1 + k_1 \cdot k_2)} \quad (1)$$

式中, k_1 为直线 OB 斜率, k_2 为直线 BA 斜率。 $k_1 = \frac{z_1}{x_1}$,

$$k_2 = \frac{(z_2 - z_1)}{(x_2 - x_1)}。$$

靶弹位置 $B(x_1, z_1)$ 来自靶弹 GPS 数据, 目标舰位置 $A(x_2, z_2)$ 根据预定方案推算, B 点、 A 点坐标均为大地坐标 (B 纬度, L 经度, H 高度), 实际使用时先把大地坐标转换为地心直角坐标 (x, y, z) , 转换公式:

$$\begin{cases} x = (N + H)\cos B\cos L \\ y = (N + H)\cos B\sin L \\ z = [N(1 - e^2) + H]\sin B \end{cases} \quad (2)$$

式中, N 为椭球卯西圈曲率半径, H 为点沿法线至椭球的距离, 近似为大地高, e 为椭球第一偏心率。 N 、 e 按式 (3) 计算。

$$\begin{cases} N = \frac{a}{W} \\ W = (1 - e^2 \sin^2 B)^{\frac{1}{2}} \\ e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2} \end{cases} \quad (3)$$

式中, a 为常数, 数值为 6 378 137 m, e^2 为常数。再将地心直角坐标 (x, y, z) 转换为发射坐标系, 转换矩阵为:

$$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin\alpha_F \sin L_0 - \cos\alpha_F \cos L_0 \sin B_0 & & \\ & \cos B_0 \cos L_0 & \\ -\cos\alpha_F \sin L_0 + \cos L_0 \sin B_0 \sin\alpha_F & & \\ \sin\alpha_F \cos L_0 - \cos\alpha_F \sin B_0 \sin L_0 & \cos\alpha_F \cos B_0 & \\ \sin L_0 \cos B_0 & & \sin B_0 \\ \cos\alpha_F \cos L_0 + \sin\alpha_F \sin B_0 \sin L_0 & -\sin\alpha_F \cos B_0 & \end{bmatrix}$$

式中, α_F 为靶弹射向, 靶弹在发射坐标系坐标为:

$$\begin{bmatrix} X_F \\ Y_F \\ Z_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_e - X_{F0} \\ Y_e - Y_{F0} \\ Z_e - Z_{F0} \end{bmatrix} \quad (4)$$

由于垂直方向 (y 向) 不参与控制, 故坐标转换时刻省略 y 向坐标转换。通过上述计算, 可求得靶弹与目标舰视线角 (程序指向角)。通过 D/A (数字/模拟) 转换器和切换电路,

将程序指向信号直接馈入到靶弹微波源伺服系统, 将微波源机械轴由原来的方位误差信号控制改为程序信号控制, 使机械轴指向目标舰, 达到微波源主波束对目标舰充分照射的目的。



图 3 程序信号控制微波源轴指向原理

2 微波源辅控系统硬件概述

2.1 辅控系统硬件组成

微波源辅控系统硬件由 GPS 接收机、数传设备、综控计算机、数据采集及接口控制/驱动模块、执行继电器、电源模块和相关的天线及安装机构组成。

GPS 接收机采用 Novatal 公司板卡, 主要由射频组件、中频组件、解码电路、信号处理电路和数据输出电路组成; 数传设备由数传电台和发射天线组成, 数传电台工作在半双工状态, 发射与接收由综控计算机提供的同步脉冲控制; 综控计算机采用集成、自栈结构和 PC104 标准, 型号为 6241B, 采用增强型 80486 的处理器作 CPU, 在板包含所 PC/AT 兼容的 DMA 控制器、中断控制器及定时器, ROM-BIOS, 喇叭接口等; 数据采集模块采用盛博科技 ADT652 多功能数据采集卡, 通过自带 PC104 总线与 PC104 CPU 模块构成一个数据采集与控制系统; 电源模块主要产生 +5V 计算机电源、+5V GPS 电源和 +12V 数传电源等。

2.2 辅控系统工作过程

靶弹飞行过程中, 综控计算机发出微波源开机指令后, 微波源接通高压, 向目标方向辐射电磁波, 如果微波源系统工作正常, 微波源会截获目标信息, 并保持天线电轴对目标的照射, 其发出“战斗指令”且“控制电压”在有效范围内 (表明不是副瓣捕捉), 这时微波源辅助控制系统不动作, J_1 继电器呈释放状态, 来自微波源的航向信号通过 J_1 继电器常闭点转送到天线伺服系统; 综控计算机判断微波源开机后连续 5 次没有“战斗指令”或有“战斗指令”但“控制电压”在严重超差 (表明是副瓣捕捉), 可判定为微波源系统不正常。

综控计算机发出辅控指令, 继电器 J_1 吸合, 常闭点被切断, 常开点接到运算放大器输出端, 计算机依据靶弹当前位置和目标位置计算出程序指向角, 通过 D/A1 通道输出到运算放大器输入端, U_1 起隔离和匹配作用, 这时, 微波源电轴在程序指向电压作用下指向目标; 同时综控计算机发出辅控标志位置指令, 继电器 J_2 吸合, 常开点通过运算放大器 U_2 输出置位标志到天线伺服机构。微波源方位控制电压和程序指向电压切换电路如图 4 所示, 图 5 为匹配隔离电路。

综控计算机判断微波源是否正常工作, 如果微波源故障 (捕捉不稳定或其它故障), 综控计算机向微波源可发出“辅控指令”, 切换到程序指向工作方式。利用靶弹当前 GPS 坐标与目标舰 GPS 坐标构成的几何关系, 解算靶弹射向与视线之间夹角, 输出相应控制电压, 微波源主波束指向目标。

2.3 辅控系统的软件设计

根据任务平台工作特点, 系统加电后自动工作, 不需要操作界面, 所以选择了 DOS 操作系统。选用 Borland 公司 Turbo C+++, 该平台功能齐全, 系统稳定, 调试手段完备, 是 DOS 时代的主流开发工具。

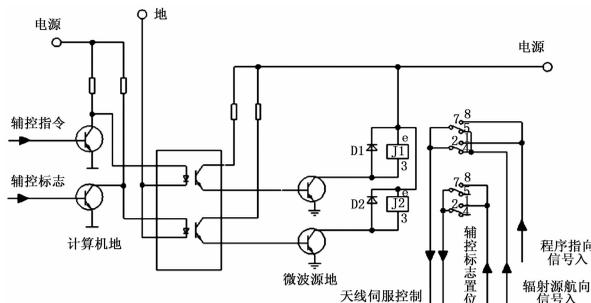


图 4 微波源方位控制电压和程序指向电压切换电路

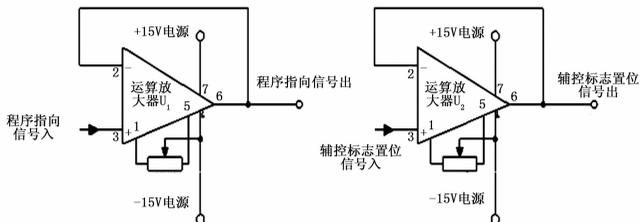


图 5 安控器与微波源伺服电路隔离匹配电路

系统加电后，辅控系统处于待机工作状态，在软件初始化阶段读入程序指向配置文件，实时读取弹上 GPS 信息，并对靶弹主要信号进行实时监测，靶弹飞行过程中，适时发出微波源开机指令，之后进入微波辅助控制模块，如果不需要执行程序指向，则安控程序执行原下传信息编码模块；如果满足程序指向发出条件，或接受到被动“辅控指令”，则执行微波辅助控制模块，先计算程序指向角，转换成控制电压写入 D/A，再发出“辅控指令”、“辅控标志”指令，然后执行下传信息编码模块，软件流程图见图 6。

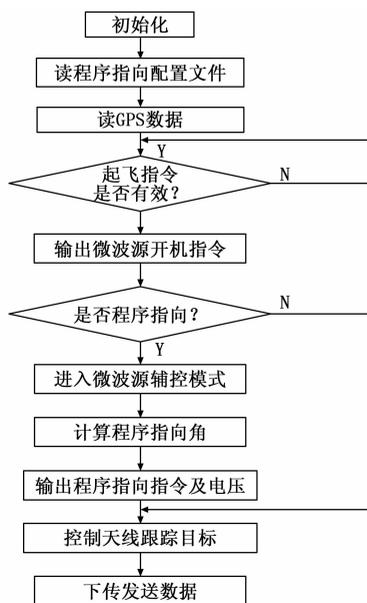


图 6 软件流程图

微波辅助控制系统利用软硬件资源，针对靶弹飞行过程中靶弹微波源系统故障或工作不稳定情况下，断开微波源对伺服系统控制，利用靶弹当前 GPS 坐标与目标舰 GPS 坐标构成的几何关系，解算靶弹射向与视线之间的夹角（程序指向角），输

出相应控制电压，控制微波源主波束指向目标舰，模拟靶弹微波源主波束锁定目标舰，提高靶弹为武器系统的供靶成功率。

3 数据仿真分析

按程序指向角计算方法编制程序指向角计算模块，首先在计算机上进行仿真，然后计算靶弹与目标舰视线角并对比误差。

将靶弹 GPS 数据和目标舰 GPS 数据代入仿真模型，计算程序指向角（电压值）。取仿真步长为 100 ms，在发射坐标系中计算靶弹发射后弹道数据及程序指向角，程序指向角与靶弹微波源航控电压对比见图 7，可见程序指向角与航控电压有很好的拟合，特别是在最初 10 s，二者最大差值为 0.44 V，航控电压斜率为 1.3~1.5 V/°，换算成角度大约 0.33~0.25°；60 s 后由于微波源偏转角度过大，引起航控电压与偏转角非线性增大，最大差值为 2.88 V，换算成角度大约 2.2~1.9°，因此固定偏角和伺服可非线性误差前 15 s 可用 0.3°近似，15 s 后可用 2°近似；由于开环控制，伺服控制误差近似为 1°。

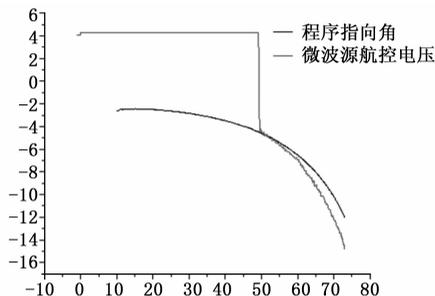


图 7 程序指向角与靶弹微波源航控电压对比图

4 误差分析

微波源辅助控制产生的综合误差主要来源于算法误差 σ_1 ，靶弹 GPS 定位误差 σ_2 、目标舰舰位误差 σ_3 ，靶弹微波源固定偏角误差 σ_4 、靶弹微波源伺服非线性误差 σ_5 及靶弹微波源伺服控制误差 σ_6 ，则综合误差 σ 可用公式 (5) 表示：

$$\sigma = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 + \sigma_4^2 + \sigma_5^2 + \sigma_6^2} \quad (5)$$

靶弹 GPS 定位误差约 20 m，针对 10 km 拦截距离，引起误差最大 0.1°，计算方法引起误差约 0.1°，目标舰定位误差约 100 m，引起误差最大 0.5°。

微波源开机 10~15 s，程序指向综合误差 σ 为：

$$\sigma = \sqrt{0.1^2 + 0.1^2 + 0.5^2 + 0.3^2 + 1^2} = 1.04 \quad (6)$$

微波源开机 15~30 s，程序指向综合误差 σ 为：

$$\sigma = \sqrt{0.1^2 + 0.1^2 + 0.5^2 + 2.0^2 + 1^2} = 2.3 \quad (7)$$

综上，程序指向方法产生的综合误差大约在 1°~2.3° 之间。

5 结论

微波源辅助控制系统能够在微波源工作模式失效后实时解算靶载微波源天线轴线与目标之间的夹角，并与天线当前角度相比较，形成解算的方位误差信号代替来自信号接收及处理系统方位跟踪回路的方位误差信号，输出给天线伺服机构，驱动天线自动对准目标。当因载体运动发生相对角度变化后，天线又随之而转动，形成一个随动的系统，使天线轴向始终瞄准预