



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112764052 A

(43) 申请公布日 2021.05.07

(21) 申请号 202011567381.3

(22) 申请日 2020.12.25

(71) 申请人 中国人民解放军32181部队
地址 050003 河北省石家庄市新华区北新街169号

(72) 发明人 宋祥君 韩宁 耿斌 方乐
刘海涛 郭晓冉 马飒飒 高润冬
康科 孙晶

(74) 专利代理机构 石家庄国为知识产权事务所
13120
代理人 秦敏华

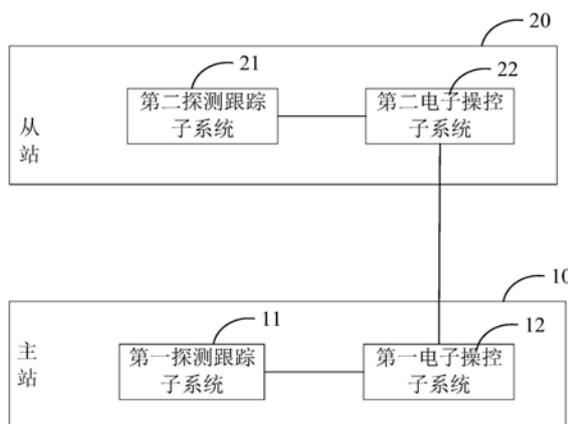
(51) Int. Cl.
G01S 17/88 (2006.01)
G01S 7/48 (2006.01)
G01S 7/51 (2006.01)

权利要求书3页 说明书9页 附图2页

(54) 发明名称
防空导弹飞行监测系统

(57) 摘要

本发明适用于防空导弹技术领域,公开了一种防空导弹飞行监测系统,包括主站和从站;主站包括第一探测跟踪子系统和第一电子操控子系统;从站包括第二探测跟踪子系统和第二电子操控子系统;第一电子操控子系统分别与第一探测跟踪子系统和第二电子操控子系统连接,第二探测跟踪子系统与第二电子操控子系统连接;第一探测跟踪子用于实时监测目标,获取第一监测信息,并将第一监测信息发送至第一电子操控子系统;第二探测跟踪子系统实时监测目标,获取第二监测信息,并将第二监测信息通过第二电子操控子系统发送至第一电子操控子系统;第一电子操控子系统根据第一监测信息和第二监测信息确定目标的位置。本发明可以提高目标位置监测的准确度。



1. 一种防空导弹飞行监测系统,其特征在于,包括:主站和从站;

所述主站包括第一探测跟踪子系统和第一电子操控子系统;所述从站包括第二探测跟踪子系统和第二电子操控子系统;

所述第一电子操控子系统分别与所述第一探测跟踪子系统和所述第二电子操控子系统连接,所述第二探测跟踪子系统与所述第二电子操控子系统连接;

所述第一探测跟踪子用于实时监测目标,获取第一监测信息,并将所述第一监测信息发送至所述第一电子操控子系统;所述第二探测跟踪子系统实时监测目标,获取第二监测信息,并将所述第二监测信息通过所述第二电子操控子系统发送至所述第一电子操控子系统;

所述第一电子操控子系统根据所述第一监测信息和所述第二监测信息确定目标的位置。

2. 根据权利要求1所述的防空导弹飞行监测系统,其特征在于,所述第一探测跟踪子系统包括红外热像仪、可见光成像器、信号处理器和伺服模块;

所述红外热像仪和所述可见光成像器均分别与所述信号处理器和所述第一电子操控子系统连接,所述信号处理器与所述伺服模块连接,所述信号处理器和所述伺服模块均与所述第一电子操控子系统连接;

所述红外热像仪采集所述目标的第一红外信息,并将所述第一红外信息发送至所述信号处理器和所述第一电子操控子系统;

所述可见光成像器采集所述目标的第一可见光信息,并将所述第一可见光信息发送至所述信号处理器和所述第一电子操控子系统;

所述信号处理器根据所述第一红外信息和所述第一可见光信息确定所述目标的角偏差信号,并将所述目标的角偏差信号发送至所述伺服模块;

所述伺服模块根据所述目标的角偏差信号控制所述红外热像仪和所述可见光成像器的角度,并实时检测所述目标的第一角度信息,将所述第一角度信息发送至所述第一电子操控子系统;

所述第一电子操控子系统实时显示所述第一红外信息、第一可见光信息和所述第一角度信息;

所述第一电子操控子系统接收外部操作指令,并通过所述信号处理器将所述外部操作指令发送至所述伺服模块,所述伺服模块根据所述外部操作指令控制所述红外热像仪和所述可见光成像器的角度。

3. 根据权利要求2所述的防空导弹飞行监测系统,其特征在于,所述第一探测跟踪子系统还包括第一电源;

所述第一电源为所述红外热像仪、所述可见光成像器、所述信号处理器和所述伺服模块供电。

4. 根据权利要求1所述的防空导弹飞行监测系统,其特征在于,所述第一监测信息包括第一角度信息,所述第二监测信息包括第二角度信息;

所述第一电子操控子系统根据所述第一角度信息和所述第二角度信息确定目标的位置。

5. 根据权利要求4所述的防空导弹飞行监测系统,其特征在于,所述第一角度信息包括

第一方位角和第一俯仰角,所述第二角度信息包括第二方位角和第二俯仰角;

所述第一电子操控子系统根据所述第一角度信息和所述第二角度信息确定目标的位置,包括:

所述第一电子操控子系统分别以所述主站所在位置为原点建立第一坐标系和以所述从站为原点建立第二坐标系,所述第一坐标系和所述第二坐标系为平行坐标系;

所述目标在所述第一坐标系中的坐标 $(x_{Tb1}, y_{Tb1}, z_{Tb1})$ 为:

$$\begin{cases} x_{Tb1} = R_1 \cos E_1 \cos A_1 \\ y_{Tb1} = R_1 \sin E_1 \\ z_{Tb1} = R_1 \cos E_1 \sin A_1 \end{cases}$$

所述目标在所述第二坐标系中的坐标 $(x_{Tb2}, y_{Tb2}, z_{Tb2})$ 为:

$$\begin{cases} x_{Tb2} = R_2 \cos E_2 \cos A_2 \\ y_{Tb2} = R_2 \sin E_2 \\ z_{Tb2} = R_2 \cos E_2 \sin A_2 \end{cases}$$

且存在:

$$\begin{cases} x_{Tb2} = x_{Tb1} - x1 \\ y_{Tb2} = y_{Tb2} \\ z_{Tb2} = z_{Tb1} - z1 \end{cases}$$

$$\begin{cases} A_1 = A_{11} + A_{12} \\ E_1 = E_{11} + E_{12} \\ A_2 = A_{21} + A_{22} \\ E_2 = E_{21} + E_{22} \end{cases}$$

所述第一电子操控子系统根据上述公式计算得到所述目标在所述第一坐标系中的坐标;

其中, R_1 为第一待求解参数; R_2 为第二待求解参数; 所述从站在所述第一坐标系中的坐标为 $(x1, 0, z1)$; A_1 为所述主站的实际方位角; A_2 为所述从站的实际方位角; E_1 为所述主站的实际俯仰角; E_2 为所述从站的实际俯仰角; A_{11} 为所述第一方位角; A_{21} 为所述第二方位角; E_{11} 为所述第一俯仰角; E_{21} 为所述第二俯仰角; A_{12} 为所述目标与所述主站的视场中心的方位偏差角; A_{22} 为所述目标与所述从站的视场中心的方位偏差角; E_{12} 为所述目标与所述主站的视场中心的俯仰偏差角; E_{22} 为所述目标与所述从站的视场中心的俯仰偏差角。

6. 根据权利要求1所述的防空导弹飞行监测系统, 其特征在于, 所述第一电子操控子系统还用于根据亚象元质心计算方法计算所述目标的质心坐标。

7. 根据权利要求6所述的防空导弹飞行监测系统, 其特征在于, 所述第一电子操控子系统还用于根据亚象元质心计算方法计算所述目标的质心坐标, 包括:

所述第一电子操控子系统以目标识别阶段统计的目标尺寸开窗口, 利用质心算法计算所述目标在像面中的亚象元位置, 计算公式为:

$$x_c = \frac{\sum_{m=i}^{M+i} x_m C_m}{\sum_{m=i}^{M+i} C_m} \quad y_c = \frac{\sum_{n=j}^{N+j} y_n R_n}{\sum_{n=j}^{N+j} R_n}$$

其中,所述目标的质心坐标为 (x_c, y_c) ; C_m 为 $M*N$ 子阵的列和信号值, $C_m = \sum_{n=j}^{N+j} (G_{mn} - B)$, C_i 为 $M*N$ 子阵的最左列的列和信号值; R_n 为 $M*N$ 子阵的行和信号值, $R_n = \sum_{m=i}^{M+i} (G_{mn} - B)$, R_j 为 $M*N$ 子阵的最上行的行和信号值; G_{mn} 为象元输出的灰度信号值; B 为背景平均灰度值; $M*N$ 为所述窗口的尺寸。

8. 根据权利要求1至7任一项所述的防空导弹飞行监测系统,其特征在于,当所述目标为导弹时,所述第一电子操控子系统得到导弹的位置;当所述目标为靶机时,所述第一电子操控子系统得到所述靶机的位置;

所述第一电子操控子系统根据所述导弹的位置和所述靶机的位置计算弹目距离,并取所述弹目距离的最小值记为脱靶量。

9. 根据权利要求1至7任一项所述的防空导弹飞行监测系统,其特征在于,所述第一电子操控子系统包括主控计算机、显控台、通信模块和时统模块;

所述显控台、所述通信模块和所述时统模块均与所述主控计算机连接,所述主控计算机还与所述第一探测跟踪子系统连接;

所述显控台显示所述第一监测信息和所述第二监测信息,并接收外部操作指令,将所述外部操作指令发送至所述主控计算机;

所述主控计算机将所述外部操作指令发送至所述第一探测跟踪子系统,所述主控计算机还根据所述第一监测信息和所述第二监测信息确定目标的位置;

所述主控计算机通过所述通信模块与所述第二电子操控子系统进行通信;

所述时统模块用于与所述从站保持时间同步。

10. 根据权利要求9所述的防空导弹飞行监测系统,其特征在于,所述第一电子操控子系统还包括激光测距机和第二电源;

所述激光测距机用于测量所述主站和所述从站之间的距离,并将所述主站和所述从站之间的距离发送至所述主控计算机;

所述第二电源用于为所述主控计算机、所述显控台、所述通信模块、所述时统模块和所述激光测距机供电。

防空导弹飞行监测系统

技术领域

[0001] 本发明属于防空导弹技术领域,尤其涉及一种防空导弹飞行监测系统。

背景技术

[0002] 防空导弹飞行监测系统可以对防空导弹进行实时监测,能够实时监测其动态,确认其飞行轨迹,监测其是否在预设弹道飞行。

[0003] 现有技术中,防空导弹飞行监测系统通常使用一个站点来监测导弹的实时位置,准确性较低。

发明内容

[0004] 有鉴于此,本发明实施例提供了一种防空导弹飞行监测系统,以解决现有技术通常使用一个站点来监测导弹的实时位置,准确性较低的问题。

[0005] 本发明实施例提供了一种防空导弹飞行监测系统,包括:主站和从站;

[0006] 主站包括第一探测跟踪子系统和第一电子操控子系统;从站包括第二探测跟踪子系统和第二电子操控子系统;

[0007] 第一电子操控子系统分别与第一探测跟踪子系统和第二电子操控子系统连接,第二探测跟踪子系统与第二电子操控子系统连接;

[0008] 第一探测跟踪子用于实时监测目标,获取第一监测信息,并将第一监测信息发送至第一电子操控子系统;第二探测跟踪子系统实时监测目标,获取第二监测信息,并将第二监测信息通过第二电子操控子系统发送至第一电子操控子系统;

[0009] 第一电子操控子系统根据第一监测信息和第二监测信息确定目标的位置。

[0010] 本发明实施例与现有技术相比存在的有益效果是:本发明实施例提供的防空导弹飞行监测系统包括主站和从站,通过主站和从站同时对目标进行监测,通过第一监测信息和第二监测信息确定目标的位置,可以提高目标位置监测的准确度。

附图说明

[0011] 为了更清楚地说明本发明实施例中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动性的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0012] 图1是本发明一实施例提供的防空导弹飞行监测系统的结构示意图;

[0013] 图2是本发明又一实施例提供的防空导弹飞行监测系统的结构示意图;

[0014] 图3是本发明一实施例提供的球形目标在像面上所成像及减去背景后的灰度示意图。

具体实施方式

[0015] 以下描述中,为了说明而不是为了限定,提出了诸如特定系统结构、技术之类的具体细节,以便透彻理解本申请实施例。然而,本领域的技术人员应当清楚,在没有这些具体细节的其它实施例中也可以实现本申请。在其它情况中,省略对众所周知的系统、装置、电路以及方法的详细说明,以免不必要的细节妨碍本申请的描述。

[0016] 为了说明本发明所述的技术方案,下面通过具体实施例来进行说明。

[0017] 图1是本发明一实施例提供的防空导弹飞行监测系统的实现流程示意图,为了便于说明,仅示出了与本发明实施例相关的部分。

[0018] 如图1所示,该防空导弹飞行监测系统可以包括:主站10和从站20;

[0019] 主站10包括第一探测跟踪子系统11和第一电子操控子系统12;从站20包括第二探测跟踪子系统21和第二电子操控子系统22;

[0020] 第一电子操控子系统12分别与第一探测跟踪子系统11和第二电子操控子系统22连接,第二探测跟踪子系统21与第二电子操控子系统22连接;

[0021] 第一探测跟踪子用于实时监测目标,获取第一监测信息,并将第一监测信息发送至第一电子操控子系统12;第二探测跟踪子系统21实时监测目标,获取第二监测信息,并将第二监测信息通过第二电子操控子系统22发送至第一电子操控子系统12;

[0022] 第一电子操控子系统12根据第一监测信息和第二监测信息确定目标的位置。

[0023] 可选地,主站10和从站20不只在发射区侧前方的安全区内;当站点距交汇点6~10千米时,主站10和从站20之间的距离不小于2.5千米;当站点距交汇点不大于6千米时,主站10和从站20之间的距离不小于2千米。

[0024] 第一探测跟踪子系统11与第二探测跟踪子系统21的结构相同,第一电子操控子系统12和第二电子操控子系统22的结构相同。从站20将监测信息发送至主站10,由主站10计算目标位置。可选地,特殊情况下,也可以通过从站20计算目标位置。

[0025] 本发明实施例提供的防空导弹飞行监测系统包括主站10和从站20,通过主站10和从站20同时对目标进行监测,通过第一监测信息和第二监测信息确定目标的位置,可以提高目标位置的准确度。

[0026] 在本发明的一个实施例中,参见图2,第一探测跟踪子系统11包括红外热像仪111、可见光成像器112、信号处理器113和伺服模块114;

[0027] 红外热像仪111和可见光成像器112均分别与信号处理器113和第一电子操控子系统12连接,信号处理器113与伺服模块114连接,信号处理器113和伺服模块114均与第一电子操控子系统12连接;

[0028] 红外热像仪111采集目标的第一红外信息,并将第一红外信息发送至信号处理器113和第一电子操控子系统12;

[0029] 可见光成像器112采集目标的第一可见光信息,并将第一可见光信息发送至信号处理器113和第一电子操控子系统12;

[0030] 信号处理器113根据第一红外信息和第一可见光信息确定目标的角偏差信号,并将目标的角偏差信号发送至伺服模块114;

[0031] 伺服模块114根据目标的角偏差信号控制红外热像仪111和可见光成像器112的角度,并实时检测目标的第一角度信息,将第一角度信息发送至第一电子操控子系统12;

[0032] 第一电子操控子系统12实时显示第一红外信息、第一可见光信息和第一角度信息；

[0033] 第一电子操控子系统12接收外部操作指令，并通过信号处理器113将外部操作指令发送至伺服模块114，伺服模块114根据外部操作指令控制红外热像仪111和可见光成像器112的角度。

[0034] 其中，第一红外信息可以包括红外图像和/或红外视频；第一可见光信息可以包括可见光图像和/或可见光视频。

[0035] 红外热像仪111具有视场大、检测跟踪稳定的特点，因此用其检测输出数据控制伺服系统进行闭环跟踪。采用自适应阈值进行目标检测，导弹出筒前跟踪弹射部分，导弹出筒后由于导弹尾焰温度更高，算法会自动将跟踪点切换到导弹尾焰部分，并对导弹进行稳定跟踪。

[0036] 以红缨导弹为例，导弹出筒的前1.6s弹速约为30m/s，红外热像仪111视场为 $4.5^{\circ} \times 3.4^{\circ}$ ，当测量站距发射点1.5km时，红外热像仪111可观测范围为 $120 \times 90\text{m}$ ，导弹可在视场内存在2s以上。在目标信号较强（信噪比大于5）的情况下，信号处理软件一般可在5帧以内捕获目标，对50Hz的红外热像仪111来说，进行目标截获时间应在0.1s以内。因此所设计布站距离及视场大小可满足稳定捕获的要求。

[0037] 红外成像仪具有天候适应性强，检测跟踪稳定的特点，因此可以采用红外系统测角数据对伺服系统进行控制，形成闭环回路；可见光成像器112具有高分辨率，高测量精度特性，因此可以用于高精度脱靶量测量。

[0038] 红外成像仪可以是非制冷红外热像仪，非制冷红外热像仪可以完成背景及目标红外辐射的采集、成像及处理，输出场景的数字图像，供信号处理器113进行目标检测、跟踪；同时输出标准模拟视频，供操作人员观测。

[0039] 红外热像仪111采用凝视型焦平面阵列成像，工作原理为：背景和目标的红外辐射通过红外光学系统会聚，聚焦在红外探测器上；探测器完成场景辐射的光电转换；随后由放大器放大，由背景减除电路减除直流分量，由A/D进行模数转换，变成数字信号；由图像处理电路完成非均匀性校正和视频合成，对外输出标准视频信号，供成像显示或信号检测等后续处理用。

[0040] 可见光成像器112选用高清相机，利用可见光相机的高分辨率，提高脱靶量测量精度。定量测量时，光学采用固定焦距（500mm），避免引入误差。

[0041] 信号处理器113对红外热像仪111和/或可见光成像器112的图像输出信号进行实时处理，进行自动目标检测、跟踪，或采用人在回路方式对指定区域内的目标进行检测、跟踪；在视场内地物背景或天空背景以及光电干扰的情况下，能够截获并稳定跟踪视场内的目标，同时输出目标角偏差信号。

[0042] 伺服模块114的负载为非制冷红外热像仪、可见光成像器112，伺服模块114完成的主要功能如下：

[0043] 在规定的时间内，在电子操控系统的控制下将负载预置/引导到规定的方向上，并达到规定的精度要求；与信息处理器闭合，驱动负载完成对目标的精确跟踪。

[0044] 可选地，伺服模块114可以包括伺服控制器、方位驱动电机、俯仰驱动电机、方位随动框架、俯仰随动框架、方位角位置传感器和俯仰角位置传感器。

[0045] 伺服控制器根据角偏差信号生成驱动信号,并发送驱动信号值方位驱动电机和俯仰驱动电机;方位驱动电机驱动方位随动框架,俯仰驱动电机驱动俯仰随动框架;方位随动框架连接方位角位置传感器,方位角位置传感器用于测量方位角,并将测得的方位角发送至第一电子操控子系统12;俯仰随动框架连接俯仰角位置传感器,俯仰角位置传感器用于测量俯仰角,并将测得的俯仰角发送至第一电子操控子系统12。方位随动框架和俯仰随动框架还可以带动红外热像仪111和可见光成像器112移动。

[0046] 第一探测跟踪子系统11可自动完成对目标的闭环跟踪,其跟踪过程为:红外热像仪111和/或可见光成像器112对目标成像,获得图像数据;图像数据交由信号处理器113进行处理,判别确认目标并获得目标的角偏移量(即,角偏差信号);目标的角偏移量经由功放组合放大后驱动伺服机构;伺服机构随动框架带动成像系统,使目标视轴与成像系统视轴重合,目标像回到图像中心,完成对目标的自动跟踪。

[0047] 在本发明的一个实施例中,第一探测跟踪子系统11还包括第一电源;

[0048] 第一电源为红外热像仪111、可见光成像器112、信号处理器113和伺服模块114供电。

[0049] 可选地,第一电源为二次电源。

[0050] 在本发明的一个实施例中,第一监测信息包括第一角度信息,第二监测信息包括第二角度信息;

[0051] 第一电子操控子系统12根据第一角度信息和第二角度信息确定目标的位置。

[0052] 在本发明的一个实施例中,第一角度信息包括第一方位角和第一俯仰角,第二角度信息包括第二方位角和第二俯仰角;

[0053] 第一电子操控子系统12根据第一角度信息和第二角度信息确定目标的位置,包括:

[0054] 第一电子操控子系统12分别以主站10所在位置为原点建立第一坐标系和以从站20为原点建立第二坐标系,第一坐标系和第二坐标系为平行坐标系;

[0055] 目标在第一坐标系中的坐标 $(x_{Tb1}, y_{Tb1}, z_{Tb1})$ 为:

$$[0056] \begin{cases} x_{Tb1} = R_1 \cos E_1 \cos A_1 \\ y_{Tb1} = R_1 \sin E_1 \\ z_{Tb1} = R_1 \cos E_1 \sin A_1 \end{cases}$$

[0057] 目标在第二坐标系中的坐标 $(x_{Tb2}, y_{Tb2}, z_{Tb2})$ 为:

$$[0058] \begin{cases} x_{Tb2} = R_2 \cos E_2 \cos A_2 \\ y_{Tb2} = R_2 \sin E_2 \\ z_{Tb2} = R_2 \cos E_2 \sin A_2 \end{cases}$$

[0059] 且存在:

$$[0060] \begin{cases} x_{Tb2} = x_{Tb1} - x1 \\ y_{Tb2} = y_{Tb2} \\ z_{Tb2} = z_{Tb1} - z1 \end{cases}$$

$$[0061] \quad \begin{cases} A_1 = A_{11} + A_{12} \\ E_1 = E_{11} + E_{12} \\ A_2 = A_{21} + A_{22} \\ E_2 = E_{21} + E_{22} \end{cases}$$

[0062] 第一电子操控子系统12根据上述公式计算得到目标在第一坐标系中的坐标；

[0063] 其中， R_1 为第一待求解参数； R_2 为第二待求解参数；从站20在第一坐标系中的坐标为 $(x_1, 0, z_1)$ ； A_1 为主站10的实际方位角； A_2 为从站20的实际方位角； E_1 为主站10的实际俯仰角； E_2 为从站20的实际俯仰角； A_{11} 为第一方位角； A_{21} 为第二方位角； E_{11} 为第一俯仰角； E_{21} 为第二俯仰角； A_{12} 为目标与主站10的视场中心的方位偏差角； A_{22} 为目标与从站20的视场中心的方位偏差角； E_{12} 为目标与主站10的视场中心的俯仰偏差角； E_{22} 为目标与从站20的视场中心的俯仰偏差角。

[0064] 其中，第一坐标系为以主站10所在位置为原点，以主站10和从站20的连线在水平方向的投影为X轴，以垂直水平面向上为Y轴，建立的右旋坐标系。主站10与从站20之间的距离为 x_1 。第二坐标系是以从站20所在位置为原点，建立的与第一坐标系平行的坐标系。

[0065] 具体地，通过上述公式可以解出 R_1 和 R_2 ，再根据坐标计算公式可以计算出目标的坐标。

[0066] 在本发明的一个实施例中，第一电子操控子系统12还用于根据亚象元质心计算方法计算目标的质心坐标。

[0067] 在本发明的一个实施例中，第一电子操控子系统12还用于根据亚象元质心计算方法计算目标的质心坐标，包括：

[0068] 第一电子操控子系统12以目标识别阶段统计的目标尺寸开窗口，利用质心算法计算目标在像面中的亚象元位置，计算公式为：

$$[0069] \quad x_c = \frac{\sum_{m=i}^{M+i} x_m C_m}{\sum_{m=i}^{M+i} C_m} \quad y_c = \frac{\sum_{n=j}^{N+j} y_n R_n}{\sum_{n=j}^{N+j} R_n}$$

[0070] 其中，目标的质心坐标为 (x_c, y_c) ； C_m 为 $M*N$ 子阵的列和信号值， $C_m = \sum_{n=j}^{N+j} (G_{mn} - B)$ ，

C_i 为 $M*N$ 子阵的最左列的列和信号值； R_n 为 $M*N$ 子阵的行和信号值， $R_n = \sum_{m=i}^{M+i} (G_{mn} - B)$ ， R_j 为 $M*N$ 子阵的最上行的行和信号值； G_{mn} 为象元输出的灰度信号值； B 为背景平均灰度值，在目标识别阶段统计得到； $M*N$ 为窗口的尺寸。

[0071] 目标跟踪时会存在跟踪点偏移的情况，一般主要跟踪点在靶机的发动机或导弹的尾焰部分，后期处理时要通过拟合的方法将其修正到目标质心位置，以提高测量精度。

[0072] 采用质心加权算法，对目标检测结果可以达到亚象元级，从而可以有效提高测量精度。

[0073] 以球形目标为例,假设其在像面上所成像及减去背景后的灰度如图3所示,亚象元质心计算方法可计算出目标的质心坐标为(2.1,1.9),由此可以看出采用亚象元质心算法可以保证将像素分辨率提高3倍。

[0074] 在本发明的一个实施例中,当目标为导弹时,第一电子操控子系统12得到导弹的位置;当目标为靶机时,第一电子操控子系统12得到靶机的位置;

[0075] 第一电子操控子系统12根据导弹的位置和靶机的位置计算弹目距离,并取弹目距离的最小值记为脱靶量。

[0076] 假设导弹的位置为 $(x_{Db1}, y_{Db1}, z_{Db1})$,靶机的位置为 $(x_{Tb1}, y_{Tb1}, z_{Tb1})$,则弹目距离为 $d = \sqrt{(x_{Db1} - x_{Tb1})^2 + (y_{Db1} - y_{Tb1})^2 + (z_{Db1} - z_{Tb1})^2}$, d 为时间函数,取交会时刻附近的最小值,则为脱靶量。

[0077] 在本发明的一个实施例中,参见图2,第一电子操控子系统12包括主控计算机121、显控台122、通信模块123和时统模块124;

[0078] 显控台122、通信模块123和时统模块124均与主控计算机121连接,主控计算机121还与第一探测跟踪子系统11连接;

[0079] 显控台122显示第一监测信息和第二监测信息,并接收外部操作指令,将外部操作指令发送至主控计算机121;

[0080] 主控计算机121将外部操作指令发送至第一探测跟踪子系统11,主控计算机121还根据第一监测信息和第二监测信息确定目标的位置;

[0081] 主控计算机121通过通信模块123与第二电子操控子系统22进行通信;

[0082] 时统模块124用于与从站20保持时间同步。

[0083] 电子操控系统完成人机操作交互,包括探测跟踪系统的运动控制,以及对探测跟踪系统、外部设备的数据信息采集、处理、显示等,具有集成度高、体积小、重量轻的特点。主要功能如下:

[0084] a. 通过操纵杆实现探测跟踪系统的方位、俯仰运动的控制;

[0085] b. 通过显控台122的操作面板上的功能键完成变焦、调焦、跟踪等功能;

[0086] c. 通过显控台122的主显示器的周边键完成界面切换、图像存储、图像回放等功能。

[0087] d. 能显示、存储、回放高清可见光视频和标清红外视频信号;

[0088] e. 能截屏存储当前的界面,保存成图片格式,同时记录当前系统状态参数数据,供后期分析处理。

[0089] f. 能够显示探测跟踪系统的状态参数信息;

[0090] g. 实现脱靶量计算和目标航迹估算和显示。

[0091] 可选地,主站10和从站20均采用北斗时统同步,采用高性能授时模块,接收北斗、IRIG-B(DC)码定时信号,解调出准确的时间数据,向测量站提供高精度时间同步信号。

[0092] 通信模块123为无线数传模块,通过无线传输,可以大大提高布站的灵活性。

[0093] 为防止电磁干扰,无线数传可采取以下措施:

[0094] 1) 传输选用特定波段不和其他无线设备重合,可以有效防止干扰与被干扰;

[0095] 2) 采用定向天线,使用时对准特定方向,可有效减小对其他方向的干扰;

- [0096] 3) 发射功率可调,根据实际布站距离选用相应档位,尽量减小相互干扰。
- [0097] 在本发明的一个实施例中,第一电子操控子系统12还包括激光测距机和第二电源;
- [0098] 激光测距机用于测量主站10和从站20之间的距离,并将主站10和从站20之间的距离发送至主控计算机121;
- [0099] 第二电源用于为主控计算机121、显控台122、通信模块123、时统模块124和激光测距机供电。
- [0100] 便携式激光测距机可用于完成站点定标。第二电源可采用AC 220V/50Hz或DC 24V.AC/DC模块功率不小于300W。
- [0101] 飞行监测的工作流程可以如下:
- [0102] a) 布站:将主站10和从站20布在发射阵地两侧安全区内。为保证精度,两站与目标的夹角应不小于 30° (90° 最佳)。设备到位后,选择硬质地面,将三脚架撑起,调整支脚高度,使其安装面大致水平。将探测跟踪机构安装在三脚架安装面上,调整调平手柄,观察水泡,水平时,锁紧手柄。然后打开装有电子操控系统的便携式包装箱,连接好相应电缆后,即可进行工作。
- [0103] b) 启动:启动测量站电源、检查各组合工作状态,给测量站上电;
- [0104] c) 标定:采用双站互瞄及激光测距机测距的方法建立相对坐标系。
- [0105] 由于距离比较近,忽略地球曲率的影响。采用双站互瞄方式,主站10对准从站20时的角度为其方位零点,从站20对准主站10时的角度为其方位 180° 。利用激光测距机测出两站之间的距离,测距时,需要将靶板放置在从站20,激光束照射在靶板上反射后即可测出距离。将测得的参数装订入电子操控系统。到此设备展开完成,大概展开时间10分钟/2人。撤收时,逆向操作,断电,拔线,将探测跟踪机构卸下装入包装箱内,将辅助设备均收入电子机柜便携式箱内。大概撤收时间5分钟/2人。
- [0106] d) 预置:将探测跟踪机构视轴引导至(自动或手动)导弹发射位置,系统状态设置在自动检测状态;
- [0107] e) 目标检测和闭环跟踪:导弹发射,红外目标特性明显,系统自动检测,迅速锁定目标,并自动转跟踪。可见光具有高分辨率、高精度的特点,因此用其检测输出数据进行目标定位和脱靶量测量等。
- [0108] f) 目标角位置计算:根据伺服模块114的角位置传感器和目标角偏差信号,计算目标角位置信息,连同采集时标一并记录,并通过无线传输送给主站10;
- [0109] g) 弹道、脱靶量计算:主站10将双站采集的目标数据进行比对,通过双站交会计算算法,实时算出弹道位置及脱靶量,并在显示屏上显示;
- [0110] h) 后期处理:对记录的试验数据进行深入分析,得到更精确的结果。
- [0111] 所属领域的技术人员可以清楚地了解到,为了描述的方便和简洁,仅以上述各功能单元、模块的划分进行举例说明,实际应用中,可以根据需要而将上述功能分配由不同的功能单元、模块完成,即将所述防空导弹飞行监测系统的内部结构划分成不同的功能单元或模块,以完成以上描述的全部或者部分功能。实施例中的各功能单元、模块可以集成在一个处理单元中,也可以是各个单元单独物理存在,也可以两个或两个以上单元集成在一个单元中,上述集成的单元既可以采用硬件的形式实现,也可以采用软件功能单元的形式实

现。另外,各功能单元、模块的具体名称也只是为了便于相互区分,并不用于限制本申请的保护范围。上述装置中单元、模块的具体工作过程,可以参考前述方法实施例中的对应过程,在此不再赘述。

[0112] 在上述实施例中,对各个实施例的描述都各有侧重,某个实施例中未详述或记载的部分,可以参见其它实施例的相关描述。

[0113] 本领域普通技术人员可以意识到,结合本文中所公开的实施例描述的各示例的单元及算法步骤,能够以电子硬件、或者计算机软件和电子硬件的结合来实现。这些功能究竟以硬件还是软件方式来执行,取决于技术方案的特定应用和设计约束条件。专业技术人员可以对每个特定的应用来使用不同方法来实现所描述的功能,但是这种实现不应认为超出本申请的范围。

[0114] 在本申请所提供的实施例中,应该理解到,所揭露的防空导弹飞行监测系统和方案,可以通过其它的方式实现。例如,以上所描述的防空导弹飞行监测系统实施例仅仅是示意性的,例如,所述模块或单元的划分,仅仅为一种逻辑功能划分,实际实现时可以有另外的划分方式,例如多个单元或组件可以结合或者可以集成到另一个系统,或一些特征可以忽略,或不执行。另一点,所显示或讨论的相互之间的耦合或直接耦合或通讯连接可以通过一些接口,装置或单元的间接耦合或通讯连接,可以是电性,机械或其它的形式。

[0115] 所述作为分离部件说明的单元可以是或者也可以不是物理上分开的,作为单元显示的部件可以是或者也可以不是物理单元,即可以位于一个地方,或者也可以分布到多个网络单元上。可以根据实际的需要选择其中的部分或者全部单元来实现本实施例方案的目的。

[0116] 另外,在本申请各个实施例中的各功能单元可以集成在一个处理单元中,也可以是各个单元单独物理存在,也可以两个或两个以上单元集成在一个单元中。上述集成的单元既可以采用硬件的形式实现,也可以采用软件功能单元的形式实现。

[0117] 所述集成的模块/单元如果以软件功能单元的形式实现并作为独立的产品销售或使用时,可以存储在一个计算机可读取存储介质中。基于这样的理解,本申请实现上述实施例方法中的全部或部分流程,也可以通过计算机程序来指令相关的硬件来完成,所述的计算机程序可存储于一计算机可读存储介质中,该计算机程序在被处理器执行时,可实现上述各个方法实施例的步骤。其中,所述计算机程序包括计算机程序代码,所述计算机程序代码可以为源代码形式、对象代码形式、可执行文件或某些中间形式等。所述计算机可读介质可以包括:能够携带所述计算机程序代码的任何实体或装置、记录介质、U盘、移动硬盘、磁碟、光盘、计算机存储器、只读存储器(ROM, Read-Only Memory)、随机存取存储器(RAM, Random Access Memory)、电载波信号、电信信号以及软件分发介质等。需要说明的是,所述计算机可读介质包含的内容可以根据司法管辖区内立法和专利实践的要求进行适当的增减,例如在某些司法管辖区,根据立法和专利实践,计算机可读介质不包括是电载波信号和电信信号。

[0118] 以上所述实施例仅用以说明本申请的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述实施例对本申请进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本申请各实施例技术方案的精神和范围,均应

包含在本申请的保护范围之内。

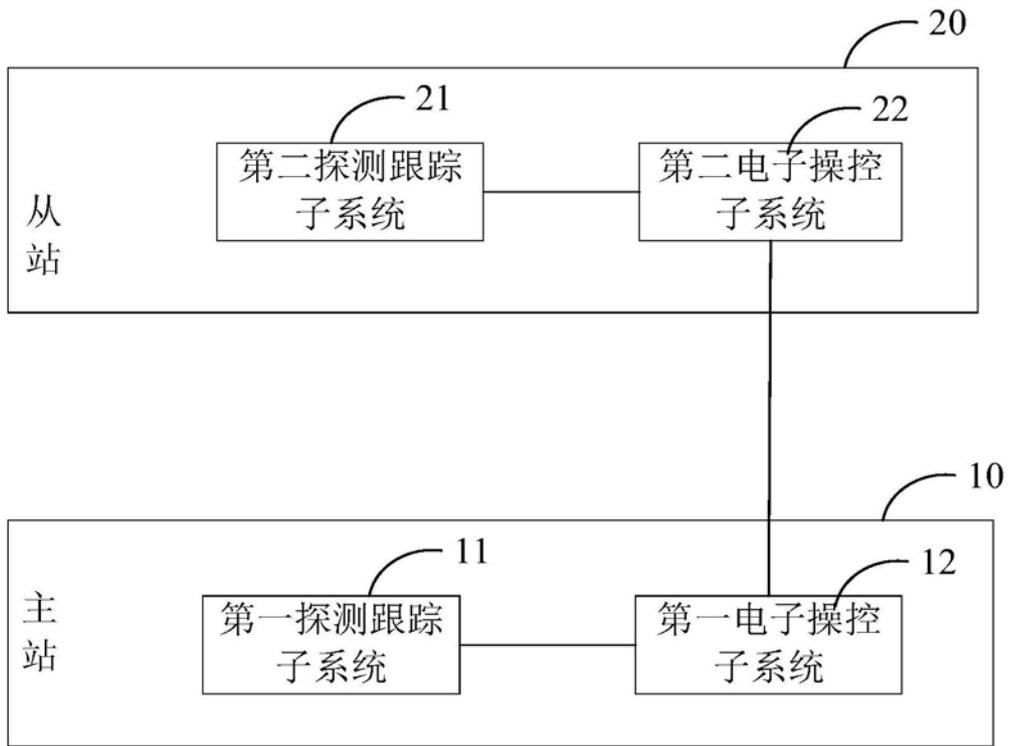


图1

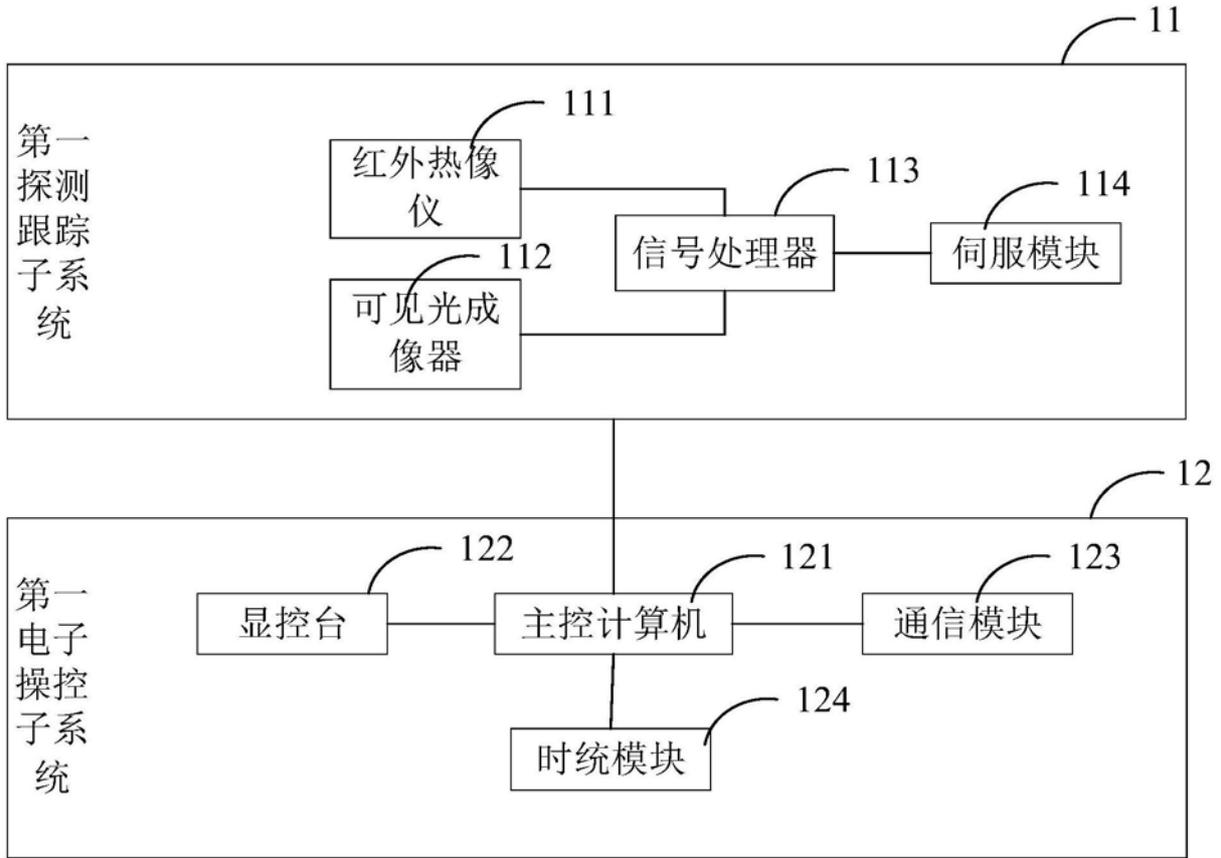


图2

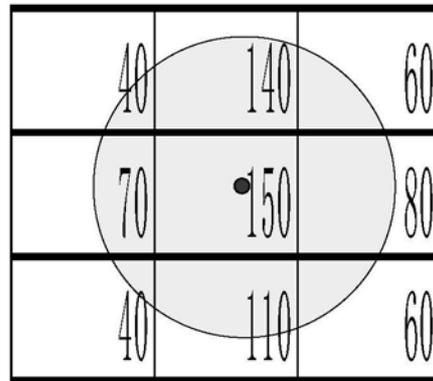


图3