



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106969667 B

(45)授权公告日 2018.06.05

(21)申请号 201710326523.9

G01G 1/00(2006.01)

(22)申请日 2017.05.10

A01G 15/00(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106969667 A

(56)对比文件

CN 204856148 U,2015.12.09,

CN 102589351 A,2012.07.18,

CN 204831015 U,2015.12.02,

CN 102754576 A,2012.10.31,

CN 201476702 U,2010.05.19,

CN 104567547 A,2015.04.29,

CN 204555828 U,2015.08.12,

(43)申请公布日 2017.07.21

(73)专利权人 成都信息工程大学

地址 610225 四川省成都市西南航空港经

济开发区学府路1段24号

审查员 俞舟燕

(72)发明人 樊昌元 王娉婷 邓小波 蒋娟萍

张晨阳 周娜

(74)专利代理机构 成都信博专利代理有限责任

公司 51200

代理人 刘凯

(51)Int.Cl.

F41G 5/06(2006.01)

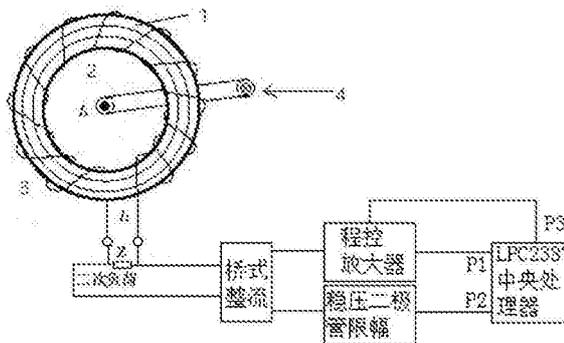
权利要求书1页 说明书8页 附图5页

(54)发明名称

一种人影火箭精细化作业智能采集装置的用弹量检测数据处理方法

(57)摘要

本发明公开一种人影火箭精细化作业智能采集装置及数据处理方法,装置包括用于检测的用弹量的穿心电感互感器;用于给火箭发射提供点火电压的连接线穿过所述穿心电感互感器的互感线圈;所述互感线圈包括作为一次绕组的环形铁芯,及缠绕在铁芯上的二次绕组;二次绕组与二次负荷串联构成闭合回路,二次负荷两端形成的互感电压通过调理电路后接入中央处理器;根据设定的有效脉冲宽度标准值及当前用弹量检测输出脉冲宽度的关系,进行用弹量的计数。本发明采用穿心电感式电流互感器实现用弹量的准确检测,减小了外界环境对检测结果的影响,同时通过自学习能力,对有效脉冲的标准值进行优化,进一步提高了抗干扰能力。



1. 一种人影火箭精细化作业智能采集装置的用弹量检测数据处理方法,人影火箭精细化作业智能采集装置,包括用于检测的用弹量的穿心电感互感器;用于给火箭发射提供点火电压的连接线穿过所述穿心电感互感器的互感线圈;所述互感线圈包括作为一次绕组的环形铁芯,及缠绕在铁芯上的二次绕组;二次绕组与二次负荷串联构成闭合回路,二次负荷两端形成的互感电压通过调理电路后接入中央处理器;

所述调理电路包括桥式整流电路,桥式整流电路的输入端并联于所述二次负荷的两端,输出端一路信号经过程控放大器连接到中央处理器,以检测用弹量检测脉冲宽度信号P1,另外一路信号通过限幅稳压二极管连接到中央处理器,以检测用弹量检测脉冲幅度信号P2;中央处理器通过对幅度的判断结果P3信号控制程控放大器;

其特征在于,方法包括以下步骤:

步骤1:初始化当前用弹量检测输出脉冲宽度C,使 $C=0$ ;初始化用弹量数目M,使 $M=0$ ;读取用弹量传感器输出的有效脉冲宽度标准值 $C_0$ ;

步骤2:判断是否有P2信号:若无,则退出子程序;如有,则进入步骤3;

步骤3:判断P2信号是否正常:若不正常,则经程控放大后进入步骤4;若正常,则直接进入步骤4;

步骤4:判断P1信号是否有效:若无效,则退出子程序;若有效,则进入步骤5;

步骤5:延时10ms;

步骤6:判断P1信号是否有效:若无效,则退出子程序;若有效,则进入步骤7;

步骤7:当前用弹量检测输出脉冲宽度加1,即 $C=C+1$ ;

步骤8:判断P1信号是否有效:若有效,则返回步骤5;若无效则进入步骤9;

步骤9:若当前用弹量检测输出脉冲宽度C大于等于有效脉冲宽度标准值 $C_0$ ,则用弹量数目加1,即 $M=M+1$ ;否则,退出子程序;

步骤10:若 $C_0$ 小于 $C-5$ ,则优化 $C_0$ ,使 $C_0=C-5$ ,进入步骤11;否则直接进入步骤11;步骤11:存储M和 $C_0$ ,并退出子程序。

## 一种人影火箭精细化作业智能采集装置的用弹量检测数据处理方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及人影作业信息收集及管理技术领域,具体为一种人影火箭精细化作业智能采集装置及数据处理方法。

### 背景技术

[0002] 在我国,淡水资源极为短缺,人工增雨一直被当作保护国计民生和经济发展的重要有效手段。干旱、冰雹这两类气象灾害每年都会带来严重的经济损失,开展人工影响天气(简称人影)作业,应对防震减灾、开发利用空中云水资源、缓解我国水资源缺乏等问题具有重要意义。同时,我国作为人影大国,作业量位居世界第一,从2011年起,在我国连续三年的中央一号文件中明确提出“强化人工影响天气基础设施和科技能力建设”等要求。但是,“人影”现代技术应用落后,自动化程度低,作业效果差,采用的人工读取数据方式已不能满足作业需求,研制应用人影火箭数据采集自动化系统的需求迫在眉睫。

[0003] 目前,人影作业的起止时间、发射数量及方位角和仰角都是依靠人工的方法获取并通过电话或电台将相关信息上报到人影指挥部门和管理部门,因此,存在作业数据采集困难、设备运行状况无法实时监控等实际情况,耗费大量的人力、物力,由于中间环节太多,人工引起误差和不准确的情况时有发生,通过研究实现火箭作业起止时间、火箭弹发射数量及方位角和仰角等信息自动采集,为作业管理提供科学数据。

[0004] 人影作业主要包含地面的高炮和火箭作业及高空的飞机作业,高炮和火箭作业工作在野外,环境恶劣,又无市电,作业时震动和声音都非常大,电磁干扰也异常复杂,安装在高炮或火箭架上的数据采集装置(含传感器)必然要求其体积小、重量轻、功耗低、结构简单、性能稳定、抗干扰能力强、防水、防潮、安装和使用方便,因此,结构工艺要求很高。

[0005] 已授权的专利“ZL201220081619.6和201210057367.8”解决了高炮作业数据采集问题,但没法用到火箭作业数据采集。理由如下:A.高炮和火箭发射架结构完全不一样,采集装置和传感器设计和安装完全不一样;B.用弹量检测方法不一样,高炮通过接近开关检测退弹的弹壳数来检测,高炮大多数都是双管炮,两管同时作业,没法通过震动、声音识别来检测,火箭单独发射,可以通过震动、声音识别来检测,但火箭壳不是金属,没法通过接近开关来检测。

[0006] CN10456747A\*声音检测容易受到干扰,比如有鞭炮声,汽车喇叭声干扰,震动传感器成本高,不同火箭和火箭发射架,不同的仰角,其震动强度都不一样。

[0007] 陕西中天火箭技术有限责任公司申请的专利:火箭、高炮作业控制及安全监控系统及作业监控方法(申请号:201110132819.X)是通过检测点火线路电阻来确定火箭弹发射量的,但的问题是:通过测量各个通道点火线路的电阻来检查,有多少通道就得设计多少路电阻检测电路,无疑提高了硬件成本,还容易受到发射控制器影响;而且没有任何检测技术指标,远远达不到人影火箭作业参数数字化采集装置设计要求。

## 发明内容

[0008] 针对上述问题,本发明的目的在于提供一种能够自动高精度检测火箭作业时用弹量和方位角,且不易受外界环境影响,具有较的强抗干扰能力的人影火箭精细化作业智能采集装置及数据处理方法,技术方案如下:

[0009] 一种人影火箭精细化作业智能采集装置,包括用于检测的用弹量的穿心电感互感器;用于给火箭发射提供点火电压的连接线穿过所述穿心电感互感器的互感线圈;所述互感线圈包括作为一次绕组的环形铁芯,及缠绕在铁芯上的二次绕组;二次绕组与二次负荷串联构成闭合回路,二次负荷两端形成的互感电压通过调理电路后接入中央处理器。

[0010] 进一步的,所述调理电路包括桥式整流电路,桥式整流电路的输入端并联于所述二次负荷的两端,输出端一路信号经过程控放大器连接到中央处理器,以检测用弹量检测脉冲宽度信号P1,另外一路信号通过限幅稳压二极管连接到中央处理器,以检测用弹量检测脉冲幅度信号P2;中央处理器通过对幅度的判断结果P3信号控制程控放大器。

[0011] 更进一步的,还包括用于检测方位角,并连接到中央处理器的双天线GPS电路。

[0012] 更进一步的,还包括用于检测俯仰角,并连接到中央处理器的俯仰传感器电路。

[0013] 更进一步的,还包括连接到中央处理器的霍尔开关电路,所述霍尔开关电路包括顺次连接的稳压二极管W1、霍尔开关H1、光耦芯片U2和开关集成芯片U3,所述光耦芯片U2和开关集成芯片U3分别连接所述中央处理单元。

[0014] 更进一步的,所述中央处理器为LPC2387微控制器。

[0015] 一种人影火箭精细化作业智能采集装置的用弹量检测数据处理方法,包括以下步骤:包括以下步骤:

[0016] 步骤1:初始化当前用弹量检测输出脉冲宽度C,使 $C=0$ ;初始化用弹量数目M,使 $M=0$ ;读取用弹量传感器输出的有效脉冲宽度标准值 $C_0$ ;

[0017] 步骤2:判断是否有P2信号:若无,则退出子程序;如有,则进入步骤3;

[0018] 步骤3:判断P2信号是否正常:若不正常,则经程控放大后进入步骤4;若正常,则直接进入步骤4;

[0019] 步骤4:判断P1信号是否有效:若无效,则退出子程序;若有效,则进入步骤5;

[0020] 步骤5:延时10ms;

[0021] 步骤6:判断P1信号是否有效:若无效,则退出子程序;若有效,则进入步骤7;

[0022] 步骤7:当前用弹量检测输出脉冲宽度加1,即 $C=C+1$ ;

[0023] 步骤8:判断P1信号是否有效:若有效,则返回步骤5;若无效则进入步骤9;

[0024] 步骤9:若当前用弹量检测输出脉冲宽度C大于等于有效脉冲宽度标准值 $C_0$ ,则用弹量数目加1,即 $M=M+1$ ;否则,退出子程序;

[0025] 步骤10:若 $C_0$ 小于 $C-5$ ,则优化 $C_0$ ,使 $C_0=C-5$ ,进入步骤11;否则直接进入步骤11;步骤11:存储M和 $C_0$ ,并退出子程序。

[0026] 一种人影火箭精细化作业智能采集装置的方位角检测数据处理方法,包括以下步骤:

[0027] 步骤1)中央处理器每秒读取双天线GPS电路输出的a个方位角瞬时值构成的一组数据;

[0028] 步骤2) 对该组方位角瞬时值做修正处理: 去掉b个较大和较小的数据, 求余下方位角瞬时值的平均值和方差;

[0029] 步骤3) 若该组数据中任一方位角瞬时值与平均值的差值超过方差的预设百分比, 则将该方位角瞬时值用平均值代替, 并循环进行该修正计算;

[0030] 步骤4) 否则将最后一次计算得到的平均值作为当前秒方位角检测值;

[0031] 步骤5) 若上述方位角检测值为第一次数据, 则置标志, 将该方位角检测值作为当前秒方位角秒钟值;

[0032] 步骤6) 否则将该方位角检测值与前一秒的方位角秒钟值作比较, 若二者的差值不超过预设角度阈值 $1^\circ$ , 则将该方位角检测值作为当前秒方位角秒钟值;

[0033] 步骤7) 否则做如下处理:  $\theta = 0.2\theta_0 + 0.8\theta_1$ ; 其中,  $\theta$  为当前秒俯仰角秒钟值,  $\theta_0$  为前一秒俯仰角秒钟值,  $\theta_1$  为当前秒俯仰角检测值;

[0034] 步骤8) 输出当前秒方位角秒钟值。

[0035] 一种人影火箭精细化作业智能采集装置的俯仰角检测数据处理方法, 包括以下步骤:

[0036] 步骤1) 中央处理器每秒读取俯仰角电路输出的一组a个俯仰角瞬时值;

[0037] 步骤2) 对该组俯仰角瞬时值做修正处理: 将该组数据从小到大进行排序, 前后各去掉b个数据, 且 $a > 2b$ , 求其余俯仰角瞬时值的平均值和方差;

[0038] 步骤3) 若该组数据中任一俯仰角瞬时值与平均值的差值超过方差的预设百分比, 则将该俯仰角瞬时值用平均值代替, 并循环进行该修正计算;

[0039] 步骤4) 否则将最后一次计算得到的平均值作为当前秒俯仰角检测值;

[0040] 步骤5) 若上述俯仰角检测值为第一次数据, 则置标志, 将该俯仰角检测值作为当前秒俯仰角秒钟值;

[0041] 步骤6) 否则将该俯仰角检测值与前一秒的俯仰角秒钟值作比较, 若二者的差值不超过预设角度阈值 $1^\circ$ , 则将该俯仰角检测值作为当前秒俯仰角秒钟值;

[0042] 步骤7) 否则做如下处理:  $\alpha = 0.2\alpha_0 + 0.8\alpha_1$ ; 其中,  $\alpha$  为当前秒俯仰角秒钟值,  $\alpha_0$  为前一秒俯仰角秒钟值,  $\alpha_1$  为当前秒俯仰角检测值;

[0043] 步骤8) 当前秒俯仰角检测值 $\alpha_1$ 经过“纬度修正算法”处理, 处理如下:

[0044] 
$$\alpha_k = \frac{1 - 0.0026373 \cos \varphi_0 + 0.0000059 \cos^2 2\varphi_0}{1 - 0.0026373 \cos \varphi + 0.0000059 \cos^2 2\varphi} \times \alpha$$
; 其中,  $\alpha_k$  为纬度修订后秒钟值,  $\varphi_0$

为产品检定位置纬度,  $\varphi$  为产品应用位置纬度;

[0045] 步骤9) 输出当前秒俯仰角秒钟值。

[0046] 本发明的有益效果是: 本发明采用穿心电感式电流互感器实现用弹量的准确检测, 减小了外界环境对检测结果的影响, 同时通过自学习能力, 对有效脉冲的标准值进行优化, 进一步提高了抗干扰能力; 且适用于不同的火箭和火箭发射器; 并通过数据处理加上质量控制技术解决对强震动和电磁干扰对方位角的影响, 中央处理具有智能学习和处理功能, 用弹量和方位角检测判断标准智能学习更新使得用弹量和方位角检测更加可靠, 故障智能检测及判断、异常值统计处理提高系统自判断能力, 为气象人影火箭作业科学化、规范化管理提供有力保障。

## 附图说明

- [0047] 图1为本发明穿心电感式电流互感器的电路结构示意图。
- [0048] 图2为本发明人影火箭精细化作业智能采集装置的结构示意图。
- [0049] 图3为本发明软件流程图。
- [0050] 图4为本发明用弹量检测中数据处理流程图。
- [0051] 图5为本发明方位角检测中数据处理流程图。
- [0052] 图6为本发明俯仰角检测中数据处理流程图
- [0053] 图中:1-铁芯;2-一次绕组;3-二次绕组;4-火箭发射电压连接线;

## 具体实施方式

[0054] 下面结合附图和具体实施例对本发明做进一步详细说明,如图1所示,一种人影火箭精细化作业智能采集装置,包括用于检测的用弹量的穿心电感互感器;用于给火箭发射提供点火电压的连接线穿过所述穿心电感互感器的互感线圈;所述互感线圈包括作为一次绕组的环形铁芯,及缠绕在铁芯上的二次绕组;二次绕组与二次负荷串联构成闭合回路,二次负荷两端形成的互感电压通过调理电路后接入中央处理器。

[0055] 中央处理器采用LPC2387为核心,控制整个系统的信息获取和信号处理、通信等处理的操作,本装置主要由八部分组成:LPC2387中央处理器、双天线GPS、俯仰传感器、穿心电感扼流圈电路、GPRS通信、蓝牙通信、霍尔开关电路、铁电存储电路等部分组成。整个硬件的总体框图如下图2所示。采集装置的中央处理单元采用LPC2387,控制整个系统的信息获取和信号处理、通信等处理的操作,软件流程图如图3所示。

[0056] 主要功能:完成火箭作业的方位角、俯仰角、用弹量的自动检测;数据存储;基于蓝牙与手持指挥终端间的数据交互。系统前端安装在人影火箭作业现场。利用双天线GPS方向及位置测量、高精度加速度测量、穿心电感互感器用弹量检测等技术实现对人影火箭作业参数的自动化检测。在通信方面,采用蓝牙和GPRS数据传输实现和远端管理中心数据传输。系统在方位和俯仰检测方面,采用高精度传感器以获得高精度方位角和俯仰角数据,并利用数据处理方法以进一步提高测量精度。对用弹量检测采用穿心电感互感器检测发射点火电流变化以达到实时准确的测量。

[0057] 由于电流的磁效应(通电导体周围存在磁场),那么一根通以交流电的导线穿过电流互感器,在电流互感器的铁芯上就会产生一个交变磁场。再在铁芯上绕上几匝线圈就可以控制变比。

[0058] 穿心电感式电流互感器其本身结构不设一次绕组,载流(负荷电流)导线由L1至L2穿过由硅钢片擗卷制成的圆形(或其他形状)铁心起一次绕组作用。二次绕组直接均匀地缠绕在圆形铁心上,与仪表、继电器、变送器等电流线圈的二次负荷串联形成闭合回路,由于穿心电感式电流互感器不设一次绕组,其变比根据一次绕组穿过互感器铁心中的匝数确定,穿心电感匝数越多,变比越小;反之,穿心电感匝数越少,变比越大,额定电流比 $I_1/n$ :其中 $I_1$ 为穿心电感一匝时一次额定电流; $n$ 为心电感匝数。

[0059] 本实施例的所述调理电路包括桥式整流电路,桥式整流电路的输入端并联于所述二次负荷的两端,输出端一路信号经过程控放大器连接到中央处理器IO口P1,以检测信号

有效的宽度,另外一路信号通过限幅稳压二极管连接到中央处理器自带AD口P2,以检测信号的幅度;对幅度的判断结果经过中央处理器IO口P3返回以控制程控放大器。确保检测用弹量信号宽度的信号幅度达到CPU正常范围。P1信号为接到CPU的用弹量检测脉冲宽度信号;P2信号为接到CPU的用弹量检测脉冲幅度信号;P3信号为控制程控放大器的控制信号。

[0060] 用弹量检测原理:火箭发射是通过火箭发射控制器给火箭提供85伏左右点火电压,火箭内阻为1-20欧姆,点火电流达到几安培到几十安培。将点火电流的一根线通过穿心电感互感器,火箭发射时是一个高压脉冲,导线中将是一个脉冲电流,穿心电感互感器输出电流,该电流经过一个电阻负载获得电压,经处理后接入CPU自带的A/D,就软件处理后检测到用弹量。

[0061] 用弹量数据处理流程如图4所示,具体步骤如下:

[0062] 步骤1:初始化当前用弹量检测输出脉冲宽度C,使 $C=0$ ;初始化用弹量数目M,使 $M=0$ ;读取用弹量传感器输出的有效脉冲宽度标准值 $C_0$ ;

[0063] 步骤2:判断是否有P2信号:若无,则退出子程序;如有,则进入步骤3;

[0064] 步骤3:判断P2信号是否正常:若不正常,则经程控放大后进入步骤4;若正常,则直接进入步骤4;

[0065] 步骤4:判断P1信号是否有效:若无效,则退出子程序;若有效,则进入步骤5;

[0066] 步骤5:延时10ms;

[0067] 步骤6:判断P1信号是否有效:若无效,则退出子程序;若有效,则进入步骤7;

[0068] 步骤7:当前用弹量检测输出脉冲宽度加1,即 $C=C+1$ ;

[0069] 步骤8:判断P1信号是否有效:若有效,则返回步骤5;若无效则进入步骤9;

[0070] 步骤9:若当前用弹量检测输出脉冲宽度C大于等于有效脉冲宽度标准值 $C_0$ ,则用弹量数目加1,即 $M=M+1$ ;否则,退出子程序;

[0071] 步骤10:若 $C_0$ 小于 $C-5$ ,则优化 $C_0$ ,使 $C_0=C-5$ ,进入步骤11;否则直接进入步骤11;步骤11:存储M和 $C_0$ ,并退出子程序。

[0072] 其中,C为当前用弹量检测输出脉冲宽度计算器(时宽为10毫秒), $C_0$ 为用弹量传感器输出有效脉冲宽度判断标准,火箭作业业务中,实际测量火箭点火其最小宽度为150毫秒,如果点火时,脉冲宽度达到100毫秒,可判断发射了1枚火箭, $C_0$ 给得越大,越容易去掉干扰,由于不同火箭和火箭发射控制器,其脉冲宽度不一样,而且会受到现场的影响,如果该标准太高,会漏检用弹量,经验给定 $C_0=10$ ,同时也会通过自学习将该标准提高,以进一步提高装置的抗干扰能力。

[0073] 同时,由于不同的火箭和火箭发射器,其点火电流不一样,且差别较大,可将其信号大小进行定量检测,为系统自学习提供数据。中央处理具有智能学习和处理功能,用弹量检测判断标准智能学习更新使得用弹量检测更加可靠、故障智能检测及判断、异常值统计处理提高系统自判断能力。

[0074] 本实施例还包括用于检测方位角,并连接到中央处理器的双天线GPS电路。

[0075] 双天线GPS主要获得火箭作业方位角的自动检测。具体由双天线GPS模块GPS120、接口及信号处理电路组成。GPS120可提供载体的位置信息(纬度、经度、高度)、速度信息、方向信息、GPS时间和UTC时间。具有定位精度高、实时性好、稳定可靠,且不受磁场环境影响。

[0076] 双天线GPS测向是利用GPS主天线与第二天线之间的基线距离处理得到的高精度

二维姿态量信息,它可以实时解算载体的俯仰或横滚,航向等数据,最快可以达到每秒10次。

[0077] 测向原理:双天线GPS测向系统的精度是和两天线之间的距离成正比的,接近于线性关系;(1米天线基线长度,航向精度为 $0.20^\circ$ ),基线之间长度越长,姿态测量精度效果会越好,本设计及应用中基线长度不小于2米,方位角测量误差小于 $0.1^\circ$ 。

[0078] 位置数据获取:GPS输出有作业点的经纬度,通过算法处理,通过2个GPS数据的平均,可以获取作业点的精确位置,其误差小于1米。

[0079] 数据质量控制:由于GPS可能会受到雷击、闪电和强磁场干扰,这些干扰虽然短暂,但也势必造成产品质量下降,我们采用数据质量控制的办法来处理。

[0080] 雷击、闪电和强磁场干扰是瞬间发射,影响的数据是极个别的,根据火箭作业的业务流程,作业前3秒钟方位角、俯仰角都是固定,输出的数据应用相对稳定,相邻两次数据变化不会超过 $1^\circ$ ,因此,采用如下算法,可以解决干扰问题。

[0081] 方位角数据处理方法如下:GPS模块每秒钟输出20个方位角瞬时值,CPU每秒钟读取20个数据并存储,去掉较大和较小的瞬时值,求平均值和方差,超过平均值5%的用平均值代替,再平均,直到无超过平均值5%的值,该平均值作为该秒的值,若为第一次数据,即直接输出,并置标志,若非第一次则与历史数据比较,如不超过 $1^\circ$ ,则当前值就作为本次数据,并输出;如差值超过 $1^\circ$ ,则经过下式处理后才能作为本次值

$$[0082] \quad \theta = 0.2\theta_0 + 0.8\theta_1 \quad (1)$$

[0083] 其中, $\theta$ 为当前秒方位角秒钟值,同时作为下一次的 $\theta_0$ ;  $\theta_0$ 为前一秒方位角秒钟值, $\theta_1$ 为当前秒方位角检测值。

[0084] 流程如下:

[0085] 1) 中央处理单元每秒读取GPS模块输出的20个方位角瞬时值并构成一组数据;

[0086] 2) 对该组20个方位角瞬时值做修正处理:去掉该组5个较大和较小的数据,余下10个数值,求余下方位角瞬时值的平均值和标准差,若该组中任一方位角瞬时值与平均值的差值超过标准差的预设百分比,则将该方位角瞬时值用平均值代替,并循环进行该修正计算;

[0087] 3) 否则将最后一次计算得到的平均值作为当前秒方位角检测值;

[0088] 4) 若上述方位角检测值为第一次数据,则置标志,将该方位角检测值作为当前秒方位角秒钟值;

[0089] 5) 否则将该方位角检测值与前一秒的方位角秒钟值作比较,若二者的差值不超过预设角度阈值 $1^\circ$ ,则将该方位角检测值作为当前秒方位角秒钟值;

[0090] 6) 否则做如下处理: $\theta = 0.2\theta_0 + 0.8\theta_1$ ;

[0091] 7) 输出当前秒方位角秒钟值。

[0092] 本实施例还包括用于检测俯仰角,并连接到中央处理器的俯仰传感器电路,电路主要由倾角传感器DCM260模块和相应接口电路构成。

[0093] 理论基础是牛顿第二定律:根据基本的物理原理,在一个系统内部,速度是无法测量的,但却可以测量其加速度。如果初速度已知,就可以通过积分算出线速度,进而可以计算出直线位移,所以它其实是运用惯性原理的一种加速度传感器。当倾角传感器静止时也就是侧面和垂直方向没有加速度作用,那么作用在它上面的只有重力加速度。重力垂直轴

与加速度传感器灵敏轴之间的夹角就是倾斜角了。随着MEMS技术的发展,惯性传感器在过去的几年中成为最成功,应用最广泛的微机电系统器件之一,而微加速度计(micro accelerometer)就是惯性传感器的杰出代表。作为最成熟的惯性传感器应用,现在的MEMS加速度计有非常高的集成度,即传感系统与接口线路集成在一个芯片上。微加速度计最典型的是原理:以一个质量块作为敏感部件,当载体有某一方向的加速度时,质量块向一个方向偏移,然后通过电极测量这个位移量(或产生偏移的惯性力)换算为加速度。

[0094] 由于火箭作业震动很大,电磁干扰复杂,这势必形成一个新的加速度,从而造成方位角检测不准,甚至误差很大,因此,我们采用软件的方法解决这个问题,在软件上通过数据处理加上质量控制技术,解决对强震动和电磁干扰对仰角检测的影响。选择DCM260作为俯仰角传感器,该传感器模块每秒钟输出20个俯仰角瞬时值,CPU每秒钟读取20个数据并存储,求平均,计算标准偏差,超过平均值2%的用平均值代替,再平均,直到无超过平均值2%的值,该平均值作为该秒的值,若为第一次数据,即直接输出,并置标志,若非第一次则与历史数据比较,并进行相应处理,具体见公式2,其中, $\alpha$ 为处理后数据, $\alpha_0$ 为历史数据, $\alpha_1$ 为当前检测数据。具体方法:当前值与历史值进行比较,如不超过 $1^\circ$ ,则当前值就作为本次数据,如差值超过 $1^\circ$ ,则经过公式1处理后才能作为本次值,并输出,同时将当前值作为下一次的 $\alpha_0$ 。

$$[0095] \quad \alpha = 0.1\alpha_0 + 0.9\alpha_1 \quad (2)$$

[0096] 由于重力加速度在地球不同纬度位置,不同的海拔高度,其值不一样,海拔高度影响很小在可以忽略不计,但纬度影响最大可达到千分之三左右,引起的最大误差可达到 $0.2^\circ$ 以上,针对精细化作业,其仰角检测误差要小于 $0.3^\circ$ ,纬度引起的误差必须解决,针对这个问题,根据纬度对重力加速度的影响原理,本文提出一种“纬度修正算法”来解决该问题。算法如下:

$$[0097] \quad \alpha_k = \frac{1 - 0.0026373\cos\varphi_0 + 0.0000059\cos^2 2\varphi_0}{1 - 0.0026373\cos\varphi + 0.0000059\cos^2 2\varphi} \times \alpha \quad (3)$$

[0098] 其中, $\alpha_k$ 为纬度修订后秒钟值, $\varphi_0$ 为产品检定位置纬度, $\varphi$ 为产品应用位置纬度,智能装置中的GPS可检测出该值。

[0099] 软件流程图如图6所示。

[0100] 本实施例还包括连接到中央处理器的霍尔开关电路,用于实现无线开机与关机。通过一个霍尔开关和永久磁铁靠近实现。本实施例选用霍尔开关,霍尔元件工作需要电源,微功耗霍是不二选择,但几乎所有微功耗霍尔开关的工作电压都在6伏以下,而本实施例采集装置中的传感器要12伏的电源,因此本电路设计至关重要,确保采集装置在待开机状态的电流小于0.05毫安。在关机状态,磁场靠近即可开机。所述霍尔开关电路包括顺次连接的稳压二极管W1、霍尔开关H1、光耦芯片U2和开关集成芯片U3,所述光耦芯片U2和开关集成芯片U3分别连接所述中央处理单元。

[0101] 本实施例还包括手持指挥终端,该终端与采集器通过蓝牙通信,手持终端实时接收并显示采集器检测火箭发射方位角、俯仰角、作业起止时间、电池电量信息;接收指示采集器智能判断的各种信息(包含忘忘关机、低电量告警、判断标准等);检测火箭弹的二维码,获取火箭弹编码和火箭出入库数据。有效解决了作业火箭剧烈振动、强磁干扰等特定条件下数据采集、传输,指令下达,作业信息反馈等过程中存在的多种问题。

[0102] 具体应用时,将采集器安装在火箭架上,手持终端由作业点工作人员使用,主要能

实时获取火箭的方位角、仰角,作业后的用弹量,人影作业管理系统软件安装在人影管理中心计算机上,以完成作业指挥、数据收集及管理。具体使用过程如下:

[0103] 火箭作业点工作人员打开手持终端,同时通过手持指挥终端上的磁铁(也可单独配备一个永久磁铁)靠近采集器,采集器自动开机,手持终端与采集器通过蓝牙自动建立通信,通信建立后,采集器时钟、姿态(方位角、仰角)、电池电量、作业点编号、作业人员变化等数据自动传到手持指挥终端,手持终端可以通过其界面设置采集器有过参数,比如:自动关机时间、工作模式、传感器参数等;同时,智能采集器与指挥中心通过GPRS和计算机网络自动建立通信,指挥中心根据卫星云图和雷达信息下达作业指令到手持指挥终端,指令包含:作业开始时刻、方位角、仰角、用弹量、作业时间等,作业点指挥人员将火箭发射架调整到指定的方位、仰角,待作业时刻到,开始作业,作业结束后,手持指挥终端自动将作业信息(作业起止时间、方位角、仰角、用弹量、作业点编号、作业人员编号)上报指挥中心,同时将作业数据通过短信发到有关人员手机上;作业人员通过手持指挥终端给采集器发关机指令,采集器收到指令后自动关机,若不发关机指令,采集器定时时间到自动关机,开机后超过5分钟定时检测到永久磁铁靠近也关机。

[0104] 人影火箭作业数据采集装置安装在火箭架上,能自动高精度检测火箭作业起止时间、用弹量、方位角和仰角,并将相关数据实时传输到人影管理部门,实现了人影作业自动化、数字化、精确化,解决了过去全手工操作时强振动、高噪音以及信息获取不及时、不准确,耗费人力等方面的问题,能有效地采集、传输、处理作业与指挥相关信息和数据,大大提高了作业指挥和实施的时效性、有效性和准确性,提高了作业的安全性。

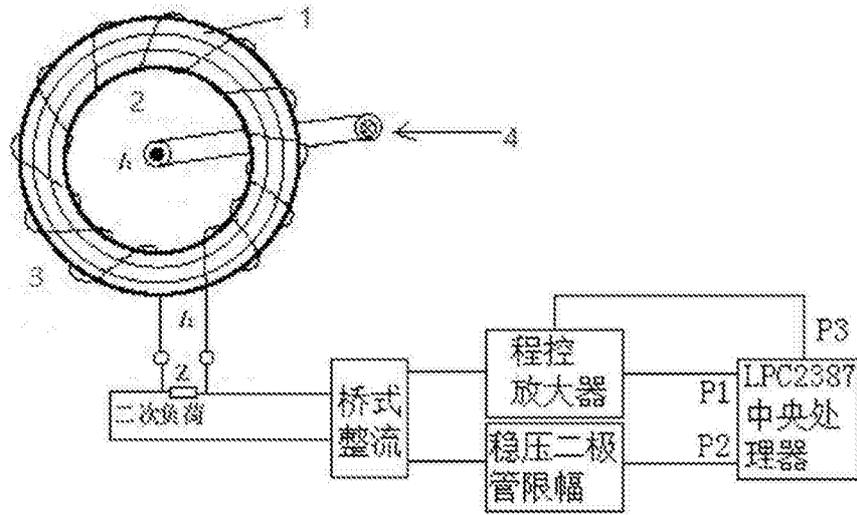


图1

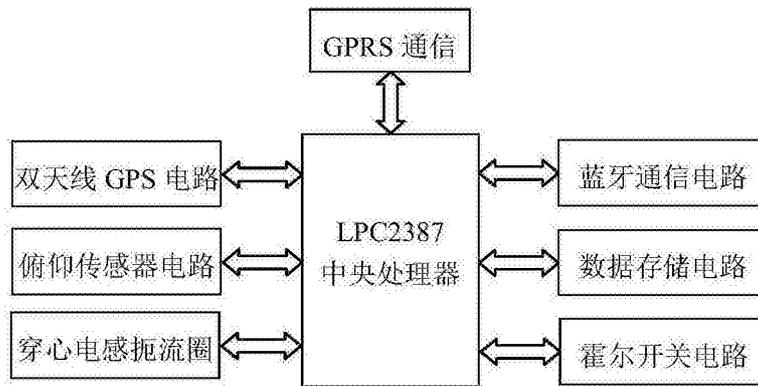


图2

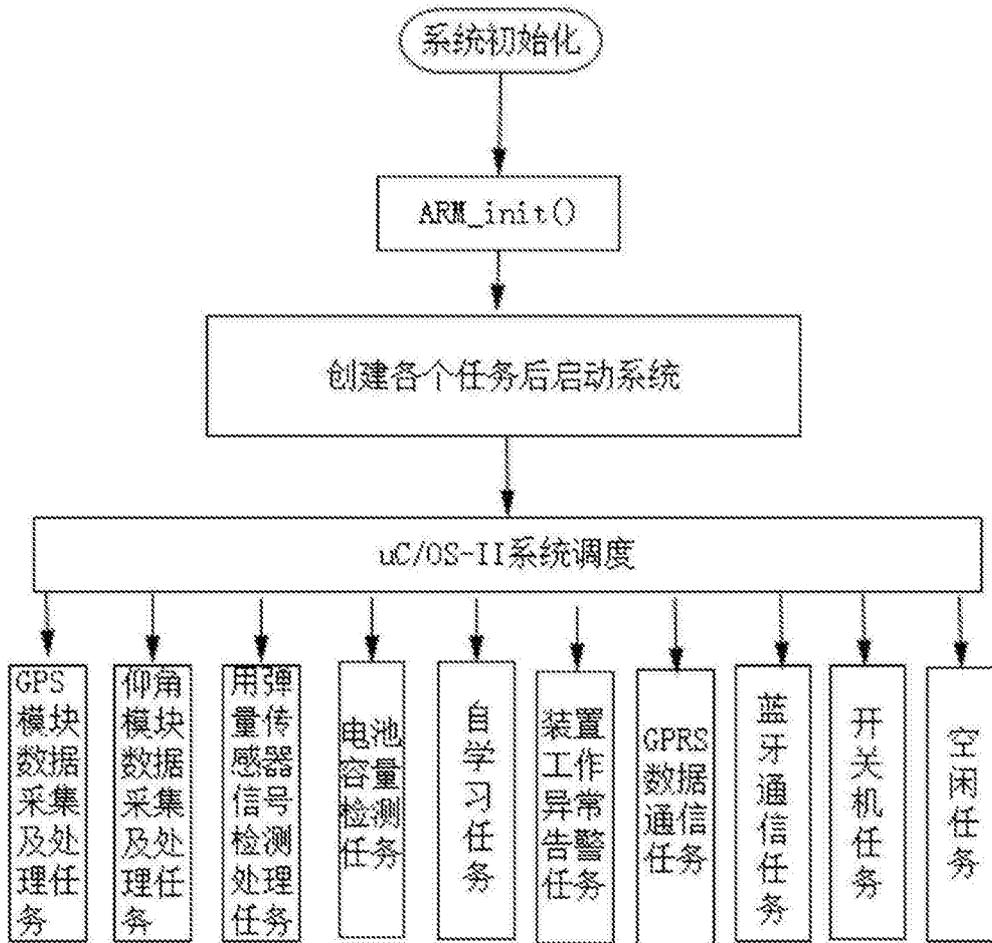


图3

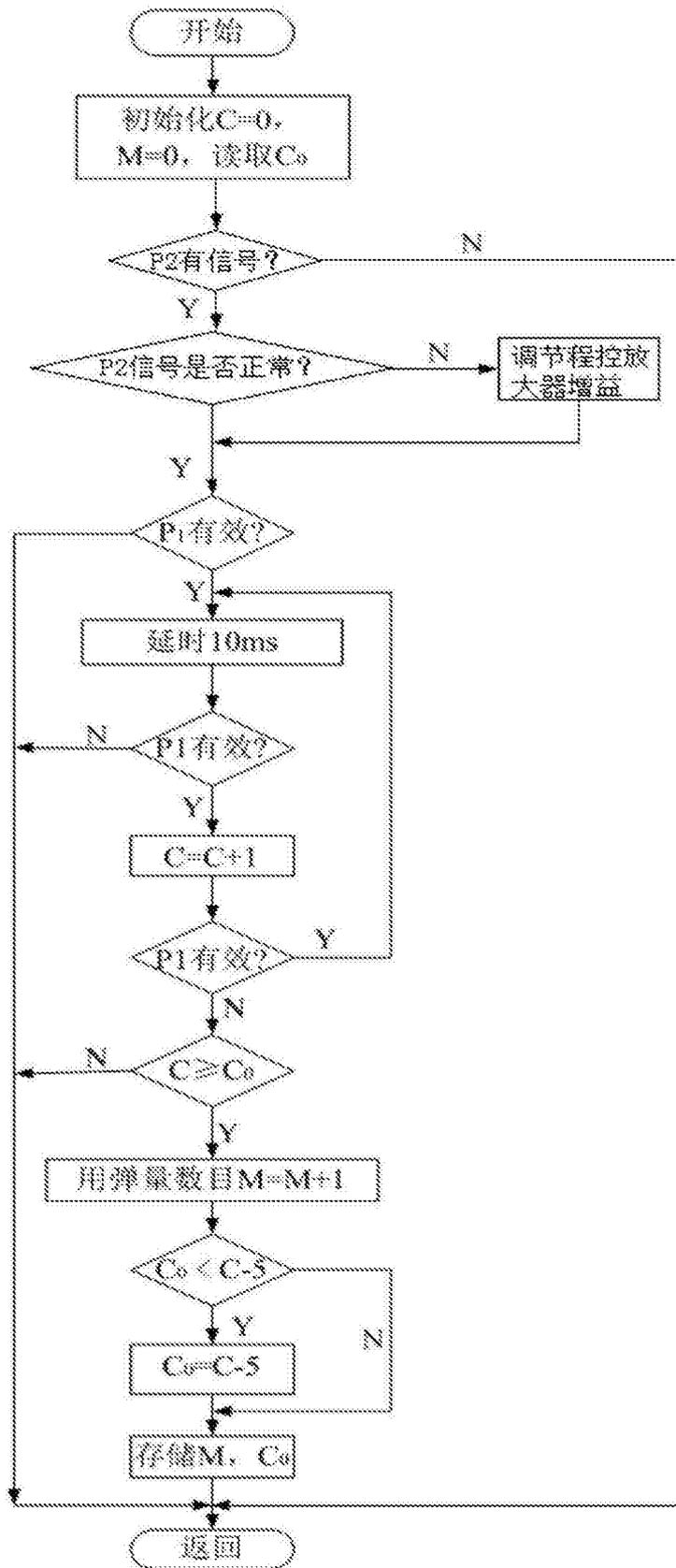


图4

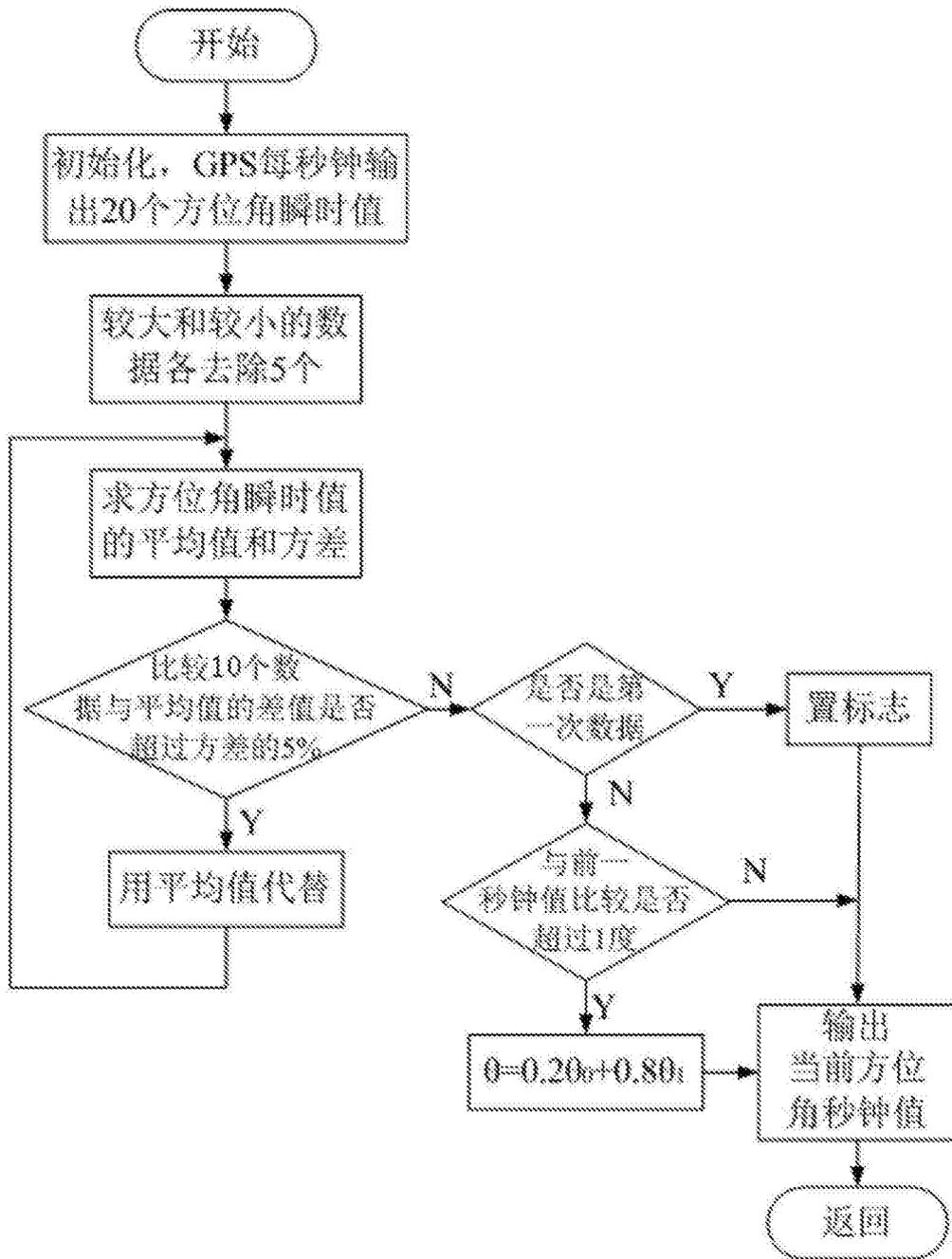


图5

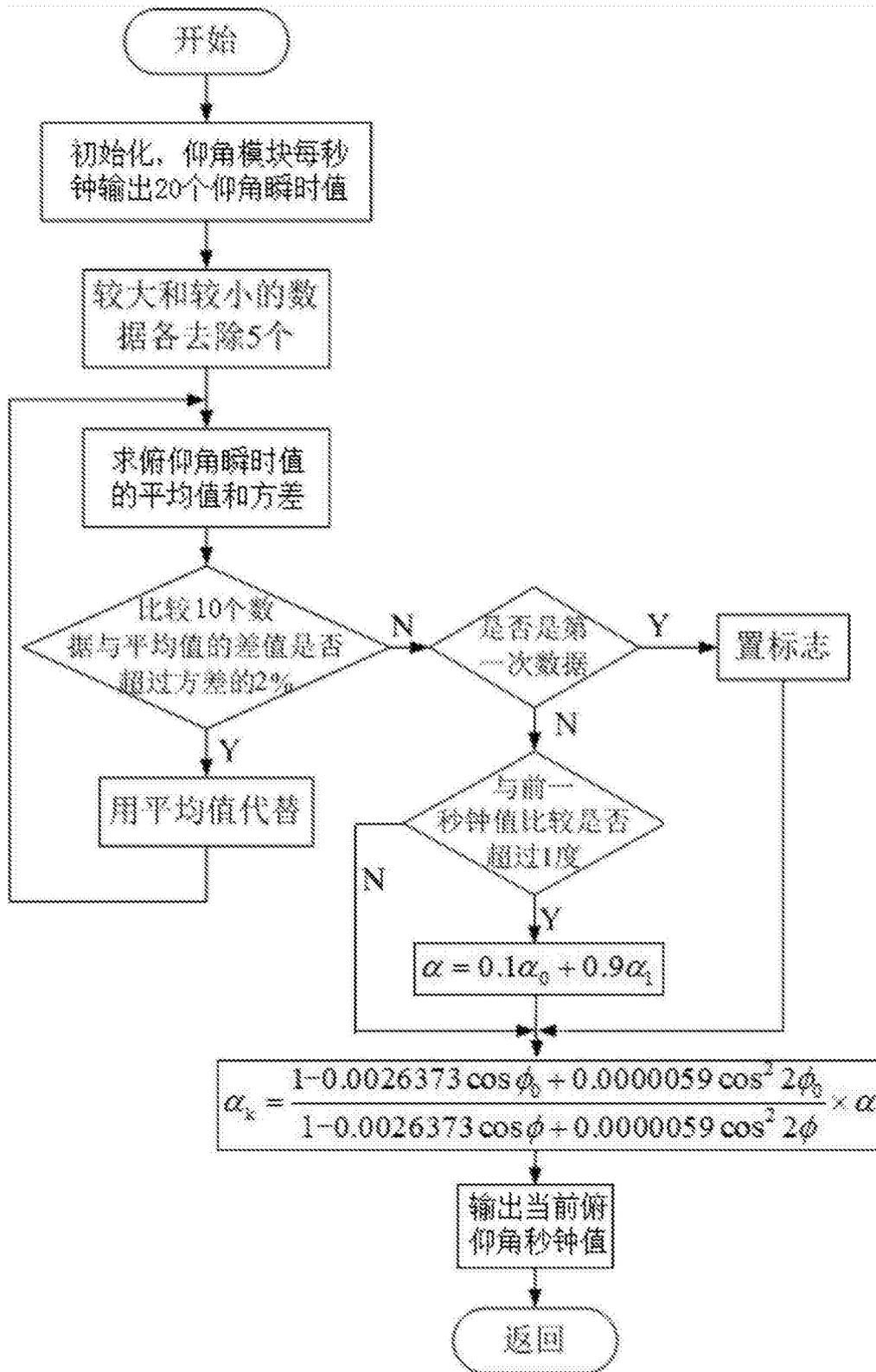


图6