



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102707725 B

(45) 授权公告日 2014. 10. 29

(21) 申请号 201210192290. 5

CN 101979961 A, 2011. 02. 23,

(22) 申请日 2012. 06. 12

CN 201561759 U, 2010. 08. 25,

(73) 专利权人 桂林飞宇电子科技有限公司

EP 0803787 A1, 1997. 10. 29,

地址 541004 广西壮族自治区桂林市七星区
朝阳路信息产业园宇泰捷科技大厦四
楼飞宇科技

CN 102193559 A, 2011. 09. 21,

CN 201551845 U, 2010. 08. 18,

审查员 杨丹

(72) 发明人 魏承赞

(74) 专利代理机构 桂林市华杰专利商标事务所
有限责任公司 45112

代理人 陆梦云

(51) Int. Cl.

G05D 1/10(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 202771262 U, 2013. 03. 06,

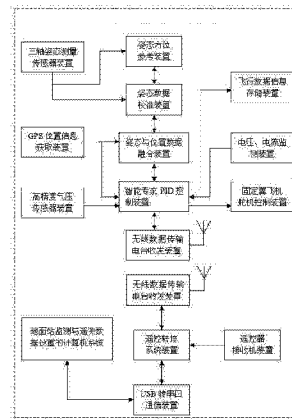
权利要求书2页 说明书5页 附图5页

(54) 发明名称

固定翼自动导航飞行控制系统及其使用方法

(57) 摘要

本发明公开的一种固定翼自动导航飞行控制系统及其使用方法,由飞行器上的自动导航飞行控制仪和地面站的遥测数据监控软件组成,自动导航飞行控制仪由中央处理器和分别与中央处理器连接的三轴陀螺仪、三轴加速度传感器、三轴磁场传感器、GPS 模块、气压传感器、通信接口组成;无线收发装置与中央处理器通过通信接口互相通信;地面站遥测数据监控软件由信号转接板和分别与信号转接板连接的数据无线传输收发装置、遥控器接收机装置、USB 转接串口通信装置组成;地面站遥测数据监控软件通过 USB 转接串口通信装置与信号转接板连接;自动导航飞行控制仪与地面站遥测数据监控软件通过无线数据传输电台连通。该系统能准确完成预先设定的飞行任务,通过遥控转接控制装置,延长飞机的控制距离和范围,保证了飞行的高可靠性和高稳定性。



CN 102707725 B

1. 一种固定翼自动导航飞行控制系统,包括自动导航飞行控制仪,该自动导航飞行控制仪由中央处理器和分别与中央处理器连接的三轴陀螺仪、三轴加速度传感器、三轴磁场传感器、GPS 模块、气压传感器、通信接口组成;无线收发装置与中央处理器通过通信接口互相通信,其特征是:

还包括地面站遥测数据监控软件,该地面站遥测数据监控软件由信号转接板和分别与信号转接板连接的数据无线传输收发装置、遥控器接收机装置、USB 转接串口通信装置组成;地面站遥测数据监控软件通过 USB 转接串口通信装置与信号转接板连接;自动导航飞行控制仪与地面站遥测数据监控软件通过无线数据传输电台连通,具体是:

地面站监测与遥测数据设置的计算机系统可以由用户自动设定飞行航线,实际飞行的飞行参数等内容,并通过 USB 转串口装置将数据传送到遥控转接系统装置中,遥控转接系统将这些信息转换成定制好的协议格式,通过无线数据传输电台进行发送;

遥控器接收机装置所发送出的舵机控制信号,经过遥控转接系统后,转换成特殊的电台控制信号通过无线数据传输电台进行传输,对固定翼飞机进行实时控制;

所述 GPS 位置信息模块获取装置所测量出来的位置信息和高精度传感器装置信息以及姿态数据进行卡尔曼滤波算法;

所述中央微处理器内部带有 A/D 转换接口,负责采集三轴陀螺仪、三轴加速度传感器和三轴磁场传感器的数据,并将传感器数据进行滤波和数据融合,得出精准的三维姿态方位角;

中央微处理器利用内部的串口收集 GPS 模块的位置信息数据,并在中央微处理器计算出精确的导航参数;

中央微处理器采用 SPI 通信接口协议采集气压传感器,在中央微处理器内对其数据进行低通滤波,并根据实时气压数据换算成高度和速度;

中央微处理器利用通信接口与无线收发装置进行数据交互,发送自动导航飞行控制的实时控制参数和飞行参数;

其系统装置的工作流程如下:

S501:开始,中央处理器上电开始工作,启动看门狗复位系统;

S502:系统准备内部参数校准参数读取;

S503:读取上位机陀螺初始化、磁场校准指令,以便于对微机械传感器进行校准;

S504:读取内部 FLASH 校准参数;采用出厂时默认参数值进行姿态计算;

S505:开启处理器定时器中断,启动 ARM 处理器内部的系统中断,进行内部数据融合,姿态计算等工作;

S506:信号采集以及滤波算法,根据微机械传感器数据的输出特性,采用卡尔曼滤波技术进行滤波;并对高精度气压传感器的输出数据中夹带有高频噪声,采用差分方式对气压传感器进行滤波处理;

S507:数据融合与姿态解算,对三轴微机械陀螺仪,三轴加速计传感器,三轴磁场传感器采用四元素法求解姿态方位角;

S508:遥测数据编解码,将 CPU 采集的姿态数据和位置数据进行编码,并且将地面站数据发回的数据进行解码并执行相应的指令;

S509:飞行控制指令获取,如果飞行控制指令获取成功,则继续 10 姿态、高度、位置导

航控制,否则就回到 8 遥测数据编解码继续获取地面站数据发回的数据;

S510:姿态、高度、位置导航控制,获取数据成功,根据用户自行设定的高度和导航数据,实时调整飞行的飞行姿态,达到设定的控制效果;

S511:姿态、高度、位置智能 PID 控制解算,将当前姿态数据、位置数据与目标姿态数据、位置数据进行专家智能 PID 控制;

S512:舵机控制量输出,将 11 中得出的 PID 控制量,实际转换成控制飞机各个舵面的舵机控制量,执行后回到 7 数据融合与姿态解算。

2. 根据权利要求 1 所述固定翼自动导航飞行控制系统,其特征是:所述的自行定制的无线传输协议包含有:姿态测量数据、飞行控制参数、GPS 位置数据、三轴磁场数据及磁航向角。

3. 根据权利要求 1 所述的固定翼自动导航飞行控制系统,其特征是:本自动导航飞行控制系统的控制信号,不仅可以通过遥控器直接控制,还可以通过遥控转接装置把遥控信号转换成特制的传输协议,利用无线数据收发电台与导航飞行控制系统进行通信。

固定翼自动导航飞行控制系统及其使用方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行控制系统,具体是一种固定翼自动导航飞行控制系统及其使用方法。

背景技术

[0002] 固定翼自动导航飞行控制系统在近几年的国际军事领域中扮演着重要的角色。该系统工作稳定,造价成本相对低,非常容易实现起飞和降落,并且在执行任务的过程中,收集地面信息大,能够实现远距离通信,也能够携带较多的侦查设备,对敌对环境侦查详细等优点;而且随着无人机应用范围越来越广泛,它所完成的任务也越来越复杂,对该系统的机动性要求也越来越高,这就要求固定翼自动导航飞行控制系统的控制核心向高集成度和小型化方向发展。因此固定翼自动导航飞行控制系统具有非常大的应用市场。

[0003] 在国际上,以美国为首的西方国家充分认识到该自动导航飞行控制系统在战争中发挥了巨大作用,竞相把高科技技术应用到自动导航飞行控制系统的研制与发展上。装备了自动飞行控制器的无人机虽然不是战场上空执行空中任务的主力,但也成为不可缺少的重要组成部分。装备了自动导航飞行控制系统的固定翼飞机,通过上位机控制软件设定好导航路线和飞行参数,实现无人的驾驶飞行,可以执行高危险的侦查任务,所以深受各国在军事应用方面的青睐。在民用方面,装备有自动导航飞行控制器的固定翼飞机可以实现地理测绘测量,航拍,自然灾情监测等多方面应用,可以节约人力和成本,因此也具有广泛的市场应用。

[0004] 固定翼自动导航飞行控制器在国内外呈现蓬勃发展的趋势,我国也不例外,自动飞行控制器的研究主要有三类:一、采用工控机作为处理核心,存在的不足之处有:整个模块体积较大、多层模块之间的结构不够紧凑;二、以单片机和 DSP 为核心的设计设计方案,缺点是:设计工艺复杂,开发周期长,工作量大,不容易实现系统集成;三、采用 ARM 技术应用到自动飞行控制器中,在 ARM 芯片中嵌入操作系统,在操作系统的平台上,实现多任务的协同工作,真正实现高集成度、高速数据处理和运算自动飞行控制器的任务。可以分为数据处理和设备控制相分离结构,使得算法上更加精简,同时在自动航线飞行上更加的精确。

发明内容

[0005] 本发明的目的是提供一种固定翼自动导航飞行控制系统及其使用方法,该系统可以在复杂环境条件下,能够准确的完成预先设定的飞行任务,还可以通过遥控转接控制装置,延长飞机的控制距离和范围,保证了飞行的高可靠性和高稳定性。

[0006] 实现本发明目的的技术方案是:

[0007] 一种固定翼自动导航飞行控制系统,主要由飞行器上的自动导航飞行控制仪和地面站的遥测数据监控软件组成,自动导航飞行控制仪由中央处理器和分别与中央处理器连接的三轴陀螺仪、三轴加速度传感器、三轴磁场传感器、GPS 模块、气压传感器、通信接口组成;无线收发装置与中央处理器通过通信接口互相通信;地面站遥测数据监控软件由信号

转接板和分别与信号转接板连接的数据无线传输收发装置、遥控器接收机装置、USB 转接串口通信装置组成；地面站遥测数据监控软件通过 USB 转接串口通信装置与信号转接板连接；自动导航飞行控制仪与地面站遥测数据监控软件通过无线数据传输电台连通。

[0008] 所述中央处理器有自己的通信协议，将自行定制的无线传输协议通过无线收发装置与地面站遥测数据监控软件进行相互通信，保证了通信过程中信号传输的安全性和完整性。

[0009] 所述的信号转接板由遥控转接收发模块与数据无线传输端口、地面计算机通信接口、遥控器接收机信号端口连接组成，信号转接板有两种功能：一种是将遥控器接收机信号转换成定制的传输协议；另一种是信号转换板将地面站遥测数据监控软件中用户自行设定的自动导航信息传送到自动导航飞行控制仪，信号转接板将自动导航飞行控制仪所发送回来的位置信息和姿态信息送回地面计算机，并在计算机上显示。

[0010] 所述的自行定制的无线传输协议包含有：姿态测量数据、飞行控制参数、GPS 位置数据、三轴磁场数据及磁航向角。

[0011] 本自动导航飞行控制系统的控制信号，不仅可以通过遥控器直接控制，还可以通过遥控转接装置把遥控信号转换成特制的传输协议，利用无线数据收发电台与导航飞行控制系统进行通信，延长了传输距离、保证了信号收发的可靠性。

[0012] 本发明固定翼自动导航飞行控制系统的工作过程是：

[0013] 1、地面上：

[0014] (1) 打开电脑，运行地面站软件；

[0015] (2) 接通转接板电源，转接板指示灯正常慢速闪烁，在 GCS 软件，选择正确的通讯端口连接，波特率 19200；

[0016] (3) 开 RC 遥控器；

[0017] (4) 接通飞控电源；

[0018] (5) 如一切正常，应该在地面站软件看到接收到遥测数据，气压高度为 0 米左右（自动初始开机高度为 0 米），控制遥控器舵面，应该能在舵面显示表内看到舵面的输出。说明地面站已经和自动驾驶仪连通了；

[0019] 2、飞机上：

[0020] (1) 将自动驾驶仪平行安装在固定翼飞机上，与飞机基本保持一个水平面，并把自动驾驶仪做相应的减震措施；

[0021] (2) 接通电源，把遥控器切换到平衡模式；

[0022] (3) 调试飞机，左右、上下、翻滚飞机，观察飞机对应的舵机是否给出相应的控制效果；

[0023] (4) 启动自动起飞功能，飞机则会按照预先设定的航线进行飞行，完成任务后，会根据预先设定的路线进行自动降落。

[0024] 本发明的积极效果是：

[0025] 1、本发明采用了 ARM 处理器技术实现数据采集和实时智能专家 PID 控制相分离结构，实现多任务的协同工作，保证了数据采集、数据融合准确性和实时控制精确性；

[0026] 2、固定翼飞行控制系统集成三轴微机械陀螺、三轴加速度计、三轴磁传感器、高精度气压计；在该系统中使用惯性捷联姿态解算，结合卡尔曼数字滤波和数据融合算法，提供

高精度姿态；

[0027] 3、固定翼飞行控制系统集成高性能 GPS 接收机,10Hz 数据刷新速率,35 秒快速定位时间,2.5 米 CEP 精度,GPS 带电池可记忆定位参数,二次定位时间大幅提高；

[0028] 4、分不同速率的控制,对调整飞机的飞行姿态进行 100Hz 内环姿态控制,对飞机的舵机实施 10Hz 外环导航控制；

[0029] 5、此控制系统可以实现多种通道混控控制输出,非常方便调整混控。实用各种不同类型的固定翼飞机；

[0030] 6、自动控制和手动遥控融合,更高的可靠性和实用性,兼容所有 RC 遥控设备,并提供舵机输出检查功能；

[0031] 7、系统可以在通信中断的情况下,实现自动返航状态；

[0032] 8、本发明支持定距自动照相和定时间自动照相,配合 POS 信息记录模块可以记录拍照点经纬度、高度、速度、拍照时飞行姿态等信息,便于后期图像数据处理；

[0033] 9、本发明地面站软件包含电子地图功能,可以在线修订航线和发布飞行命令,可以实时进行半自主式遥控,并实时记录飞行数据和支持离线回放；遥控器接收机装置可以通过遥控转接模块实现数据转换,用无线传输模块将遥控信号转成特殊格式的电台控制信号,延长传输距离；并可以在线调整和保存所有飞行控制参数,附带使用方便独立的参数调整软件。

附图说明

[0034] 图 1 是本发明自动导航飞行控制系统原理框图；

[0035] 图 2 是本发明控制系统的数据采集与融合系统连接框图；

[0036] 图 3 是本发明控制系统的主控制系统框图；

[0037] 图 4 是本发明控制系统的地面站连接框图；

[0038] 图 5 是本发明控制系统的流程示意图；

[0039] 图 6 为本发明自动导航飞行控制系统硬件结构框图。

具体实施方式

[0040] 下面将结合附图和具体实施方式对本发明做进一步详细说明。

[0041] 如附图 1 所示,本飞行控制装置共分为姿态数据测量以及导航控制信号执行部分和遥控信号转换以及遥测信号监测部分。三轴姿态测量传感器装置包括:三轴微机械陀螺仪、三轴加速度传感器、三轴磁场传感器,连接到姿态方位参考系统中进行数据采集以及各个轴向数据的校准;GPS 位置信息获取装置所测量出来的位置信息和高精度传感器装置信息以及姿态数据进行卡尔曼滤波算法,取其所长,避其所短。智能专家 PID 控制装置连接融合后的位置和姿态数据、舵机控制装置,根据无线数据传输电台所接收到的导航信息,对固定翼飞机进行飞行控制,并将位置信息,拍照信息进行记录并保存。同时提供当前动力电池电压和电流的监测,同时还将导航状态信息一起回传给地面站;遥控信号转换以及遥测信号监测部分包括:无线数据传输电台收发装置、遥控转接系统装置、遥控接收机装置、USB 转串口通信装置和地面站监测与遥测数据设置的计算机系统。地面站监测与遥测数据设置的计算机系统可以由用户自动设定飞行航线,实际飞行的飞行参数等内容,并通过 USB 转

串口装置将数据传送到遥控转接系统装置中,遥控转接系统将这些信息转换成定制好的协议格式,通过无线数据传输电台进行发送。遥控器接收机装置所发送出的舵机控制信号,经过遥控转接系统后,转换成特殊的电台控制信号通过无线数据传输电台进行传输,对固定翼飞机进行实时控制。

[0042] 参照图 2,飞行控制系统数据采集与融合系统连接有三轴加速度传感器、三轴陀螺仪、三轴磁场传感器、三轴磁场传感器、GPS 位置信息获取装置,各个装置的工作原理为:

[0043] 1、惯性捷联姿态计算处理器对三轴加速度传感器装置进行数据采集和滤波算法,计算出三个轴向的线性加速度数据;

[0044] 2、惯性捷联姿态计算处理器对三轴陀螺仪进行数据采集和滤波算法,并根据三轴加速度数据和磁场传感器装置的数据进行分析和处理,并进行四元素姿态解算,解算出稳定的姿态数据,并通过实际校准值对各种传感器进行基准值的校准和补偿。

[0045] 3、惯性捷联姿态计算处理器对线性加速度进行积分,并且从 GPS 位置信息获取装置中测量到的速度信息,把加速度传感器积分后得到的速度值和 GPS 得到的速度值进行卡尔曼滤波滤波。修正和校正固定翼飞机的飞行数据和测量精度;

[0046] 4、惯性捷联姿态计算处理器通过姿态和位置数据发送装置将飞行数据和姿态数据传送给自动导航飞行控制系统主控制系统。

[0047] 参照图 3,该系统通过获取数据采集与融合系统中的姿态数据、飞行数据、地面控制系统的导航数据控制固定翼飞机按照预先设定的路线进行运动。其工作原理为:由 GPS 位置信息与用户所规定的目标航点规划信息进行比对,得到需要控制的目标航向数据,又根据当前飞机所处的一个航向角度,最终得到一个需要控制转动的航向角度,主控系统计算机将需要控制转动的航向角度转换成实际的舵机控制量,对相应方向的舵机进行实时 PID 专家智能控制;对飞机高度的锁定也与航向控制方式一致。

[0048] 参照图 4,其工作原理是:遥控器接收机装置将操作者的控制信号传输到遥控转接系统接收装置中,把遥控器信号经转接系统后转换成电台控制信号,控制飞机的飞行姿态;店面站监控计算机系统,用户可以自行编辑航点信息和飞行参数通过 USB 转串口装置传送到转接系统中,转接系统再把数据通过电台发送到飞机的控制系统中。地面站监控计算机系统一方面能够实现数据的发送,另外一方面能够接收飞行控制系统下传的各种飞行数据和监测信息。

[0049] 参照图 5,该控制系统的流程图包括如下步骤:

[0050] S501:开始,中央处理器上电开始工作,启动看门狗复位系统;

[0051] S502:系统准备内部参数校准参数读取;

[0052] S503:读取上位机陀螺初始化、磁场校准指令,以便于对微机械传感器进行校准;

[0053] S504:读取内部 FLASH 校准参数;采用出厂时默认参数值进行姿态计算;

[0054] S505:开启处理器定时器中断,启动 ARM 处理器内部的系统中断,进行内部数据融合,姿态计算等工作;

[0055] S506:信号采集以及滤波算法,根据微机械传感器数据的输出特性,采用卡尔曼滤波技术进行滤波;并对高精度气压传感器的输出数据中夹带有高频噪声,采用差分方式对气压传感器进行滤波处理;

[0056] S507:数据融合与姿态解算,对三轴微机械陀螺仪,三轴加速计传感器,三轴磁场

传感器采用四元素法求解姿态方位角；

[0057] S508 :遥测数据编解码,将 CPU 采集的姿态数据和位置数据进行编码,并且将地面站数据发回的数据进行解码并执行相应的指令；

[0058] S509 :飞行控制指令获取,如果飞行控制指令获取成功,则继续 10 姿态、高度、位置导航控制,否则就回到 8 遥测数据编解码继续获取地面站数据发回的数据；

[0059] S510 :姿态、高度、位置导航控制,获取数据成功,根据用户自行设定的高度和导航数据,实时调整飞行的飞行姿态,达到设定的控制效果；

[0060] S511 :姿态、高度、位置智能 PID 控制解算,将当前姿态数据、位置数据与目标姿态数据、位置数据进行专家智能 PID 控制；

[0061] S512 :舵机控制量输出,将 11 中得出的 PID 控制量,实际转换成控制飞机各个舵面的舵机控制量,执行后回到 7 数据融合与姿态解算。

[0062] 参照图 6,本发明包括中央微处理器 8,姿态传感器包括三轴陀螺仪 1、三轴加速度传感器 2 和三轴磁场传感器 3, GPS 模块、气压传感器、通信接口 4 与无线收发装置 5 连接,并负责与中央微处理器 8 进行数据交互。

[0063] 中央微处理器 8 内部带有 A/D 转换接口,负责采集三轴陀螺仪 1、三轴加速度传感器 2 和三轴磁场传感器 3 的数据,并将传感器数据进行滤波和数据融合,得出精准的三维姿态方位角；

[0064] 中央微处理器 8 利用内部的串口收集 GPS 模块 6 的位置信息数据,并在中央微处理器 8 计算出精确的导航参数；

[0065] 中央微处理器 8 采用 SPI 通信接口协议采集气压传感器 7,在中央微处理器 8 内对其数据进行低通滤波,并根据实时气压数据换算成高度和速度；

[0066] 中央微处理器 8 利用通信接口 4 与无线收发装置 5 进行数据交互,发送自动导航飞行控制的实时控制参数和飞行参数。

[0067] 本发明研究实验结果表明:同时对相同仿真步长条件下,应用以上方法在高动态角运动环境下的解算精度高,由圆锥运动引起的俯仰角算法漂移误差也得到了有效抑制。用最优化估计理论的数据处理方法和卡尔曼滤波器对速度信息进行融合,保证了测量精度的精准性和实时性。并且采用线性卡尔曼滤波器为惯导系统误差提供最小方差估计,然后利用这些误差的估计值去修正姿态控制系统。使用遥控转接系统不仅提高了信号传输的距离,还大大的提高了信号在传输过程中的可靠性,也保证信号传输的实时性。

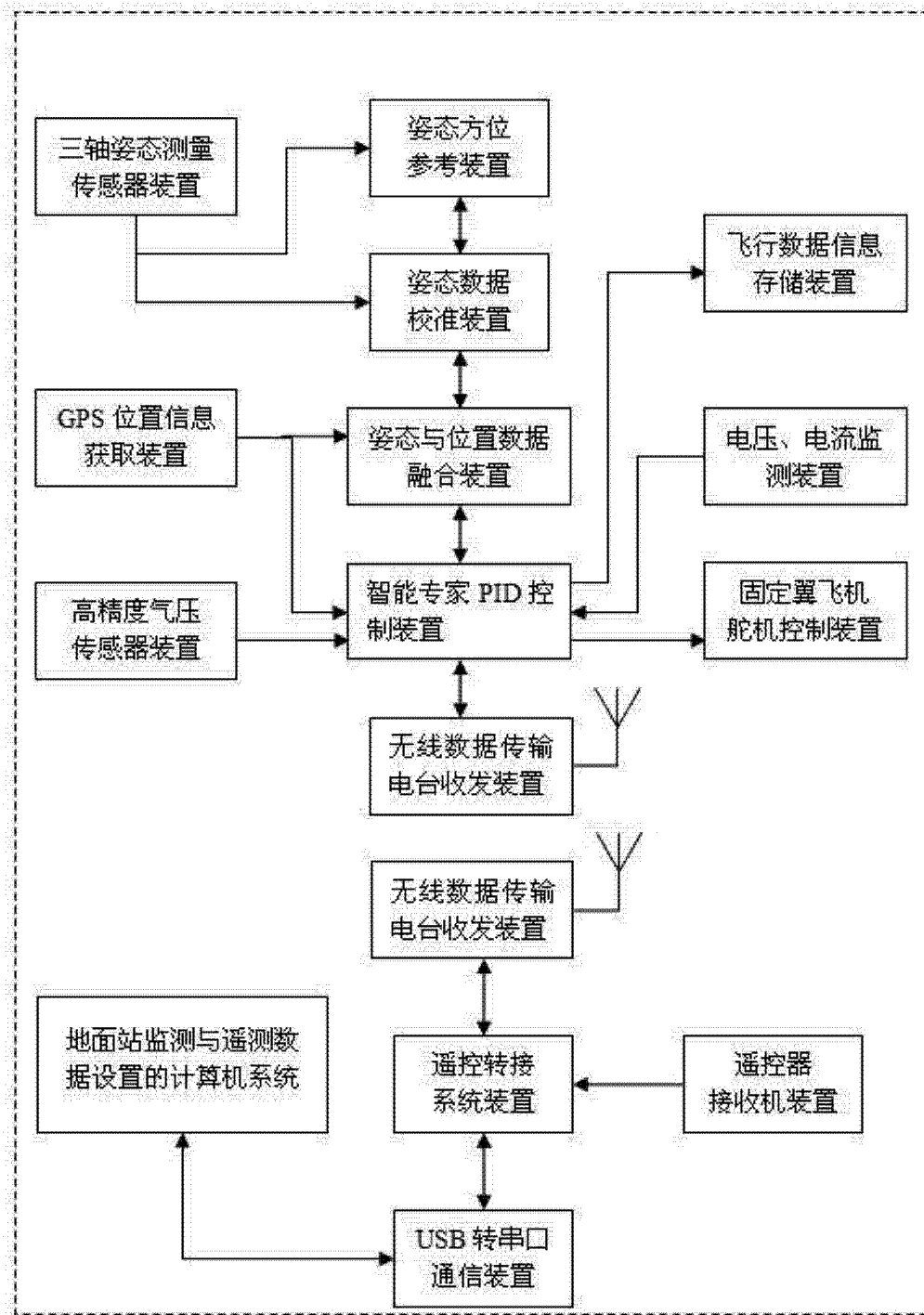


图 1

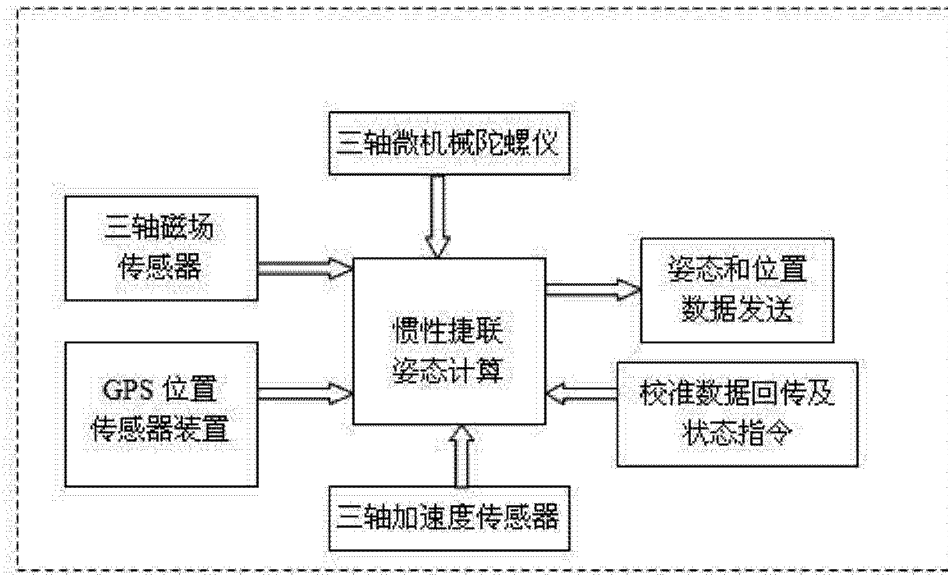


图 2

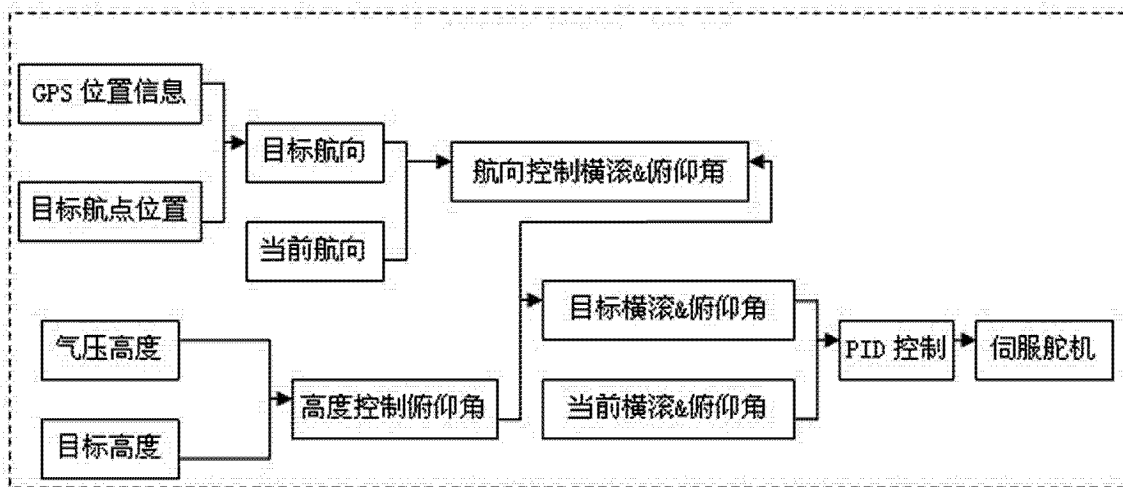


图 3

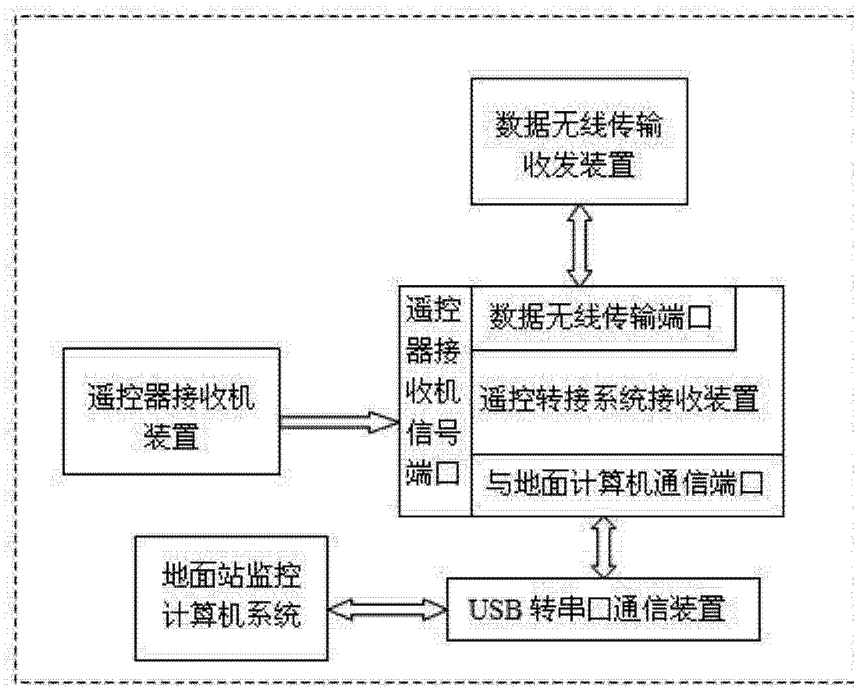


图 4

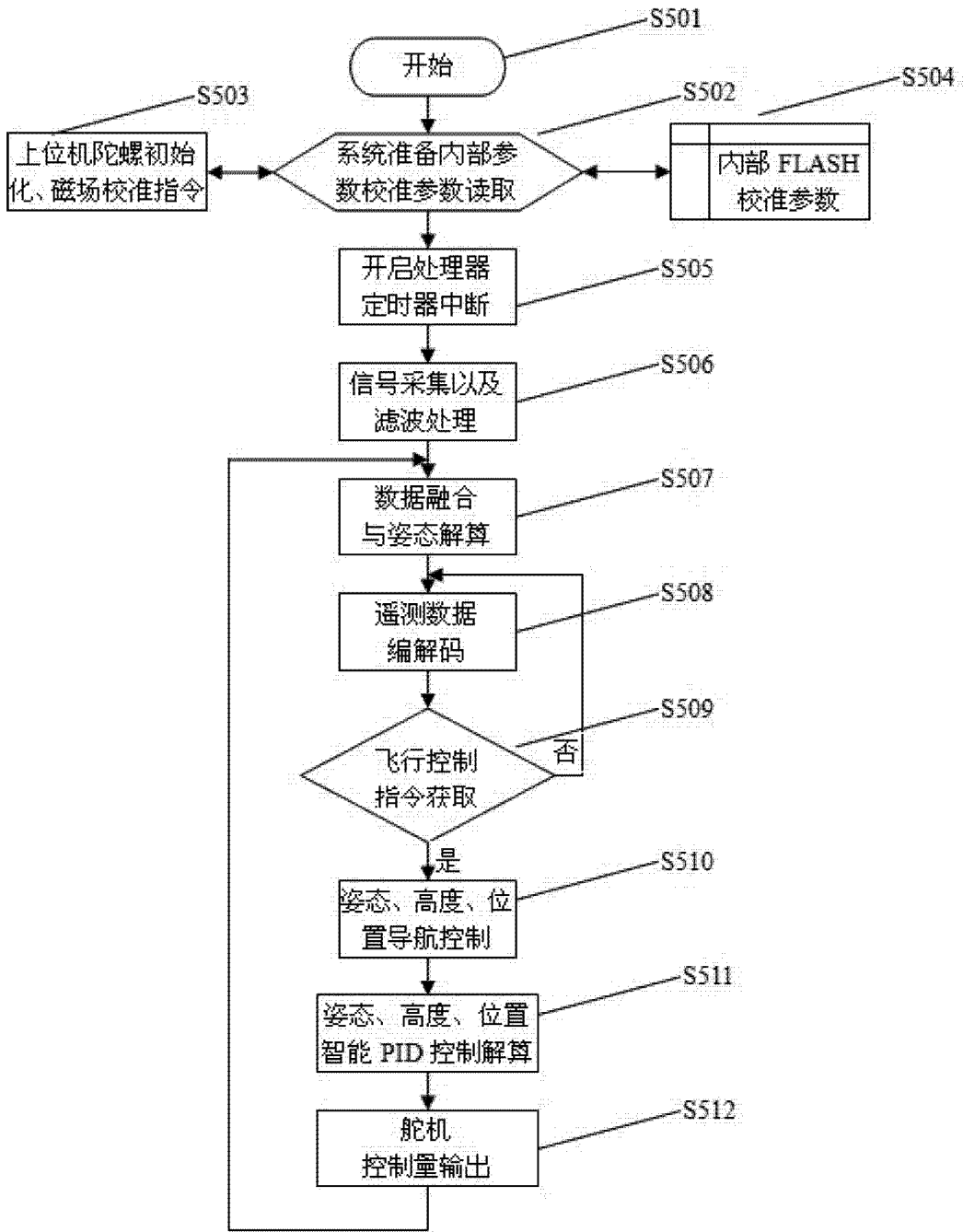


图 5

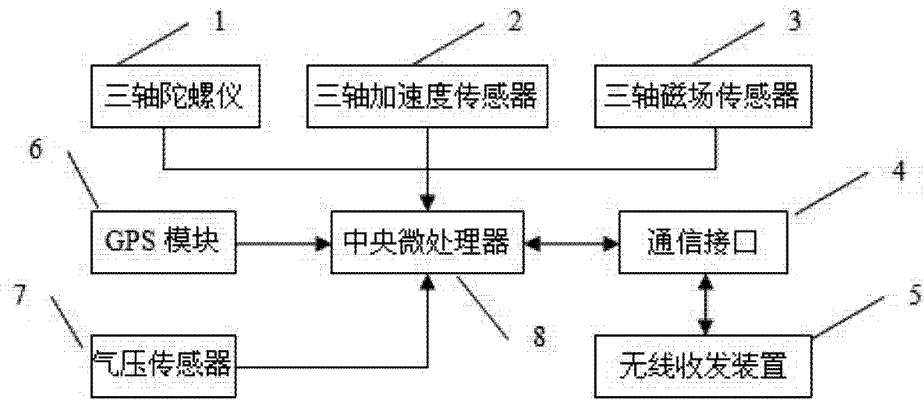


图 6