



(12) 实用新型专利

(10) 授权公告号 CN 203264283 U

(45) 授权公告日 2013. 11. 06

(21) 申请号 201220621567. 7

(22) 申请日 2012. 11. 22

(73) 专利权人 重庆阿尔舍电子控制技术有限公司

地址 400039 重庆市九龙坡区二郎科城路
77 号留学生创业园 A 座 1105

(72) 发明人 陈楠 朱家林 王冬生 蒙建军
韩杰

(74) 专利代理机构 重庆市恒信知识产权代理有
限公司 50102

代理人 刘小红

(51) Int. Cl.

A63H 27/20 (2006. 01)

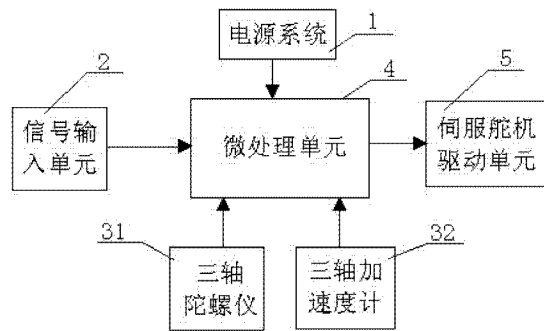
权利要求书1页 说明书3页 附图2页

(54) 实用新型名称

用于航模飞机的惯性姿态平衡器

(57) 摘要

本实用新型涉及航模飞机辅助飞行领域, 具体是一种用于航模飞机的惯性姿态平衡器, 一种用于航模飞机的惯性姿态平衡器, 包括电源系统、信号输入单元、三轴陀螺仪、三轴加速度计、微处理单元和伺服舵机驱动单元, 其中: 所述微处理单元分别与信号输入单元、三轴陀螺仪、三轴加速度计和伺服舵机驱动单元连接; 信号输入单元接收遥控器发出的控制信号, 三轴陀螺仪和三轴加速度计分别采集角速度和重力加速度发送到微处理单元, 微处理单元对控制信号、角速度和重力加速度进行处理分析, 获得姿态调节信号保持航模平稳。本实用新型使飞机在转弯过程中能够保持水平转弯且不会掉高度, 便于操作。



1. 一种用于航模飞机的惯性姿态平衡器,其特征在于:包括电源系统(1)、信号输入单元(2)、三轴陀螺仪(31)、三轴加速度计(32)、微处理单元(4)和伺服舵机驱动单元(5),其中:所述微处理单元(4)分别与信号输入单元(2)、三轴陀螺仪(31)、三轴加速度计(32)和伺服舵机驱动单元(5)连接;电源系统(1)连接微处理器单元(4)的电源输入端;

航模飞机遥控器发送的控制信号通过 DSM2 卫星接收机接收,再输入信号输入单元(2),信号输入单元(2)将控制信号发送到微处理单元(4),微处理单元(4)根据控制信号发送命令到伺服舵机驱动单元(5),从而控制航模飞机飞行;

所述微处理单元(4)外设 S-BUS 总线接口。

2. 根据权利要求 1 所述用于航模飞机的惯性姿态平衡器,其特征在于:所述用于航模飞机的惯性姿态平衡器安装在飞翼布局或 V 尾布局的航模飞机上。

用于航模飞机的惯性姿态平衡器

技术领域

[0001] 本实用新型涉及航模飞机辅助飞行领域,尤其是涉及一种用于航模飞机的惯性姿态平衡器。

背景技术

[0002] 因为航模飞机受到越来越多人的喜爱。众所周知,通常的遥控航模飞机是靠飞机的气动品质和人的操作来保持平衡和进行特技飞行的,因此对飞机的气动品质和人员操作都有较高要求。由于航模飞机的静稳定性较低、操作难度较大,因此目前采用固定增益控制器来增加航模飞机的稳定性,从而降低遥控航模飞机的操纵难度。但是通常固定增益控制器在航模飞机转弯过程中不能保持飞机水平转弯而不会掉高度,且连接线多,无法降低航模飞机的重量。

发明内容

[0003] 本实用新型的目的是提供一种用于航模飞机的惯性姿态平衡器支持卫星接收机的接入,从而既提高了系统的可靠性又简化了连接线路。

[0004] 为了实现上述目的本实用新型采用如下技术方案:一种用于航模飞机的惯性姿态平衡器,包括电源系统、信号输入单元、三轴陀螺仪、三轴加速度计、微处理单元和伺服舵机驱动单元,其中:所述微处理单元分别与信号输入单元、三轴陀螺仪、三轴加速度计和伺服舵机驱动单元连接;电源系统连接微处理单元电源输入端。

[0005] 航模飞机遥控器发送的控制信号通过 DSM2 卫星接收机接收,再输入信号输入单元,信号输入单元将控制信号发送到微处理单元,微处理单元根据控制信号发送命令到伺服舵机驱动单元,从而控制航模飞机飞行。

[0006] 在航模飞机转弯时,三轴陀螺仪和三轴加速度计分别实时采集航模飞机自身的角速度和重力加速度信号发送到微处理单元,微处理单元对角速度和重力加速度信号进行处理分析,获得姿态调节信号并将该信号发送到伺服舵机驱动单元,伺服舵机驱动单元根据姿态调节信号调节航模飞机的滚转舵机、俯仰舵机和偏航舵机,保持航模飞机转弯过程中水平。

[0007] 所述航模飞机遥控器发送的控制信号还可通过 PPM 脉冲串接收机或 S-BUS 接收机接收,再输入信号输入单元。微处理单元外设 S-BUS 总线接口,支持 Futaba 的 S-BUS 总线,支持卫星接收机的挂接使用,这就大大减少和简化了连接线,降低了飞行重量。

[0008] 本实用新型的用于航模飞机的惯性姿态平衡器内部集成了高性能的 MEMS 数字传感器包括三轴陀螺仪和三轴加速度计,通过融合算法得到飞行器的实时姿态信息。并且具有 3D 和自动平衡功能,可以通过遥控器上定义的一个开关通道来启用 3D 模式或平衡模式,在 3D 模式下有助于使用者在飞行中能够轻松地完成各种复杂的动作;在平衡模式下飞机能够平稳的保持水平飞行,并且在转弯过程中保持水平转弯也不会掉高度。本实用新型还可安装在三种布局的航模飞机上包括:普通布局、飞翼布局和 V 尾布局。

[0009] 本实用新型达到的有益技术效果是：

[0010] 1. 飞机在转弯过程中能够保持水平转弯且不会掉高度,大大降低了对飞机的操作要求,飞行更安操作更方便。

[0011] 2. 支持卫星接收机的挂接使用,相当于多个接收机同时使用,若其中一个接收机出现故障,另一个照常工作,因此提高了系统的可靠性同时还大大减少和简化了连接线,降低了飞行重量。而通常所见的增稳装置只能和典型的遥控接收机进行多通道连接。不具有挂接卫星接收机的能力,也不具有飞机转弯不掉高度的自动补偿功能。

[0012] 3. 支持 Futaba 最新遥控系统的 S-BUS,即支持总线控制,大大减少和简化了连接线,降低飞行重量,并且更方便使用功能的扩展。

[0013] 4. 可结合上位机软件,进行输入通道的映射设置、输出引脚的正反向设置、混控类型的飞机的混控比例设置、升降补偿比例的设置等。

附图说明

[0014] 图 1 为本实用新型的原理框图；

[0015] 图 2 为微处理单元的处理分析流程图。

[0016] 图中：1- 电源系统；2- 信号输入单元；31- 三轴陀螺仪；32- 三轴加速度计；4- 微处理单元；5- 伺服舵机驱动单元。

具体实施方式

[0017] 下面结合附图对本实用新型做进一步说明。

[0018] 参见图 1,一种用于航模飞机的惯性姿态平衡器,包括电源系统 1、信号输入单元 2、三轴陀螺仪 31 (可选用 ITG3050)、三轴加速度计 32 (可选用 KXFT9-1026)、微处理单元 4 (可选用 ATXmega32A4) 和伺服舵机驱动单元 5,其中：所述微处理单元 4 分别与信号输入单元 2、三轴陀螺仪 31、三轴加速度计 32 和伺服舵机驱动单元 5 连接；电源系统 1 连接微处理器单元 4 的电源输入端。

[0019] 信号输入单元 2 获取航模飞机遥控器发送的控制信号,并将控制信号发送到微处理单元 4,微处理单元 4 根据控制信号发送命令到伺服舵机驱动单元 5,从而控制航模飞机飞行。

[0020] 在航模飞机转弯时,三轴陀螺仪 31 和三轴加速度计 32 分别实时采集航模飞机自身的角速度和重力加速度信号发送到微处理单元 4,微处理单元 4 对角速度和重力加速度信号进行处理分析,获得姿态调节信号并将该信号发送到伺服舵机驱动单元 5,伺服舵机驱动单元 5 根据姿态调节信号调节航模飞机的滚转舵机、俯仰舵机和偏航舵机,保持航模飞机转弯过程中水平。

[0021] 所述微处理单元 4 还外设支持 Futaba 的 S-BUS 总线接口。

[0022] 电源系统 1 由外部直流电源经过稳压模块稳压到 3.3V 后,供给全机电源。外部电源不要超过 12V 直流电源。

[0023] 信号输入单元 2 通过普通接收机、DSM2 卫星接收机、PPM 脉冲串接收机或 S-BUS 接收机接收获取航模飞机遥控器发送的控制信号,将收到的控制信号经过微处理器根据相应的通道映射排列转换成所需要的控制信号。其中,普通接收机适用于任何 2.4G 发射机,这

种方式通用性强、接线较多、增加飞机重量。DSM2 卫星接收机符合 JR 卫星机通讯格式标准，接线简单、多余度考量、重量轻等特点。PPM 脉冲串接收机适合任何 2.4G 发射机的 PPM 脉冲输出方式，接线简单、重量轻等特点。S-BUS 接收机符合 Futaba 的 S-BUS 通讯格式标准，接线简单。

[0024] 三轴陀螺仪 31 获得飞机在三维空间绕自身旋转的角速度，三轴加速度 32 获得飞机在三维空间里的重力加速度。

[0025] 角速度和重力加速度经过前期的滤波算法去除一些干扰及噪声之后，再进行姿态解算，由于陀螺仪的积分误差较大，不能在长期的时间内得到准确的姿态角，所以需要由加速度传感器来修正误差。即采用卡尔曼滤波技术来完成修正。传感器信号经四元数解算出在三维空间里各轴相对于参考坐标系的角度以得到飞行器的姿态信息。但是由四元数信息解算出的各向量的重力加速度分量和加速度传感器测到的重力加速度分量做卡尔曼滤波得到最优的重力加速度分量进过三角函数的解算最终得到最优的姿态角度。

[0026] 有了控制信号和姿态角度信息后，便可以根据 PID 算法修正飞机的实时飞行状态，平衡器一旦发现飞行器偏离目标角度，就会给出相应的控制量来修正。使飞行器保持在目标角度上实现自动控制。将自动控制信号转换成伺服机构能够接受的信号传达到伺服舵机执行。

[0027] 参见图 2，微处理单元处理分析信号的步骤：四元数计算，将角速度经过噪声去除后得到真实的数据计算出当前飞机的三维空间的姿态信息；卡尔曼滤波，由于陀螺仪存在积分误差所以将重力加速度信号和四元数计算得到的姿态信息经过卡尔曼滤波来得到最优的姿态信息；获得姿态矩阵，经过卡尔曼滤波后的姿态信息产生一个姿态矩阵；计算姿态角，从姿态矩阵中通过三角函数关系计算出姿态角，再进行 PID 控制，输出姿态调节信号到伺服舵机驱动单元 5，进而控制飞机滚转、俯仰，偏航各方向保持平衡，和转弯时不掉高度。

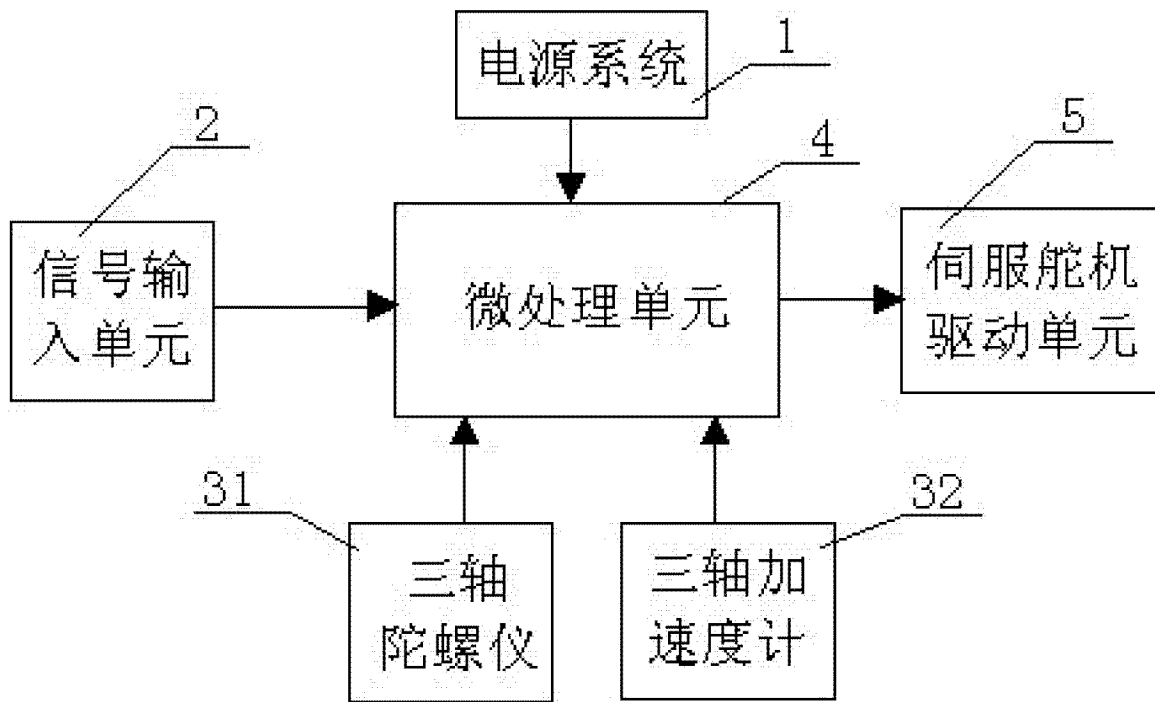


图 1

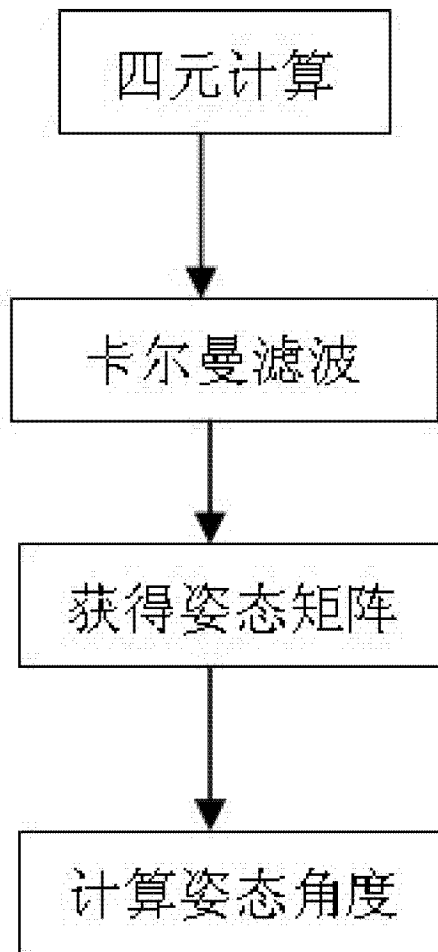


图 2