(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106970573 A
(43)申请公布日 2017.07.21

(21)申请号 201710363790.3

(22)申请日 2017.05.22

(71)申请人 上海航天控制技术研究所
地址 200233 上海市徐汇区宜山路710号

(72)发明人 付培华 丁承华 赵万良 许雯雯 刘小华

(74)专利代理机构 上海信好专利代理事务所（普通合伙）31249
代理人 朱成之

(51)Int.Cl.
G05B 19/042(2006.01)
B64G 1/44(2006.01)
H02P 6/10(2006.01)

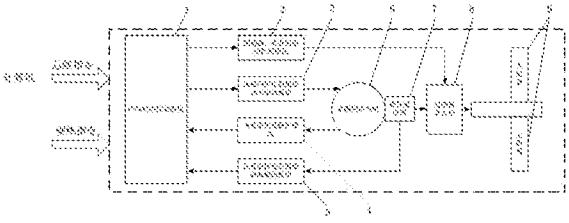
权利要求书2页 说明书4页 附图1页

(54)发明名称

一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统

(57)摘要

本发明公开了一种航天器太阳翼驱动执行机构永磁同步电机驱动控制系统，包含：FPGA核心控制模块、永磁同步电机集成功率驱动模块、位置旋转变压器激磁和解码模块、电流采集及保护模块与制动器和离合器驱动控制模块。该驱动控制系统以具有高效数据采集及处理能力的FPGA作为控制核心，采用集成化的永磁同步电机功率驱动模块和具有高精度、高抗干扰能力的位置旋转变压器角度检测模块，同时设计了带滞回比较功能的过流保护模块，使得本航天器太阳翼驱动控制系统具有集成化、高精度、高抗干扰能力的优点。



CN 106970573 A

1.一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统,其特征在于,包含:

FPGA核心控制模块;

与所述FPGA核心控制模块做信息交互的制动器和离合器驱动控制模块、永磁同步电机集成功率驱动模块、电流采集及保护模块以及位置旋转变压器激磁和解码模块;

所述航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统进一步设有永磁同步电机,其通过旋转变压器、制动器和离合器与航天器的太阳翼连接;

所述制动器和离合器驱动控制模块与制动器和离合器连接;

所述永磁同步电机集成功率驱动模块和电流采集及保护模块分别与所述永磁同步电机连接;

所述位置旋转变压器激磁和解码模块和所述旋转变压器连接。

2.如权利要求1所述一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统,其特征在于,所述FPGA核心控制模块接收计算机发送的总线指令和/或外部硬线指令并根据所述指令采用空间电压矢量控制算法生成并输出PWM信号;

所述FPGA核心控制模块接收电流采集及保护模块采集的永磁同步电机的两相电流、位置旋转变压器激磁和解码模块采集的对日定向太阳翼旋转角度的状态信号以及制动器和离合器驱动控制模块采集的所述制动器和离合器的加断电工作状态信号;

所述FPGA核心控制模块根据计算机发的总线指令或硬线指令,同时结合制动器和离合器的加断电工作状态信号向所述制动器和离合器驱动控制模块发送制动器离合器的加断电控制指令。

3.如权利要求2所述一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统,其特征在于,永磁同步电机集成功率驱动模块接收所述PWM信号产生三相交流逆变信号用于驱动控制永磁同步电机转动。

4.如权利要求3所述一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统,其特征在于,所述永磁同步电机集成功率驱动模块采用单个集成的功率驱动模块,直接接收所述PWM信号。

5.如权利要求2所述一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统,其特征在于,电流采集及保护模块采集永磁同步电机的两相电流与总电流;

将所述两相电流反馈给与之连接的FPGA核心控制模块用于控制;

电流采集及保护模块将所述总电流与预先设置的电流保护值进行滞回比较,当所述总电流超出预先设置的电流保护值时,向与之连接的FPGA核心控制模块发送过流信号;

所述FPGA核心控制模块接收所述过流信号,控制切断所述永磁同步电机集成功率驱动模块的输出。

6.如权利要求2所述一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统,其特征在于,位置旋转变压器激磁和解码模块产生经功率放大的激磁信号并输出;

旋转变压器,其接收所述激磁信号并输出所述太阳翼的位置状态信号,以及向所述位置旋转变压器激磁和解码模块反馈与激磁信号同频的正余弦信号;

所述位置旋转变压器激磁和解码模块对正余弦信号进行解码,向FPGA核心控制模块反馈经解码得到的对日定向太阳翼旋转角度的状态信号;

所述FPGA核心控制模块接收并通过总线和/或外部硬线将所述状态信号向计算机反馈。

7.如权利要求2所述一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统，其特征在于，制动器和离合器驱动控制模块会根据所述FPGA核心控制模块输出的制动器离合器加断电控制指令对制动器和离合器的线圈进行加断电驱动控制，并实时获取所述制动器和离合器的加断电工作状态向所述FPGA核心控制模块反馈。

8.如权利要求1所述一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统，其特征在于，所述离合器负责太阳翼与永磁同步电机的传动连接，所述制动器负责太阳翼与永磁同步电机的传动制动，进而控制太阳翼的力矩。

一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统

技术领域

[0001] 本发明涉及航天系统大型太阳翼驱动控制技术，特别涉及一种基于FPGA控制的以永磁同步电机作为航天器太阳翼驱动执行机构的驱动控制系统。

背景技术

[0002] 目前的航天系统里，无论是飞船还是卫星，维持其在轨正常运行的主要动力为电能，而太阳翼是实现太阳光能到电能转换的重要能量源。太阳翼翼展的大小主要由飞船或卫星的供电需求决定。以往的太阳翼翼展大多为几米或者十几米长，其主要的驱动执行机构为直流无刷电机，控制核心由单片机、DSP或者FPGA组成，电机的功率驱动模块大多由分立的三极管和MOS管器件搭建而成，位置检测传感器主要为霍尔传感器或脉冲编码器。

[0003] 但是，对于上述技术中，太阳翼翼展相对较小，以直流无刷电机作为太阳翼驱动执行机构在输出同样力矩情况下体积和功耗都较大，且低速控制精度较差，无法满足目前大型太阳翼(翼展约30米)大力矩、高精度的控制要求。同时，由分立器件搭建的电机功率驱动模块体积较大，重量较大，使用受限；另外，霍尔传感器和脉冲编码器在位置检测精度和抗干扰性能方面表现一般。因此，针对全新的大型太阳翼，对其驱动控制无法直接使用目前已有的技术。

发明内容

[0004] 本发明目的是提供一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统，实现解决现有太阳翼驱动控制技术不能满足航天器大型太阳翼大力矩、高精度、抗干扰、集成化的驱动控制问题的目的。

[0005] 为了实现以上目的，本发明通过以下技术方案实现：

一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统，包含：FPGA核心控制模块；与所述FPGA核心控制模块做信息交互的制动器和离合器驱动控制模块、永磁同步电机集成功率驱动模块、电流采集及保护模块以及位置旋转变压器激磁和解码模块；所述航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统进一步设有永磁同步电机，其通过旋转变压器、制动器和离合器与航天器的太阳翼连接；所述制动器和离合器驱动控制模块与制动器和离合器连接；所述永磁同步电机集成功率驱动模块和电流采集及保护模块分别与所述永磁同步电机连接；所述位置旋转变压器激磁和解码模块和所述旋转变压器连接。

[0006] 优选地，所述FPGA核心控制模块接收计算机发送的总线指令和/或外部硬线指令并根据所述指令采用空间电压矢量控制算法生成并输出PWM信号。所述FPGA核心控制模块接收电流采集及保护模块采集的所述永磁同步电机的两相电流并反馈给所述FPGA核心控制模块，位置旋转变压器激磁和解码模块采集的对日定向太阳翼旋转角度的状态信号，以及制动器和离合器驱动控制模块采集的所述制动器和离合器的加断电工作状态信号。所述FPGA核心控制模块根据计算机发送的总线指令或者硬线指令，同时结合制动器和离合器的加断电工作状态信号向所述制动器和离合器驱动控制模块发送制动器离合器加断电控制

指令。

[0007] 优选地，永磁同步电机集成功率驱动模块接收所述PWM信号产生三相交流逆变信号用于驱动控制永磁同步电机转动。

[0008] 优选地，所述永磁同步电机集成功率驱动模块采用单个集成的功率驱动模块，直接接收所述PWM信号。

[0009] 优选地，电流采集及保护模块，其采集通过所述三相交流逆变信号驱动永磁同步电机转动后的永磁同步电机中的两相电流与总电流；其中，将所述两相电流反馈给与之连接的FPGA核心控制模块用于控制；将所述总电流与预先设置的电流保护值进行滞回比较，当所述总电流超出预先设置的电流保护值时，向与之连接的FPGA核心控制模块发送过流信号。所述FPGA核心控制模块接收所述过流信号，控制切断所述永磁同步电机集成功率驱动模块的输出。

[0010] 优选地，位置旋转变压器激磁和解码模块产生经功率放大的激磁信号并输出；旋转变压器，其接收所述激磁信号并输出所述太阳翼的位置状态信号，以及向所述位置旋转变压器激磁和解码模块反馈与激磁信号同频的正余弦信号；所述位置旋转变压器激磁和解码模块对正余弦信号进行解码，向FPGA核心控制模块反馈经解码得到的对日定向太阳翼旋转角度的状态信号；

所述FPGA核心控制模块接收并通过总线和/或外部硬线将所述状态信号向计算机反馈。

[0011] 优选地，制动器和离合器驱动控制模块会根据所述FPGA核心控制模块输出的制动器离合器加断电控制指令对制动器和离合器的线圈进行加断电驱动控制，并实时获取所述制动器和离合器的加断电工作状态，然后向所述FPGA核心控制模块反馈。

[0012] 优选地，所述离合器负责太阳翼与永磁同步电机的传动连接，所述制动器负责太阳翼与永磁同步电机的传动制动，进而控制太阳翼的力矩。

[0013] 本发明与现有技术相比具有以下优点：

本发明采用FPGA具有高效的数据采集处理速度；采用永磁同步电机作为大型太阳翼驱动执行机构具有力矩大、功率密度高、低速控制精度高的优点；采用永磁同步电机集成功率驱动模块可以有效减小体积和重量；使用位置旋转变压器具有精度高和抗干扰能力强的优点。

附图说明

[0014] 图1为本发明一种航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统的结构框图。

具体实施方式

[0015] 以下结合附图，通过详细说明一个较佳的具体实施例，对本发明做进一步阐述。

[0016] 如图1所示，本发明一种基于FPGA控制的航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统，包含：FPGA核心控制模块1；与所述FPGA核心控制模块1做信息交互的制动器和离合器驱动控制模块2、永磁同步电机集成功率驱动模块3、电流采集及保护模块4以及位置旋转变压器激磁和解码模块5。

[0017] 所述航天器太阳翼永磁同步电机驱动控制系统进一步设有永磁同步电机6，其通

过旋转变压器7、制动器和离合器8与航天器的太阳翼9连接；所述制动器和离合器驱动控制模块2与制动器和离合器8连接；所述永磁同步电机集成功率驱动模块3和电流采集及保护模块4分别与所述永磁同步电机连接6；所述位置旋转变压器激磁和解码模块5和所述旋转变压器7连接。

[0018] 所述FPGA核心控制模块1，其接收通过计算机发送的总线指令和/或外部硬线指令并根据所述指令采用空间电压矢量控制算法生成PWM信号以及输出制动器离合器加断电控制信号。

[0019] 所述FPGA核心控制模块1通过所述PWM信号驱使永磁同步电机集成功率驱动模块3产生三相交流逆变信号用于驱动控制永磁同步电机6转动。所述永磁同步电机集成功率驱动模块3采用单个集成的功率驱动模块，可以直接接收所述PWM信号。

[0020] 电流采集及保护模块4，其采集所述永磁同步电机集成功率驱动模块3产生三相交流逆变信号中的两相电流与总电流，将所述两相电流反馈给与之连接的FPGA核心控制模块1。

[0021] 所述电流采集及保护模块4将所述总电流与预先设置的电流保护值进行滞回比较，当所述总电流超出预先设置的电流保护值时，向与之连接的FPGA核心控制模块1发送过流信号。

[0022] 所述FPGA核心控制模块1接收所述过流信号，控制切断所述永磁同步电机集成功率驱动模块3的输出，完成过流保护。

[0023] 位置旋转变压器激磁和解码模块5，其产生经功率放大的激磁信号并输出；外部旋转变压器7，其接收所述位置旋转变压器激磁和解码模块5输出的激磁信号，并向所述位置旋转变压器激磁和解码模块5反馈与激磁信号同频的正余弦信号。

[0024] 所述位置旋转变压器激磁和解码模块5对正余弦信号进行解码，向FPGA核心控制模块1反馈经解码得到的对日定向太阳翼9运动旋转位置角度的状态信号。所述FPGA核心控制模块1接收所述状态信号并通过总线和/或外部硬线向计算机反馈。

[0025] 所述FPGA核心控制模块1通过所述制动器离合器加断电控制信号驱使制动器和离合器驱动控制模块2对制动器和离合器8的线圈进行加断电驱动控制，并实时获取所述制动器和离合器8的加断电工作状态。

[0026] 所述制动器和离合器8中的离合器负责太阳翼9与永磁同步电机6的传动连接，所述制动器和离合器8中的制动器负责太阳翼9与永磁同步电机6的传动制动，进而控制太阳翼9的力矩。

[0027] 由于所述FPGA核心控制模块1即可以接收总线指令，又可以接收外部硬线指令因此具有可靠的冗余机制。

[0028] 综上所述，本发明中的FPGA核心控制模块接收计算机模块发来的总线指令或者外部的硬线指令，完成指令的解析和综合处理。FPGA核心控制模块根据上述的电流采集和保护模块采集的电流值、位置旋转变压器激磁和解码模块采集的太阳翼旋转角度和制动器离合器的工作状态信息完成永磁同步电机的电流/力矩闭环控制。

[0029] 所述FPGA核心控制模块可以实现指令接收、信息综合处理和永磁同步电机空间电压矢量控制算法等，较单片机和DSP具有高效的并行数据处理速度；所述永磁同步电机集成功率驱动模块可以明显减小由分立器件搭建的永磁同步电机功率驱动模块的体积、重量；

所述电流采集及保护模块负责采集永磁同步电机两相电流和电机总电流，用于电流控制和过流保护；所述位置旋转变压器激磁和解码模块负责采集太阳翼旋转角度，较霍尔传感器和脉冲编码器具有高精度和抗干扰的优点；所述制动器和离合器驱动控制模块根据太阳翼动作和到位状态负责永磁同步电机和太阳翼装置的驱动连接和制动。

[0030] 尽管本发明的内容已经通过上述优选实施例作了详细介绍，但应当认识到上述的描述不应被认为是对本发明的限制。在本领域技术人员阅读了上述内容后，对于本发明的多种修改和替代都将是显而易见的。因此，本发明的保护范围应由所附的权利要求来限定。

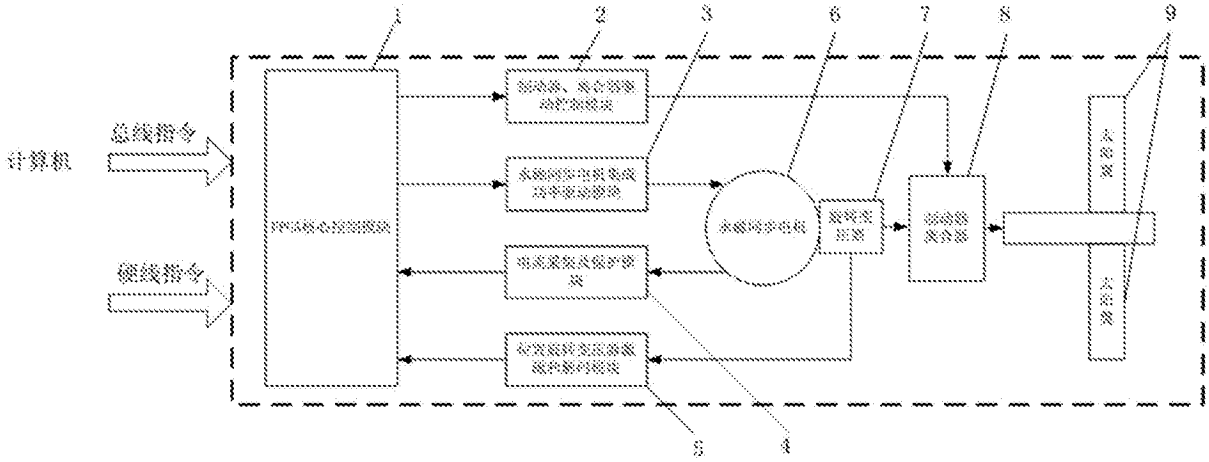


图1