

(12) 实用新型专利

(10) 授权公告号 CN 202215309 U

(45) 授权公告日 2012.05.09

(21) 申请号 201120302373.6

(22) 申请日 2011.08.19

(73) 专利权人 中国人民解放军空军工程大学

地址 710038 陕西省西安市长乐东路甲字 1
号

(72) 发明人 李彦波 王平军 武卫 周瑞祥
宋艳君 马晓 孙冬

(74) 专利代理机构 西安通大专利代理有限责任
公司 61200

代理人 陆万寿

(51) Int. Cl.

F01D 21/00 (2006.01)

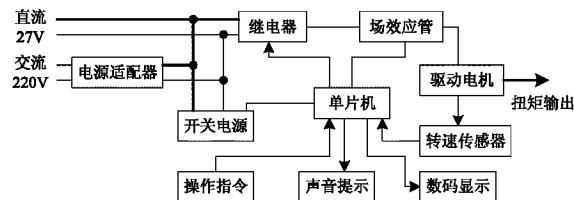
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 1 页

(54) 实用新型名称

航空发动机高压转子驱动装置

(57) 摘要

本实用新型公开了一种航空发动机高压转子驱动装置，包括驱动电机、转速传感器、继电器、场效应管、单片机、电源适配器、开关电源、指令输入模块、声音提示模块和数码显示模块；所述继电器、场效应管、转速传感器、指令输入模块、数码显示模块和声音提示模块同时与单片机连接；所述场效应管与继电器连接，场效应管上连接有驱动电机，驱动电机与转速传感器连接；所述继电器和开关电源同时与电源适配器连接。本装置有以下优点：1、能控制发动机高压转子转动的快慢转速；2、能控制发动机高压转子正反转；3、自动计数功能；4、将电源变换装置尽可能安装在手控器上，以减轻步进电机的负担，进而减少电机的体积和重量，使其外形圆润。



1. 航空发动机高压转子驱动装置,其特征在于:包括驱动电机、转速传感器、继电器、场效应管、单片机、电源适配器、开关电源、指令输入模块、声音提示模块和数码显示模块;所述继电器、场效应管、转速传感器、指令输入模块、数码显示模块和声音提示模块同时与单片机连接;所述场效应管与继电器连接,场效应管上连接有驱动电机,驱动电机与转速传感器连接;所述继电器和开关电源同时与电源适配器连接。
2. 如权利要求1所述航空发动机高压转子驱动装置,其特征在于:所述继电器、转速传感器、指令输入模块、数码显示模块和声音提示模块同时与单片机是单向连接。

航空发动机高压转子驱动装置

技术领域：

[0001] 本实用新型属于航空航天领域，涉及一种驱动飞机发动机高压转子旋转的装置，尤其是一种航空发动机高压转子驱动装置。

背景技术：

[0002] 目前国内军用和民航飞机的发动机在地面检查时还没有便携式自动化设备驱动发动机高压转子旋转，在发动机高压转子叶片探伤时无法实现对叶片的精确定位。现在检查发动机叶片必须两人一组，一个人站在机身上部，打开发动机高压转子转动输出口，用专用工具转动花键轴，进而转动高压转子；另一个人打开发动机下部的叶片检查口，插进光导纤维探头，转动探头，查看压气机叶片或涡轮叶片。

[0003] 国外有用减速电机带转发动机转子的，但不是针对发动机地面驱动设计，体积笨重、安装烦琐、没有位置反馈装置。

[0004] 航空发动机高压转子驱动装置是根据检查发动机高压转子叶片的需要而提出的。

[0005] 现行的检查方法有以下缺点：

[0006] 1、必须由两名检查人员配合，而且都要经过专门培训，在机背和机腹的人员在信号传递上要相互默契。

[0007] 2、发动机叶片转动的级数难以确定，如果靠人工计数、难免出错，容易造成重复检验或漏检，可靠度低。

[0008] 3、发现问题难以定位。在机腹进行孔探的人员发现裂纹或其它可疑问题时，机身上的人员要将叶片位置保持住几乎不可能。

实用新型内容：

[0009] 本实用新型要求使用飞机使用电源为动力，带动力矩电机通过减速器输出大扭矩，驱动发动机高压转子转动，用转速测量闭环反馈系统控制发动机转子的转速和记录转子的角度移，提示探伤人员的检查进程等。

[0010] 本实用新型由主机单元（内部包括驱动电机、减速器、光电测速反馈、弹簧自锁接头等）、控制单元（内部包括桥堆、面板操纵开关、可编程控制单元、数码显示窗口、蜂鸣告警装置、正反转控制和场效应管输出等电路）、电源适配器和电缆等组成。

[0011] 本实用新型的技术方案如下：航空发动机高压转子驱动装置，包括驱动电机、转速传感器、继电器、场效应管、单片机、电源适配器、开关电源、指令输入模块、声音提示模块和数码显示模块；所述继电器、场效应管、转速传感器、指令输入模块、数码显示模块和声音提示模块同时与单片机连接；所述场效应管与继电器连接，场效应管上连接有驱动电机，驱动电机与转速传感器连接；所述继电器和开关电源同时与电源适配器连接。

[0012] 所述继电器、转速传感器、指令输入模块、数码显示模块和声音提示模块同时与单片机是单向连接。

[0013] 基于所述航空发动机高压转子驱动装置的使用方法：

- [0014] (1) 控制器上电后,数码管窗口显示 888,检查数码管的灯泡;
- [0015] (2) 按“前进”启动发动机转子转动,速度是逐步加载的,发动机叶片检查装置输出转速由慢变快此时若松开按钮,则发动机停转,即发现叶片损伤时精确定位;8 秒后当听到“嘀”一声响,发动机进入常转,再按一下“前进”就停转;
- [0016] (3) 发动机转子在运转中,调整发动机转速,按“调速”按钮,数码管第一位显示 P 进入调速,“前进”为增速“后退”为减速;
- [0017] (4) 对于同一种发动机,高低压转子的传动比是确定的,只调整一次调整;按“调速”键,再同时按住“前进”和“清零”键松开进入传动比设定;“调速”选择位数,“前进”增加传动比,“后退”减小传动比。
- [0018] 按住“调速”键,再按住“清零”和“前进”然后松开,控制器进入内部参数设定状态;
- [0019] 进入内部参数设定后,首次设定时,各参数显示为 H,按“前进”则显示“0”然后逐次加 1,按“后退”逐次减 1。三位数码管,安排第一位为指示位,数字位是两位——中间位和末位;要跳位则按“清零”如调整传动比到 1296,调整了个位 6 以后,跳到十位调整到 9,按“调速”键存储退出;
- [0020] 为了防止误碰而消除了已经记录的位移,按“清零”按钮必须 1 秒钟后松开,系统才清零;
- [0021] 当调整过程中死机或紊乱,可以拔掉电源,对单片机重新启动,或者恢复到出厂设置;
- [0022] 驱动装置启动时,若发动机转子紧涩及卡滞,可能导致电机启动堵转,电流急剧增大,单片机的电流被电机吸走导致死机,关机重启。
- [0023] 1、驱动电机
- [0024] 输出功率可以根据发动机高压转子转动的驱动扭矩实测选择,同时要保证单手携带、安装和操作检查装置主体,因此确定航空发动机高压转子驱动装置主体的直径要小于 60mm。
- [0025] 2、串联行星齿轮减速器
- [0026] 行星减速器自行设计加工,齿轮串联使减速比相乘。航空发动机高压转子驱动装置的减速比是 $6 \times 6 \times 6 \times 6$,随着转速的降低,扭矩上升,齿轮的强度要加大,因而每一级的减速齿轮要独立进行外形计算和载荷试验。
- [0027] 航空发动机高压转子驱动装置要求噪音小、发热低、减速器功率损耗少,齿轮全部采用线切割加工,淬火之后再研磨。
- [0028] 外廓直径要求为 55mm。
- [0029] 3、光电测速反馈
- [0030] 转速测量一般是电压式和频率式,在测量对象上加装一个测速发电机,通过发电机的输出电压等反映对象的转速。航空发动机高压转子驱动装置用光栅切割发光二极管,通过光电效应产生数字脉冲信号,消除了测量误差,改变光栅的格数可提高测量的精度级。
- [0031] 4、弹簧自锁接头
- [0032] 减速电机在输出扭矩时,自身需要固定以承受反扭矩。如果在飞机蒙皮或发动机外引机匣上固定航空发动机高压转子驱动装置,操作就会烦琐,容易使外来物掉入发动机

舱,采用弹簧自锁接头,利用外引机匣上传动安装座自身固定,拆装简便,弹簧不仅能够将检查驱动装置与外引机匣锁紧,还能消除电机运转中的振动。

[0033] 5、PID 控制系统的系数在线可调

[0034] 由于发动机转动时转子的粘滞阻力不一样或输入电压脉动时输出电流有波动,因此会导致驱动装置输出转速抖动,因此需采用 PID 比例积分控制系统以偏差消除偏差。

[0035] 用户在熟悉航空发动机高压转子驱动装置后,可以根据说明书调整,若调整失败,可以恢复到出厂设置。

[0036] 本装置有以下优点:

[0037] 1、能控制发动机高压转子转动的快慢转速;

[0038] 2、能控制发动机高压转子正反转;

[0039] 3、自动计数功能(光电码盘传感器测位移和速度),提示探伤人员检查的进度和避免漏检;

[0040] 4、将电源变换装置尽可能安装在手控器上,以减轻步进电机的负担,进而减少电机的体积和重量,使其外形圆润。

[0041] 从而解决了发动机高压转子叶片检查时有 2 人配合为 1 人操作,同时可以逐级检查发动机叶片的损伤,节省了人力,提高了精度,避免漏检和重复检验。

附图说明:

[0042] 图 1 为本实用新型的航空发动机高压转子驱动装置结构示意图;

[0043] 图 2 为本实用新型的 PID 控制框图。

具体实施方式:

[0044] 下面结合附图对本实用新型做进一步详细描述:

[0045] 参见图 1 和图 2,航空发动机高压转子驱动装置采用精密定位力矩电机,微型行星齿轮减速器,光电解码计数,弹簧自锁接头,比例积分微分(PID)控制系统,屏蔽导线,快卸插头,自适应电源,考虑了容错和防错功能。

[0046] 力矩电机的位移控制需要闭环反馈,相比步进电机省略了驱动器,通过 PWM 信号输送到场效应管放大,驱动力矩电机,由单片机 AT89S53 接受换向指令,输出 CW 信号给继电器改变驱动电流方向,控制电机的正反转。连结在电机轴上的光栅切割发光二极管,通过光电耦合产生电脉冲,流过 LM393 比较器,累加计数,对应电机(乘以减速器和外引机匣齿轮箱,反映发动机转子)的角度,角度对时间求导,得到发动机转子的角速度。角度和角速度是航空发动机高压转子驱动装置的两个控制变量。

[0047] 减速器采用四级减速,每级减速比是 6,输出速度降低,输出扭矩增大,齿轮厚度和强度增大,每级齿轮结构确定后,经过了载荷试验。飞机上实测扭矩是 22 牛顿·米,航空发动机高压转子驱动装置按照 30 牛顿·米设计,沿电机到减速器到输出花键轴,经过了等强度调整。

[0048] 减速电机经过了动平衡补偿,线圈浸漆,齿轮干磨后分解清洗再灌油,降低了噪音,减小了花键轴的摆动。

[0049] 弹簧自锁接头保证了驱动主体与外引机匣的可靠连接,同时使拆卸方便。消除了

减速机构运转中的抖动。

[0050] 同时考虑飞机的直流电源正负极插孔相同,控制电路入口加了桥堆,无论直流电源正接反接,电路同样工作。

[0051] 以上内容是结合具体的优选实施方式对本实用新型所作的进一步详细说明,不能认定本实用新型的具体实施方式仅限于此,对于本实用新型所属技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本实用新型构思的前提下,还可以做出若干简单的推演或替换,都应当视为属于本实用新型由所提交的权利要求书确定专利保护范围。

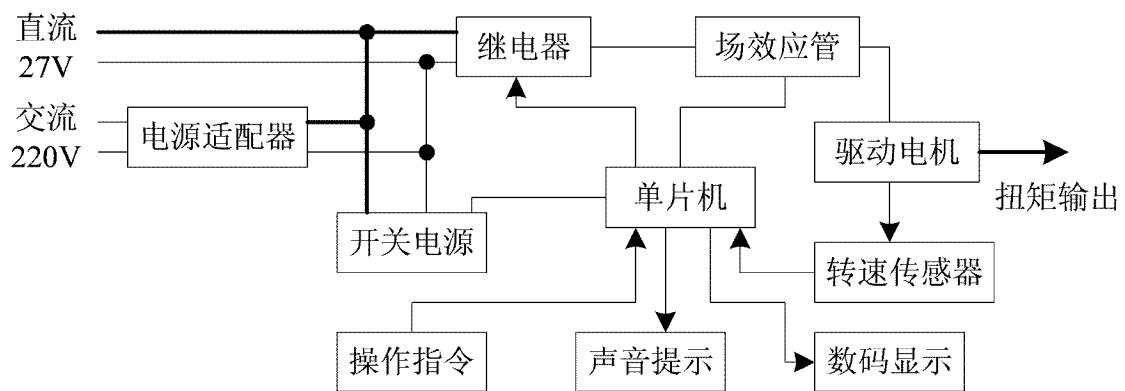


图 1

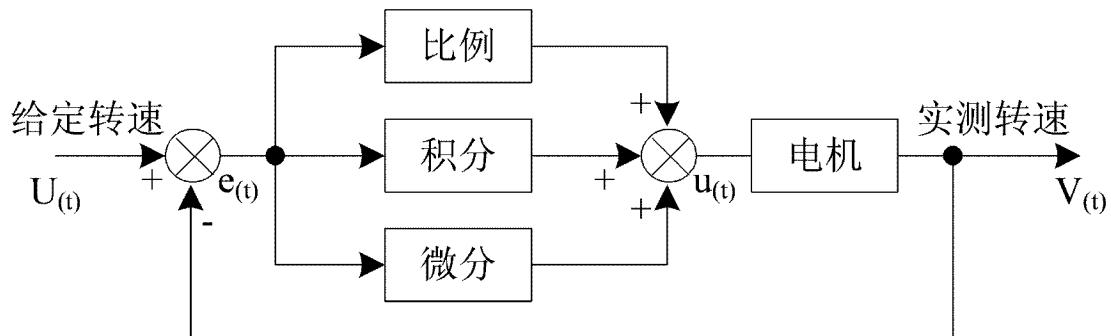


图 2