

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102141779 A

(43) 申请公布日 2011.08.03

(21) 申请号 201010613581.8

(22) 申请日 2010.12.30

(71) 申请人 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所

地址 130033 吉林省长春市东南湖大路 3888 号

(72) 发明人 胡君 曹小涛 吴伟平 王栋 徐抒岩

(74) 专利代理机构 长春菁华专利商标代理事务所 22210

代理人 陶尊新

(51) Int. Cl.

G05B 17/02 (2006.01)

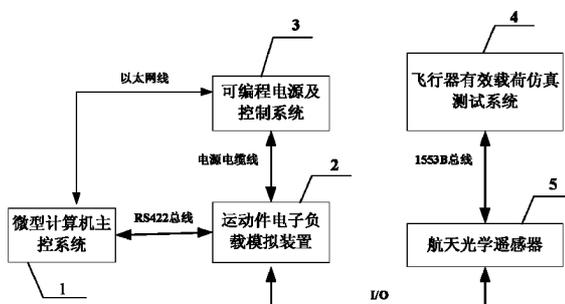
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 1 页

(54) 发明名称

航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法

(57) 摘要

航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法,涉及工业自动化领域,它解决了现有航天光学遥感器光机电组件,在地面不允许做严重超负荷的试验,也无法实现模拟真空环境进行超载、减载的测试工作的问题,本发明对航天光学遥感器在实际环境中可能出现的各种不同状态而引起电子负载的变化,采用计算机高速处理、显示功能和单片计算机控制能力强的优势,随时改变模拟电子负载电路的电压等负载量;本发明应用飞行器有效载荷仿真测试系统,实时测试航天光学遥感器运动件控制电路负载等状态。本发明实现了模拟运动件控制电路电子负载电路的功能。本发明所述方法为航天光学遥感器控制系统的功能、性能和长期在轨工作提高了可靠性。



1. 航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法,其特征是,该方法包括以下步骤:

步骤一、对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统和可编程电源及控制系统(3)加电;微型计算机主控系统(1)向所述航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统输入所需要的参数,采用航天光学遥感器运动件控制电路变负载控制仿真软件系统,对输入的参数进行计算,根据计算结果,分配航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统所需要的开关脉冲,完成电路负载选择开关控制运动件电路负载设定;

步骤二、启动步骤一所述的航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统和微型计算机主控系统(1),所述微型计算机主控系统(1)按步骤一输入的预定参数向航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统传送额定电压;同时向步骤一所述的可编程电源及控制系统(3)发送开启送电命令信息;

步骤三、微型计算机主控系统(1)进行实时存储、显示航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的工作状态、电源功率和电路负载参数信息;

步骤四、飞行器有效载荷仿真测试系统(4)实时采集、存储、显示航天光学遥感器的工作状态、电压、电流、幅值及航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的信号,同时通过可编程电源及控制系统(3)和微型计算机主控系统(1)实现对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的负载电压、电流和幅值进行反馈显示,并存储在可编程电源及控制系统(3);

步骤五、改变航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的负载电流、变载周期和每个周期时间及总试验时间,停止飞行器有效载荷仿真测试系统(4);

步骤六、重复步骤一至步骤五,实现对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的测试。

2. 根据权利要求1所述的航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法,其特征在于,该方法在执行步骤一之前,需要根据航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的仿真测试的目标、测试要求,确定航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统试验所需的电路负载电流、平均电压、变载周期、每个周期的时间及试验总时间等参数。

3. 根据权利要求1所述的航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法,其特征在于,步骤一所述的微型计算机主控系统(1)向所述航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统输入所需要的参数为:总的试验时间、负载电流、幅值、负载周期时间、变载后的电流、幅值和负载周期时间等参数。

4. 根据权利要求1所述的航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法,其特征在于,步骤四所述的飞行器有效载荷仿真测试系统(4)实时采集、存储、显示航天光学遥感器的工作状态、电压、电流、幅值及航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的所有信号的同时,验证航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统与航天光学遥感器的接口适配性、性能可靠性和功能匹配性及测试航天光学遥感器控制系统的功能、性能和长期在轨工作的可靠性。

航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法

技术领域

[0001] 本发明涉及工业自动化领域,具体涉及对光学遥感器运动件控制电路可变负载仿真测试技术。

背景技术

[0002] 航天飞行器控制系统依据飞行器导航及控制系统,向飞行器有效载荷系统发出的当前轨道的方位、高度、速度和倾斜角度等信息,航天光学遥感器作为有效载荷的重要系统,分别向调焦控制系统、飞行偏流角控制系统和方位指向轴向旋转控制系统发布控制命令和控制参数,航天光学遥感器的调焦、偏流角和指向控制系统经接收、识别和计算处理后,实时控制电机等运动部件,带动光学镜头调焦执行机构、偏流角执行机构和指向运动的轴向旋转结构进行运动工作,完成调焦、调偏流角和指向(旋转轴)转动定位任务。

[0003] 步进电机或力矩电机作为航天光学遥感器调焦、调偏流角和指向(旋转轴)转动运动件,根据所负载的航天光学遥感器设计的总体结构质量、调焦组件质量、偏流角组件质量和指向结构质量选择电机。由于航天光学遥感器均以光机结构作为主体和核心,光机结构较复杂,安全可靠性要求很高,设计、加工和装调周期需要很长时间。很难达到与电子控制系统同步完成设计和调试,一般在研制的中后期才能完成光机结构设计和加工。因此,以电机为驱动组件,无法以实际的电子(电机)负载参加航天光学遥感器电子学总体联调和测试,因无电机驱动组件的联调和测试结果,其可信度受到影响。即使光机结构和运动部件的设计、加工和调试已经完成,由于是航天光学遥感器光机电组件,在地面不允许做严重超负荷的试验,也无法实现模拟真空环境进行超载、减载的测试工作。

[0004] 通常研制航天光学遥感器的做法:针对运动件控制电路负载设计指标,先对每种运动部件分别设计一套低成本替代系统,参加联试。即便如此,模拟超载、减载和长时间工作的环境测试也很难实现。

发明内容

[0005] 本发明为解决现有航天光学遥感器光机电组件,在地面不允许做严重超负荷的试验,也无法实现模拟真空环境进行超载、减载的测试工作的问题,提供一种航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法。

[0006] 航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法,该方法由以下步骤实现:

[0007] 步骤一、对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统和可编程电源及控制系统加电;通过微型计算机主控系统向所述航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统输入所需要的参数,采用航天光学遥感器运动件控制电路变负载控制仿真软件系统,对输入的参数进行计算;根据计算结果,分配航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统所需要的开关脉冲,完成电路负载选择开关控制运动件电路负载设定;

[0008] 步骤二、启动步骤一所述的航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系

统和微型计算机主控系统,所述微型计算机主控系统按步骤一输入的预定参数向航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统传送额定电压;同时向步骤一所述的可编程电源及控制系统发送开启送电命令信息;

[0009] 步骤三、微型计算机主控系统进行实时存储、显示航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的工作状态、电源功率和电路负载参数信息;

[0010] 步骤四、飞行器有效载荷仿真测试系统实时采集、存储、显示航天光学遥感器的工作状态、电压、电流、幅值及航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的信号,同时通过可编程电源及控制系统和微型计算机主控系统实现对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的负载电压、电流和幅值进行反馈显示,并存储在可编程电源及控制系统中;

[0011] 步骤五、改变航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的负载电流、变载周期和每个周期时间及总试验时间,停止飞行器有效载荷仿真测试系统;

[0012] 步骤六、重复步骤一至步骤五,实现对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的测试。

[0013] 本发明的有益效果:本发明对航天光学遥感器运动件控制电路的电子负载监控和测试问题,充分考虑了航天光学遥感器在实际环境中可能出现的各种不同状态而引起电子负载的变化,本发明采用了计算机高速处理、显示功能和单片计算机控制能力强的优势,随时改变模拟电子负载电路的电压等负载量;本发明应用飞行器有效载荷仿真测试系统,实时测试航天光学遥感器运动件控制电路负载等状态。从而解决了航天光学遥感器运动件控制电路的监测问题,而且还避免了采用替代步进电机及负载结构进行地面试验带来的不直观和误差,实现模拟运动件控制电路电子负载电路的功能。本发明所述方法为航天光学遥感器控制系统的功能、性能和长期在轨工作提高了可靠性。

附图说明

[0014] 图 1 为航天光学遥感器等与运动件控制电路的模拟负载控制系统连接示意图;

[0015] 图 2 为航天光学遥感器运动件控制电路的电机模拟变载电路原理示意图。

[0016] 1、微型计算机主控系统,2、运动件电子负载模拟装置,3、可编程电源及控制系统,4、飞行器有效载荷仿真测试系统,5、航天光学遥感器。

具体实施方式

[0017] 具体实施方式一、航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法,该方法由以下步骤实现:

[0018] 步骤一、对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统和可编程电源及控制系统 3 加电;微型计算机主控系统 1 向所述航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统输入所需要的参数,采用航天光学遥感器运动件控制电路变负载控制仿真软件系统,对输入的参数进行计算,根据计算结果,分配航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统所需要的开关脉冲,完成电路负载选择开关控制运动件电路负载设定;

[0019] 步骤二、启动步骤一所述的航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系

统和微型计算机主控系统 1,所述微型计算机主控系统 1 按步骤一输入的预定参数;向航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统传送额定电压;同时向步骤一所述的可编程电源及控制系统 3 发送开启送电命令信息;

[0020] 步骤三、微型计算机主控系统 1 进行实时存储、显示航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的工作状态、电源功率和电路负载参数信息;

[0021] 步骤四、飞行器有效载荷仿真测试系统 4 实时采集、存储、显示航天光学遥感器的工作状态、电压、电流、幅值及航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的信号,同时通过可编程电源及控制系统 3 和微型计算机主控系统 1 实现对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的负载电压、电流和幅值进行反馈显示,并存储在可编程电源及控制系统 3;

[0022] 步骤五、改变航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的负载电流、变载周期和每个周期时间及总试验时间,停止飞行器有效载荷仿真测试系统 4;

[0023] 步骤六、重复步骤一至步骤五,实现对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的测试。

[0024] 本实施方式所述的该方法在执行步骤一之前,需要根据航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的仿真测试的目标、测试要求,确定航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统试验所需的电路负载电流、平均电压、变载周期、每个周期的时间及试验总时间等参数。

[0025] 本实施方式中步骤一所述的微型计算机主控系统 1 向所述航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统输入所需要的参数为:总的试验时间、负载电流、幅值、负载周期时间、变载后的电流、幅值和负载周期时间等参数。

[0026] 本实施方式中步骤四所述的飞行器有效载荷仿真测试系统 4 实时采集、存储、显示航天光学遥感器的工作状态、电压、电流、幅值及航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的所有信号的同时,验证航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统与航天光学遥感器的接口适配性、性能可靠性和功能匹配性及测试航天光学遥感器控制系统的功能、性能和长期在轨工作的可靠性。

[0027] 具体实施方式二、结合图 1 和图 2 说明本实施方式,本实施方式为实施方式一所述的航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真测试方法的具体实施例:

[0028] 结合图 1,以单相负载为例,其中被测试的航天光学遥感器 5,经 1553B 总线与飞行器有效载荷仿真测试系统 4 连接,所述飞行器有效载荷仿真测试系统 4 主要由计算机系统、网络数据库、时通系统、1553B 总线板和仿真测试软件等组成。依据 MIL-STD-1553B 军用通讯标准,采用服务请求机制来组织数据进行传输。飞行器有效载荷仿真测试系统 4 把飞行器的飞行状态、地面注入参数、命令等发送给航天光学遥感器 5,同时按控制周期要求实时接收航天光学遥感器 5 的工作状态,并进行实时存储、显示、测试及验证。这些状态包括航天光学遥感器 5 各个控制电路的电压、工作时序和热控情况等工程参数;运动件电子负载模拟装置 2 是专门用于航天光学遥感器运动件控制电路变载仿真系统,它包括多路开关电路、多路扩展电路及驱动电路、负载选择控制系统、微型计算机主控系统 1 和串口通讯电路等。所述运动件电子负载模拟装置 2 的一个输入输出端经电源电缆线与可编程电源及控制系统 3 的输入输出端连接,另一输入输出端经多路输入输出传输电缆 I/O 与航天光学遥感

器 5 的运动件控制电路的输入输出端连接,所述运动件控制电路即为电机各个相位驱动放大电路;第三输入输出端经 RS422 总线与微型计算机主控系统 1 的输入输出端连接,微型计算机主控系统 1 以命令带参数的方式,通过 RS422 总线向运动件电子负载模拟装置 2 发布命令,即按预定输入的参数,向航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统送额定电压等;同时通过以太网总线向可编程电源及控制系统 3 发开启送电命令等信息。

[0029] 具体测试过程为:结合图 2;,图中为电机单相模拟变载电路与多相电机单相模拟变载电路原理图的扩展缺省示意图;

[0030] a. 单相电机模拟系统中单相开关电路的 A 端连接到由可编程电源和微型计算机组成的可编程调整电源及控制系统 3 上,作为航天光学遥感器运动件控制电路电源输出;图 2 单相电机模拟系统中的单相开关电路的 B 端与航天光学遥感器控制电机的运动件控制电路的输出端链接。若多相电机,如五相步进电机,每相均采用同样的方法链接。飞行器有效载荷控制仿真测试系统 4 通过 1553B 总线与航天光学遥感器连接。

[0031] b. 在试验测试前,需根据仿真测试的目标、测试要求,确定航天光学遥感器运动件控制电路试验所需的电路负载电流、平均电压、变载周期、每个周期的时间及试验总时间等参数。

[0032] c. 对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统和可编程调整额定电源系统加电;在微型计算机主控系统 1 的对话交互画面上,输入所需总的工作时间、负载电流、幅值、负载周期时间、变载后的电流、幅值和负载周期时间等参数。航天光学遥感器运动件控制电路变负载控制仿真软件系统,依据参数进行计算,分配变负载所需的开关控制规则和控制流程。

[0033] d. 启动航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统。微型计算机主控系统 1,以命令随带参数的方式,通过 RS422 总线向负载选择控制系统发布命令,经过扩展及驱动电路,依据地址向各个继电器开关电路发布预定的开关指令;同时,微型计算机主控系统 1 通过以太网总线向可编程调整额定电源系统发开启送电命令,按预定输入的参数,向运动件控制电路可变负载控制仿真系统送额定电压等参数。

[0034] e. 微型计算机主控系统 1 开始实时存储、显示运动件控制电路可变负载控制仿真系统的工作状态、电源功率和电路负载参数等信息。

[0035] f. 飞行器有效载荷仿真测试系统 4 实时采集、存储、显示航天光学遥感器的工作状态、电压、电流、幅值及运动件控制电路负载等所有信号,验证运动件控制电路负载的接口适配性、性能可靠性和功能匹配性;测试航天光学遥感器控制系统的功能、性能和长期在轨工作的可靠性;同时通过可编程电源控制系统和微型计算机主控系统 1,完成对负载电压、电流和幅值进行反馈显示,并存储在可编程电源及控制系统 3。

[0036] g. 改变航天光学遥感器运动件控制电路负载电流、变载周期和每个周期时间及总试验时间时,暂停止飞行器有效载荷仿真测试系统 4 运行。

[0037] h. 重复步骤 b~步骤 g 实现对航天光学遥感器运动件控制电路可变负载控制仿真系统的测试。

[0038] 本发明所述的测试方法能在地面上长时间实时模拟航天光学遥感器各种运动控制电路负载,完全替代运动驱动系统参加调焦、调偏流角或指向(旋转轴)运动联调试验,满足航天光学遥感器初样阶段的联调测试、试验验证工作。

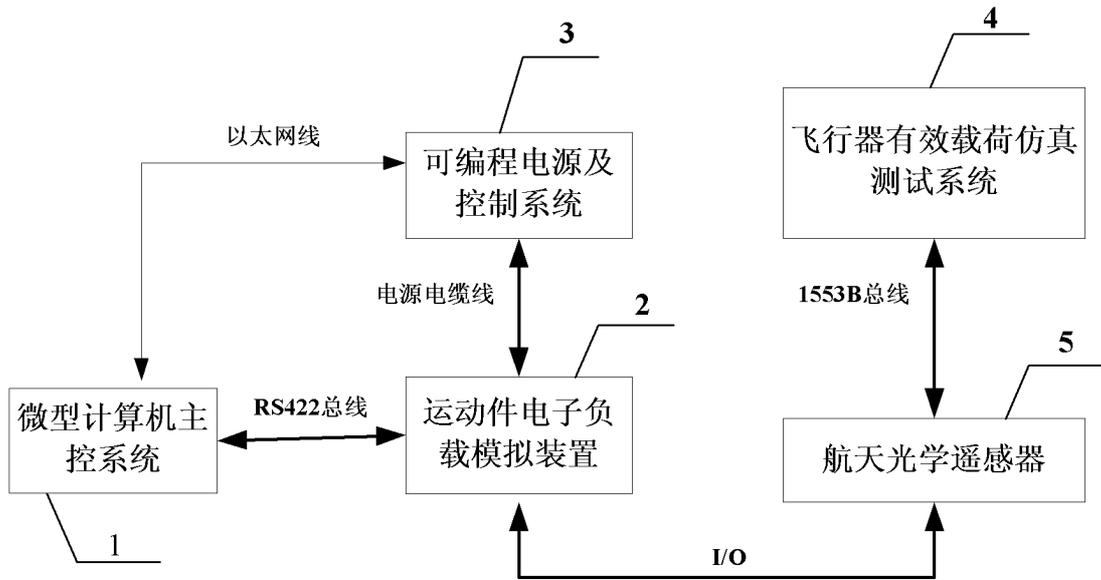


图 1

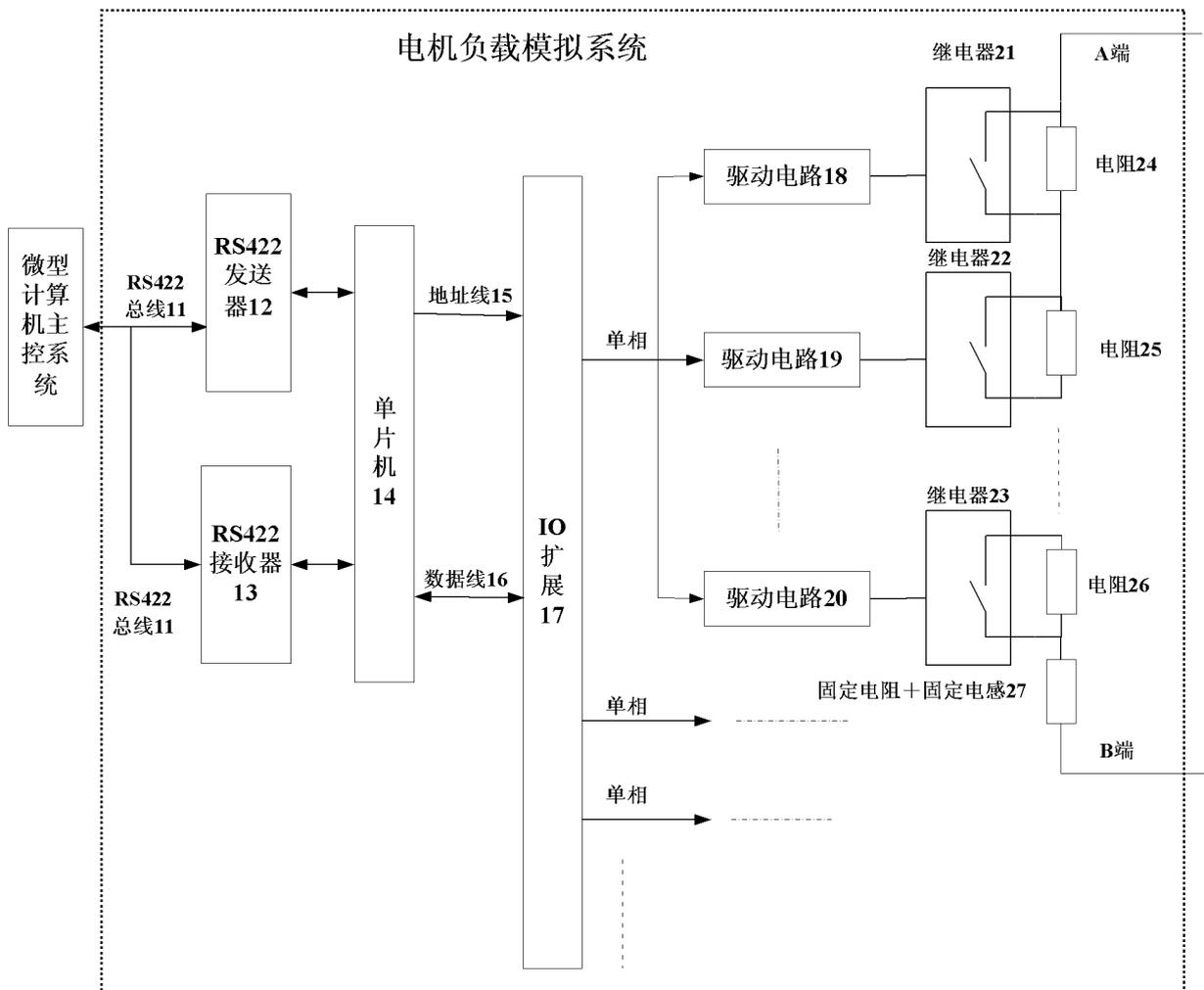


图 2