



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106915476 A

(43)申请公布日 2017.07.04

(21)申请号 201710118415.2

(22)申请日 2017.03.01

(71)申请人 西北工业大学

地址 710072 陕西省西安市碑林区友谊西路127号

(72)发明人 刘磊 熊敏 唐硕

(74)专利代理机构 北京世誉鑫诚专利代理事务所(普通合伙) 11368

代理人 魏秀枝

(51)Int. Cl.

B64G 1/24(2006.01)

B64G 1/36(2006.01)

G05D 1/08(2006.01)

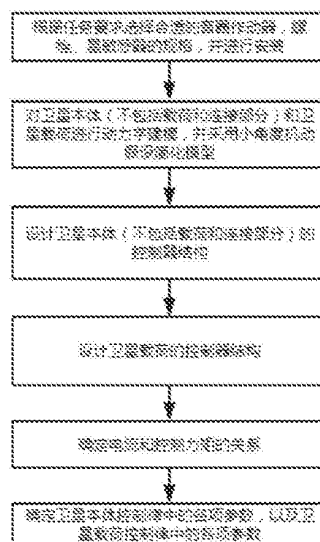
权利要求书3页 说明书7页 附图3页

(54)发明名称

一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法

(57)摘要

本发明涉及一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,卫星载荷和卫星本体不直接接触,隔离本体微振动,保证载荷的超静超稳;采用电磁音圈作动器进行姿态指向控制,无需消耗工质,可长期使用,宽带大,响应快速,通过调节电流大小可操控卫星载荷的姿态角,使姿态角达到期望值。实现了超静要求,提高了指向的稳定度。



1. 一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,其特征在于,包括如下步骤:

S1将卫星-载荷连接体与卫星本体固连,若干分离式电磁音圈作动器磁铁部分固定在卫星载荷上,线圈部分与卫星-载荷连接体固定连接;在卫星载荷上安装用于测量载荷的实际姿态角的星敏感器;在卫星载荷上部安装镜筒,用于遮光、固定和支撑相机镜头;

S2对卫星本体和卫星载荷分别进行动力学建模,得到卫星载荷的姿态角和卫星本体对卫星载荷的控制力矩的关系;

S3线圈通电,通过控制电流的大小,分离式电磁音圈作动器产生输出力,合成控制力矩,用于控制姿态角运动;

S4根据该分离式电磁音圈作动器的工作原理及其动力学模型设计控制方法,得到系统的控制算法框图,实现对卫星载荷的超静指向操控;

S5利用星敏感器测量姿态角,与期望的姿态角参考值比较,并将参考角位置与实际角位置的差值作为控制输入,进行补偿,当实际姿态角达到期望姿态角时,控制完成。

2. 根据权利要求1所述的一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,其特征在于,所述步骤S1中,共采用八个分离式电磁音圈作动器,其中四个电磁音圈作动器沿卫星载荷轴线在载荷底部四个角处对称分布,另外四个作动器在卫星载荷侧面的中间位置处,沿载荷轴线以 90° 夹角安装。

3. 根据权利要求1所述的一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,其特征在于,所述卫星-载荷连接体为U型结构,卫星载荷和电磁音圈作动器置于连接体之上。

4. 根据权利要求1所述的一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,其特征在于,所述分离式电磁音圈作动器磁铁部分用螺栓安装在卫星载荷上,线圈部分与卫星-载荷连接体用螺栓连接;卫星载荷上的镜筒采用螺栓连接。

5. 根据权利要求2所述的一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,其特征在于,所述步骤S2中,对卫星本体和卫星载荷分别进行动力学建模前,首先建立卫星载荷的参考坐标系 $Ox_r^p y_r^p z_r^p$,用于对光轴的指向进行操控,八个作动器分为两组,底部安装的四个作动器控制载荷绕x轴和y轴的转动,侧面安装的四个作动器控制载荷绕z轴的转动。

6. 根据权利要求5所述的一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,其特征在于,所述步骤S2中,对卫星本体进行动力学建模时,将其看作刚体,参考坐标系为 $Ox_r y_r z_r$,不考虑环境因素的影响,模型如下:

$$\begin{cases} \omega_x = -\dot{\psi} \sin \theta + \dot{\phi} \\ \omega_y = -\dot{\psi} \cos \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi \\ \omega_z = \dot{\psi} \cos \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi \\ I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = L_x^e + L_x^c \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z = L_y^e + L_y^c \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = L_z^e + L_z^c \end{cases} \quad (1)$$

其中, $L^c = [L_x^c, L_y^c, L_z^c]^T$ 为卫星本体执行机构产生的控制力矩, $L^e = [L_x^e, L_y^e, L_z^e]^T$ 为载荷对卫星本体的反作用力矩, I_x, I_y, I_z 为卫星本体的惯量矩, ψ, θ, φ 分别为卫星的偏航、俯仰和滚动角, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为卫星绕参考坐标系的转动角速度;

为使卫星本体保持稳定,即 $\omega_x, \omega_y, \omega_z=0, \psi, \theta, \varphi=0$, 卫星本体的执行机构来补偿载荷对本体的影响,采用如公式(2)所示的控制律对卫星本体进行稳定控制:

$$\begin{cases} L_x^c = (I_z - I_y) \omega_y \omega_z - L_x^e - I_x (K_d^x \dot{\varphi} + K_p^x \varphi) \\ L_y^c = (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - L_y^e - I_y (K_d^y \dot{\theta} + K_p^y \theta) \\ L_z^c = (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - L_z^e - I_z (K_d^z \dot{\psi} + K_p^z \psi) \end{cases} \quad (2)$$

则卫星本体的动力学方程为:

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\varphi} \\ \omega_y = \dot{\theta} \\ \omega_z = \dot{\psi} \\ I_x (\ddot{\varphi} + K_d^x \dot{\varphi} + K_p^x \varphi) = 0 \\ I_y (\ddot{\theta} + K_d^y \dot{\theta} + K_p^y \theta) = 0 \\ I_z (\ddot{\psi} + K_d^z \dot{\psi} + K_p^z \psi) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

从该方程中可看出,卫星本体三通道姿态控制完全解耦,选取合适的微分参数 $K_d = [K_d^x, K_d^y, K_d^z]^T$ 和比例参数 $K_p = [K_p^x, K_p^y, K_p^z]^T$, 可使卫星本体保持稳定。

7. 根据权利要求6所述的一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,其特征在于,所述步骤S2中,对卫星载荷进行建模时,将其看作刚体,其参考坐标系为 $Ox_r^p y_r^p z_r^p$, 建立模型如下:

$$\begin{cases} \omega_x^p = -\dot{\psi}_p \sin \theta_p + \dot{\varphi}_p \\ \omega_y^p = -\dot{\psi}_p \cos \theta_p \sin \varphi_p + \dot{\theta}_p \cos \varphi_p \\ \omega_z^p = \dot{\psi}_p \cos \theta_p \cos \varphi_p - \dot{\theta}_p \sin \varphi_p \\ I_x^p \dot{\omega}_x^p + (I_y^p - I_z^p) \omega_y^p \omega_z^p = L_x^p \\ I_y^p \dot{\omega}_y^p + (I_x^p - I_z^p) \omega_x^p \omega_z^p = L_y^p \\ I_z^p \dot{\omega}_z^p + (I_y^p - I_x^p) \omega_x^p \omega_y^p = L_z^p \end{cases} \quad (4)$$

其中, L_x^p, L_y^p, L_z^p 为卫星本体对载荷的控制力矩,且 $L_x^p = -L_x^e, L_y^p = -L_y^e, L_z^p = -L_z^e, I_x^p, I_y^p, I_z^p$ 为载荷的惯量矩, $\psi_p, \theta_p, \varphi_p$ 分别为载荷的偏航、俯仰和滚动角, $\omega_x^p, \omega_y^p, \omega_z^p$ 为载荷绕其参考坐标系的转动角速度;

假设卫星载荷为正方体,则 $I_x^p = I_y^p = I_z^p$, 则动力学方程(4)中的耦合项消去,并采用小角度机动假设,假设 $\varphi_p, \theta_p, \psi_p$ 均为小量,忽略二阶小项,故其模型化简后为:

$$\begin{cases} \omega_x^p = \dot{\varphi}_p \\ \omega_y^p = \dot{\theta}_p \\ \omega_z^p = \dot{\psi}_p \\ I_x^p \dot{\omega}_x^p = L_x^p \\ I_y^p \dot{\omega}_y^p = L_y^p \\ I_z^p \dot{\omega}_z^p = L_z^p \end{cases} \quad (5)$$

由于载荷要实现高精度指向,故其参考转动角速度为零,参考姿态角为常值,即

$\omega_x^{pr} = 0, \omega_y^{pr} = 0, \omega_z^{pr} = 0; \psi_p^r = const, \theta_p^r = const, \phi_p^r = const$, 采用如公式 (6) 所示的控制律对其姿态角进行控制, 将参考角位置与实际角位置的差值作为控制系统的输入, 故卫星本体对载荷的控制力矩为:

$$\begin{cases} L_x^p = I_x^p(k_d^x(\dot{\phi}_p^r - \dot{\phi}_p) + k_p^x(\phi_p^r - \phi_p)) = -I_x^p(k_d^x\Delta\dot{\phi}_p + k_p^x\Delta\phi_p) \\ L_y^p = I_y^p(k_d^y(\dot{\theta}_p^r - \dot{\theta}_p) + k_p^y(\theta_p^r - \theta_p)) = -I_y^p(k_d^y\Delta\dot{\theta}_p + k_p^y\Delta\theta_p) \\ L_z^p = I_z^p(k_d^z(\dot{\psi}_p^r - \dot{\psi}_p) + k_p^z(\psi_p^r - \psi_p)) = -I_z^p(k_d^z\Delta\dot{\psi}_p + k_p^z\Delta\psi_p) \end{cases} \quad (6)$$

则载荷的动力学方程为:

$$\begin{cases} \Delta\omega_x^p = \Delta\dot{\phi}_p \\ \Delta\omega_y^p = \Delta\dot{\theta}_p \\ \Delta\omega_z^p = \Delta\dot{\psi}_p \\ I_x^p(\Delta\ddot{\phi}_p + k_d^x\Delta\dot{\phi}_p + k_p^x\Delta\phi_p) = 0 \\ I_y^p(\Delta\ddot{\theta}_p + k_d^y\Delta\dot{\theta}_p + k_p^y\Delta\theta_p) = 0 \\ I_z^p(\Delta\ddot{\psi}_p + k_d^z\Delta\dot{\psi}_p + k_p^z\Delta\psi_p) = 0 \end{cases} \quad (7)$$

其中, $k_d = [k_d^x, k_d^y, k_d^z]^T, k_p = [k_p^x, k_p^y, k_p^z]^T$ 为控制系统的微分参数和比例参数, 从该式可看出, 每个通道相互解耦, 为二阶系统, 根据参数 k_d, k_p 的选择, 可确定姿态角的运动规律。

8. 根据权利要求7所述的一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法, 其特征在于, 所述控制姿态角运动进行补偿时, 卫星载荷的实际角位置由星敏感器测量得出, 反馈给控制系统, 得出参考值与实际值的差值, 进行补偿; 音圈模型假设为已知, 如公式 (8) 所示:

$$F = BIL \quad (8)$$

其中 B, L 为音圈作动器的固有属性, 当做已知量, I 为通过线圈的电流大小, 为控制变量, 线圈通电之后, 产生输出力, 设该力与轴线方向的垂直距离为 d , 形成沿载荷轴线方向的力矩, 用于控制姿态角的偏差, 进行补偿。

一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法

技术领域

[0001] 本发明涉及卫星载荷指向与控制领域,具体涉及到一种分离式电磁力耦合卫星载荷的超静指向操控问题,本发明提出了一种对载荷进行超静指向操控设计与控制的方法。

背景技术

[0002] 卫星载荷指向技术是卫星的一个重要组成部分,在某些任务中起决定性作用。对于卫星载荷的超静指向要求,需要伺服机构提供小幅度高精度的控制力矩。传统的U型电机伺服指向控制,由于伺服电机摩擦力的存在,使得载荷的指向精度有限,同时伺服电机是一种扰动源,将微振动传递给卫星载荷,无法实现超静要求,而且影响指向的稳定度。传统的喷气机构可以提供大幅度脉冲力矩对载荷进行姿态控制,但是容易引起微振动,很难进行高精度指向,并且喷气执行机构要消耗工质,不适合长期工作。为了同时满足卫星载荷指向的高精度、高稳定度及超静要求,本发明提出了一种对载荷进行超静指向操控设计与控制的方法。

[0003] 各种传统技术由于直接接触卫星载荷,容易引起载荷的微振动,极大地限制了卫星载荷指向的稳定度和精度。因此,在指向操控上,本发明采用了一种分离式电磁耦合的方法,卫星载荷和卫星本体不直接接触,隔离本体微振动,保证载荷的超静超稳;采用电磁音圈作动器进行姿态指向控制,无需消耗工质,可长期使用,宽带大,响应快速,可实现高精度和高稳定度。

发明内容

[0004] 为了实现卫星载荷的超静指向操控,本发明利用若干分离式电磁音圈作动器对载荷进行三自由度的姿态精准操控,提高了卫星载荷的指向精度和稳定度,实现了超静要求。

[0005] 为实现上述目的,本发明公开了如下技术方案:

[0006] 一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,包括如下步骤:

[0007] S1将卫星-载荷连接体与卫星本体固连,若干分离式电磁音圈作动器磁铁部分固定在卫星载荷上,线圈部分与卫星-载荷连接体固定连接;在卫星载荷上安装用于测量载荷的实际姿态角的星敏感器;在卫星载荷上部安装镜筒,镜筒是空间光学系统中的常用部件,起着遮光、固定和支撑相机镜头的作用;

[0008] S2对卫星本体和卫星载荷分别进行动力学建模,得到卫星载荷的姿态角和卫星本体对卫星载荷的控制力矩的关系;

[0009] S3线圈通电,通过控制电流的大小,分离式电磁音圈作动器产生输出力,合成控制力矩,用于控制姿态角运动;

[0010] S4根据该分离式电磁音圈作动器的工作原理及其动力学模型设计控制方法,得到系统的控制算法框图,实现对卫星载荷的超静指向操控;

[0011] S5利用星敏感器测量姿态角,与期望的姿态角参考值比较,并将参考角位置与实际角位置的差值作为控制输入,进行补偿,当实际姿态角达到期望姿态角时,控制完成。

[0012] 进一步的,所述步骤S1中,共采用八个分离式电磁音圈作动器,其中四个电磁音圈作动器沿卫星载荷轴线在载荷底部四个角处对称分布,另外四个作动器在卫星载荷侧面的中间位置处,沿载荷轴线以 90° 夹角安装。

[0013] 进一步的,所述卫星-载荷连接体为U型结构,卫星载荷和电磁音圈作动器置于连接体之上。

[0014] 进一步的,所述分离式电磁音圈作动器磁铁部分用螺栓安装在卫星载荷上,线圈部分与卫星-载荷连接体用螺栓连接;卫星载荷上的镜筒采用螺栓连接。

[0015] 进一步的,所述步骤S2中,对卫星本体和卫星载荷分别进行动力学建模前,首先建立卫星载荷的参考坐标系 $Ox_r^p y_r^p z_r^p$,用于对光轴的指向进行操控,八个作动器分为两组,底部安装的四个作动器控制载荷绕x轴和y轴的转动,侧面安装的四个作动器控制载荷绕z轴的转动。

[0016] 进一步的,所述步骤S2中,对卫星本体进行动力学建模时,将其看作刚体,参考坐标系为 $Ox_r y_r z_r$,不考虑环境因素的影响,模型如下:

$$[0017] \quad \begin{cases} \omega_x = -\dot{\psi} \sin \theta + \dot{\phi} \\ \omega_y = -\dot{\psi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\theta} \cos \phi \\ \omega_z = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \\ I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = L_x^e + L_x^c \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z = L_y^e + L_y^c \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = L_z^e + L_z^c \end{cases} \quad (1)$$

[0018] 其中, $L^c = [L_x^c, L_y^c, L_z^c]^T$ 为卫星本体执行机构产生的控制力矩, $L^e = [L_x^e, L_y^e, L_z^e]^T$ 为载荷对卫星本体的反作用力矩, I_x, I_y, I_z 为卫星本体的惯量矩, ψ, θ, ϕ 分别为卫星的偏航、俯仰和滚动角, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为卫星绕参考坐标系的转动角速度;

[0019] 为使卫星本体保持稳定,即 $\omega_x, \omega_y, \omega_z = 0, \psi, \theta, \phi = 0$ 。卫星本体的执行机构来补偿载荷对本体的影响,采用如公式(2)所示的控制律对卫星本体进行稳定控制:

$$[0020] \quad \begin{cases} L_x^c = (I_z - I_y) \omega_y \omega_z - L_x^e - I_x (K_d^x \dot{\phi} + K_p^x \phi) \\ L_y^c = (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - L_y^e - I_y (K_d^y \dot{\theta} + K_p^y \theta) \\ L_z^c = (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - L_z^e - I_z (K_d^z \dot{\psi} + K_p^z \psi) \end{cases} \quad (2)$$

[0021] 则卫星本体的动力学方程为:

$$[0022] \quad \begin{cases} \omega_x = \dot{\phi} \\ \omega_y = \dot{\theta} \\ \omega_z = \dot{\psi} \\ I_x (\ddot{\phi} + K_d^x \dot{\phi} + K_p^x \phi) = 0 \\ I_y (\ddot{\theta} + K_d^y \dot{\theta} + K_p^y \theta) = 0 \\ I_z (\ddot{\psi} + K_d^z \dot{\psi} + K_p^z \psi) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

[0023] 从该方程中可看出,卫星本体三通道姿态控制完全解耦,选取合适的微分参数 $K_d = [K_d^x, K_d^y, K_d^z]^T$ 和比例参数 $K_p = [K_p^x, K_p^y, K_p^z]^T$, 可使卫星本体保持稳定。

[0024] 进一步的,所述步骤S2中,对卫星载荷进行建模时,将其看作刚体,其参考坐标系为 $Ox_r^p y_r^p z_r^p$,建立模型如下:

$$[0025] \quad \begin{cases} \omega_x^p = -\dot{\psi}_p \sin \theta_p + \dot{\phi}_p \\ \omega_y^p = -\dot{\psi}_p \cos \theta_p \sin \varphi_p + \dot{\theta}_p \cos \varphi_p \\ \omega_z^p = \dot{\psi}_p \cos \theta_p \cos \varphi_p - \dot{\theta}_p \sin \varphi_p \\ I_x^p \dot{\omega}_x^p + (I_z^p - I_y^p) \omega_y^p \omega_z^p = L_x^p \\ I_y^p \dot{\omega}_y^p + (I_x^p - I_z^p) \omega_z^p \omega_x^p = L_y^p \\ I_z^p \dot{\omega}_z^p + (I_y^p - I_x^p) \omega_x^p \omega_y^p = L_z^p \end{cases} \quad (4)$$

[0026] 其中, L_x^p, L_y^p, L_z^p 为卫星本体对载荷的控制力矩,且 $L_x^p = -L_x^e, L_y^p = -L_y^e, L_z^p = -L_z^e$, I_x^p, I_y^p, I_z^p 为载荷的惯量矩, $\psi_p, \theta_p, \varphi_p$ 分别为载荷的偏航、俯仰和滚动角, $\omega_x^p, \omega_y^p, \omega_z^p$ 为载荷绕其参考坐标系的转动角速度;

[0027] 假设卫星载荷为正方体,则 $I_x^p = I_y^p = I_z^p$,则动力学方程(4)中的耦合项消去,并采用小角度机动假设,假设 $\varphi_p, \theta_p, \psi_p$ 均为小量,忽略二阶小项,故其模型化简后为:

$$[0028] \quad \begin{cases} \omega_x^p = \dot{\phi}_p \\ \omega_y^p = \dot{\theta}_p \\ \omega_z^p = \dot{\psi}_p \\ I_x^p \dot{\omega}_x^p = L_x^p \\ I_y^p \dot{\omega}_y^p = L_y^p \\ I_z^p \dot{\omega}_z^p = L_z^p \end{cases} \quad (5)$$

[0029] 由于载荷要实现高精度指向,故其参考转动角速度为零,参考姿态角为常值,即 $\omega_x^{pr} = 0, \omega_y^{pr} = 0, \omega_z^{pr} = 0; \psi_p^r = \text{const}, \theta_p^r = \text{const}, \varphi_p^r = \text{const}$,采用如公式(6)所示的控制律对其姿态角进行控制,将参考角位置与实际角位置的差值作为控制系统的输入,故卫星本体对载荷的控制力矩为:

$$[0030] \quad \begin{cases} L_x^p = I_x^p (k_d^x (\dot{\phi}_p^r - \dot{\phi}_p) + k_p^x (\phi_p^r - \phi_p)) = -I_x^p (k_d^x \Delta \dot{\phi}_p + k_p^x \Delta \phi_p) \\ L_y^p = I_y^p (k_d^y (\dot{\theta}_p^r - \dot{\theta}_p) + k_p^y (\theta_p^r - \theta_p)) = -I_y^p (k_d^y \Delta \dot{\theta}_p + k_p^y \Delta \theta_p) \\ L_z^p = I_z^p (k_d^z (\dot{\psi}_p^r - \dot{\psi}_p) + k_p^z (\psi_p^r - \psi_p)) = -I_z^p (k_d^z \Delta \dot{\psi}_p + k_p^z \Delta \psi_p) \end{cases} \quad (6)$$

[0031] 则载荷的动力学方程为:

$$[0032] \quad \begin{cases} \Delta \omega_x^p = \Delta \dot{\phi}_p \\ \Delta \omega_y^p = \Delta \dot{\theta}_p \\ \Delta \omega_z^p = \Delta \dot{\psi}_p \\ I_x^p (\Delta \ddot{\phi}_p + k_d^x \Delta \dot{\phi}_p + k_p^x \Delta \phi_p) = 0 \\ I_y^p (\Delta \ddot{\theta}_p + k_d^y \Delta \dot{\theta}_p + k_p^y \Delta \theta_p) = 0 \\ I_z^p (\Delta \ddot{\psi}_p + k_d^z \Delta \dot{\psi}_p + k_p^z \Delta \psi_p) = 0 \end{cases} \quad (7)$$

[0033] 其中, $k_d = [k_d^x, k_d^y, k_d^z]^T, k_p = [k_p^x, k_p^y, k_p^z]^T$ 为控制系统的微分参数和比例参数,从该式可看出,每个通道相互解耦,为二阶系统,根据参数 k_d, k_p 的选择,可确定姿态角的运动规律。

[0034] 进一步的,所述控制姿态角运动进行补偿时,卫星载荷的实际角位置由星敏感器测量得出,反馈给控制系统,得出参考值与实际值的差值,进行补偿;音圈模型假设为已知,如公式(8)所示:

$$[0035] \quad F=BIL \quad (8)$$

[0036] 其中B,L为音圈作动器的固有属性,当做已知量,I为通过线圈的电流大小,为控制变量,线圈通电之后,产生输出力,设该力与轴线方向的垂直距离为d,形成沿载荷轴线方向的力矩,用于控制姿态角的偏差,进行补偿。

[0037] 本发明公开的一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,具有以下有益效果:

[0038] 本发明专利所提出的分离式电磁音圈作动器对卫星载荷进行指向操控方法,通过调节电流大小可操控卫星载荷的姿态角,使姿态角达到期望值。本发明中,卫星载荷和卫星本体并未直接接触,因而不会传递微振动,实现了超静要求,提高了指向的稳定度。

附图说明

[0039] 图1本发明方法流程图;

[0040] 图2八个电磁音圈作动器安装主视图;

[0041] 图3八个电磁音圈作动器安装俯视图;

[0042] 图4控制算法框图,其中, $k_p=[k_p^x, k_p^y, k_p^z]$, $k_d=[k_d^x, k_d^y, k_d^z]$ 分别为载荷的比例参数和微分参数。

[0043] 其中:

[0044] 1.镜筒,2.卫星载荷,3.卫星-载荷连接体,4.卫星本体,5.音圈作动器,51-线圈部分,52-磁铁部分。

具体实施方式

[0045] 下面将对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0046] 本发明的核心是提供一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,实现卫星载荷的超静指向操控,利用若干分离式电磁音圈作动器对载荷进行三自由度的姿态精准操控,提高了卫星载荷的指向精度和稳定度,实现了超静要求。

[0047] 请参见图1。

[0048] 一种分离式电磁力耦合卫星载荷指向操控方法,包括如下步骤:

[0049] S1将卫星-载荷连接体3与卫星本体4固连,若干分离式电磁音圈作动器5磁铁部分52固定在卫星载荷2上,线圈部分51与卫星-载荷连接体3固定连接;在卫星载荷2上合适的位置安装用于测量载荷的实际姿态角的星敏感器;在卫星载荷2上部安装镜筒1,镜筒1是空间光学系统中的常用部件,起着遮光、固定和支撑相机镜头的作用;

[0050] S2对卫星本体4(不包括载荷部分)和卫星载荷2分别进行动力学建模,得到卫星载荷2的姿态角和卫星本体4对卫星载荷2的控制力矩的关系;

[0051] S3线圈通电,通过控制电流的大小,分离式电磁音圈作动器5产生输出力,合成控制力矩,用于控制姿态角运动;

[0052] S4根据该分离式电磁音圈作动器5的工作原理及其动力学模型设计控制方法,得到系统的控制算法框图,实现对卫星载荷的超静指向操控;

[0053] S5利用星敏感器测量姿态角,与期望的姿态角参考值比较,并将参考角位置与实际角位置的差值作为控制输入,进行补偿,当实际姿态角达到期望姿态角时,控制完成。

[0054] 在本发明的一种实施例中,所述步骤S1中,共采用八个分离式电磁音圈作动器5,其中四个电磁音圈作动器5沿卫星载荷2轴线在载荷底部四个角处对称分布,另外四个作动器在卫星载荷2侧面的中间位置处,沿载荷轴线以90°夹角安装。

[0055] 在本发明的一种实施例中,所述卫星-载荷连接体2为U型结构,卫星载荷2和电磁音圈作动器5置于连接体之上。

[0056] 在本发明的一种实施例中,所述分离式电磁音圈作动器5磁铁部分52用螺栓安装在卫星载荷2上,线圈部分51与卫星-载荷连接体3用螺栓连接;卫星载荷2上的镜筒1采用螺栓连接。

[0057] 在卫星运动过程中,不可避免的会产生振动,影响卫星载荷2的指向精度,因此需要对光轴的指向进行操控。在本发明的一种实施例中,所述步骤S2对卫星本体4和卫星载荷2分别进行动力学建模前,首先建立卫星载荷2的参考坐标系 $Ox_r^p y_r^p z_r^p$,用于对光轴的指向进行操控,八个作动器分为两组,底部安装的四个作动器控制载荷绕x轴和y轴的转动,侧面安装的四个作动器控制载荷绕z轴的转动。

[0058] 在本发明的一种实施例中,所述步骤S2对卫星本体4进行动力学建模时,将其看作刚体,参考坐标系为 $Ox_r y_r z_r$,如图2所示,不考虑环境因素的影响,模型如下:

$$[0059] \begin{cases} \omega_x = -\dot{\psi} \sin \theta + \dot{\phi} \\ \omega_y = -\dot{\psi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\theta} \cos \phi \\ \omega_z = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \\ I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = L_x^e + L_x^c \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z = L_y^e + L_y^c \\ I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = L_z^e + L_z^c \end{cases} \quad (1)$$

[0060] 其中, $L^e = [L_x^e, L_y^e, L_z^e]^T$ 为卫星本体执行机构产生的控制力矩, $L^c = [L_x^c, L_y^c, L_z^c]^T$ 为载荷对卫星本体2的反作用力矩, I_x, I_y, I_z 为卫星本体4的惯量矩, ψ, θ, ϕ 分别为卫星的偏航、俯仰和滚动角, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为卫星绕参考坐标系的转动角速度;

[0061] 为使卫星本体2保持稳定,即 $\omega_x, \omega_y, \omega_z = 0, \psi, \theta, \phi = 0$ 。卫星本体4的执行机构来补偿载荷对本体的影响,采用如公式(2)所示的控制律对卫星本体2进行稳定控制:

$$[0062] \begin{cases} L_x^c = (I_z - I_y) \omega_y \omega_z - L_x^e - I_x (K_d^x \dot{\phi} + K_p^x \phi) \\ L_y^c = (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - L_y^e - I_y (K_d^y \dot{\theta} + K_p^y \theta) \\ L_z^c = (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - L_z^e - I_z (K_d^z \dot{\psi} + K_p^z \psi) \end{cases} \quad (2)$$

[0063] 则卫星本体4(不包括载荷部分)的动力学方程为:

$$[0064] \quad \begin{cases} \omega_x = \dot{\phi} \\ \omega_y = \dot{\theta} \\ \omega_z = \dot{\psi} \\ I_x(\ddot{\phi} + K_d^x \dot{\phi} + K_p^x \phi) = 0 \\ I_y(\ddot{\theta} + K_d^y \dot{\theta} + K_p^y \theta) = 0 \\ I_z(\ddot{\psi} + K_d^z \dot{\psi} + K_p^z \psi) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

[0065] 从该方程中可看出,卫星本体4(不包括载荷部分)三通道姿态控制完全解耦,选取合适的微分参数 $K_d = [K_d^x, K_d^y, K_d^z]^T$ 和比例参数 $K_p = [K_p^x, K_p^y, K_p^z]^T$,可使卫星本体保持稳定。

[0066] 在本发明的一种实施例中,所述步骤S2对卫星载荷2进行建模时,将其看作刚体,其参考坐标系为 $Ox_r^p y_r^p z_r^p$,如图2所示,建立模型如下:

$$[0067] \quad \begin{cases} \omega_x^p = -\dot{\psi}_p \sin \theta_p + \dot{\phi}_p \\ \omega_y^p = -\dot{\psi}_p \cos \theta_p \sin \phi_p + \dot{\theta}_p \cos \phi_p \\ \omega_z^p = \dot{\psi}_p \cos \theta_p \cos \phi_p - \dot{\theta}_p \sin \phi_p \\ I_x^p \dot{\omega}_x^p + (I_z^p - I_y^p) \omega_y^p \omega_z^p = L_x^p \\ I_y^p \dot{\omega}_y^p + (I_x^p - I_z^p) \omega_x^p \omega_z^p = L_y^p \\ I_z^p \dot{\omega}_z^p + (I_y^p - I_x^p) \omega_x^p \omega_y^p = L_z^p \end{cases} \quad (4)$$

[0068] 其中, L_x^p, L_y^p, L_z^p 为卫星本体4对载荷的控制力矩,且 $L_x^p = -L_x^c, L_y^p = -L_y^c, L_z^p = -L_z^c$, I_x^p, I_y^p, I_z^p 为载荷的惯量矩, ϕ_p, θ_p, ψ_p 分别为载荷的偏航、俯仰和滚动角, $\omega_x^p, \omega_y^p, \omega_z^p$ 为载荷绕其参考坐标系的转动角速度;

[0069] 假设卫星载荷2为正方体,则 $I_x^p = I_y^p = I_z^p$,则动力学方程(4)中的耦合项消去,并采用小角度机动假设,假设 ϕ_p, θ_p, ψ_p 均为小量,忽略二阶小项,故其模型化简后为:

$$[0070] \quad \begin{cases} \omega_x^p = \dot{\phi}_p \\ \omega_y^p = \dot{\theta}_p \\ \omega_z^p = \dot{\psi}_p \\ I_x^p \dot{\omega}_x^p = L_x^p \\ I_y^p \dot{\omega}_y^p = L_y^p \\ I_z^p \dot{\omega}_z^p = L_z^p \end{cases} \quad (5)$$

[0071] 由于载荷要实现高精度指向,故其参考转动角速度为零,参考姿态角为常值,即 $\omega_x^{pr} = 0, \omega_y^{pr} = 0, \omega_z^{pr} = 0; \psi_p^r = \text{const}, \theta_p^r = \text{const}, \phi_p^r = \text{const}$,采用如公式(6)所示的控制律对其姿态角进行控制,将参考角位置与实际角位置的差值作为控制系统的输入,故卫星本体对载荷的控制力矩为:

$$[0072] \quad \begin{cases} L_x^p = I_x^p(k_d^x(\dot{\phi}_p^r - \dot{\phi}_p) + k_p^x(\phi_p^r - \phi_p)) = -I_x^p(k_d^x \Delta \dot{\phi}_p + k_p^x \Delta \phi_p) \\ L_y^p = I_y^p(k_d^y(\dot{\theta}_p^r - \dot{\theta}_p) + k_p^y(\theta_p^r - \theta_p)) = -I_y^p(k_d^y \Delta \dot{\theta}_p + k_p^y \Delta \theta_p) \\ L_z^p = I_z^p(k_d^z(\dot{\psi}_p^r - \dot{\psi}_p) + k_p^z(\psi_p^r - \psi_p)) = -I_z^p(k_d^z \Delta \dot{\psi}_p + k_p^z \Delta \psi_p) \end{cases} \quad (6)$$

[0073] 则载荷的动力学方程为:

$$[0074] \quad \left\{ \begin{array}{l} \Delta \omega_x^p = \Delta \dot{\phi}_p \\ \Delta \omega_y^p = \Delta \dot{\theta}_p \\ \Delta \omega_z^p = \Delta \dot{\psi}_p \\ I_x^p (\Delta \ddot{\phi}_p + k_d^x \Delta \dot{\phi}_p + k_p^x \Delta \phi_p) = 0 \\ I_y^p (\Delta \ddot{\theta}_p + k_d^y \Delta \dot{\theta}_p + k_p^y \Delta \theta_p) = 0 \\ I_z^p (\Delta \ddot{\psi}_p + k_d^z \Delta \dot{\psi}_p + k_p^z \Delta \psi_p) = 0 \end{array} \right. \quad (7)$$

[0075] 其中, $k_d = [k_d^x, k_d^y, k_d^z]^T$, $k_p = [k_p^x, k_p^y, k_p^z]^T$ 为控制系统的微分参数和比例参数, 从该式可看出, 每个通道相互解耦, 为二阶系统, 根据参数 k_d , k_p 的选择, 可确定姿态角的运动规律。

[0076] 由于要求载荷具有高指向精度, 但在干扰的作用下, 载荷的姿态角偏离参考值。对音圈作动器5的线圈通电, 形成控制力矩, 用于调节姿态角的偏差。在本发明的一种实施例中, 所述控制姿态角运动进行补偿时, 卫星载荷2的实际角位置由星敏感器测量得出, 反馈给控制系统, 得出参考值与实际值的差值, 进行补偿; 音圈模型假设为已知, 如公式(8)所示:

$$[0077] \quad F = BIL \quad (8)$$

[0078] 其中B, L为音圈作动器的固有属性(B磁场强度, L共有长度), 当做已知量, I为通过线圈的电流大小, 为控制变量, 线圈通电之后, 产生输出力, 设该力与轴线方向的垂直距离为d, 形成沿载荷轴线方向的力矩, 用于控制姿态角的偏差, 进行补偿。

[0079] 参数设定: 此环节需要确定电流大小与输出力之间的关系。采用上述线性模型, 测得所需的B, I, d等参数。还需设定的参数有公式(3)中的三个通道的微分参数 K_d^x, K_d^y, K_d^z 和三个通道的比例参数 K_p^x, K_p^y, K_p^z , 以及公式(7)中三个通道的微分参数 k_d^x, k_d^y, k_d^z 和三个通道的比例参数 k_p^x, k_p^y, k_p^z 。利用试凑法整定这几个参数, 先调节比例参数, 再调节微分参数, 这两个步骤反复进行, 直到满足系统要求的性能为止。

[0080] 相比背景技术中介绍的内容, 本发明所提出的分离式电磁音圈作动器5对卫星载荷2进行指向操控方法, 通过调节电流大小可操控卫星载荷2的姿态角, 使姿态角达到期望值。本发明中, 卫星载荷2和卫星本体4并未直接接触, 因而不会传递微振动, 实现了超静要求, 提高了指向的稳定度。

[0081] 以上所述仅是本发明的优选实施方式, 而非对其限制; 应当指出, 尽管参照上述各实施例对本发明进行了详细说明, 本领域的普通技术人员应当理解, 其依然可以对上述各实施例所记载的技术方案进行修改, 或对其部分或者全部技术特征进行等同替换; 而这些修改和替换, 并不使相应的技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的范围。

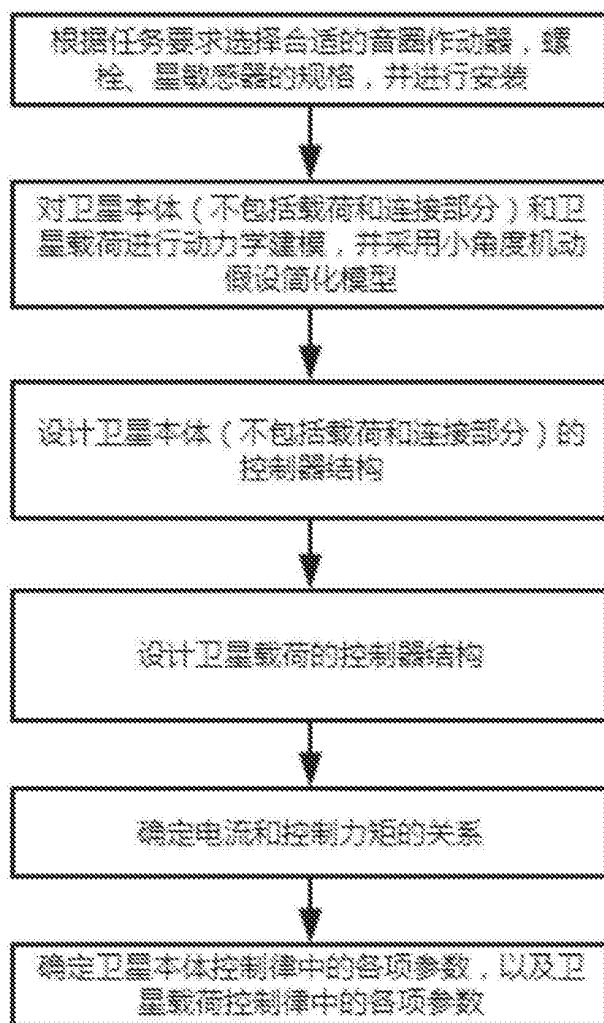


图1

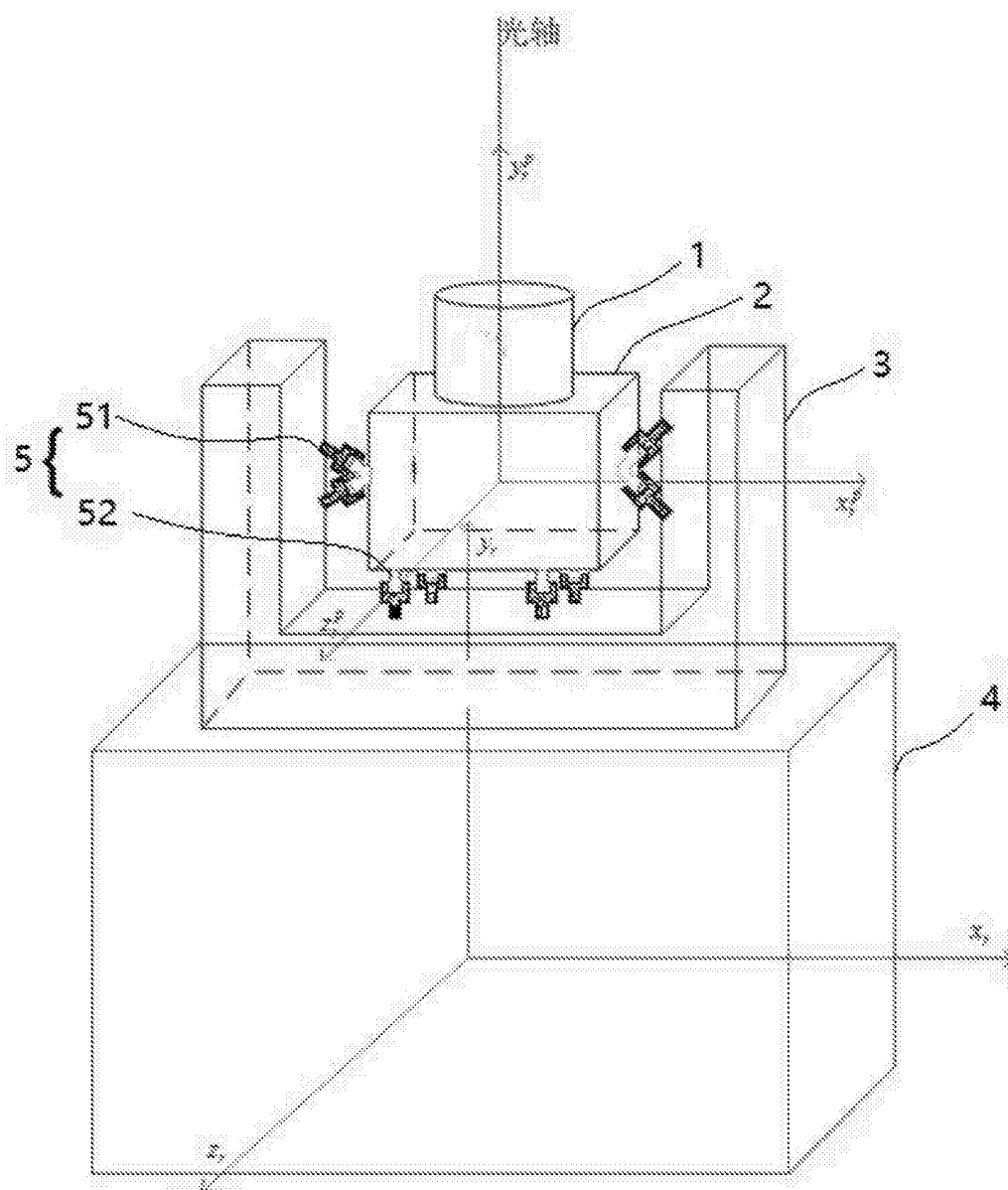


图2

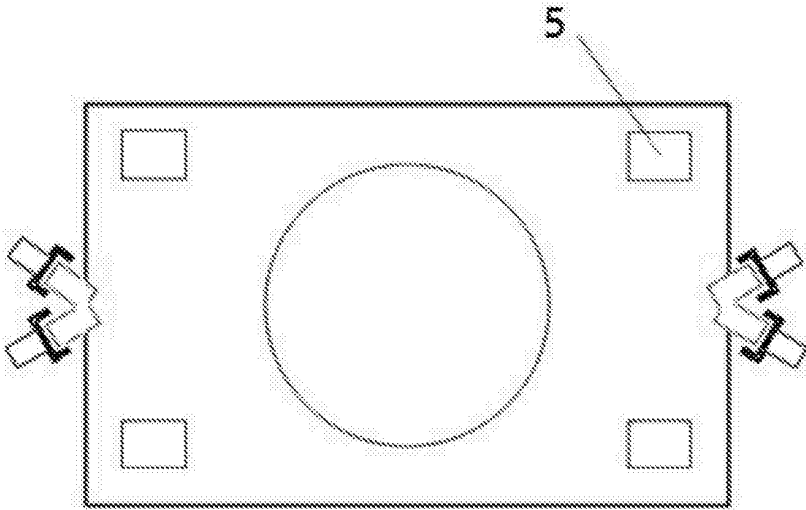


图3

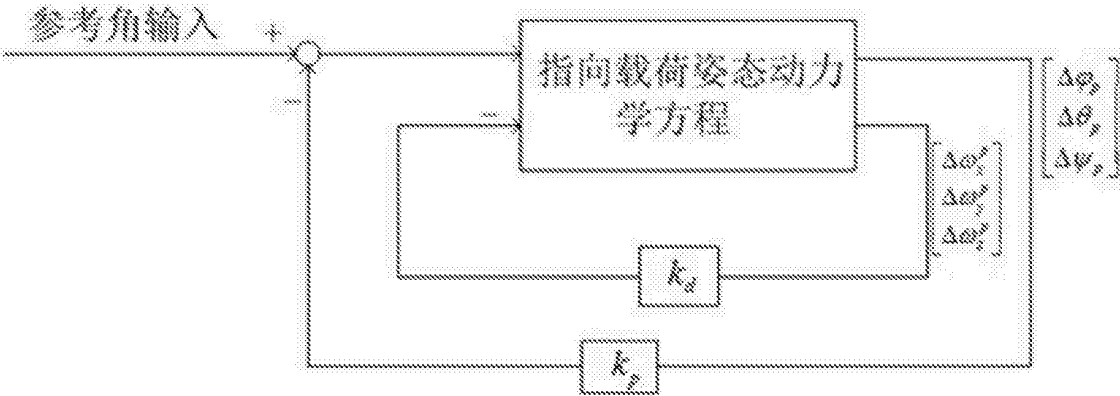


图4