



# (12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106428635 B

(45)授权公告日 2019.05.07

(21)申请号 201610898972.6

(22)申请日 2016.10.14

(65)同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 106428635 A

(43)申请公布日 2017.02.22

(73)专利权人 南京理工大学  
地址 210094 江苏省南京市孝陵卫200号

(72)发明人 吴利平 郭毓 王璐 吴益飞  
郭健 陈庆伟

(74)专利代理机构 南京理工大学专利中心  
32203

代理人 马鲁晋

(51)Int.Cl.  
B64G 1/24(2006.01)  
B64G 1/44(2006.01)

(56)对比文件

CN 104058105 A,2014.09.24,说明书的具体实施方式和附图1-6.

CN 104002994 A,2014.08.27,全文.

CN 104627389 A,2015.05.20,全文.

US 2003/0010869 A1,2003.01.16,全文.

Bondapalli Akhilesh Prasad等.A New Mathematical Model for the Attitude Control of a Solar Sail with Spar-tip Vanes\*.《2013 IEEE International Conference on Control Application (CCA)》.2013,第574-579页.

审查员 时斌

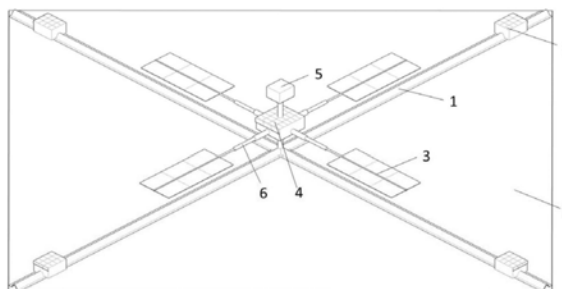
权利要求书1页 说明书3页 附图2页

(54)发明名称

一种太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构

(57)摘要

一种太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构,分为滑动质量块和移动小帆两部分,包括支撑杆、滑块、小帆、伸缩杆和支撑架。支撑杆支撑航天器帆面,滑块嵌套在支撑杆上,并可沿支撑杆滑动。伸缩杆一端连接小帆,另一端固连于支撑架上。伸缩杆可伸缩和转动,通过直线伸缩调节自身长度,通过转动带动小帆旋转。支撑架底端固定于航天器帆面几何中心处,顶端连接航天器负载。该发明可提供太阳帆三轴姿态控制所需力矩,并完全利用太阳光供能,结构较为简单,不影响航天器帆面展开。该发明可较快地提供滚动轴力矩,且其幅值可调范围较大。



1. 一种太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构,包括支撑杆(1)、滑块(2)、支撑架(4),支撑架(4)的底端设置航天器帆面(7);所述航天器帆面(7)由4根支撑杆(1)沿对角线支撑,该4根支撑杆(1)位于同一平面并呈“十字”型设置,每根支撑杆(1)上均设置一个可沿其滑动的滑块(2),其特征在于,还包括小帆(3)和伸缩杆(6),其中伸缩杆(6)的数量为4根,该4根伸缩杆(6)的一端均固连在支撑架(4)上,该4根伸缩杆(6)位于同一平面并呈“十字”型设置,每根伸缩杆(6)的另一端均与小帆(3)相固连,支撑架(4)的顶端设置航天器负载(5)。

2. 根据权利要求1所述的太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构,其特征在于,所述伸缩杆(6)在航天器帆面(7)上的投影与支撑杆(1)重合。

3. 根据权利要求1所述的太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构,其特征在于,所述滑块(2)上设置第一太阳能电池片(8)、第一电机(9)、第一检测模块(10)和无线通信模块(11),所述第一太阳能电池片(8)为第一电机(9)供电,所述第一电机(9)用于驱动滑块(2)在支撑杆(1)上滑动,第一检测模块(10)用于检测滑块(2)的位置和速度,无线通信模块(11)用于与外部的姿态控制器相交互。

4. 根据权利要求1所述的太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构,其特征在于,所述支撑架(4)包括第二太阳能电池片(14)、第二电机(15)和第二检测模块(16)和通信模块(17),所述第二太阳能电池片(14)为第二电机(15)供电,所述第二电机(15)用于驱动伸缩杆(6)伸缩和转动,第二检测模块(16)用于检测伸缩杆(6)的长度和小帆(3)的旋转角度,通信模块(17)用于与外部的姿态控制器相交互。

5. 根据权利要求1所述的太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构,其特征在于,所述小帆(3)包括薄膜(12)和支撑纤维(13),薄膜(12)上设置若干起支撑作用的支撑纤维(13),所述薄膜(12)的材料与航天器帆面(7)的材料相同,薄膜(12)的形状为方形,支撑纤维(13)采用轻质刚硬纤维材料制成,所有小帆(3)的结构均相同。

6. 根据权利要求1所述的太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构,其特征在于,所述支撑杆(1)为空心支撑杆,其横截面为 $\Omega$ 型;滑块(2)上开有用于嵌套在支撑杆(1)上并沿其滑动的通孔,所有滑块(2)的结构均相同。

7. 根据权利要求1所述的太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构,其特征在于,所述伸缩杆(6)为多级杆嵌套伸缩杆,该伸缩杆为可直线伸缩和转动的伸缩杆。

## 一种太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种太阳帆航天器姿态控制执行机构,特别是一种完全利用太阳光供能的三轴姿态控制执行机构。

### 背景技术

[0002] 太阳帆航天器通过巨大的帆面反射太阳光来获得轨道推进力。改变太阳姿态,调整太阳光反射角度可调节推进力的幅值与方向,继而改变航天器飞行轨道。因此,太阳帆的飞行任务依赖于其姿态调控。复杂的轨道任务对应多样的姿态机动,传统的自旋稳定无法满足姿态多变的要求。为服务太阳帆轨道转移和深空飞行任务,有必要研究高效精准的三轴姿态控制系统。

[0003] 要实现三轴姿态控制,太阳帆航天器必须配有合理有效的俯仰轴、偏航轴和滚动轴执行机构。对于俯仰轴和偏航轴,已有控制杆和滑动质量块等执行机构方式;对于滚动轴,已有滚动轴稳定条、喷气推力器、顶端控制小帆和翻转帆面等执行机构方式。然而,滚动轴稳定条和翻转帆面方法,结构较为复杂,使用过程中帆面转动,影响轨道推进;喷气推力器消耗化学能源,要求携带推进剂,不适合深空飞行;顶端控制小帆自身展开难度较大,也使帆面展开机构更加复杂;此外,以上执行机构可提供的滚动轴力矩较小、可调范围较小,当所需滚动轴控制力矩较大时,很难快速有效地输出所需力矩。因此有必要研究新型三轴执行机构,在不影响太阳帆展开的情况下,无能耗、高效地提供三轴姿态控制力矩。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的在于提供一种太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构。

[0005] 本发明所解决技术问题的技术方案为:一种利用太阳光供能的三轴姿态控制执行机构,分为滑动质量块(Sliding Masses, SM)和移动小帆(Moving Vanes, MV)两部分,SM结构包括4个滑块、4根支撑杆,MV结构包括4块小帆、4根伸缩杆和1个支撑架。

[0006] 4个滑块分别嵌套在4根支撑杆上,支撑杆4“十字”型设置。4根伸缩杆一端分别连接4块小帆,另一端与支撑架连接。支撑架底端固连于太阳帆几何中心,顶端连接航天器负载。

[0007] 滑块在支撑杆上滑动,改变航天器帆面质心,调节质心/压心偏差产生俯仰轴和偏航轴力矩。伸缩杆转动带动小帆旋转,改变太阳帆压心,调节质心/压心偏差产生滚动轴力矩;调节伸缩杆长度,改变滚动轴力矩的放大倍数。

[0008] 本发明与现有技术相比,具有以下优点:1)支撑杆不需要充气,太阳帆无需配备充气装置及气体,减轻了航天器质量且避免了漏气风险;2)滑块滑动、帆板转动和伸缩杆伸缩均由电机驱动,电机由太阳能电池片供能,充分利用太阳光能,无需携带化学能源,减轻了航天器质量,适合深空飞行任务;3)改变伸缩杆长度可调整滚动轴力矩的增益,能快速实现力矩的放大与缩小,当滚动轴遭遇巨大干扰时,可迅速应对;4)展开过程中,移动小帆单独打开,滑块随支撑杆运动,不影响航天器帆面展开。

[0009] 下面结合附图对本发明做进一步描述。

### 附图说明

[0010] 图1是本发明装置的结构示意图。

[0011] 图2是本发明装置中SM结构示意图。

[0012] 图3是本发明装置中MV结构示意图。

### 具体实施方式

[0013] 结合附图,本发明的一种太阳帆航天器三轴姿态控制执行机构,包括支撑杆1、滑块2、小帆3、支撑架4和伸缩杆6,其中伸缩杆6的数量为4根,该4根伸缩杆6的一端均固连在支撑架4上,该4根伸缩杆6位于同一平面并呈“十字”型设置,每根伸缩杆6的另一端均与小帆3相固连,支撑架4的顶端设置航天器负载5,支撑架4的底端设置航天器帆面7;

[0014] 所述航天器帆面7由4根支撑杆1沿对角线支撑,该4根支撑杆1位于同一平面并呈“十字”型设置,每根支撑杆1上均设置一个可沿其滑动的滑块2。

[0015] 所述伸缩杆6在航天器帆面7上的投影与支撑杆1重合。

[0016] 所述滑块2上设置第一太阳能电池片8、第一电机9、第一检测模块10和无线通信模块11,所述第一太阳能电池片8为第一电机9供电,所述第一电机(9)用于驱动滑块2在支撑杆1上滑动,第一检测模块10用于检测滑块2的位置和速度,无线通信模块11用于与外部的姿态控制器相交互。

[0017] 所述支撑架4包括第二太阳能电池片14、第二电机15和第二检测模块16和通信模块17,所述第二太阳能电池片14为第二电机15供电,所述第二电机15用于驱动伸缩杆6伸缩和转动,第二检测模块16用于检测伸缩杆6的长度和小帆3的旋转角度,通信模块17用于与外部的姿态控制器相交互。

[0018] 所述小帆3包括薄膜12和支撑纤维13,薄膜12上设置若干起支撑作用的支撑纤维13,所述薄膜12的材料与航天器帆面7的材料相同,薄膜12的形状为方形,支撑纤维13采用轻质刚硬纤维材料制成,所有小帆3的结构均相同。

[0019] 所述支撑杆1为空心支撑杆,其横截面为 $\Omega$ 型;滑块2上开有用于嵌套在支撑杆1上并沿其滑动的通孔,所有滑块2的结构均相同。

[0020] 所述伸缩杆6为多级杆嵌套伸缩杆,该伸缩杆为可直线伸缩和转动的伸缩杆。

[0021] 本发明的支撑杆不需要充气,太阳帆无需配备充气装置及气体,减轻了航天器质量且避免了漏气风险;所述滑块滑动、帆板转动和伸缩杆伸缩均由电机驱动,电机由太阳能电池片供能,充分利用太阳光能,无需携带化学能源,减轻了航天器质量,适合深空飞行任务。

[0022] 下面结合实施例对本发明做进一步详细的描述。

[0023] 实施例

[0024] 本发明的一种新型的太阳帆姿态控制执行机构,包括滑动质量块-移动小帆(Sliding Masses-Moving Vanes, SMMV)。该发明装置可产生太阳帆三轴姿态控制所需力矩,且完全利用太阳光供能,结构较为简单,不影响太阳帆展开。特别地,该装置可较快地提供滚动轴力矩,且其幅值可调范围较大。

[0025] 结合图1, SMMV装置安装于太阳帆航天器上, 包括支撑杆1、滑块2、小帆3、支撑架4及伸缩杆6。支撑杆1沿方形航天器帆面7对角线设置, 滑块2沿支撑杆1滑动。小帆3通过伸缩杆6与支撑架4连接。支撑架4底端连接航天器帆面7, 顶端连接航天器负载5。

[0026] 结合图2, SM装置为俯仰轴和偏航轴姿态控制执行机构: 支撑杆1为“十字”型设置, 支撑航天器帆面7并保持其张开。支撑杆1空心, 横截面为 $\Omega$ 型, 圆弧构造便于滑块2嵌套, 基座便于连接航天器帆面7。滑块2外观为正方体, 内部打孔, 嵌套在支撑杆1上并可沿其滑动。四个滑块2结构相同。

[0027] 滑块2包括第一太阳能电池片8、第一电机9、第一检测模块10与无线通信模块11。第一太阳能电池片8为第一电机9供电, 提供滑块2运动所需能源。第一检测模块10获得滑块2位置、速度信息, 由无线通信模块11传送至外部姿态控制器。姿态控制器将控制指令传至无线通信模块11, 再由第一电机6驱动改变滑块2的运动状态。

[0028] 滑块2位置变化导致航天器帆面7质心改变, 从而产生质心/压心偏差。此质心/压心偏差使太阳光压力产生沿俯仰轴和偏航轴的力矩。记4个滑块位置分别为 $d_1$ 、 $d_2$ 、 $d_3$ 、 $d_4$ , 产生的俯仰轴力矩值为 $\tau_p$ , 偏航轴力矩值为 $\tau_y$ , 有 $\tau_p = -m/m_t (d_3 + d_4) P_s A \cos^2 \alpha$ ,  $\tau_y = m/m_t (d_1 + d_2) P_s A \cos^2 \alpha$ , 其中 $P_s$ 为太阳光压常数,  $A$ 为航天器帆面7面积,  $\alpha$ 为太阳帆姿态角,  $m$ 为单个滑块2质量,  $m_t$ 为航天器总质量。

[0029] 结合图3, MV装置为滚动轴姿态控制执行机构: 小帆3包括薄膜12和支撑纤维13, 薄膜12为长方形, 材料与航天器帆面相同, 可反射太阳光; 支撑纤维13采用轻质刚硬纤维材料制成, 可保持薄膜12的张开状态。4块小帆3结构相同。小帆3与伸缩杆6连接, 并以其为转轴。伸缩杆6为多级杆嵌套方式, 可根据航天器尺寸确定级数及各级杆长度。伸缩杆6可直线伸缩改变自身长度, 也可转动带动小帆3旋转。太阳帆展开时, 小帆3由伸缩杆6独立打开, 不影响航天器帆面展开。

[0030] 支撑架4连接伸缩杆6的另一端, 配备第二太阳能电池片14、第二电机15、第二检测模块16和通信模块17。第二太阳能电池片14为第二电机15供电, 提供伸缩杆6推动和转动所需能源。第二检测模块16获得伸缩杆6的长度和小帆3的转角, 由通信模块17传送至外部姿态控制器。姿态控制器将控制指令传至通信模块17, 由第二电机15驱动, 从而调整伸缩杆6的长度和小帆3的转角。伸缩杆6的长度和小帆3的转角变化可改变太阳帆压心, 产生质心/压心偏差, 利用太阳光压力产生相应光压力矩。

[0031] 记4块小帆的角度分别为 $\gamma_1$ 、 $\gamma_2$ 、 $\gamma_3$ 、 $\gamma_4$ , 对应伸缩杆长度分别为 $l_1$ 、 $l_2$ 、 $l_3$ 、 $l_4$ 。让对称小帆转动相同角度, 对称伸缩杆保持相同长度, 即 $\gamma_1 = \gamma_3$ ,  $\gamma_2 = \gamma_4$ ,  $l_1 = l_3$ ,  $l_2 = l_4$ , 则产生的俯仰轴和偏航轴力矩对消, 只保留滚动轴力矩, 且其值为 $\tau_p = 4l_1 P_s A_v \cos^2 (\alpha + \gamma_1) \sin \gamma_1 + 4l_2 P_s A_v \cos^2 (\alpha + \gamma_2) \sin \gamma_2$ , 其中 $A_v$ 为单块小帆3的面积。可见, 伸缩杆长度为此力矩增益, 调之可快速改变滚动轴力矩大小。

[0032] 本发明装置中, 滑块滑动、帆板转动和伸缩杆伸缩均由电机驱动, 电机由太阳能电池片供能, 充分利用太阳光能, 无需携带化学能源, 减轻了航天器质量, 适合深空飞行任务。

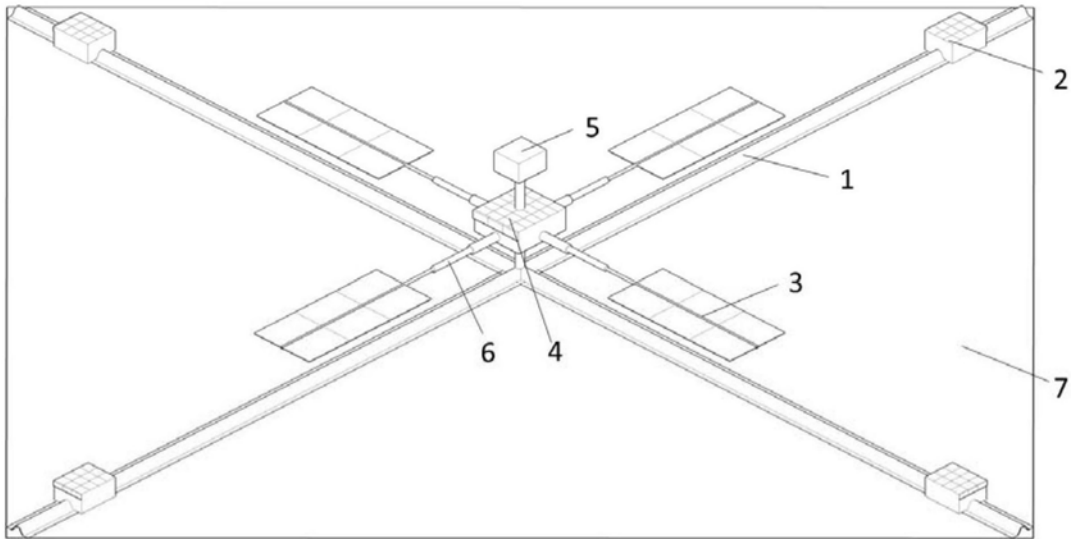


图1

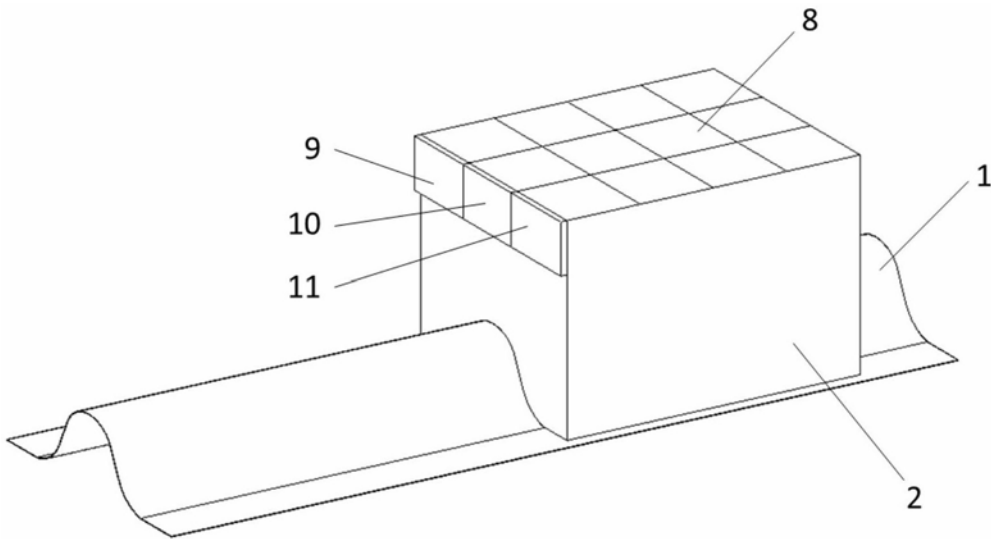


图2

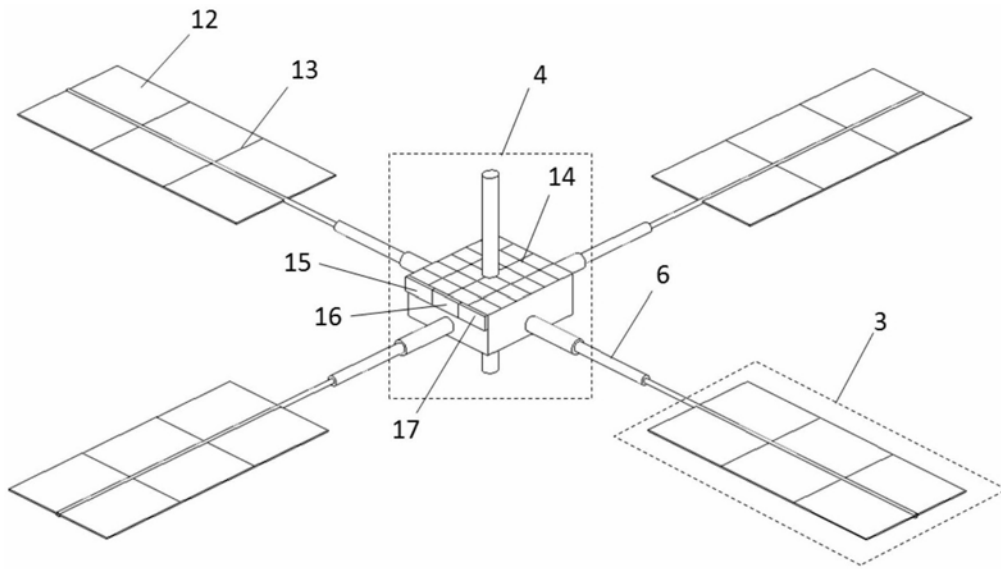


图3