



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104242807 B

(45)授权公告日 2016.09.21

(21)申请号 201410469424.2

(22)申请日 2014.09.15

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104242807 A

(43)申请公布日 2014.12.24

(73)专利权人 中国运载火箭技术研究院

地址 100076 北京市丰台区北京9200信箱
38分箱

(72)发明人 张庆利 贾磊 张涛 王悦 彭波

穆星科 石小亮 宋春雨 孔文秦
王涛 徐方舟 姚世东 郭爱民

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 范晓毅

(51)Int.Cl.

H02S 20/32(2014.01)

(56)对比文件

CN 103128746 A,2013.06.05,

CN 101895238 A,2010.11.24,

CN 101997453 A,2011.03.30,

CN 101722512 A,2010.06.09,

EP 0669251 A2,1995.08.30,

EP 1632786 A1,2006.03.08,

CN 103038542 A,2013.04.10,

US 2009014054 A1,2009.01.15,

审查员 关婧如

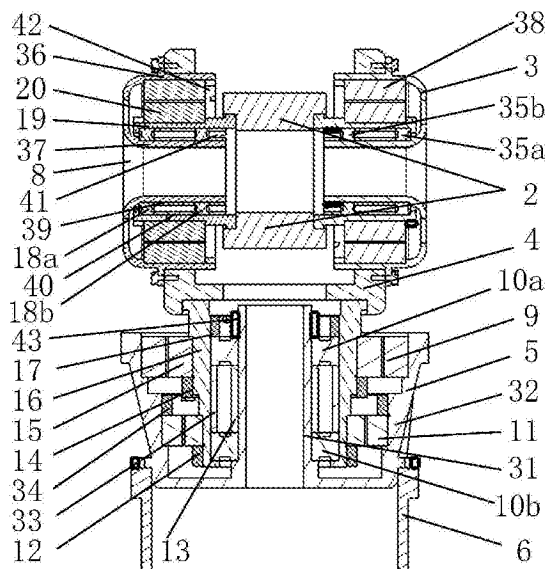
权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(54)发明名称

一种太阳能电池阵双轴对日定向机构

(57)摘要

本发明涉及一种太阳能电池阵双轴对日定向机构,该机构包括 α 轴驱动装置和 β 轴驱动装置, α 轴驱动装置和 β 轴驱动装置垂直安装并通过U形法兰连接,定向机构可以绕两个相互垂直的轴旋转,使得对日定向机构采用正交一体化 α 、 β 轴的电机驱动装置组合传动方式,结构紧凑、尺寸小、重量轻,能够可靠地应用于太阳能电池阵双自由度对日定向的在轨重复展开、收拢及电池阵的对日定向操作,解决了太阳能电池板的双自由度对日定向问题,保证太阳能电池阵能够在航天器发射、机动飞行、返回过程中保持收拢状态,同时能够在航天器在轨飞行时完成双自由度对日定向驱动与控制,使太阳能电池阵能够完成正常供能。



1. 一种太阳能电池阵双轴对日定向机构,其特征在於:包括 α 轴驱动装置(5)、 β 轴驱动装置(8)和连接法兰(4), α 轴驱动装置(5)和 β 轴驱动装置(8)通过连接法兰(4)进行连接,且 α 轴驱动装置(5)中心轴线和 β 轴驱动装置(8)中心轴线垂直并相交,其中 α 轴驱动装置包括 α 轴电机定子(9)、两个第一轴承(10a、10b)、 α 轴旋转变压器(11)、第一挡圈(12)、套筒、第二挡圈、 α 轴电机转子(15)、 α 轴转子座(16)、第一锁紧螺母(17)和第一壳体,其中 β 轴驱动装置包括两个第二轴承(18a、18b)、两个第三轴承(35a、35b)、 β 轴转子座(19)、 β 轴电机(20)和第二壳体,具体连接关系为:

α 轴驱动装置(5)为中空结构,第一壳体包括第一内壳体(31)和第一外壳体(32),第二挡圈包括第二内挡圈(14)和第二外挡圈(34),套筒包括内套筒(13)和外套筒(33),两个第一轴承(10a、10b)套装在第一内壳体(31)的外表面,将 α 轴转子座(16)与第一内壳体(31)装配在一起,两个第一轴承(10a、10b)之间安装内套筒(13)和外套筒(33), α 轴转子座(16)与 α 轴电机转子(15)通过第二内挡圈(14)固连在一起, α 轴转子座(16)的外壁安装有 α 轴电机转子(15)和 α 轴旋转变压器(11)的转子,所述第一外壳体(32)与 α 轴旋转变压器(11)的定子之间通过第二外挡圈(34)固连在一起,并通过第一挡圈(12)与 α 轴转子座(16)固连,第一外壳体(32)的下端与太阳能电池阵的前臂(6)连接,第一锁紧螺母(17)将 α 轴转子座(16)与两个第一轴承(10a、10b)固连在一起;

β 轴驱动装置(8)为中空的对称结构,第二壳体包括第二内壳体(37)和第二外壳体(36),其中一侧的第二壳体内部安装 β 轴电机(20)、两个第二轴承(18a、18b)和 β 轴转子座(19),另一侧的第二壳体内部安装有 β 轴旋转变压器(38)、两个第三轴承(35a、35b)和 β 轴转子座(19),两侧的 β 轴转子座(19)之间通过太阳能电池阵的横梁(2)连接。

2. 根据权利要求1所述的一种太阳能电池阵双轴对日定向机构,其特征在於:所述 β 轴驱动装置中还包括第二套筒、第二锁紧螺母(41)和第三锁紧螺母(42),所述第二套筒由第二内套筒(39)与第二外套筒(40)组成,其中一侧的第二内壳体(37)通过两个第二轴承(18a、18b)、两个第二套筒(39、40)、第二锁紧螺母(41)固连在 β 轴转子座(19)上;第二外壳体(36)通过 β 轴电机(20)和第三锁紧螺母(42)与两侧的 β 轴转子座(19)固连在一起;另一侧的第二内壳体(37)通过两个第三轴承(35a、35b)、两个第二套筒(39、40)、第二锁紧螺母(41)固连在 β 轴转子座(19)上;第二外壳体(36)通过 β 轴旋转变压器(38)和第三锁紧螺母(42)与两侧的 β 轴转子座(19)固连在一起。

3. 根据权利要求1所述的一种太阳能电池阵双轴对日定向机构,其特征在於:所述第二内挡圈(14)与 α 轴转子座(16)通过螺纹连接,第二外挡圈(34)与第二外壳体(32)通过螺纹连接,并保持预紧力。

4. 根据权利要求1所述的一种太阳能电池阵双轴对日定向机构,其特征在於:所述 α 轴驱动装置(5)还包括第四锁紧螺母(43),所述两个第一轴承(10a、10b)的内环通过内套筒(13)装配,并通过第四锁紧螺母(43)压紧并保持预紧力,所述两个第一轴承(10a、10b)的外环通过外套筒(33)装配,并通过第一锁紧螺母(17)压紧并保持预紧力。

5. 根据权利要求1所述的一种太阳能电池阵双轴对日定向机构,其特征在於:所述 α 轴驱动装置(5)、 β 轴驱动装置(8)和连接法兰(4)采用一体化设计。

一种太阳能电池阵双轴对日定向机构

技术领域

[0001] 本发明涉及一种太阳能电池阵双轴对日定向机构,用于完成太阳能电池阵对日定向动作,机构具有重复使用和双自由度对日定向功能,属于空间机构技术领域。

背景技术

[0002] 航天器在轨长期运行过程中,主要依靠太阳能电池板为航天器提供电能。太阳能电池板利用其上贴有的半导体硅片或砷化镓片,将光能转换成电能,以供航天器上的仪器使用,相当于一个小型发电站。

[0003] 太阳能电池阵的工作模式为:当航天器在发射、空间机动、返回状态时,太阳能电池阵处于收拢状态,压紧放置在航天器舱内;当航天器在空间驻留时,太阳能电池阵处于展开状态,通过太阳能电池阵展收机构运动将电池板从航天器舱内转移到舱外,并实现对日定向跟踪,实现电能的转换。因此,太阳能电池阵空间机构的功能性要求就是要完整实现上述工作模式,并且可重复使用。

[0004] 传统航天器对日定向机构分为固定翼太阳帆板、单自由度对日定向和双自由度对日定向驱动机构三种形式,在国内外航天器上已广泛使用,但存在以下弊端,对日定向机构体积较为庞大,位置控制精度较差,航天器对太阳翼对日定向的遮挡、运动干涉等问题。

发明内容

[0005] 本发明的目的在于克服现有技术的上述不足,提供一种太阳能电池阵双轴对日定向机构,该定向机构结构紧凑、尺寸小、重量轻,能够可靠地应用于太阳能电池阵双自由度对日定向的在轨重复展开、收拢及电池阵的对日定向操作,且具有较高的可靠性。

[0006] 本发明的上述目的主要是通过如下技术方案予以实现的:

[0007] 一种太阳能电池阵双轴对日定向机构,包括 α 轴驱动装置、 β 轴驱动装置和连接法兰, α 轴驱动装置和 β 轴驱动装置通过连接法兰进行连接,且 α 轴驱动装置中心轴线和 β 轴驱动装置中心轴线垂直并相交,其中 α 轴驱动装置包括 α 轴电机定子、两个第一轴承、 α 轴旋转变压器、第一挡圈、套筒、第二挡圈、 α 轴电机转子、 α 轴转子座、第一锁紧螺母和第一壳体,其中 β 轴驱动装置包括两个第二轴承、两个第三轴承、 β 轴转子座、 β 轴电机和第二壳体,具体连接关系为:

[0008] α 轴驱动装置为中空结构,第一壳体包括第一内壳体和第一外壳体,第二挡圈包括第二内挡圈和第二外挡圈,套筒包括内套筒和外套筒,两个第一轴承套装在内壳体的外表面,将 α 轴转子座与内壳体装配在一起,两个第一轴承之间安装内套筒和外套筒, α 轴转子座与 α 轴电机转子通过第二内挡圈固连在一起, α 轴转子座的外壁安装有 α 轴电机转子和 α 轴旋转变压器的转子,所述第一外壳体与 α 轴旋转变压器的定子之间通过第二外挡圈固连在一起,并通过第一挡圈与 α 轴转子座固连,外壳体的下端与太阳能电池阵的前臂连接,第一锁紧螺母将 α 轴转子座与两个第一轴承固连在一起;

[0009] β 轴驱动装置为中空的对称结构,第二壳体包括第二内壳体和第二外壳体,其中一

侧的第二壳体内部安装 β 轴电机、两个第二轴承和 β 轴转子座,另一侧的第二壳体内部安装有 β 轴旋转变压器、两个第三轴承和 β 轴转子座,两侧的 β 轴转子座之间通过太阳能电池阵的横梁连接。

[0010] 在上述太阳能电池阵双轴对日定向机构中, β 轴驱动装置中还包括第二套筒、第二锁紧螺母和第三锁紧螺母,所述第二套筒由第二内套筒与第二外套筒组成,其中一侧的第二内壳体通过两个第二轴承、两个第二套筒、第二锁紧螺母固连在 β 轴转子座上;第二外壳体通过 β 轴电机和第三锁紧螺母与两侧的 β 轴转子座固连在一起;另一侧的第二内壳体通过两个第三轴承、两个第二套筒、第二锁紧螺母固连在 β 轴转子座上;第二外壳体通过 β 轴旋转变压器和第三锁紧螺母与两侧的 β 轴转子座固连在一起。

[0011] 在上述太阳能电池阵双轴对日定向机构中,第二内挡圈与 α 轴转子座通过螺纹连接,第二外挡圈与第二外壳体通过螺纹连接,并保持预紧力。

[0012] 在上述太阳能电池阵双轴对日定向机构中, α 轴驱动装置还包括第四锁紧螺母,所述两个第一轴承的内环通过内套筒装配,并通过第四锁紧螺母压紧并保持预紧力,所述两个第一轴承的外环通过外套筒装配,并通过第一锁紧螺母压紧并保持预紧力。

[0013] 在上述太阳能电池阵双轴对日定向机构中,连接法兰为U形法兰,U形法兰的底部连接 α 轴驱动装置,U形的两个侧壁上分别安装 β 轴驱动装置对称结构的两部分。

[0014] 在上述太阳能电池阵双轴对日定向机构中, α 轴驱动装置、 β 轴驱动装置和连接法兰采用一体化设计。

[0015] 本发明与现有技术相比具有如下有益效果:

[0016] (1)、本发明对定向机构结构进行了巧妙设计,该机构包括 α 轴驱动装置和 β 轴驱动装置, α 轴驱动装置和 β 轴驱动装置垂直安装并通过U形法兰连接,定向机构可以绕两个相互垂直的轴旋转,使得对日定向机构采用正交一体化 α 、 β 轴的电机驱动装置组合传动方式,结构紧凑、尺寸小、重量轻,能够可靠地应用于太阳能电池阵双自由度对日定向的在轨重复展开、收拢及电池阵的对日定向操作;

[0017] (2)、本发明设计了一种全新的太阳能电池阵双轴对日定向机构,实现双自由度运动,解决了太阳能电池板的双自由度对日定向问题,保证太阳能电池阵能够在航天器发射、机动飞行、返回过程中保持收拢状态,同时能够在航天器在轨飞行时完成双自由度对日定向驱动与控制,使太阳能电池阵能够完成正常供能;

[0018] (3)、本发明通过采用机、电、热一体化双关节设计技术,并通过合理的配置,使得对日定向机构运动简单,可靠性高,此外在设计过程中充分考虑空间环境适应性要求,能够适用于重复展收的太阳能电池阵,具有广阔的应用前景。

附图说明

[0019] 图1为本发明对日定向机构结构示意图;

[0020] 图2为本发明对日定向机构剖视图;

[0021] 图3为本发明太阳能电池阵存储构型示意图;

[0022] 图4为本发明太阳能电池阵展开过程示意图,其中图4a~4d分别为不同展开阶段的示意图。

具体实施方式

[0023] 下面结合附图和具体实施例对本发明做进一步详细的描述：

[0024] 如图3所示为本发明太阳能电池阵存储构型示意图，图1所示为本发明对日定向机构结构示意图，由图可知太阳能电池阵包括太阳能电池板1、横梁2、前臂杆6、横梁支座7、转移机构50和对日定向机构，其中对日定向机构包括 α 轴驱动装置5、 β 轴驱动装置8和连接法兰4， β 轴驱动装置8通过横梁支座7与横梁2连接，横梁2与太阳能电池板1连接， α 轴驱动装置5与前臂杆6连接，前臂杆6通过转移机构50连接到机身51的梁。

[0025] 如图1所示为本发明对日定向机构结构示意图，图2为本发明对日定向机构剖视图，由图可知对日定向机构中的 α 轴驱动装置5和 β 轴驱动装置8通过连接法兰4进行连接，且 α 轴驱动装置5中心轴线和 β 轴驱动装置8中心轴线垂直并相交，连接法兰4为U形法兰，U形法兰的底部连接 α 轴驱动装置5，U形的两个侧壁上分别安装 β 轴驱动装置8对称结构的两部分。 α 轴驱动装置5、 β 轴驱动装置8和连接法兰4采用一体化设计。

[0026] α 轴驱动装置包括 α 轴电机定子9，两个第一轴承10a、10b， α 轴旋转变压器11、第一挡圈12、套筒、第二挡圈、 α 轴电机转子15、 α 轴转子座16、第一锁紧螺母17、第四锁紧螺母43和第一壳体，其中 β 轴驱动装置包括两个第二轴承18a、18b，两个第三轴承35a、35b， β 轴转子座19、 β 轴电机20、第二壳体、第二套筒、第二锁紧螺母41和第三锁紧螺母42，具体连接关系为：

[0027] α 轴驱动装置5为中空结构，第一壳体包括第一内壳体31和第一外壳体32，第二挡圈包括第二内挡圈14和第二外挡圈34，套筒包括内套筒13和外套筒33，两个第一轴承10a、10b套装在内壳体31的外表面，将 α 轴转子座16与内壳体31装配在一起，两个第一轴承10a、10b之间安装内套筒13和外套筒33。具体为：两个第一轴承10a、10b的内环通过内套筒13装配，并通过第四锁紧螺母43压紧并保持预紧力，两个第一轴承10a、10b的外环通过外套筒33装配，并通过第一锁紧螺母17压紧并保持预紧力。

[0028] α 轴转子座16与 α 轴电机转子15通过第二内挡圈14固连在一起， α 轴转子座16的外壁安装有 α 轴电机转子15和 α 轴旋转变压器11的转子，第一外壳体32与 α 轴旋转变压器11的定子之间通过第二外挡圈34固连在一起，并通过第一挡圈12与 α 轴转子座16固连，外壳体32的下端与太阳能电池阵的前臂6连接，第一锁紧螺母17将 α 轴转子座16与两个第一轴承10a、10b固连在一起。其中第二内挡圈14与 α 轴转子座16通过螺纹连接，第二外挡圈34与第二外壳体32通过螺纹连接，并保持预紧力。

[0029] β 轴驱动装置8为中空的对称结构，第二壳体包括第二内壳体37和第二外壳体36，第二套筒由第二内套筒39与第二外套筒40组成，其中一侧的第二壳体内部安装 β 轴电机20、两个第二轴承18a、18b和 β 轴转子座19，另一侧的第二壳体内部安装有 β 轴旋转变压器38、两个第三轴承35a、35b和 β 轴转子座19，两侧的 β 轴转子座19之间通过太阳能电池阵的横梁2连接，具体为：其中一侧的第二内壳体37通过两个第二轴承18a、18b，两个第二套筒39、40，第二锁紧螺母41固连在 β 轴转子座19上；第二外壳体36通过 β 轴电机20和第三锁紧螺母42与两侧的 β 轴转子座19固连在一起；另一侧的第二内壳体37通过两个第三轴承35a、35b，两个第二套筒39、40，第二锁紧螺母41固连在 β 轴转子座19上；第二外壳体36通过 β 轴旋转变压器38和第三锁紧螺母42与两侧的 β 轴转子座19固连在一起。

[0030] 横梁2直接固连在俯仰 β 轴驱动装置8的转子座19上,随俯仰 β 轴驱动装置8的转子座19旋转。俯仰 β 轴驱动装置8的定子座通过螺纹连接固连在U型连接法兰4上,U型连接法兰4通过螺纹连接在方位 α 轴驱动装置5的转子座16上,方位 α 轴驱动装置5通过螺纹连接固连在前臂杆6上。按照工作状态的要求,俯仰 β 轴驱动装置8须满足能够在一定角度范围内旋转,方位 α 轴驱动装置5可实现360度旋转。

[0031] 横梁2和太阳能电池板1能够绕着两个相互正交的 α 轴驱动装置5和 β 轴驱动装置8旋转。其中 α 轴驱动装置5垂直于横梁2,且平行于横梁2所在的平面。如图1所示, β 轴驱动装置8垂直于横梁2,但垂直于横梁2所在的平面。当太阳能电池阵1从航天器的有效载荷舱里完全移出并展开,双自由度对日定向机构的俯仰 β 轴驱动装置8、方位 α 轴驱动装置5采用位置控制方法使电池阵正对太阳,确保其最大化地接收太阳光。

[0032] 如图3为太阳能电池阵处于收拢状态的示意图。通过其板间展开机构的驱动,图中主动太阳能电池板1基本处于 0° 平行折叠状态,占用空间小,便于航天器机动飞行。

[0033] 如图4所示为本发明太阳能电池阵展开过程示意图,其中图4a~4d分别为不同展开阶段的示意图,其中图4a为将转移机构50伸直,将 β 轴驱动装置8旋转 90° ,将横梁2举起;图4b为将太阳能电池板1展开;图4c为太阳能电池板1转移至航天器一侧;图4d为太阳能电池板1对日定向工作状态,通过板间展开机构的驱动,图4d中主动太阳能电池板1处于 180° 平行状态,展开面积大,便于太阳能电池阵正常工作。

[0034] 该太阳能电池阵板间对日定向能够可重复使用,主要应用于新型航天器上,在轨工作为无重力状态。当机构处于断电状态时,利用传动机构的自锁力矩及电机制动力矩,当机动变轨扰动力矩较小时,保证太阳能电池板对日定向精度不会发生较大的变化。

[0035] 以上所述,仅为本发明最佳的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本发明的保护范围之内。

[0036] 本发明说明书中未作详细描述的内容属于本领域专业技术人员的公知技术。

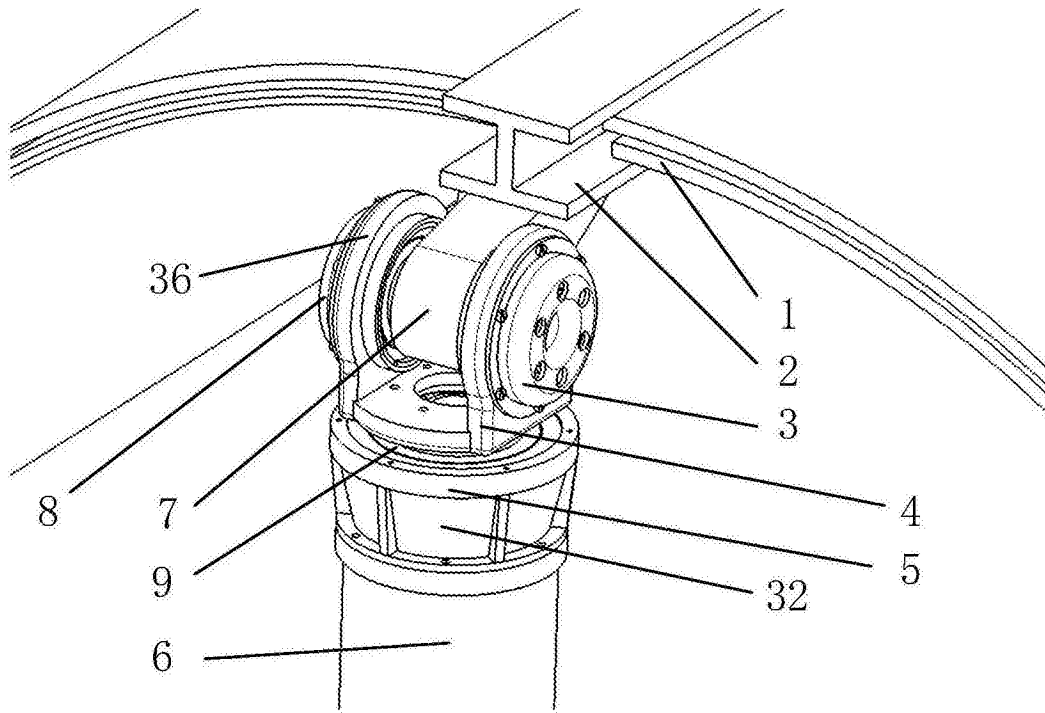


图1

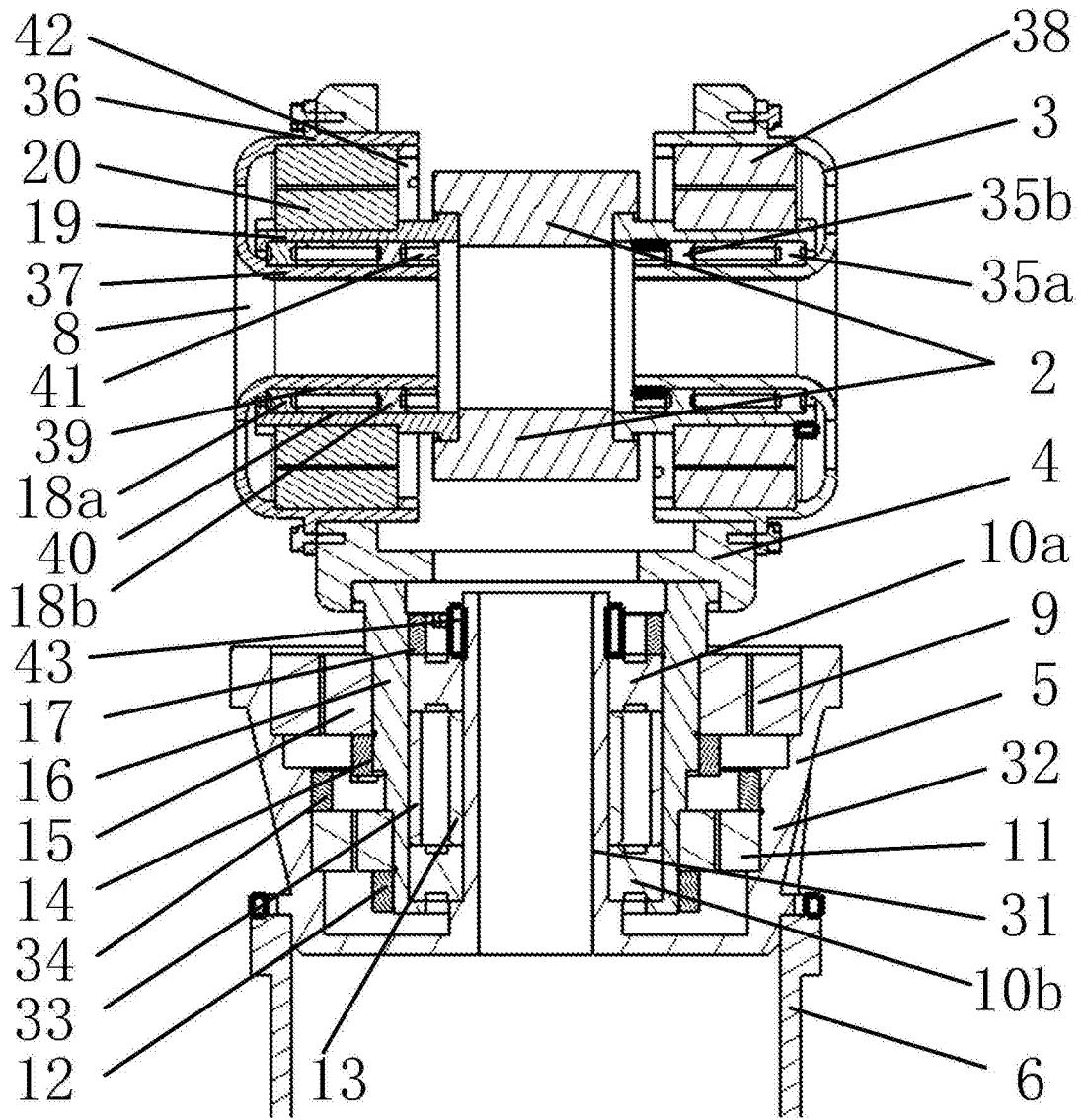


图2

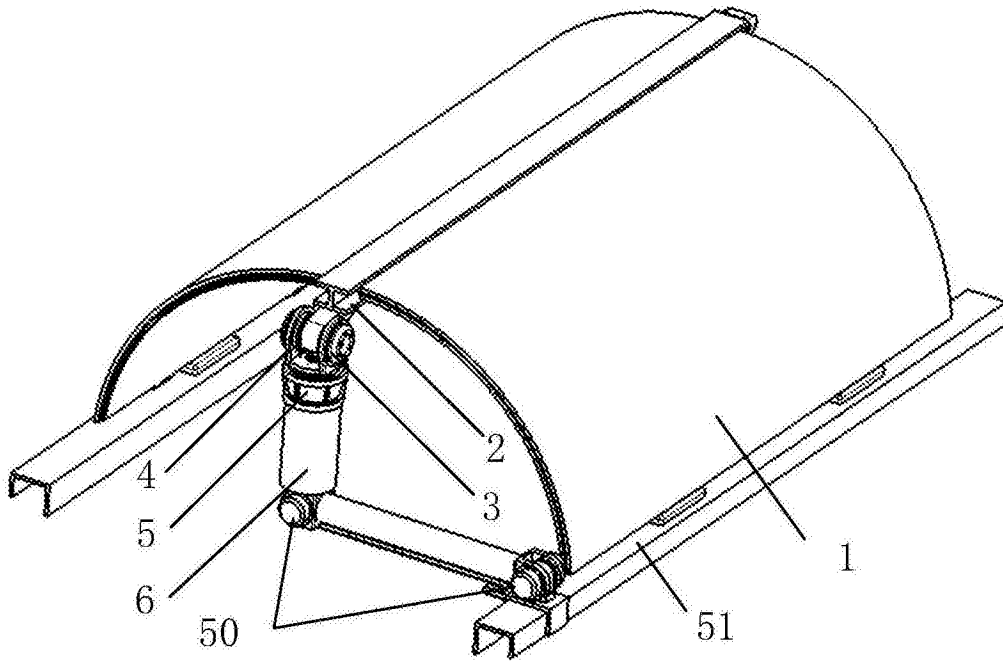


图3

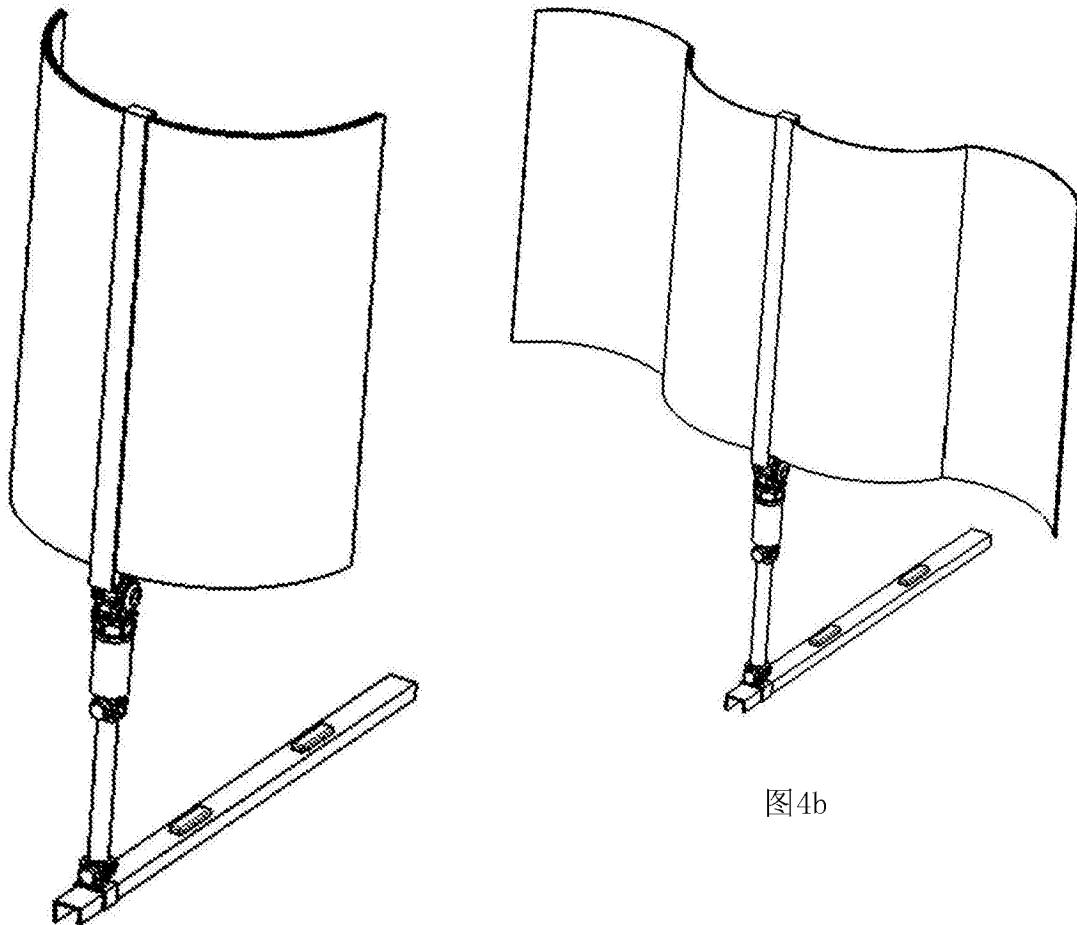


图4a

图4b

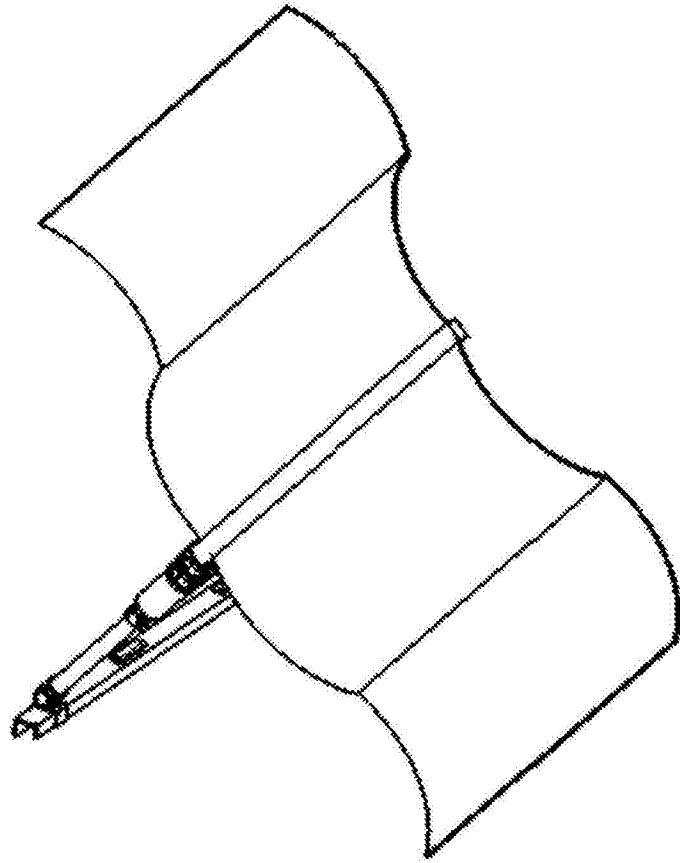


图4c

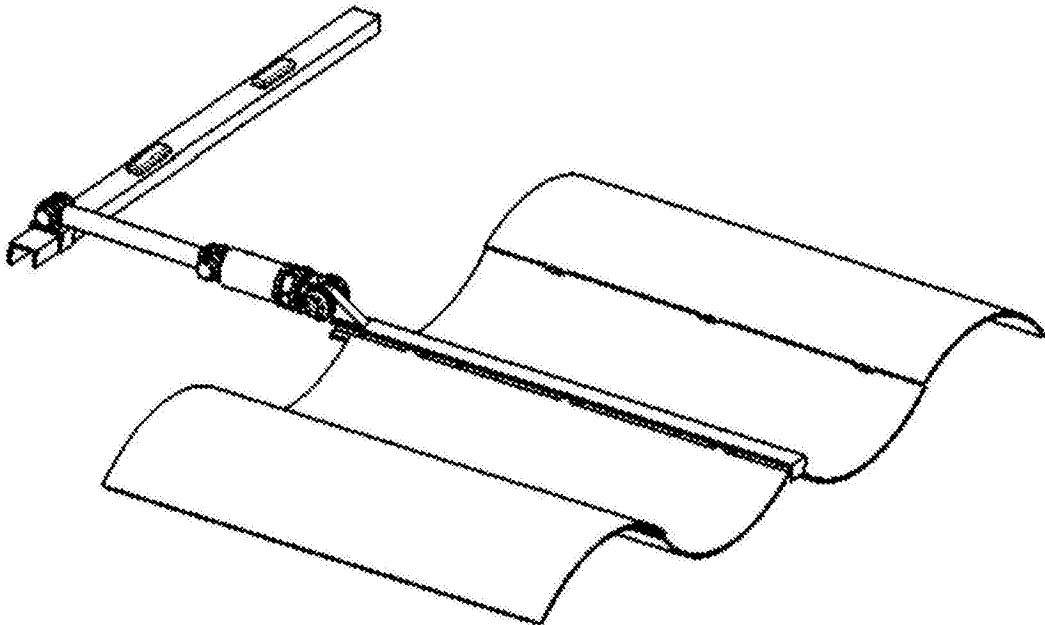


图 4d

图4