(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 117585196 A
(43)申请公布日 2024.02.23

(21)申请号 202311499398.3

(22)申请日 2023.11.10

(71)申请人 上海航天设备制造总厂有限公司
地址 200245 上海市闵行区华宁路100号

(72)发明人 陈昱桦 李磊 顾宋庆 徐培利 原潇 马宇豪 金纯洁 皮刚 栾浩

(74)专利代理机构 上海段和段律师事务所 31334
专利代理师 韩成玲

(51)Int.Cl.
B64G 1/44(2006.01)
B64G 1/40(2006.01)
B64G 1/22(2006.01)

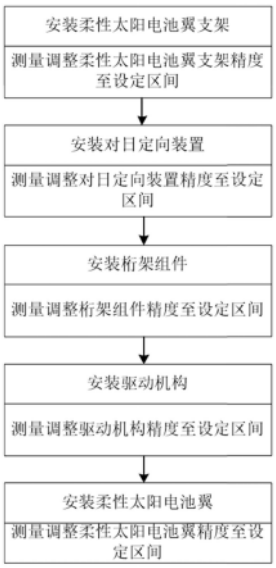
权利要求书3页 说明书6页 附图1页

(54)发明名称

基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法和系统

(57)摘要

本发明提供了一种基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法和系统,包括:步骤1,安装柔性太阳电池翼支架,测量柔性太阳电池翼支架安装精度,并调整至设定区间;步骤2,安装对日定向装置,测量对日定向装置安装精度,并调整至设定区间;步骤3,安装桁架组件,测量对桁架组件安装精度,并调整至设定区间;步骤4,安装柔性太阳电池翼驱动机构,测量驱动机构安装精度,并调整至设定区间;步骤5,安装柔性太阳电池翼,测量柔性太阳电池翼安装精度,并调整至设定区间。本发明明确了飞行器复杂电源系统装配的工艺流程以及相关参数,对飞行器复杂电源系统的装配具有指导作用。



CN 117585196 A

1.一种基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法,其特征在于,飞行器复杂电源系统包括:飞行器结构(1)、柔性太阳电池翼支架(2)、柔性太阳电池翼(3)、对日定向装置(4)、桁架组件(5)及驱动机构(6);

所述柔性太阳电池翼支架(2)安装在飞行器结构(1)上;

所述飞行器结构(1)端面安装对日定向装置(4);

所述对日定向装置(4)上安装桁架组件(5);

所述桁架组件(5)上安装驱动机构(6);

所述柔性太阳电池翼(3)安装在柔性太阳电池翼支架(2)以及驱动机构(6)上;

装配方法包括如下步骤:

步骤1:安装柔性太阳电池翼支架,测量柔性太阳电池翼支架安装精度,调整柔性太阳电池翼支架精度至设定区间;

步骤2:安装对日定向装置,测量对日定向装置安装精度,调整对日定向装置精度至设定区间;

步骤3:安装桁架组件,测量对桁架组件安装精度,调整桁架组件精度至设定区间;

步骤4:安装驱动机构,测量驱动机构安装精度,调整驱动机构精度至设定区间;

步骤5:安装柔性太阳电池翼,测量柔性太阳电池翼安装精度,调整柔性太阳电池翼精度至设定区间。

2.根据权利要求1所述的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法,其特征在于,太阳电池翼支架精度包括:太阳翼安装点组合面的几何中心与基准面距离;太阳翼安装点组合面与基准面平行度;太阳翼安装点平面度;太阳翼安装点组合面之间平行度;太阳翼安装点组合轴线与基准点或基准面的距离。

3.根据权利要求1所述的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法,其特征在于,对日定向装置精度包括:飞行器结构安装面与桁架脚撑安装面距离;与桁架结构脚撑配合面精度;与桁架脚撑配合面同轴度;与飞行器结构连接定位销孔精度与位置度;与飞行器结构连接孔位置度;与桁架脚撑连接面平面度;与飞行器结构连接面平面度;桁架脚撑连接面相对舱体连接面平行度;对日定向装置象限线刻线和飞行器结构象限线的角度偏差,测量对日定向装置上的桁架安装面与飞行器结构端面平行度,测量对日定向装置上的桁架安装面和飞行器结构端面的距离。

4.根据权利要求1所述的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法,其特征在于,桁架组件精度包括:驱动机构安装孔中心距桁架安装面距离;驱动机构安装面与飞行器结构中心线间距;脚撑与对日定向装置圆弧槽配合面精度;驱动机构安装孔中心轴同轴度;桁架上驱动机构安装面外侧象限间刻线精度;驱动机构安装孔中心与飞行器结构中心线间距;驱动机构安装面相对桁架脚撑安装面垂直度;桁架脚撑与对日定向装置连接面平面度;驱动机构安装面平面度;桁架中心线与飞行器结构中心轴线同轴度,桁架结构刻线与飞行器结构端面上法兰面刻线角度偏差。

5.根据权利要求1所述的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法,其特征在于,驱动机构精度包括:驱动机构的桁架安装面平面度;驱动机构的桁架安装面与太阳翼安装面平行度;驱动机构的桁架安装孔分布圆与太阳翼安装孔分布圆同轴度;驱动机构的桁架安装面与太阳翼安装面距离;驱动机构的桁架安装法兰上与桁架对准的象限刻线精度;驱

动机构法兰面中心与舱体后端面高度值、驱动机构与太阳电池翼安装面与I-III象限距离。

6.一种基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统,其特征在于,飞行器复杂电源系统包括:飞行器结构(1)、柔性太阳电池翼支架(2)、柔性太阳电池翼(3)、对日定向装置(4)、桁架组件(5)及驱动机构(6);

所述柔性太阳电池翼支架(2)安装在飞行器结构(1)上;

所述飞行器结构(1)端面安装对日定向装置(4);

所述对日定向装置(4)上安装桁架组件(5);

所述桁架组件(5)上安装驱动机构(6);

所述柔性太阳电池翼(3)安装在柔性太阳电池翼支架(2)以及驱动机构(6)上;

装配系统包括如下模块:

模块M1:安装柔性太阳电池翼支架,测量柔性太阳电池翼支架安装精度,调整柔性太阳电池翼支架精度至设定区间;

模块M2:安装对日定向装置,测量对日定向装置安装精度,调整对日定向装置精度至设定区间;

模块M3:安装桁架组件,测量对桁架组件安装精度,调整桁架组件精度至设定区间;

模块M4:安装驱动机构,测量驱动机构安装精度,调整驱动机构精度至设定区间;

模块M5:安装柔性太阳电池翼,测量柔性太阳电池翼安装精度,调整柔性太阳电池翼精度至设定区间。

7.根据权利要求6所述的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统,其特征在于,太阳电池翼支架精度包括:太阳翼安装点组合面的几何中心与基准面距离;太阳翼安装点组合面与基准面平行度;太阳翼安装点平面度;太阳翼安装点组合面之间平行度;太阳翼安装点组合轴线与基准点或基准面的距离。

8.根据权利要求6所述的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统,其特征在于,对日定向装置精度包括:飞行器结构安装面与桁架脚撑安装面距离;与桁架结构脚撑配合面精度;与桁架脚撑配合面同轴度;与飞行器结构连接定位销孔精度与位置度;与飞行器结构连接孔位置度;与桁架脚撑连接面平面度;与飞行器结构连接面平面度;桁架脚撑连接面相对舱体连接面平行度;对日定向装置象限线刻线和飞行器结构象限线的角度偏差,测量对日定向装置上的桁架安装面与飞行器结构端面平行度,测量对日定向装置上的桁架安装面和飞行器结构端面的距离。

9.根据权利要求6所述的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统,其特征在于,桁架组件精度包括:驱动机构安装孔中心距桁架安装面距离;驱动机构安装面与飞行器结构中心线间距;脚撑与对日定向装置圆弧槽配合面精度;驱动机构安装孔中心轴同轴度;桁架上驱动机构安装面外侧象限间刻线精度;驱动机构安装孔中心与飞行器结构中心线间距;驱动机构安装面相对桁架脚撑安装面垂直度;桁架脚撑与对日定向装置连接面平面度;驱动机构安装面平面度;桁架中心线与飞行器结构中心轴线同轴度,桁架结构刻线与飞行器结构端面上法兰面刻线角度偏差。

10.根据权利要求6所述的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统,其特征在于,驱动机构精度包括:驱动机构的桁架安装面平面度;驱动机构的桁架安装面与太阳翼安装面平行度;驱动机构的桁架安装孔分布圆与太阳翼安装孔分布圆同轴度;驱动机构的桁

架安装面与太阳翼安装面距离;驱动机构的桁架安装法兰上与桁架对准的象限刻线精度;驱动机构法兰面中心与舱体后端面高度值、驱动机构与太阳电池翼安装面与I-III象限距离。

基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法和系统

技术领域

[0001] 本发明涉及装备制造技术领域,具体地,涉及一种基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法和系统。

背景技术

[0002] 飞行器复杂电源系统包括飞行器结构、柔性太阳电池翼、对日定向装置及桁架组件。其中,柔性太阳电池翼跨飞行器结构、对日定向装置及桁架组件安装,柔性太阳电池翼各安装座之间的尺寸精度由飞行器结构、对日定向装置及桁架组件自身的尺寸精度以及最终飞行器总装的精度来保证。

[0003] 为确保柔性太阳电池翼安装精度满足要求,本发明提出了一种飞行器复杂电源系统装配要求的精度分配方法,对飞行器结构精度、电源系统设备尺寸精度、电源系统设备安装精度进行分配,使设备装配完成后,在预留的调整余量下最终能够满足柔性太阳电池翼安装精度要求。

[0004] 专利文献CN113751981A公开了一种基于双目视觉伺服的空间高精度装配方法和系统。其中的方法包括:触发左目和右目相机同时检测待装配零部件中的目标,从相机捕捉的图像中实时提取目标中当前特征点的像素坐标;基于特征点之间的直线约束,对任一相机所捕捉的不完整的目标,实施双目视野的三维重建;根据特征点的像素误差,通过图像雅可比矩阵建立特征点和相机速度的关系,获得基坐标系下目标的速度,并且在上臂和下臂机构之间进行自由度限制下的速度分配。虽然该专利提及了精度上的装配,但是该专利涉及的对象与本发明不同,也无法满足本发明的需求。

发明内容

[0005] 针对现有技术中的缺陷,本发明的目的是提供一种基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法和系统。

[0006] 根据本发明提供的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法,飞行器复杂电源系统包括:飞行器结构、柔性太阳电池翼支架、柔性太阳电池翼、对日定向装置、桁架组件及驱动机构;

[0007] 所述柔性太阳电池翼支架安装在飞行器结构上;

[0008] 所述飞行器结构端面安装对日定向装置;

[0009] 所述对日定向装置上安装桁架组件;

[0010] 所述桁架组件上安装驱动机构;

[0011] 所述柔性太阳电池翼安装在柔性太阳电池翼支架以及驱动机构上;

[0012] 装配方法包括如下步骤:

[0013] 步骤1:安装柔性太阳电池翼支架,测量柔性太阳电池翼支架安装精度,调整柔性太阳电池翼支架精度至设定区间;

[0014] 步骤2:安装对日定向装置,测量对日定向装置安装精度,调整对日定向装置精度

至设定区间;

[0015] 步骤3:安装桁架组件,测量对桁架组件安装精度,调整桁架组件精度至设定区间;

[0016] 步骤4:安装驱动机构,测量驱动机构安装精度,调整驱动机构精度至设定区间;

[0017] 步骤5:安装柔性太阳电池翼,测量柔性太阳电池翼安装精度,调整柔性太阳电池翼精度至设定区间。

[0018] 优选的,太阳电池翼支架精度包括:太阳翼安装点组合面的几何中心与基准面距离;太阳翼安装点组合面与基准面平行度;太阳翼安装点平面度;太阳翼安装点组合面之间平行度;太阳翼安装点组合轴线与基准点或基准面的距离。

[0019] 优选的,对日定向装置精度包括:飞行器结构安装面与桁架脚撑安装面距离;与桁架结构脚撑配合面精度;与桁架脚撑配合面同轴度;与飞行器结构连接定位销孔精度与位置度;与飞行器结构连接孔位置度;与桁架脚撑连接面平面度;与飞行器结构连接面平面度;桁架脚撑连接面相对舱体连接面平行度;对日定向装置象限线刻线和飞行器结构象限线的角度偏差,测量对日定向装置上的桁架安装面与飞行器结构端面平行度,测量对日定向装置上的桁架安装面和飞行器结构端面的距离。

[0020] 优选的,桁架组件精度包括:驱动机构安装孔中心距桁架安装面距离;驱动机构安装面与飞行器结构中心线间距;脚撑与对日定向装置圆弧槽配合面精度;驱动机构安装孔中心轴同轴度;桁架上驱动机构安装面外侧象限间刻线精度;驱动机构安装孔中心与飞行器结构中心线间距;驱动机构安装面相对桁架脚撑安装面垂直度;桁架脚撑与对日定向装置连接面平面度;驱动机构安装面平面度;桁架中心线与飞行器结构中心轴线同轴度,桁架结构刻线与飞行器结构端面上法兰面刻线角度偏差。

[0021] 优选的,驱动机构精度包括:驱动机构的桁架安装面平面度;驱动机构的桁架安装面与太阳翼安装面平行度;驱动机构的桁架安装孔分布圆与太阳翼安装孔分布圆同轴度;驱动机构的桁架安装面与太阳翼安装面距离;驱动机构的桁架安装法兰上与桁架对准的象限刻线精度;驱动机构法兰面中心与舱体后端面高度值、驱动机构与太阳电池翼安装面与I-III象限距离。

[0022] 根据本发明提供的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统,飞行器复杂电源系统包括:飞行器结构、柔性太阳电池翼支架、柔性太阳电池翼、对日定向装置、桁架组件及驱动机构;

[0023] 所述柔性太阳电池翼支架安装在飞行器结构上;

[0024] 所述飞行器结构端面安装对日定向装置;

[0025] 所述对日定向装置上安装桁架组件;

[0026] 所述桁架组件上安装驱动机构;

[0027] 所述柔性太阳电池翼安装在柔性太阳电池翼支架以及驱动机构上;

[0028] 装配系统包括如下模块:

[0029] 模块M1:安装柔性太阳电池翼支架,测量柔性太阳电池翼支架安装精度,调整柔性太阳电池翼支架精度至设定区间;

[0030] 模块M2:安装对日定向装置,测量对日定向装置安装精度,调整对日定向装置精度至设定区间;

[0031] 模块M3:安装桁架组件,测量对桁架组件安装精度,调整桁架组件精度至设定区

间;

[0032] 模块M4:安装驱动机构,测量驱动机构安装精度,调整驱动机构精度至设定区间;

[0033] 模块M5:安装柔性太阳电池翼,测量柔性太阳电池翼安装精度,调整柔性太阳电池翼精度至设定区间。

[0034] 优选的,太阳电池翼支架精度包括:太阳翼安装点组合面的几何中心与基准面距离;太阳翼安装点组合面与基准面平行度;太阳翼安装点平面度;太阳翼安装点组合面之间平行度;太阳翼安装点组合轴线与基准点或基准面的距离。

[0035] 优选的,对日定向装置精度包括:飞行器结构安装面与桁架脚撑安装面距离;与桁架结构脚撑配合面精度;与桁架脚撑配合面同轴度;与飞行器结构连接定位销孔精度与位置度;与飞行器结构连接孔位置度;与桁架脚撑连接面平面度;与飞行器结构连接面平面度;桁架脚撑连接面相对舱体连接面平行度;对日定向装置象限线刻线和飞行器结构象限线的角度偏差,测量对日定向装置上的桁架安装面与飞行器结构端面平行度,测量对日定向装置上的桁架安装面和飞行器结构端面的距离。

[0036] 优选的,桁架组件精度包括:驱动机构安装孔中心距桁架安装面距离;驱动机构安装面与飞行器结构中心线间距;脚撑与对日定向装置圆弧槽配合面精度;驱动机构安装孔中心轴同轴度;桁架上驱动机构安装面外侧象限间刻线精度;驱动机构安装孔中心与飞行器结构中心线间距;驱动机构安装面相对桁架脚撑安装面垂直度;桁架脚撑与对日定向装置连接面平面度;驱动机构安装面平面度;桁架中心线与飞行器结构中心轴线同轴度,桁架结构刻线与飞行器结构端面上法兰面刻线角度偏差。

[0037] 优选的,驱动机构精度包括:驱动机构的桁架安装面平面度;驱动机构的桁架安装面与太阳翼安装面平行度;驱动机构的桁架安装孔分布圆与太阳翼安装孔分布圆同轴度;驱动机构的桁架安装面与太阳翼安装面距离;驱动机构的桁架安装法兰上与桁架对准的象限刻线精度;驱动机构法兰面中心与舱体后端面高度值、驱动机构与太阳电池翼安装面与I-III象限距离。

[0038] 与现有技术相比,本发明具有如下的有益效果:

[0039] 本发明提出的基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法,对飞行器结构精度、电源系统设备尺寸精度、电源系统设备安装精度进行分配,使设备装配完成后,在预留的调整余量下最终能够满足柔性太阳电池翼安装精度要求。

附图说明

[0040] 通过阅读参照以下附图对非限制性实施例所作的详细描述,本发明的其它特征、目的和优点将会变得更明显:

[0041] 图1为本发明实施例提供的装配流程图;

[0042] 图2为本发明实施例提供的飞行器复杂电源系统结构示意图;

[0043] 图中:1-飞行器结构;2-柔性太阳电池翼支架;3-柔性太阳电池翼;4-对日定向装置;5-桁架组件;6-驱动机构。

具体实施方式

[0044] 下面结合具体实施例对本发明进行详细说明。以下实施例将有助于本领域的技术

人员进一步理解本发明,但不以任何形式限制本发明。应当指出的是,对本领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明构思的前提下,还可以做出若干变化和改进。这些都属于本发明的保护范围。

[0045] 实施例1

[0046] 如图2所示,本发明提供了一种飞行器复杂电源系统,包括飞行器结构1、柔性太阳电池翼支架2、柔性太阳电池翼3、对日定向装置4、桁架组件5及驱动机构6。

[0047] 柔性太阳电池翼支架2安装在飞行器结构1上,飞行器结构1端面安装对日定向装置4,对日定向装置4上安装桁架组件5,桁架组件5上安装驱动机构6,柔性太阳电池翼3安装在柔性太阳电池翼支架2以及驱动机构6上。

[0048] 如图1所示,本发明提供了一种基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法,包括如下步骤:

[0049] 步骤一,安装柔性太阳电池翼支架2。

[0050] 进一步,测量柔性太阳电池翼支架2安装精度,包括但不限于:太阳翼安装点组合面的几何中心与基准面距离;太阳翼安装点组合面与基准面平行度;太阳翼安装点平面度;太阳翼安装点组合面之间平行度;太阳翼安装点组合轴线与基准点或基准面的距离。

[0051] 进一步,调整柔性太阳电池翼支架2精度至设定区间。

[0052] 步骤二,将对日定向装置4平稳放置在飞行器结构1安装面上,使用紧固件紧固。

[0053] 进一步,测量对日定向装置4安装精度。包括用经纬仪观测对日定向装置4的象限线刻线和飞行器结构象限线的角度偏差,测量对日定向装置4上的桁架安装面与飞行器结构端面平行度,测量对日定向装置4上的桁架安装面和飞行器结构端面的距离。

[0054] 进一步,通过调整垫片调整对日定向装置4的精度至设定区间。调整测量对日定向装置上的桁架安装面与飞行器结构端面平行度不大于0.5。

[0055] 步骤三,将桁架组件5平稳放置在对日定向装置4安装面上,使用紧固件紧固。

[0056] 进一步,测量对桁架组件5安装精度。包括精测桁架中心线与飞行器结构1中心轴线同轴度,桁架结构刻线与飞行器结构1端面上法兰面刻线角度偏差。

[0057] 进一步,通过调整桁架组件5安装垫片将日定向装置精度调整至设定区间。

[0058] 步骤四,安装柔性太阳电池翼驱动机构6。

[0059] 进一步,测量驱动机构6安装精度,包括实测量驱动机构6法兰面中心与舱体后端面高度值、驱动机构6与太阳电池翼安装面与I-III象限距离。

[0060] 进一步,通过调整驱动机构6及在桁架组件5与对日定向装置4上垫垫片保证精度满足要求。

[0061] 步骤五,安装柔性太阳电池翼3。

[0062] 进一步,测量柔性太阳电池翼3安装精度,调整柔性太阳电池翼3精度至设定区间。

[0063] 实施例2

[0064] 本发明还提供一种基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统,所述基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统可以通过执行所述基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法的流程步骤予以实现,即本领域技术人员可以将所述基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配方法理解为所述基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统的优选实施方式。

[0065] 本发明提供了一种基于精度分配的飞行器复杂电源系统装配系统,飞行器复杂电源系统包括:飞行器结构1、柔性太阳电池翼支架2、柔性太阳电池翼3、对日定向装置4、桁架组件5及驱动机构6;

[0066] 所述柔性太阳电池翼支架2安装在飞行器结构1上;所述飞行器结构1端面安装对日定向装置4;所述对日定向装置4上安装桁架组件5;所述桁架组件5上安装驱动机构6;所述柔性太阳电池翼3安装在柔性太阳电池翼支架2以及驱动机构6上;

[0067] 装配系统包括如下模块:模块M1:安装柔性太阳电池翼支架,测量柔性太阳电池翼支架安装精度,调整柔性太阳电池翼支架精度至设定区间;模块M2:安装对日定向装置,测量对日定向装置安装精度,调整对日定向装置精度至设定区间;模块M3:安装桁架组件,测量对桁架组件安装精度,调整桁架组件精度至设定区间;模块M4:安装驱动机构,测量驱动机构安装精度,调整驱动机构精度至设定区间;模块M5:安装柔性太阳电池翼,测量柔性太阳电池翼安装精度,调整柔性太阳电池翼精度至设定区间。

[0068] 太阳电池翼支架精度包括:太阳翼安装点组合面的几何中心与基准面距离;太阳翼安装点组合面与基准面平行度;太阳翼安装点平面度;太阳翼安装点组合面之间平行度;太阳翼安装点组合轴线与基准点或基准面的距离。

[0069] 对日定向装置精度包括:飞行器结构安装面与桁架脚撑安装面距离;与桁架结构脚撑配合面精度;与桁架脚撑配合面同轴度;与飞行器结构连接定位销孔精度与位置度;与飞行器结构连接孔位置度;与桁架脚撑连接面平面度;与飞行器结构连接面平面度;桁架脚撑连接面相对舱体连接面平行度;对日定向装置象限线刻线和飞行器结构象限线的角度偏差,测量对日定向装置上的桁架安装面与飞行器结构端面平行度,测量对日定向装置上的桁架安装面和飞行器结构端面的距离。

[0070] 桁架组件精度包括:驱动机构安装孔中心距桁架安装面距离;驱动机构安装面与飞行器结构中心线间距;脚撑与对日定向装置圆弧槽配合面精度;驱动机构安装孔中心轴同轴度;桁架上驱动机构安装面外侧象限间刻线精度;驱动机构安装孔中心与飞行器结构中心线间距;驱动机构安装面相对桁架脚撑安装面垂直度;桁架脚撑与对日定向装置连接面平面度;驱动机构安装面平面度;桁架中心线与飞行器结构中心轴线同轴度,桁架结构刻线与飞行器结构端面上法兰面刻线角度偏差。

[0071] 驱动机构精度包括:驱动机构的桁架安装面平面度;驱动机构的桁架安装面与太阳翼安装面平行度;驱动机构的桁架安装孔分布圆与太阳翼安装孔分布圆同轴度;驱动机构的桁架安装面与太阳翼安装面距离;驱动机构的桁架安装法兰上与桁架对准的象限刻线精度;驱动机构法兰面中心与舱体后端面高度值、驱动机构与太阳电池翼安装面与I-III象限距离。

[0072] 在本申请的描述中,需要理解的是,术语“上”、“下”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本申请和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本申请的限制。

[0073] 本领域技术人员知道,除了以纯计算机可读程序代码方式实现本发明提供的系统、装置及其各个模块以外,完全可以通过将方法步骤进行逻辑编程来使得本发明提供的系统、装置及其各个模块以逻辑门、开关、专用集成电路、可编程逻辑控制器以及嵌入式微

控制器等的形式来实现相同程序。所以,本发明提供的系统、装置及其各个模块可以被认为是一种硬件部件,而对其内包括的用于实现各种程序的模块也可以视为硬件部件内的结构;也可以将用于实现各种功能的模块视为既可以是实现方法的软件程序又可以是硬件部件内的结构。

[0074] 以上对本发明的具体实施例进行了描述。需要理解的是,本发明并不局限于上述特定实施方式,本领域技术人员可以在权利要求的范围内做出各种变化或修改,这并不影响本发明的实质内容。在不冲突的情况下,本申请的实施例和实施例中的特征可以任意相互组合。

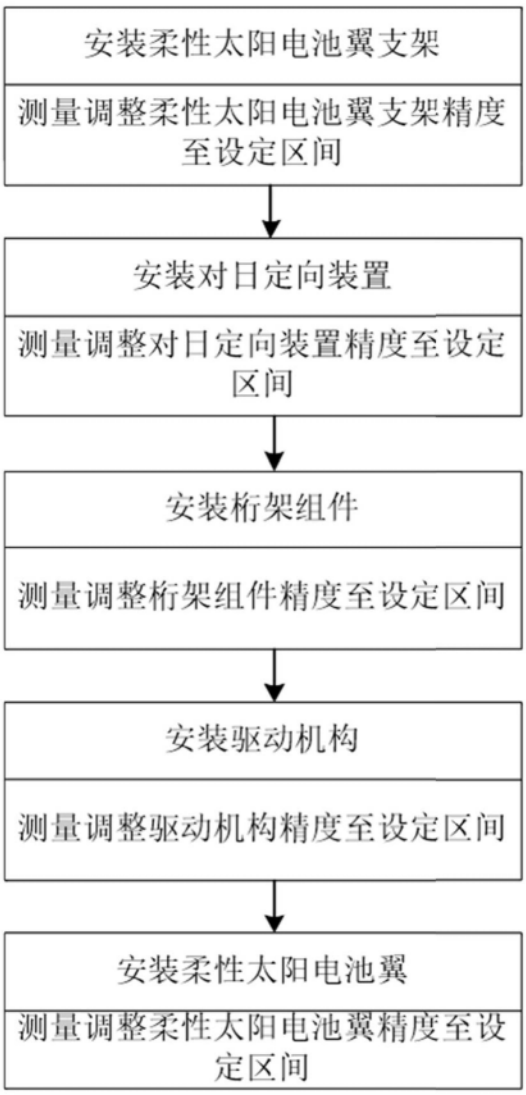

安装柔性太阳电池翼支架
测量调整柔性太阳电池翼支架精度至设定区间
安装对日定向装置
测量调整对日定向装置精度至设定区间
安装桁架组件
测量调整桁架组件精度至设定区间
安装驱动机构
测量调整驱动机构精度至设定区间
安装柔性太阳电池翼
测量调整柔性太阳电池翼精度至设定区间

图1

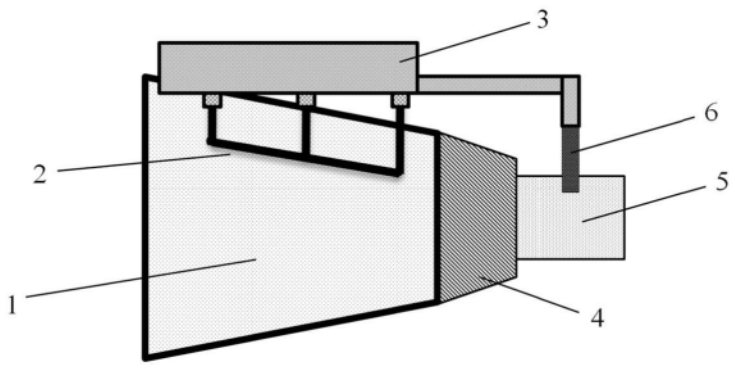

3
6
2
5
1
4

图2