

1. 一种跟踪系统，其驱动天线的驱动轴来使所述天线的波束方向跟踪目标物以从所述目标物接收信号，该跟踪系统的特征在于，具备：

旋转判断部，该旋转判断部基于所述目标物的位置的预测值、即轨道预测值，来判断跟踪所述目标物的所述天线的方位角是否在预定时间内超过预定的旋转范围来进行旋转；

轨道判断部，在所述旋转判断部判断为超过所述旋转范围来进行旋转的情况下，该轨道判断部判断基于所述轨道预测值的所述目标物的推定位置、或基于所述目标物的轨道信息的所述目标物的推定位置是否位于可驱动范围内，该可驱动范围是所述方位角从基准值超过所述旋转范围来进行旋转、且在将所述驱动轴的方位轴的角度保持在所述方位角所能取的预定值的状态下能驱动所述驱动轴的交叉仰角轴的范围；以及

跟踪部，在所述旋转判断部判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置位于所述可驱动范围内的期间，该跟踪部在将所述方位轴的角度保持在所述预定值的状态下，根据基于所接收到的所述信号而生成的表示所述天线的波束方向的误差的角度误差信号、或所述轨道预测值，来驱动所述驱动轴的仰角轴及所述交叉仰角轴，以使所述天线的波束方向跟踪所述目标物，在所述旋转判断部判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置不在所述可驱动范围内的期间，或者所述旋转判断部判断为未超过所述旋转范围来进行旋转的情况下，根据所述角度误差信号或所述轨道预测值来驱动所述方位轴及所述仰角轴，以使得所述天线的波束方向跟踪所述目标物。

2. 如权利要求1所述的跟踪系统，其特征在于，

所述目标物绕具有交点的准天顶轨道旋转，

所述轨道判断部将所述可驱动范围内的所述方位角从基准值超过所述旋转范围来进行旋转的范围设定为从所述交点再次回到所述交点为止的范围，

在所述旋转判断部判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置位于所述可驱动范围内的期间，所述跟踪部在将所述方位轴的角度设定为所述天线指向所述交点时的所述方位轴的角度的状态下，根据所述角度误差信号或所述轨道预测值，来驱动所述仰角轴及所述交叉仰角轴来使所述天线的波束方向跟踪所述目标物，在所述旋转判断部判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置不在所述可驱动范围内的期间，或者所述旋转判断部判断为未超过所述旋转范围来进行旋转的情况下，根据所述角度误差信号或所述轨道预测值来驱动所述方位轴及所述仰角轴，以使得所述天线的波束方向跟踪所述目标物。

3. 如权利要求1或2所述的跟踪系统，其特征在于，

在所述旋转判断部判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置不在所述可驱动范围内、但位于在将所述方位轴的角度设为所述预定值的状态下能驱动所述交叉仰角轴的范围内的期间，所述跟踪器在将所述方位轴的角度设为该预定值的状态下，根据所述角度误差信号或所述轨道预测值，驱动所述仰角轴及所述交叉仰角轴，以使所述天线的波束方向跟踪所述目标物；在所述旋转判断部判断为未超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置位于在将所述方位轴的角度设为所述方位角所能取的预定值的状态下能驱动所述交叉仰角轴的范围内的期间，所述跟踪器在将所述方位轴的角度设为该预定值的状态下，根据所述角度误差信号或所述轨道预测值，驱动所述仰角轴及所述交叉仰角轴，以使所述天线的波束方向跟踪所述目标物。

4. 一种跟踪方法,其驱动天线的驱动轴来使所述天线的波束方向跟踪目标物以从所述目标物接收信号,该跟踪方法的特征在于,具备如下步骤:

旋转判断步骤,该旋转判断步骤中,基于所述目标物的位置的预测值、即轨道预测值,来判断跟踪所述目标物的所述天线的方位角是否在预定时间内超过预定的旋转范围来进行旋转;

轨道判断步骤,在该轨道判断步骤中,在所述旋转判断步骤中判断为超过所述旋转范围来进行旋转的情况下,判断基于所述轨道预测值的所述目标物的推定位置、或基于所述目标物的轨道信息的所述目标物的推定位置是否位于可驱动范围内,该可驱动范围是所述方位角从基准值超过所述旋转范围来进行旋转、且在将所述驱动轴的方位轴的角度保持在所述方位角所能取的预定值的状态下能驱动所述驱动轴的交叉仰角轴的范围;以及

跟踪步骤,在该跟踪步骤中,在所述旋转判断步骤判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置位于所述可驱动范围内的期间,在将所述方位轴的角度保持在所述预定值的状态下,根据基于所接收到的所述信号而生成的表示所述天线的波束方向的误差的角度误差信号、或所述轨道预测值,来驱动所述驱动轴的仰角轴及所述交叉仰角轴,以使所述天线的波束方向跟踪所述目标物,在所述旋转判断步骤中判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置不在所述可驱动范围内的期间,或者所述旋转判断步骤中判断为未超过所述旋转范围来进行旋转的情况下,根据所述角度误差信号或所述轨道预测值来驱动所述方位轴及所述仰角轴,以使得所述天线的波束方向跟踪所述目标物。

5. 如权利要求4所述的跟踪方法,其特征在于,

所述目标物绕具有交点的准天顶轨道旋转,

在所述轨道判断步骤中,将所述可驱动范围内的所述方位角从基准值超过所述旋转范围来进行旋转的范围设定为从所述交点再次回到所述交点为止的范围,

在所述跟踪步骤中,在所述旋转判断步骤中判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置位于所述可驱动范围内的期间,在将所述方位轴的角度设定为所述天线指向所述交点时的所述方位轴的角度的状态下,根据所述角度误差信号或所述轨道预测值,来驱动所述仰角轴及所述交叉仰角轴使所述天线的波束方向跟踪所述目标物,在所述旋转判断步骤中判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置不在所述可驱动范围内的期间,或者所述旋转判断步骤中判断为未超过所述旋转范围来进行旋转的情况下,根据所述角度误差信号或所述轨道预测值来驱动所述方位轴及所述仰角轴,以使得所述天线的波束方向跟踪所述目标物。

6. 如权利要求4或5所述的跟踪方法,其特征在于,

在所述旋转判断步骤中判断为超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置不在所述可驱动范围、但位于在将所述方位轴的角度设为所述预定值的状态下能驱动所述交叉仰角轴的范围内的期间,在将所述方位轴的角度设为该预定值的状态下,根据所述角度误差信号或所述轨道预测值,驱动所述仰角轴及所述交叉仰角轴,以使所述天线的波束方向跟踪所述目标物;在所述旋转判断步骤中判断为未超过所述旋转范围来进行旋转时所述推定位置位于在设为所述方位角所能取的预定值的状态下能驱动所述交叉仰角轴的范围内的期间,在将所述方位轴的角度设为该预定值的状态下,根据所述角度误差信号或所述轨道预测值,驱动所述仰角轴及所述交叉仰角轴,以使所述天线的波束方向跟踪所述目标物。

跟踪系统及跟踪方法

技术领域

[0001] 本发明涉及用于跟踪目标物的跟踪系统及跟踪方法。

背景技术

[0002] 以往,基于预先得到的卫星轨道预测值来控制天线的驱动轴,并使天线的波束方向跟踪卫星。

[0003] 专利文献1所公开的三轴控制天线装置进行如下动作,在天线的波束方向为设定仰角以下时,对分别驱动控制的三轴的驱动输入中的两轴的驱动输入提供输入,在天线的波束方向为设定仰角以上时,向所有三轴的驱动输入提供输入。接着,在切换到三轴驱动后,向三轴中特定的轴的驱动输入提供由三轴的当前值的运算求得的该特定的轴的值。

[0004] 专利文献2所公开的卫星跟踪天线驱动控制装置利用程序跟踪方式,每隔规定的时间间隔来计算出指向卫星的程序预测角度,其中,程序跟踪方式为如下方法:基于预先得到的卫星轨道预测信息来驱动方位/仰角安装方式或X/Y安装方式的天线来跟踪卫星。另外,在基于程序预测角度预测到卫星通过天顶附近的情况下,将X/Y坐标选为用于插值处理的坐标,该插值处理用于以比上述时间间隔要短的时间间隔来计算出指向卫星的程序指令角度。

[0005] 现有技术文献

[0006] 专利文献

[0007] 专利文献1:日本专利特开平7-202541号公报

[0008] 专利文献2:日本专利特开2001-237629号公报

发明内容

[0009] 发明所要解决的技术问题

[0010] 例如,在卫星环绕准天顶轨道的8字轨道的情况下,若天线的天顶位于8字内侧,且驱动方位轴及仰角轴以控制天线的波束方向,则方位角旋转360度以上,因此需要重新卷绕电缆。也就是说,对一个卫星设置一个天线的情况下,天线无法始终与卫星进行通信。另外,准天顶卫星的轨道会因扰动而稍向东西方向移动,因此天线的天顶可能位于8字内侧也可能位于8字外侧。在天线的天顶位于8字外侧的情况下,无需重新卷绕电缆,但在天线的天顶位于8字内侧的情况下,需要如上所述那样重新卷绕电缆。在使用X/Y安装方式的天线的情况下,即使天线的天顶位于8字内侧也无需重新卷绕电缆,但天线装置会变大。

[0011] 本发明鉴于上述情况而得以完成,其目的在于,跟踪目标物而无需重新卷绕电缆。

[0012] 解决技术问题所采用的技术手段

[0013] 为了达成上述目的,本发明的跟踪系统驱动天线的驱动轴来使天线的波束方向跟踪目标物以从目标物接收信号,该跟踪系统具备旋转判断部、轨道判断部以及跟踪部。旋转判断部基于目标物的位置的预测值、即轨道预测值,来判断跟踪目标物的天线的方位角是否在预定时间内超过预定旋转范围来进行旋转。在旋转判断部判断为超过旋转范围来进行

旋转的情况下，轨道判断部判断基于轨道预测值的目标物的推定位置、或基于目标物的轨道信息的目标物的推定位置是否位于方位角从基准值超过旋转范围来进行旋转、且在将驱动轴的方位轴的角度设为方位角所能取的预定值的状态下能驱动驱动轴的交叉仰角轴(cross elevation axis)的可驱动范围内。在旋转判断部判断为超过旋转范围来进行旋转时目标物的推定位置位于可驱动范围内的期间，跟踪部在将方位轴的角度设定为预定值的状态下，根据基于所接收到的信号而生成的表示天线的波束方向的误差的角度误差信号、或轨道预测值，来驱动驱动轴的仰角轴及交叉仰角轴，使天线的波束方向跟踪目标物，在旋转判断部判断为超过旋转范围来进行旋转时目标物的推定位置不在可驱动范围内的期间，或者旋转判断部判断为未超过旋转范围来进行旋转的情况下，根据角度误差信号或轨道预测值来驱动方位轴及仰角轴，以使得天线的波束方向跟踪目标物。

[0014] 发明效果

[0015] 根据本发明，在目标物的推定位置位于如下范围内的期间，将方位轴的角度设为预定值，以驱动天线的驱动轴，从而能跟踪目标物而无需重新卷绕电缆，所述范围是跟踪目标物的天线的方位角从基准值超过旋转范围来进行旋转、且在将方位轴的角度设为上述范围中方位轴所能取得的预定值的状态下能驱动交叉仰角轴的范围。

附图说明

- [0016] 图1是表示本发明的实施方式1所涉及的跟踪系统的结构例的框图。
- [0017] 图2是表示实施方式1所涉及的天线的安装结构互相的关系的示意图。
- [0018] 图3是表示实施方式1所涉及的天线的示例的图。
- [0019] 图4是实施方式1中的电缆卷取机构的立体图。
- [0020] 图5是实施方式1中的电缆卷取机构的立体图。
- [0021] 图6是将实施方式1中的AZ轴旋转45度后的电缆卷取机构的立体图。
- [0022] 图7是将实施方式1中的AZ轴旋转180度后的电缆卷取机构的立体图。
- [0023] 图8是将实施方式1中的AZ轴旋转270度后的电缆卷取机构的立体图。
- [0024] 图9是表示实施方式1的卫星轨道的示例的图。
- [0025] 图10是表示AZ角的旋转示例的图。
- [0026] 图11是表示AZ角的旋转示例的图。
- [0027] 图12是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0028] 图13是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0029] 图14是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0030] 图15是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0031] 图16是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0032] 图17是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0033] 图18是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0034] 图19是表示实施方式1所涉及的跟踪系统所进行的驱动控制动作的一个示例的流程图。
- [0035] 图20是表示本发明的实施方式2中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。

- [0036] 图21是表示实施方式2中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0037] 图22是表示实施方式2中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0038] 图23是表示实施方式2中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0039] 图24是表示本发明的实施方式3中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。
- [0040] 图25是表示实施方式3所涉及的跟踪系统所进行的驱动控制动作的一个示例的流程图。
- [0041] 图26是表示本发明的实施方式所涉及的跟踪系统的物理结构例的框图。

具体实施方式

[0042] 下面,参照附图对本发明的实施方式进行详细说明。另外,对图中相同或相当的部分标注相同的标号。

[0043] 实施方式1

[0044] 图1是表示本发明的实施方式1所涉及的跟踪系统的结构例的框图。跟踪系统1使天线3的波束方向跟踪目标物,以从目标物接收信号。此处,作为一个示例,将绕轨道运行的卫星作为目标物。实施方式1所涉及的跟踪系统1具备跟踪部2以及判断部22,其中,该跟踪部2计算用于跟踪卫星的各驱动轴的角度指令值或误差量,进行天线3的驱动轴的驱动控制,该判断部22判断两轴控制与三轴控制的切换。

[0045] 跟踪部2具备:供电装置11、跟踪接收器12、运算处理部13、切换两轴控制与三轴控制的切换部17、以及获取轨道预测值的预测值获取部21。供电装置11根据卫星信号检测出基准信号与误差信号,跟踪接收器12根据基准信号与误差信号来对两轴的角度误差信号进行解调、检波。运算处理部13对各驱动轴的角度指令值或误差量进行运算处理,以用于使天线3的波束方向跟踪目标物。跟踪部2还具备:将电动机驱动电力提供给各驱动部以对各驱动轴进行控制的交叉仰角伺服运算部(以下称作xEL伺服运算部)18;仰角伺服运算部(以下称作EL伺服运算部)19;以及方位伺服运算部(以下称作AZ伺服运算部)20。

[0046] 运算处理部13具备:对角度误差信号进行坐标转换处理的坐标转换部14、基于天线3的波束方向来计算方位轴(以下称作AZ轴)的角度的AZ指令运算部15、以及对程序跟踪模式下的各驱动轴的角度指令值进行运算处理的程序运算部16。运算处理部13从交叉仰角驱动部(以下称作xEL驱动部)31、仰角驱动部(以下称作EL驱动部)32、以及方位驱动部(以下称作AZ驱动部)33接收实际角度。

[0047] 天线3具备驱动各驱动轴的xEL驱动部31、EL驱动部32以及AZ驱动部33。图2是表示实施方式1所涉及的天线的安装结构互相的关系的示意图。天线3具备AZ轴4、仰角轴(以下称为EL轴)5以及交叉仰角轴(以下称为xEL轴)6这三个轴的驱动轴。AZ轴4支承于基部8,能够相对于基部8绕垂直线旋转。在以下的说明中,将AZ轴4的角度设为AZ角,将EL轴5的角度设为EL角,将xEL轴6的角度设为xEL角。AZ轴4主要起到跟踪天线3的AZ角的作用。EL轴5安装于AZ轴4,能够相对于AZ轴4绕与AZ轴4正交的线旋转。EL轴5起到跟踪EL角的作用。xEL轴6安装于EL轴5,能够在某个角度范围内相对于EL轴5绕与EL轴5正交的轴旋转。xEL轴6的旋转角度范围比EL轴5的旋转角度范围要小。天线3固定于xEL轴6。能够利用AZ轴4、EL轴5、xEL轴6将天线3的波束方向7朝向任意方向。天线3的波束方向7通过驱动AZ轴4、EL轴5、xEL轴6的三

轴控制、或驱动AZ轴4、EL轴5的两轴控制来进行控制,以跟踪目标物。

[0048] 供电装置11根据天线3所具备的至少一个以上的供电部接收到的卫星信号来生成基准信号及误差信号,并发送给跟踪接收器12。跟踪接收器12基于误差信号与基准信号的相位差及振幅比来输出角度误差信号 ΔX 、 ΔY 。图3是表示实施方式1所涉及的天线的示例的图。天线3由主反射镜34及副反射镜35构成。如图3所示,X-Y坐标系是固定于主反射镜34的坐标系。若使EL轴5旋转,则天线3的波束方向7向X方向位移。另外,若使xEL轴6旋转,则天线3的波束方向7向Y方向位移。坐标转换部14对角度误差信号 ΔX 、 ΔY 进行坐标转换,对两轴控制情况下的AZ角及EL角的误差进行计算,并将其输出。AZ指令运算部15基于AZ角的指令值与实际AZ角来计算AZ角的指令值,并将其输出。

[0049] 预测值获取部21获取各时刻下的卫星位置预测值、即轨道预测值,并发送至程序运算部15及判断部22。轨道预测值由因地球自转而在惯性坐标系中移动的以天线3为原点的驱动坐标系中的各时刻的方位角、仰角及距离构成。距离是指从天线3到卫星为止的距离。将例如以地球重心为原点的三维坐标用作为惯性坐标系。地球在惯性坐标系中旋转。严格来说,上述惯性坐标沿着地球的公转轨道移动,但在位于地球附近的卫星绕轨道旋转的一个周期内能将其视作惯性坐标。程序运算部16基于轨道预测值分别计算出xEL角、EL角、三轴控制下的AZ角、以及两轴控制情况下的AZ角的指令值(使得AZ角保持一定的值)。程序运算部16输出指令值与实际角度之间的误差。

[0050] 跟踪系统1具有基于卫星信号来控制天线3的姿势的自动跟踪模式、以及基于轨道预测值来控制天线3的姿势的程序跟踪模式。运算处理部13在自动跟踪模式下,将跟踪接收器12所输出的角度误差信号 ΔX 、坐标转换部14的输出以及AZ指令运算部15的输出输出至切换部17。运算处理部13在程序跟踪模式下,将程序运算部16的输出输出至切换部17。切换部17基于来自判断部22的信号,来切换驱动AZ轴4与EL轴5的两轴控制、和驱动AZ轴4、EL轴5及xEL轴6的三轴控制。

[0051] 图1示出了自动跟踪模式下进行三轴控制的情况。自动跟踪模式下进行三轴控制的情况下,AZ指令运算部15的输出被提供至AZ伺服运算部20,AZ伺服运算部20将使得AZ角的误差为0的电动机驱动电力提供给AZ驱动部33,以对AZ轴4进行驱动控制。坐标转换部14对角度误差信号 ΔX 、 ΔY 进行坐标转换,所输出的EL角的误差被提供至EL伺服运算部19,EL伺服运算部19将使得EL角的误差为0的电动机驱动电力提供给EL驱动部32,以对EL轴5进行驱动控制。角度误差信号 ΔX 被提供至xEL伺服运算部18,xEL伺服运算部18将使得xEL角的误差为0的电动机驱动电力提供给xEL驱动部31,以对xEL轴6进行驱动控制。自动跟踪模式下进行两轴控制的情况下,坐标转换部14的输出被提供至AZ伺服运算部20及EL伺服运算部19,AZ伺服运算部20及EL伺服运算部19分别对AZ轴4及EL轴5进行驱动控制,以使得AZ角及EL角的误差为0。

[0052] 程序跟踪模式下进行三轴控制的情况下,由程序运算部16所输出的三轴控制情况下的AZ角、EL角及xEL角的误差量分别被提供至AZ伺服运算部20、EL伺服运算部19以及xEL伺服运算部18。AZ伺服运算部20、EL伺服运算部19以及xEL伺服运算部18分别对AZ轴4、EL轴5及xEL轴6进行驱动控制,以使得AZ角、EL角及xEL角的误差为0。程序跟踪模式下进行两轴控制的情况下,程序运算部16所输出的两轴控制情况下的AZ角及EL角的误差量分别被提供至AZ伺服运算部20及EL伺服运算部19,AZ伺服运算部20及EL伺服运算部19分别对AZ轴4及

EL轴5进行驱动控制,以使得AZ角及EL角的误差为0。

[0053] 图4是实施方式1中的电缆卷取机构的立体图。电缆卷取机构36的框体侧面用虚线表示。发送电力或信号的电缆37分别被弯折成U字形,U字形的端部被固定于旋转部38与固定部39。如箭头标记所示,旋转部38以AZ轴4为中心相对于固定部39进行旋转。图5是实施方式1中的电缆卷取机构的立体图。为了易于理解,仅将电缆37记为一根。

[0054] 图6是实施方式1中的AZ轴旋转45度后的电缆卷取机构的立体图。图7是实施方式1中的AZ轴旋转180度后的电缆卷取机构的立体图。图8是实施方式1中的AZ轴旋转270度后的电缆卷取机构的立体图。图6至图8示出了使图5所示的电缆卷取机构36的旋转部38向箭头标记的方向旋转后的状态。图5所示的电缆卷取机构36中,可知随着旋转部38的旋转,电缆37被扭转。电缆37可以根据松弛程度绕AZ轴4旋转到某一角度为止,在超过某角度的情况下需要重新卷绕电缆37。

[0055] 图9是表示实施方式1中的卫星轨道的示例的图。图9的实线表示卫星轨道,黑色正方形表示天线3的位置。图9的示例中,卫星在准天顶轨道朝箭头标记方向旋转。如图9所示,以天线3的天顶位于准天顶轨道内侧的情况为例进行说明。在卫星绕轨道一周的期间,对天线3的AZ轴4及EL轴5进行驱动,使得天线3的波束方向7跟踪卫星,该情况下,天线3的AZ角旋转360度。

[0056] 图10及图11是表示AZ角的旋转示例的图。横轴是时间(单位:千秒),纵轴是AZ角(单位:度)。将天线3指向正北时的AZ角设为0度,将天线3指向正南时的AZ角设为180度。以天线3位于北纬35度、东经135度的情况为例,示出从天线3的AZ角为189度的时刻起的AZ角的变化。图10示出了卫星绕准天顶轨道一周的情况,图11示出了卫星绕准天顶轨道三周的情况下AZ角的变化。若利用图4所示的电缆卷取机构36来驱动天线3的AZ轴4及EL轴5使天线3的波束方向7跟踪卫星,则如图10、图11所示,AZ角旋转360度以上,需要重新卷绕电缆37。需要重新卷绕电缆37的情况下,无法使得天线3与卫星始终一对一地进行通信。

[0057] 因此,实施方式1所涉及的跟踪系统1在预定时间内跟踪卫星的天线3的AZ角超过预定的旋转范围来进行旋转的情况下,在卫星的推定位置位于可驱动范围的期间,在将AZ角设为预定值的状态下驱动EL轴5及xEL轴6,从而使天线3的波束方向7跟踪卫星,该可驱动范围是跟踪卫星的天线3的AZ角从基准值超过旋转范围来进行旋转、且在将AZ角设为AZ角所能取的预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围。因此,无需重新卷绕电缆37,能使得天线3与卫星始终一对一地进行通信。另外,跟踪系统1在预定时间内跟踪卫星的天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转时卫星的推定位置不在上述可驱动范围内的期间,或在预定时间内跟踪卫星3的AZ角未超过旋转范围进行旋转的情况下,驱动AZ轴4及EL轴5来使天线3的波束方向7跟踪卫星。卫星的推定位置是基于轨道预测值或卫星的轨道信息及天线3的波束方向7推定出的卫星位置。卫星的轨道信息由卫星所围绕的轨道的各点上的纬度、经度以及高度来构成。旋转范围及基准值能基于天线3与卫星轨道之间的位置关系、天线3的结构以及电缆37的长度等来任意决定。

[0058] 判断部22所具备的旋转判断部23基于轨道预测值来判断跟踪卫星的天线3的AZ角是否在预定时间内超过旋转范围来进行旋转。判断部22所具备的轨道判断部24在旋转判断部23判断天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转的情况下,判断卫星的推定位置是否位于可驱动范围内,该可驱动范围是天线3的AZ角从基准值超过旋转范围来进行旋转、且在将AZ

角设为AZ角所能取的值的状态下能驱动xEL轴6的范围。判断部22在预定时间内天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转时卫星的推定位置位于上述可驱动范围内的期间,对切换部17发送使其进行三轴控制的指令,对AZ指令运算部15发送指令,使其输出使AZ角保持在预定值的指令值。预定值能任意确定。另外,判断部22在预定时间内天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转时卫星的推定位置不在上述可驱动范围内的期间,或者天线3的AZ角未超过旋转范围来进行旋转的情况下,对切换部17发送使其进行两轴控制的指令。

[0059] 此外,判断部22也可以在预定时间内天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转的情况下,在卫星的推定位置进入上述可驱动范围时对制动装置发送指令,利用制动装置来保持天线3的AZ轴4。之后,在卫星的推定位置脱离上述范围时,判断部22对制动装置发送指令,解除制动。

[0060] 切换部17根据来自判断部22的指令来切换两轴控制与三轴控制。AZ指令运算部15根据来自判断部22的指令,输出将天线3的AZ角保持为预定值的指令值。

[0061] 以卫星花一天在准天顶轨道绕一圈的情况为例进行说明。旋转判断部23判断天线3的AZ角是否在一天内旋转360度以上。图12是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。图12中的虚线表示卫星轨道,黑色正方形表示天线3的位置。卫星在准天顶轨道朝箭头标记方向旋转。如图12所示,天线3的天顶位于准天顶轨道外侧的情况下,旋转判断部23判断为天线3的AZ角未在一天内旋转360度以上,判断部22发送使切换部17进行基于AZ轴4及EL轴5的两轴控制的指令。在图12的示例中,跟踪系统1驱动AZ轴4及EL轴5来使天线3的波束方向7跟踪卫星。

[0062] 图13是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。图13中的实线及虚线表示卫星轨道,黑色正方形表示天线3的位置。卫星在准天顶轨道朝箭头标记方向旋转。在准天顶轨道位于天线3的天顶的情况下,旋转判断部23判断为天线3的AZ角在一天内旋转360度以上。天线3分别指向A、B时的AZ角为180度。图13中,由单点虚线包围的范围是以AZ角为180度的状态下能驱动xEL轴6的范围。图13中由实线表示的点A到点B为止的范围内,天线3的AZ角从基准值的180度旋转360度,能够驱动xEL轴6。旋转判断部23判断为天线3的AZ角在一天内旋转360度以上,因此轨道判断部24判断卫星的推定位置是否位于图13的实线所示的点A到点B的范围内。

[0063] 判断部22在卫星的推定位置位于图13中由实线表示的点A至点B的范围内的期间,对切换部17发送使其进行三轴控制的指令,对AZ指令运算部15发送指令,使其输出使天线3的AZ角保持在预定值的指令值。作为预定值在图13的示例中使用180度。另外,判断部22在卫星的推定位置位于图13中虚线所示的范围内的期间,对切换部17发送使其进行两轴控制的指令。

[0064] 通过上述处理,在图13的示例中,跟踪系统1在卫星的推定位置位于图13中实线所示的范围内的期间,在将AZ角设为预定值的状态下驱动EL轴5及xEL轴6,以使得天线3的波束方向7跟踪卫星,在卫星的推定位置位于图13中虚线所示的范围内的期间,驱动AZ轴4及EL轴5,来使天线3的波束方向7跟踪卫星。

[0065] 图14至图18是表示实施方式1中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。图的观察方法与图13相同,图14至图16中,天线3的天顶位于准天顶轨道内部。另外,图17中,准天顶轨道位于天线3的天顶。图14至图17中,天线3的AZ角在一天内旋转360度以上。因

此,与图13相同,在卫星的推定位置位于实线所示的点A到点B或从点A再次回到点A的范围内的期间,跟踪系统1在将AZ角设为预定值的状态下,驱动EL轴5及xEL轴6,以使得天线3的波束方向7跟踪卫星,在卫星的推定位置位于虚线所示的范围内的期间,跟踪系统1驱动AZ轴4及EL轴5,以使得天线3的波束方向7跟踪卫星。图18的情况下,天线3的天顶位于准天顶轨道的外侧,天线3的AZ角未在一天内旋转360度以上。因此,与图12相同,跟踪系统1驱动AZ轴4及EL轴5来使天线3的波束方向7跟踪卫星。

[0066] 图19是表示实施方式1所涉及的跟踪系统所进行的驱动控制的动作的一个示例的流程图。旋转判断部23基于轨道预测值,判断天线3的AZ角是否在预定时间内超过旋转范围来进行旋转(步骤S110)。在判断为天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转的情况下(步骤S120;是),轨道判断部24判断卫星的推定位置是否位于可驱动范围内,该可驱动范围是天线3的AZ角从基准值超过旋转范围来进行旋转、且在将AZ角设为预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围(步骤S130)。

[0067] 轨道判断部24判断为卫星的推定位置位于上述可驱动范围的情况下(步骤S140;是),跟踪系统1在通过AZ指令运算部15将AZ角设定为预定值的状态下,驱动EL轴5及xEL轴6,以使天线3的波束方向7跟踪卫星(步骤S150)。在轨道判断部24判断为天线3的AZ角未超过旋转范围来进行旋转的情况下(步骤S120;否),或旋转判断部23判断为天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转,而轨道判断部24判断为卫星的推定位置不在上述可驱动范围内的情况下(步骤S120;是,步骤S140;否),跟踪系统1驱动AZ轴4及EL轴5来使天线3的波束方向7跟踪卫星(步骤S160)。跟踪系统1反复进行上述处理。

[0068] 通过上述说明可知,根据实施方式1所涉及的跟踪系统1,卫星的推定位置在位于如下范围的期间,通过将AZ角设为预定值来驱动EL轴5及xEL轴6,从而能跟踪目标物而无需重新卷绕电缆37,该范围是跟踪卫星的天线3的AZ角从基准值超过旋转范围来进行旋转、且将AZ角设为预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围。

[0069] 实施方式2

[0070] 实施方式2所涉及的跟踪系统1的结构与图1所示的实施方式1所涉及跟踪系统1的结构相同。对与实施方式1不同的实施方式2的跟踪系统1的各部分的动作进行说明。

[0071] 实施方式2中卫星绕具有交点的轨道旋转。跟踪系统1在预定时间内跟踪卫星的天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转的情况下,卫星的推定位置位于从卫星轨道的交点再次回到交点、且将AZ角设为天线3指向交点时的AZ角的状态下能驱动xEL轴6的可驱动范围的期间,在将AZ角设为天线3指向交点时的AZ角的状态下驱动EL轴5及xEL轴6,从而使天线3的波束方向7跟踪卫星。因此,无需重新卷绕电缆37,能够使得天线3与卫星始终一对一地进行通信。天线3指向交点时的AZ角基于轨道预测值或天线3的纬度与经度及卫星的轨道信息来计算出。另外,跟踪系统1与实施方式1相同,在预定时间内跟踪卫星的天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转时卫星的推定位置不在上述可驱动范围内的期间,或在预定时间内跟踪卫星的天线3的AZ角未超过旋转范围来进行旋转的情况下,驱动AZ轴4及EL轴5来使天线3的波束方向7跟踪卫星。

[0072] 与实施方式1相同,旋转判断部23基于轨道预测值判断天线3的AZ角是否在预定时间内超过旋转范围来进行旋转。旋转判断部23在判断为天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转的情况下,轨道判断部24判断卫星的推定位置是否位于从卫星轨道的交点再次回到交

点、且在将AZ角设为天线3指向交点时的AZ角的状态下能驱动xEL轴6的可驱动范围内。判断部22在预定时间内天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转时卫星的推定位置位于上述可驱动范围内的期间,对切换部17发送使其进行三轴控制的指令,对AZ指令运算部15发送指令,使其输出使天线3的AZ角保持在预定值的指令值。另外,判断部22在预定时间内天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转时卫星的推定位置不在上述可驱动范围内的期间,或者天线3的AZ角未超过旋转范围来进行旋转的情况下,发送使切换部17进行两轴控制的指令。

[0073] 以卫星花一天在准天顶轨道绕一圈的情况为例进行说明。如图12或图18所示那样,天线3的天顶位于准天顶轨道外侧时的动作与实施方式1相同。图20是表示本发明的实施方式2中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。图20中的实线及虚线表示卫星轨道,黑色正方形表示天线3的位置。卫星在准天顶轨道朝箭头标记方向旋转。在准天顶轨道位于天线3的天顶的情况下,旋转判断部23判断为天线3的AZ角在一天内旋转360度以上。图20中,由单点虚线包围的范围是在AZ角设为天线3指向交点C时的AZ角的状态下能驱动xEL轴6的范围。图20中由实线表示的从交点C再次回到交点C为止的轨道中,天线3的AZ角旋转360度,能够驱动xEL轴6。旋转判断部23判断为天线3的AZ角在一天内旋转360度以上,因此轨道判断部24判断卫星的推定位置是否位于图20的实线所示的范围内。

[0074] 判断部22在卫星的推定位置位于图20中由实线表示的范围内的期间,对切换部17发送使其进行三轴控制的指令,对AZ指令运算部15发送指令,使其输出使天线3的AZ角保持在预定值的指令值。实施方式2所涉及的跟踪系统1所具备的AZ指令运算部15将天线3指向交点C时的AZ角用作为预定值。另外,判断部22在卫星的推定位置位于图20中虚线所示的范围内的期间,对切换部17发送使其进行两轴控制的指令。

[0075] 通过上述处理,在图20的示例中,跟踪系统1在卫星的推定位置位于图20中的实线所示的范围的期间,在将AZ角设定为天线3指向交点C时的AZ角的状态下,驱动EL轴5及xEL轴6,以使天线3的波束方向7跟踪卫星。然后,在卫星的推定位置位于图20中的虚线所示的范围内的期间,驱动AZ轴4及EL轴5来使天线3的波束方向7跟踪卫星。

[0076] 图21至图23是表示实施方式2中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。图的观察方法与图20相同。图21及图22中,天线3的天顶位于准天顶轨道的内部。另外,图23中,准天顶轨道位于天线3的天顶。图21至图23中,天线3的AZ角在一天内旋转360度以上。因此,与图20相同,在卫星的推定位置位于实线所示的从交点C再次回到交点C的范围内的期间,跟踪系统1在将AZ角设为天线3指向交点C时的AZ角的状态下,驱动EL轴5及xEL轴6,以使得天线3的波束方向7跟踪卫星,在卫星的推定位置位于虚线所示的范围内的期间,跟踪系统1驱动AZ轴4及EL轴5,以使得天线3的波束方向7跟踪卫星。

[0077] 实施方式2所涉及的跟踪系统1所进行的驱动控制的动作与图19所示的实施方式1所涉及跟踪系统1所进行的动作相同。其中,在步骤S150中,AZ角被设定为天线3指向交点C时的AZ角。

[0078] 通过上述说明可知,根据实施方式2所涉及的跟踪系统1,在卫星的推定位置位于从卫星轨道的交点到再次回到交点、且将AZ角设为天线3指向交点时的AZ角的状态下能驱动xEL轴6的范围的期间,通过将AZ角设为天线3指向交点时的AZ角来驱动EL轴5及xEL轴6,从而能跟踪目标物而无需重新卷绕电缆37。

[0079] 实施方式3

[0080] 实施方式3所涉及的跟踪系统1的结构与图1所示的实施方式1所涉及跟踪系统1的结构相同。对与实施方式1不同的实施方式3的跟踪系统1的各部分的动作进行说明。

[0081] 实施方式3所涉及的跟踪系统1在预定时间内跟踪卫星的天线3的AZ角超过预定的旋转范围来进行旋转的情况下,卫星的推定位置不在跟踪卫星的天线3的AZ角从基准值超过旋转范围来进行旋转的范围内、但在将AZ角设为在上述范围内AZ角所能取的预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围的期间,在将AZ角设为该预定值的状态下驱动EL轴5及xEL轴6,从而使天线3的波束方向7跟踪卫星。另外,即使在预定时间内跟踪卫星的天线3的AZ角未超过旋转范围来进行旋转的情况下,仍在卫星的推定位置位于在将AZ角设为跟踪卫星的天线3的AZ角所能取的预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围的期间,在将AZ角设为该预定值的状态下驱动EL轴5及xEL轴6,从而使天线3的波束方向7跟踪卫星。也就是说,与实施方式1、2相比,能够在更大的范围内进行对AZ轴4、EL轴5及xEL轴6进行驱动的三轴控制。

[0082] 与实施方式1相同,旋转判断部23基于轨道预测值判断天线3的AZ角是否在预定时间内超过旋转范围来进行旋转。在旋转判断部23判断为天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转的情况下,轨道判断部24判断卫星的推定位置是否位于天线3的AZ角从基准值超过旋转范围来进行旋转、且在将AZ角设为AZ角所能取的预定值的状态下能驱动xEL轴6的可驱动范围内。判断部22在预定时间内天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转时,在卫星的推定位置位于上述可驱动范围内的期间,对切换部17发送使其进行三轴控制的指令,对AZ指令运算部15发送指令,使其输出使天线3的AZ角保持在预定值的指令值。

[0083] 另外,判断部22在预定时间内天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转时卫星的推定位置不在上述可驱动范围内、但位于在将AZ角设为上述预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围的期间,或者在天线3的AZ角未超过旋转范围来进行旋转时卫星的推定位置在将AZ角设为AZ角所能取的预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围的期间,对切换部17发送使其进行三轴控制的指令,在其它情况下,对切换部17发送使其进行两轴控制的指令。

[0084] 以卫星花一天在准天顶轨道绕一圈的情况为例进行说明。图24是表示本发明的实施方式3中的天线与卫星轨道之间的位置关系的示例的图。图24中的实线及虚线表示卫星轨道,黑色正方形表示天线3的位置。卫星在准天顶轨道朝箭头标记方向旋转。如图24所示,在天线3的天顶位于准天顶轨道外侧的情况下,旋转判断部23判断天线3的AZ角不会在一天内旋转360度以上。图24中,由单点虚线包围的范围是在将AZ角设为例如天线3指向交点C时的角度的状态下能驱动xEL轴6的范围。即使在天线3的AZ角不旋转360度以上的情况下,判断部22在卫星的推定位置位于在将AZ角设为AZ角所能取的预定值的状态下能通过xEL轴6进行控制的范围,例如图24中的实线所示的范围中通过点D后从交点C再次回到交点C为止的范围的期间,对切换部17发送使其进行三轴控制的指令,对AZ指令运算部15发送指令,使其输出使天线3的AZ角保持在预定值的指令值。图24的实线所示的交点C到点E为止的范围、以及从点D到交点C为止的范围也能够通过指向交点C时的AZ角来控制,但该情况下,需要使得AZ轴4在点D及点E迅速旋转,在交点C切换成两轴控制。判断部22在卫星的推定位置位于无法通过xEL轴6进行控制的范围,即位于图24中的虚线所示的轨道中的期间,对切换部17发送使其进行两轴控制的指令。

[0085] 通过上述处理,在图24的示例中,跟踪系统1在卫星的推定位置位于图24中的实线所示的范围中通过点D后从交点C再次回到交点C的范围的期间,驱动AZ轴4、EL轴5及xEL轴

6,以使天线3的波束方向7跟踪卫星。另外,在卫星的推定位置位于图24中的实线所示的从交点C到点E为止的范围、由虚线所示的范围以及从点D到交点C为止的范围内的期间,驱动AZ轴4及EL轴5来使天线3的波束方向7跟踪卫星。在天线3的天顶位于准天顶轨道内部的情况下,或准天顶轨道位于天线3的天顶的情况下,与实施方式1或实施方式2进行相同的控制。

[0086] 图25是表示实施方式3所涉及的跟踪系统所进行的驱动控制的动作的一个示例的流程图。步骤S110～S150与图19所示的实施方式1所涉及的跟踪系统1所进行的驱动控制的动作相同。在天线3的AZ角超过旋转范围来进行旋转时(步骤S120;是),卫星的推定位置不在上述可驱动范围内(步骤S140;否),但在将AZ角设为预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围内的情况下(步骤S151;是),或者,天线3的AZ角未超过旋转范围来进行旋转的情况下(步骤S120;否),卫星的推定位置位于在将AZ角设为AZ角所能取的预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围内的情况下(步骤S151;是),跟踪系统1通过AZ指令运算部15在将AZ角设为预定值的状态下驱动EL轴5及xEL轴6,以使天线3的波束方向7跟踪卫星(步骤S150)。在无法驱动xEL轴6的情况下(步骤S151;否),跟踪系统1驱动AZ轴4及EL轴5来使天线3的波束方向7跟踪卫星(步骤S160)。跟踪系统1反复进行上述处理。

[0087] 通过上述说明可知,根据实施方式3所涉及的跟踪系统1,卫星的推定位置在可驱动范围的期间,通过将AZ角设为预定值来驱动EL轴5及xEL轴6,从而能跟踪目标物而无需重新卷绕电缆37,该可驱动范围是跟踪卫星的天线3的AZ角从基准值超过旋转范围来进行旋转、且在将AZ角设为预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围。另外,实施方式3所涉及的跟踪系统1在卫星的推定位置不在上述可驱动范围内、但在将AZ角设为预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围的期间,或在AZ角未从基准值超过旋转范围来进行旋转的情况下将AZ角设为AZ角所能取的预定值的状态下能驱动xEL轴6的范围内的期间,将AZ角设为预定值来驱动EL轴5及xEL轴6。因此,例如在天线3的天顶位于准天顶轨道外侧的情况下,也能进行三轴控制,并能在更大的范围内进行三轴控制。

[0088] 本发明的实施方式并不局限于上述实施方式,也可以将上述实施方式中的多个实施方式进行任意组合来构成。跟踪系统1也可以构成为仅具有自动跟踪模式及程序跟踪模式中的某个。卫星所围绕的轨道并不限于准天顶轨道,可以是任意的轨道。

[0089] 图26是表示本发明的实施方式所涉及的跟踪系统的物理结构例的框图。跟踪系统1具备控制部41、主存储部42、外部存储部43、输入输出部44。主存储部42、外部存储部43、输入输出部44均经由内部总线40与控制部41相连。

[0090] 控制部41由CPU(Central Processing Unit:中央处理器)等构成,根据存储在外部存储部43的控制程序45来执行跟踪系统1所进行的用于跟踪目标物的处理。主存储部42由RAM(Random-Access Memory)等构成,加载存储于外部存储部43的控制程序45来用作为控制部41的工作区域。

[0091] 外部存储部43由闪存存储器、硬盘、DVD-RAM(Digital Versatile Disc Random-Access Memory:DVD随机存储器)、DVD-RW(Digital Versatile Disc ReWritable:可重写式DVD)等非易失性存储器构成,预先存储用于使控制部41进行上述处理的控制程序45,另外,根据控制部41的指示,将该控制程序45所存储的数据提供给控制部41,并存储从控制部41提供来的数据。

[0092] 输入输出部44由串行接口或并行接口构成。输入输出部44与外部设备相连,例如跟踪系统1所具备的预测值获取部21从外部设备获取轨道预测值。

[0093] 能够通过由控制程序45将控制部41、主存储部42、外部存储部43以及输入输出部44等用作为资源来进行处理,从而执行图1所示的跟踪系统1的各部分的处理。

[0094] 此外,上述硬件结构或流程图为一个示例,可以进行任意变更及修正。

[0095] 由控制部41、主存储部42、外部存储部43、内部总线40等构成的进行控制处理的中心部分能够利用通常的计算机系统来实现,而无需专用系统。例如,也可以将用于执行上述动作的计算机程序保存至计算机能读取的记录介质(软磁盘、CD-ROM、DVD-ROM等)中来进行分配,通过将上述计算机程序安装进计算机中来构成执行上述处理的跟踪系统1。另外,也可以将上述计算机程序预先保存在互联网等通信网络上的服务器装置所具有的存储装置,并由通常的计算机系统来进行下载等来构成跟踪系统1。

[0096] 另外,也可以由OS(操作系统)与应用程序来分担跟踪系统1的功能,或者通过由OS与应用程序之间的协作等来实现跟踪系统1的功能,该情况下,仅将应用程序部分保存至记录介质或存储装置中。

[0097] 另外,也可以将计算机程序重叠至载波,来经由通信网络进行发送。例如,也可以在通信网络上的电子公告牌系统(BBS:Bulletin Board System)来公告上述计算机程序,经由网络来发送上述计算机程序。然后,也可以启动该计算机程序,在OS的控制下,与其它应用程序同样地执行,从而执行上述处理。

[0098] 本发明在不脱离本发明的精神及范围的前提下,能形成各种实施方式及变形。另外,上述实施方式用于说明本发明,并不意味着限定本发明的范围。本发明的范围由权利要求所表示,而不由实施方式来表示。此外,在本申请的权利要求范围内及与其等同的发明的范围内进行的各种变形也视作本发明的范围内。

[0099] 本申请要求基于2013年7月3日提出申请的包含说明书、权利要求、附图以及摘要在内的日本专利申请2013-139493号的优先权。日本专利申请2013-139493号的公开内容通过参照其整体包含于本申请中。

[0100] 标号说明

[0101] 1跟踪系统、2跟踪部、3天线、4AZ轴、5EL轴、6xEL轴、7波束方向、8基部、11供电装置、12跟踪接收器、13运算处理部、14坐标转换部、15AZ指令运算部、16程序运算部、17切换部、18xEL伺服运算部、19EL伺服运算部、20AZ伺服运算部、21预测值获取部、22判断部、23旋转判断部、24轨道判断部、31xEL驱动部、32EL驱动部、33AZ驱动部、34主反射镜、35副反射镜、36电缆卷取机构、37电缆、38旋转部、39固定部、40内部总线、41控制部、42主存储部、43外部存储部、44输入输出部、45控制程序。

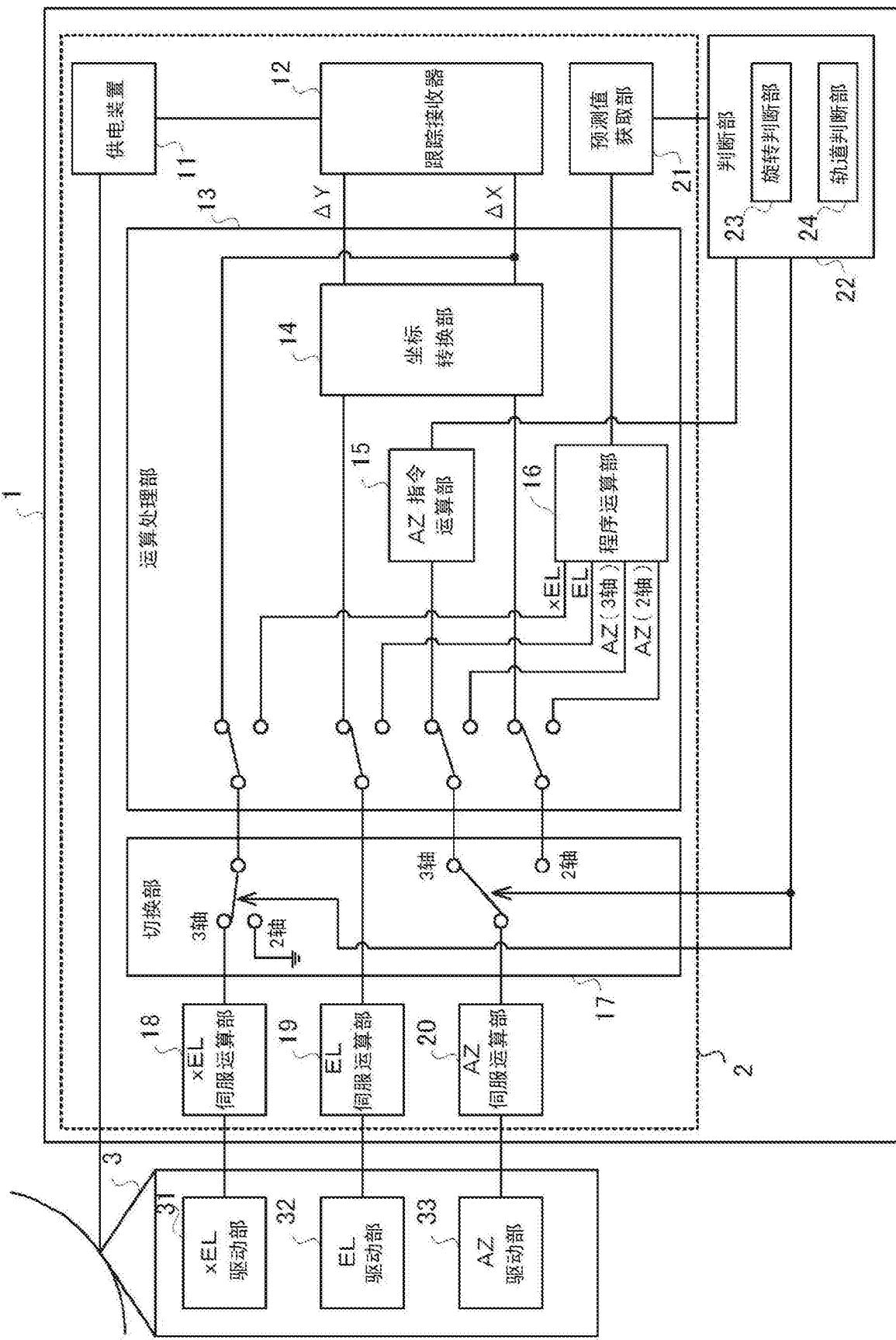


图 1

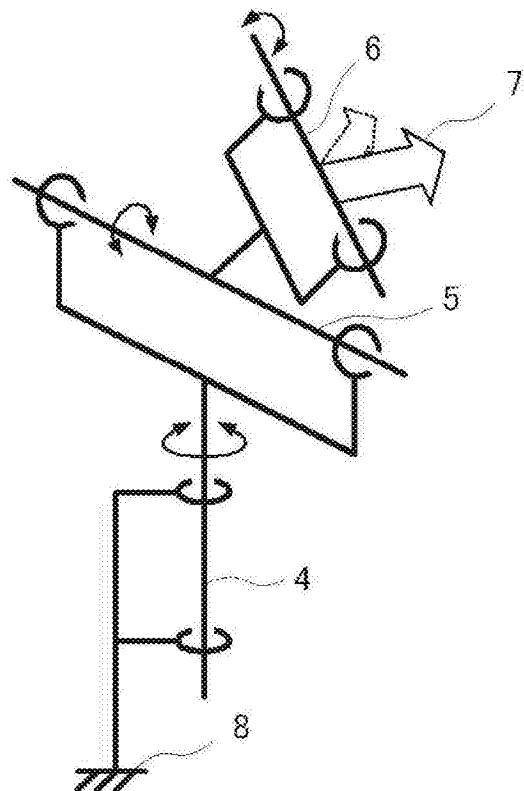


图2

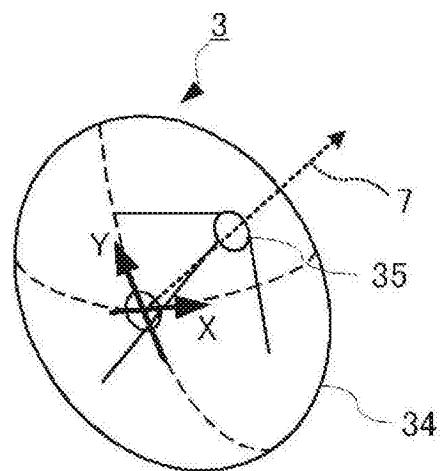


图3

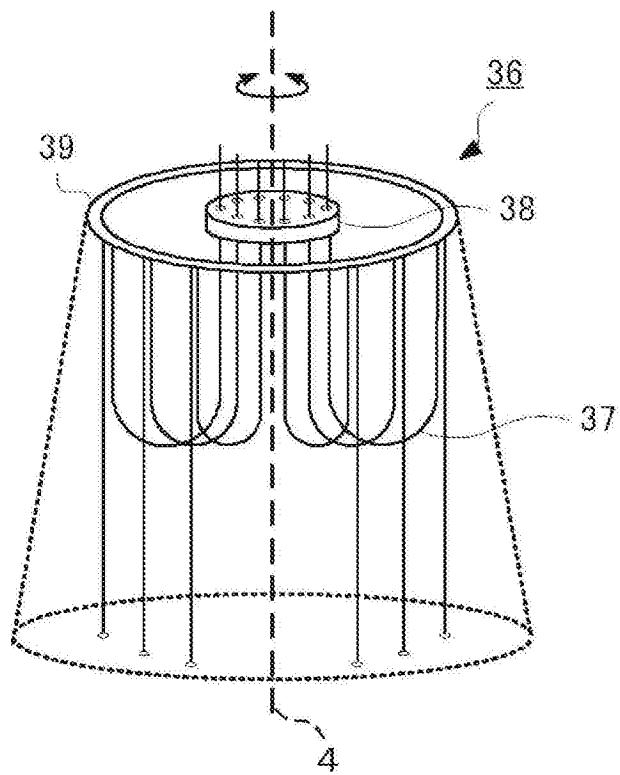


图4

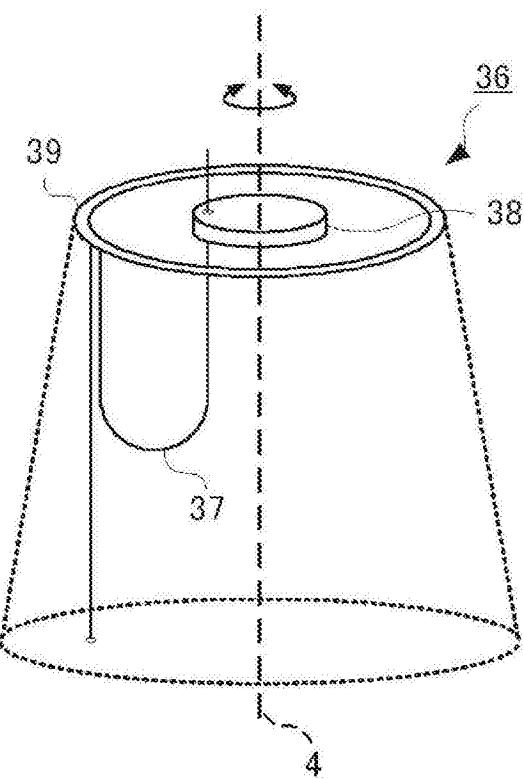


图5

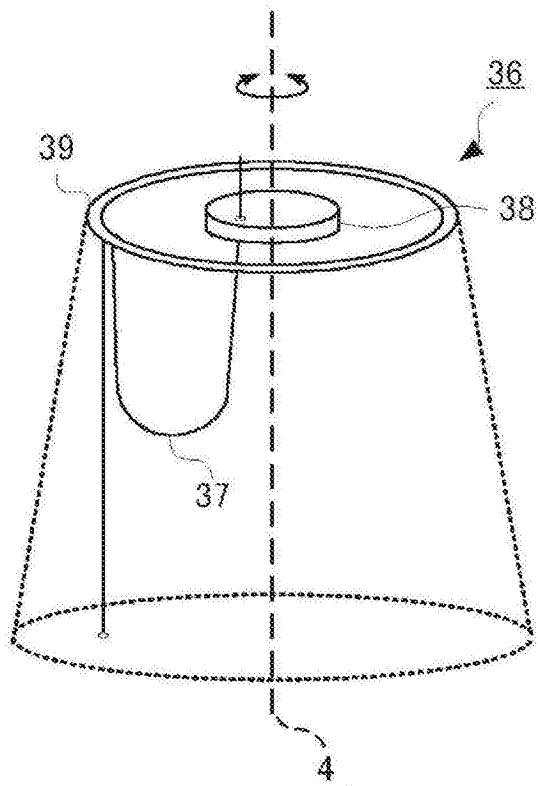


图6

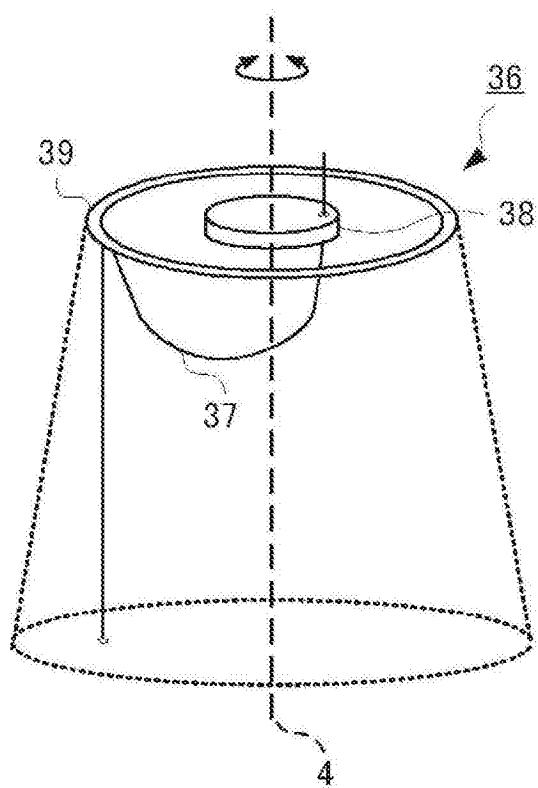


图7

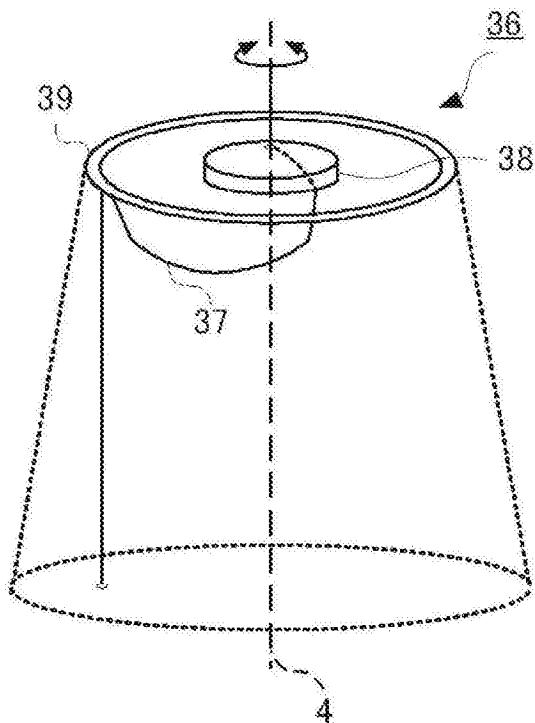


图8

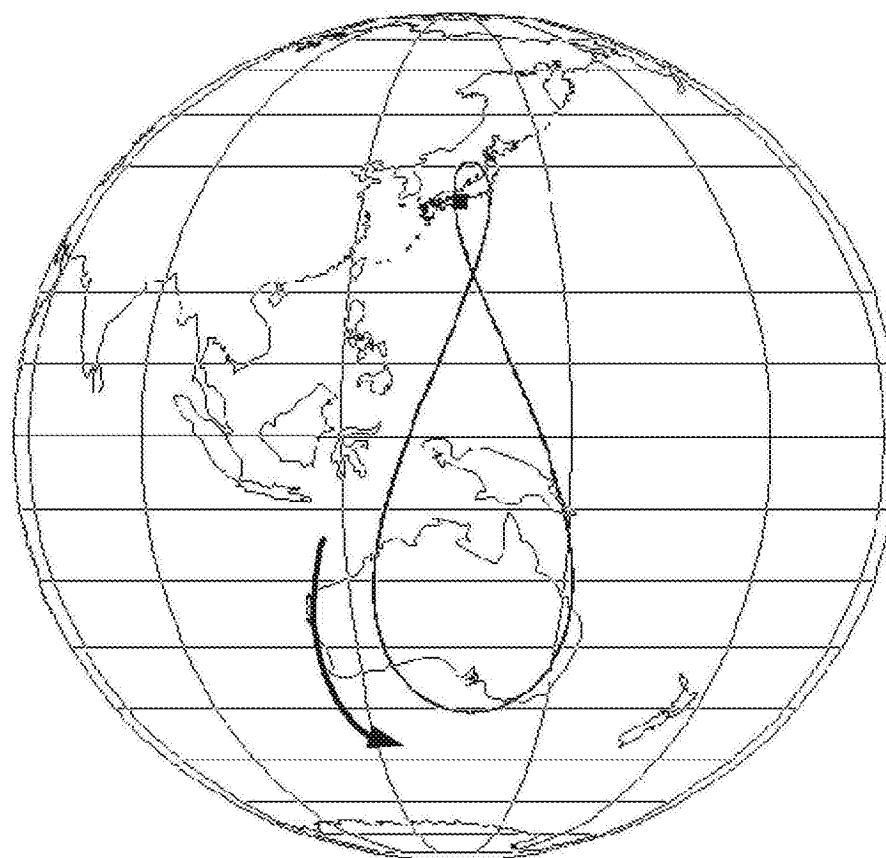


图9

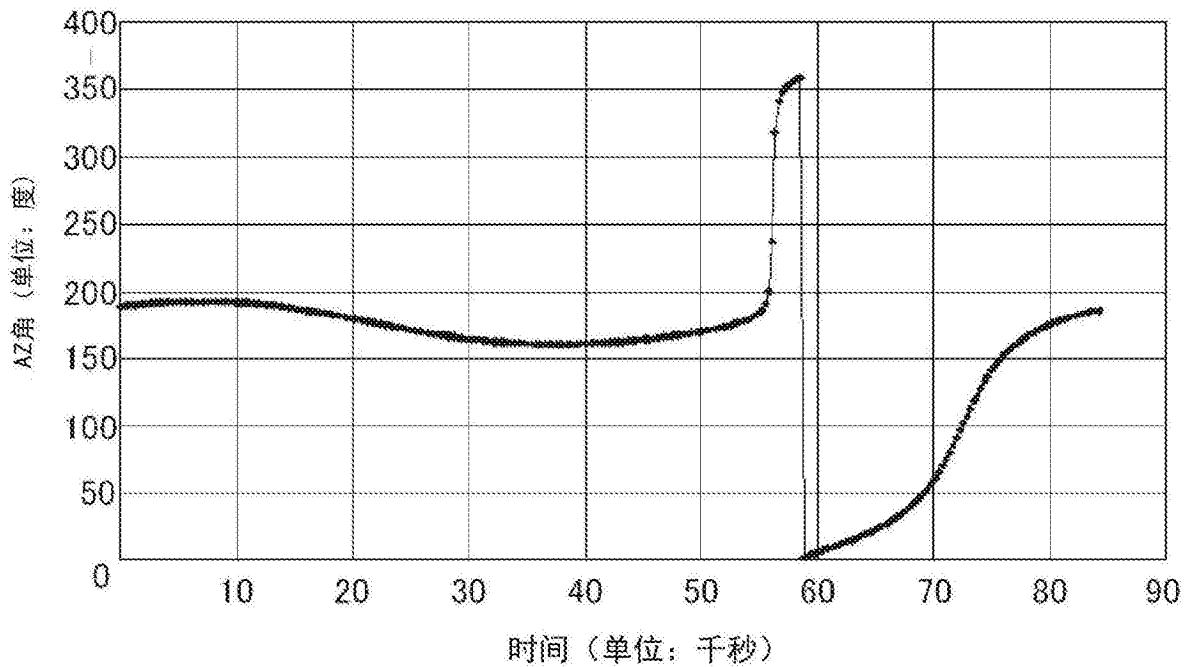


图10

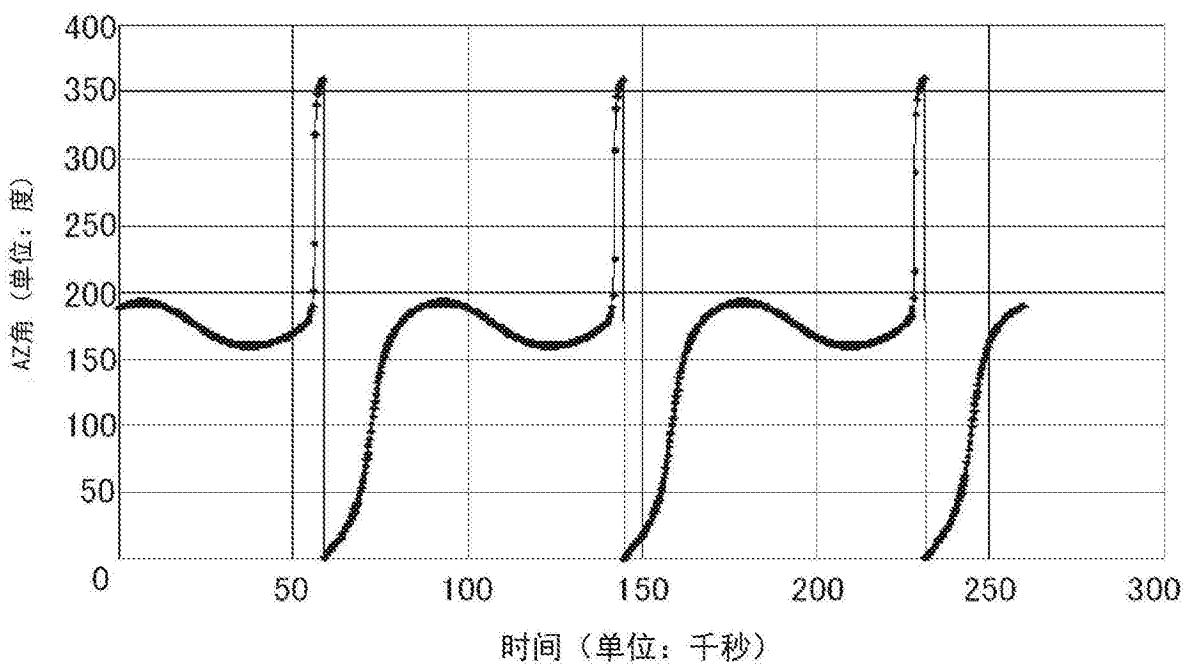


图11

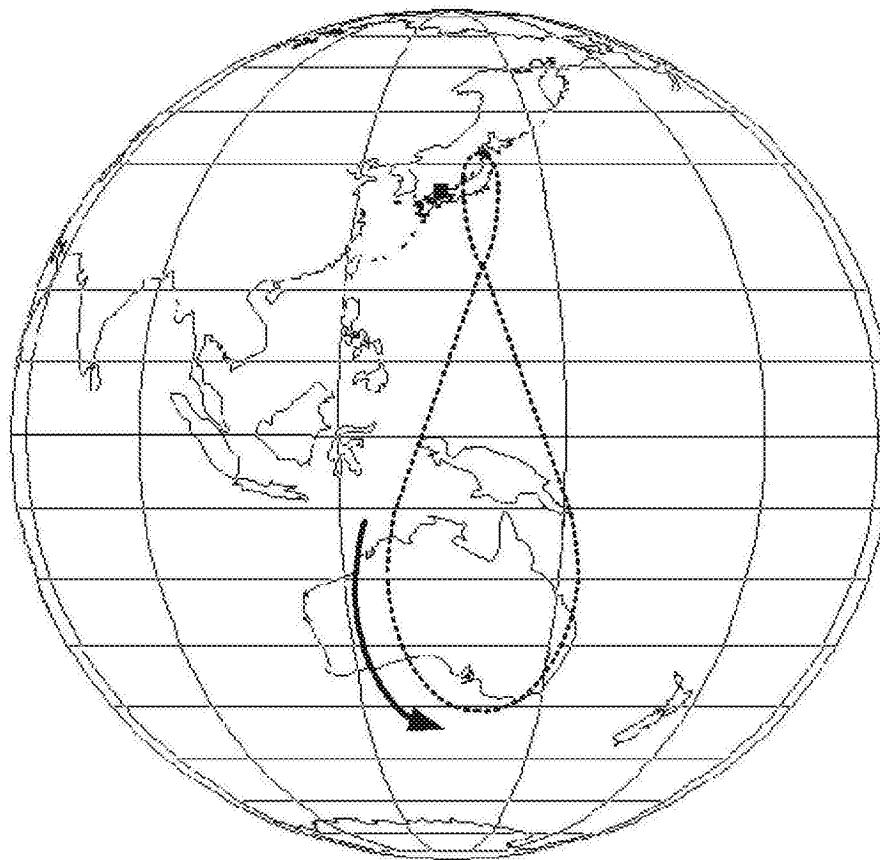


图12

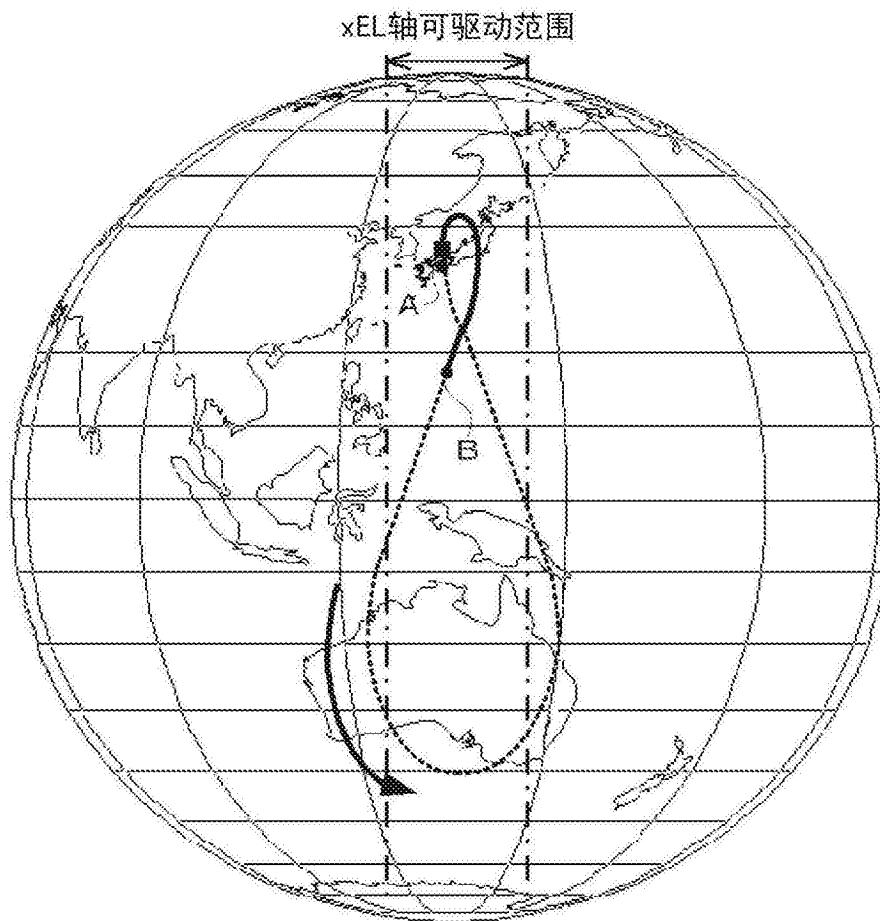


图13

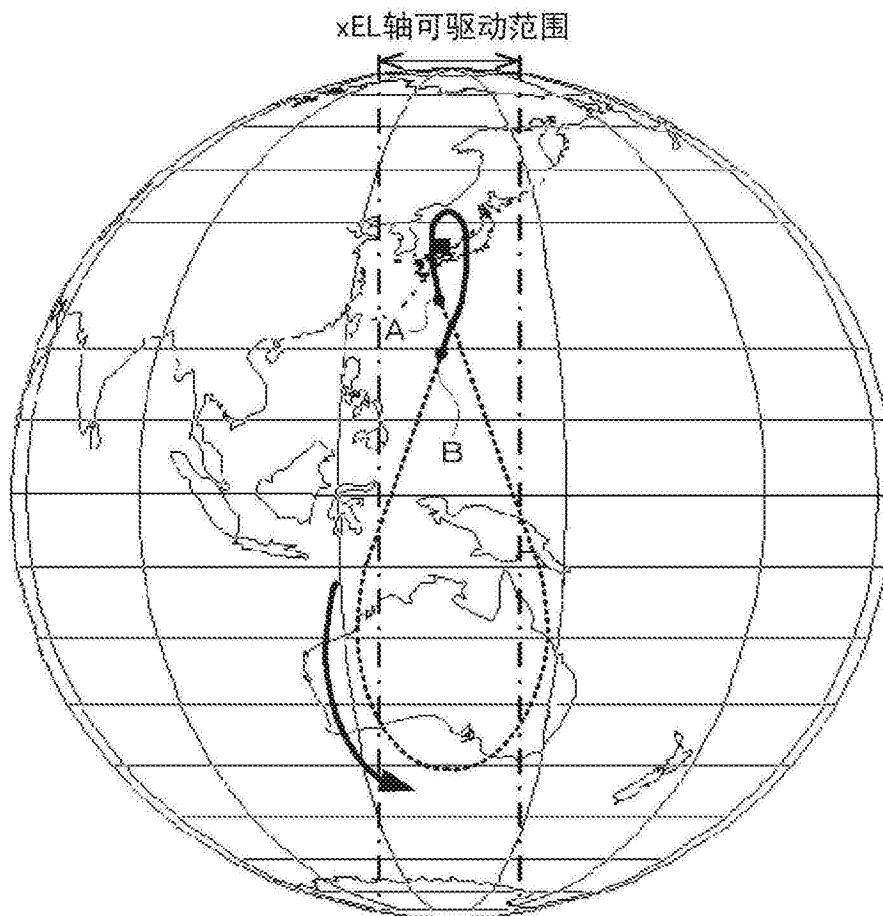


图14

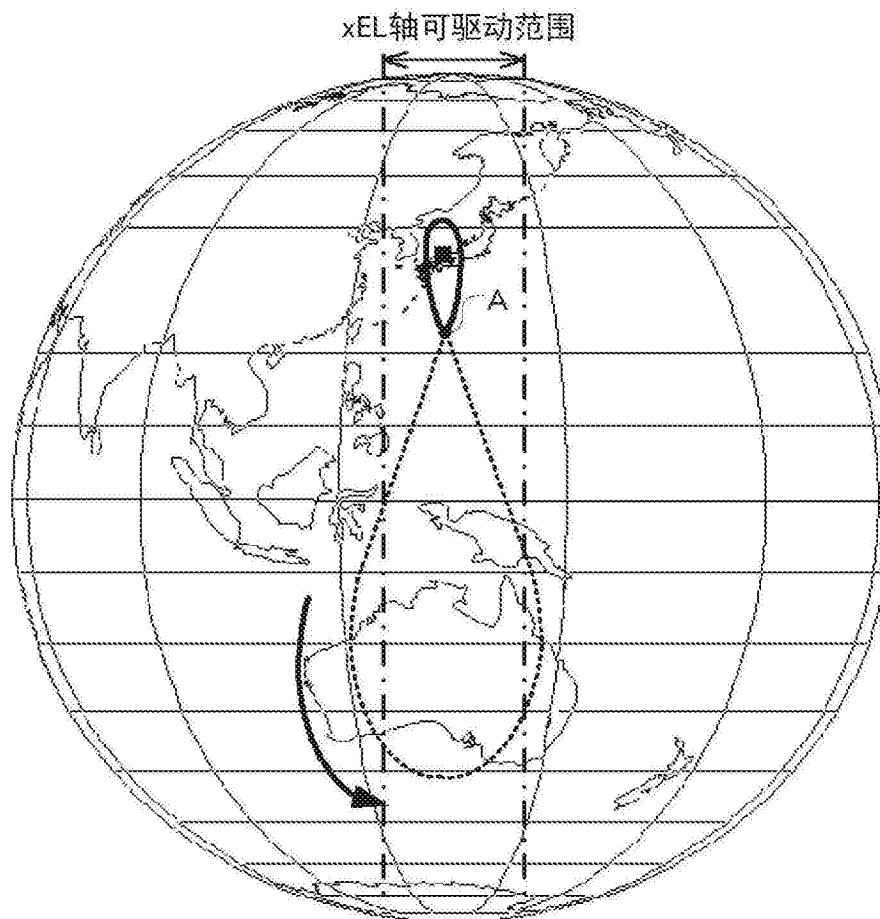


图15

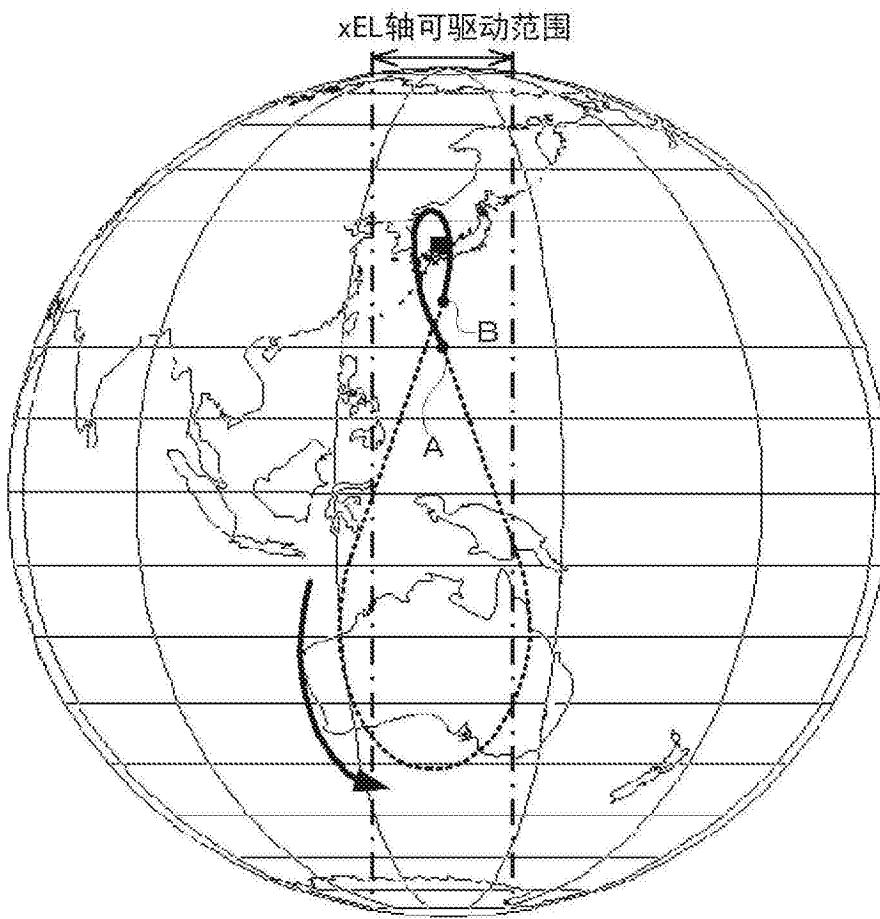


图16

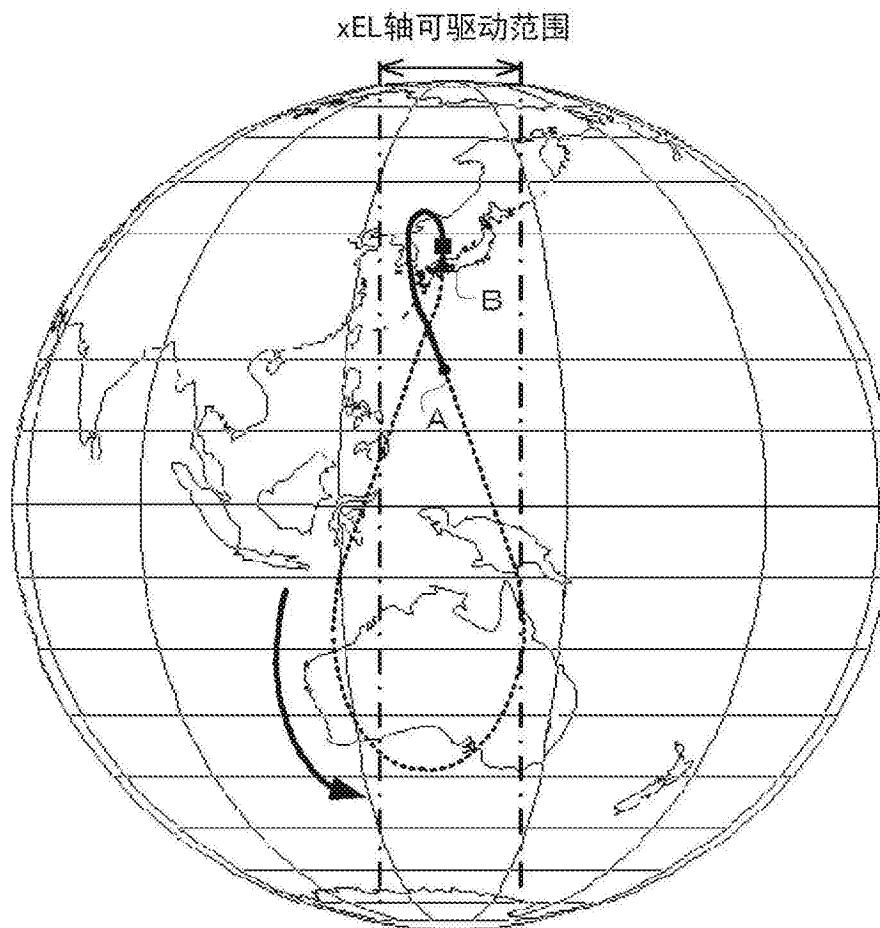


图17



图18

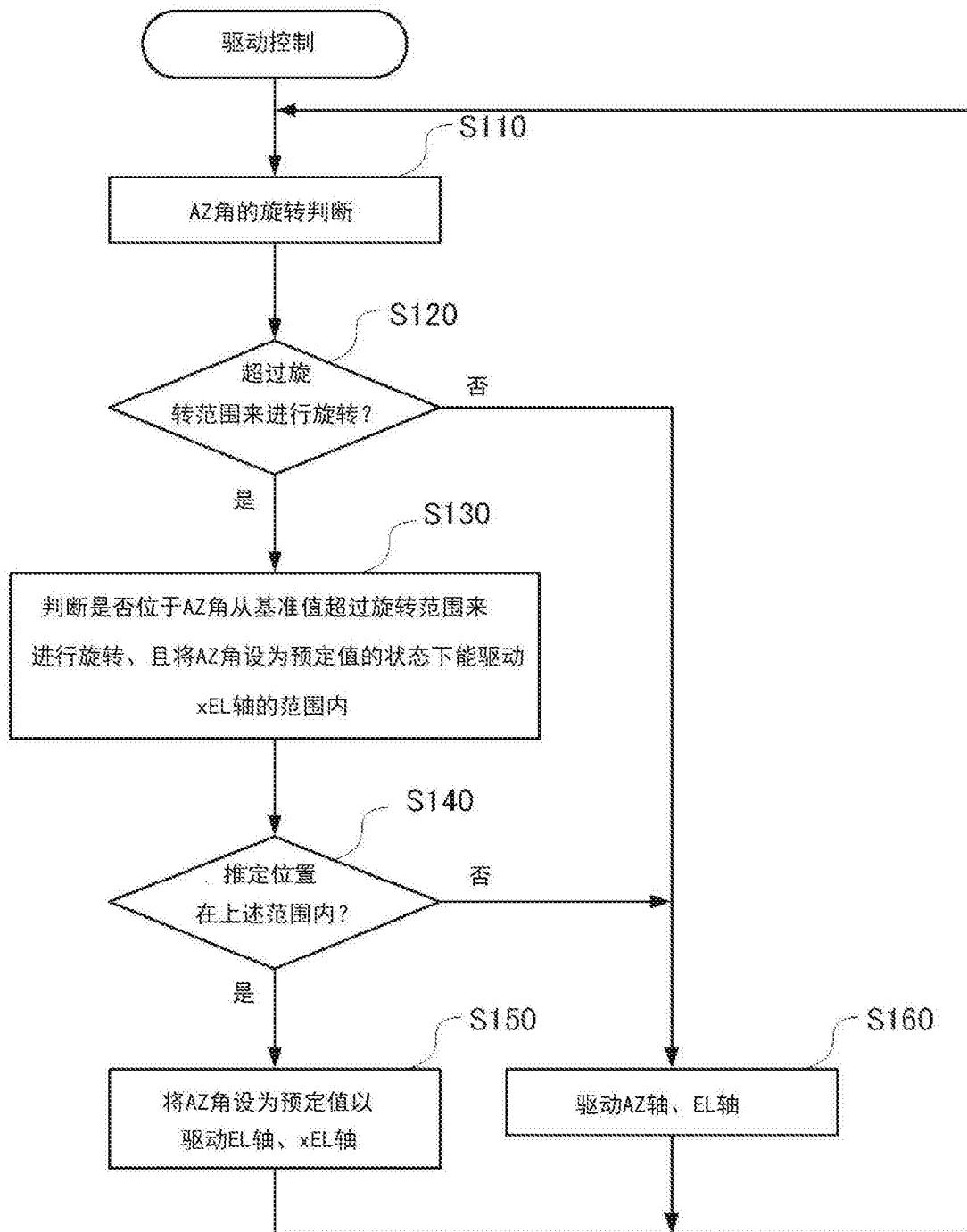


图19

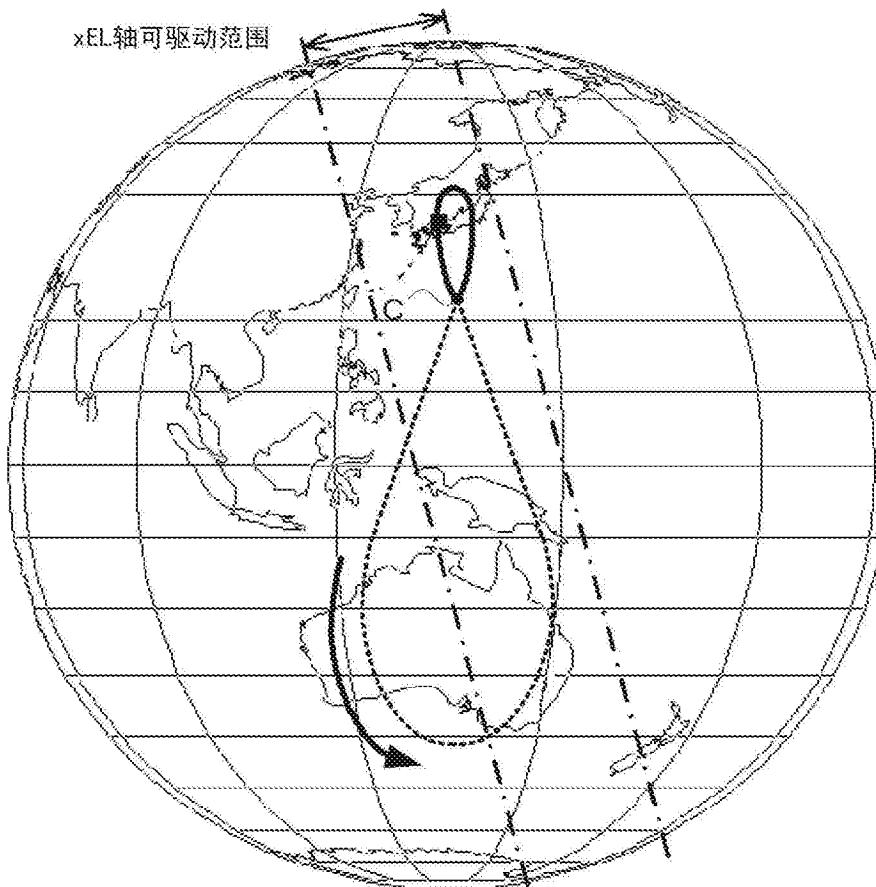


图20

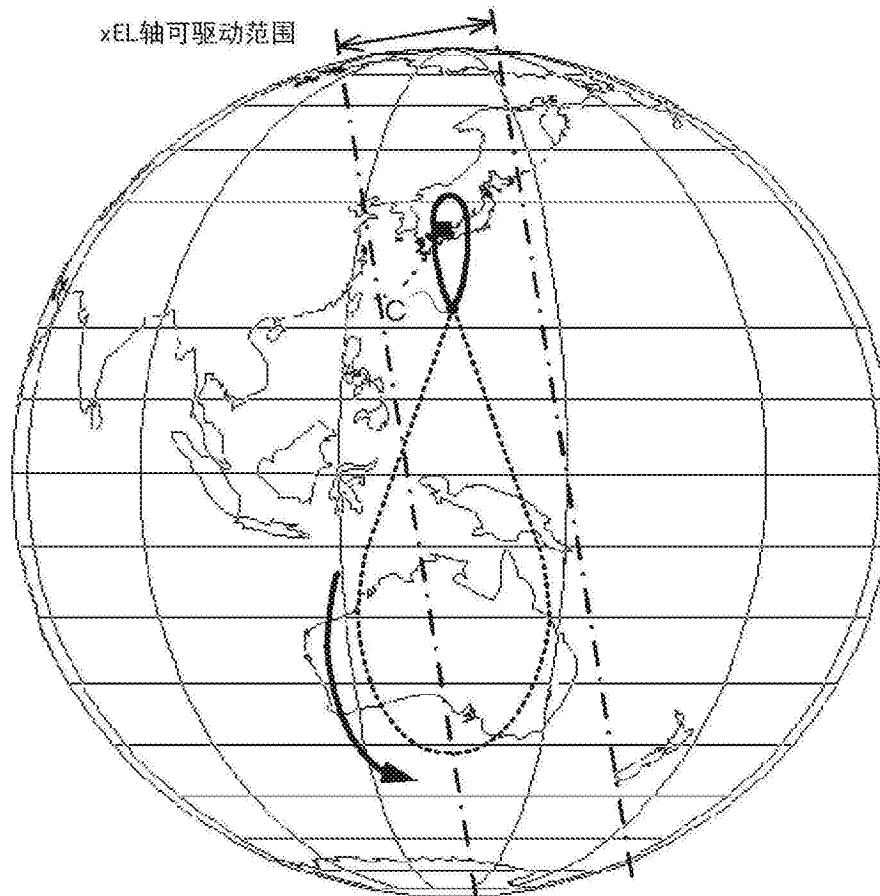


图21

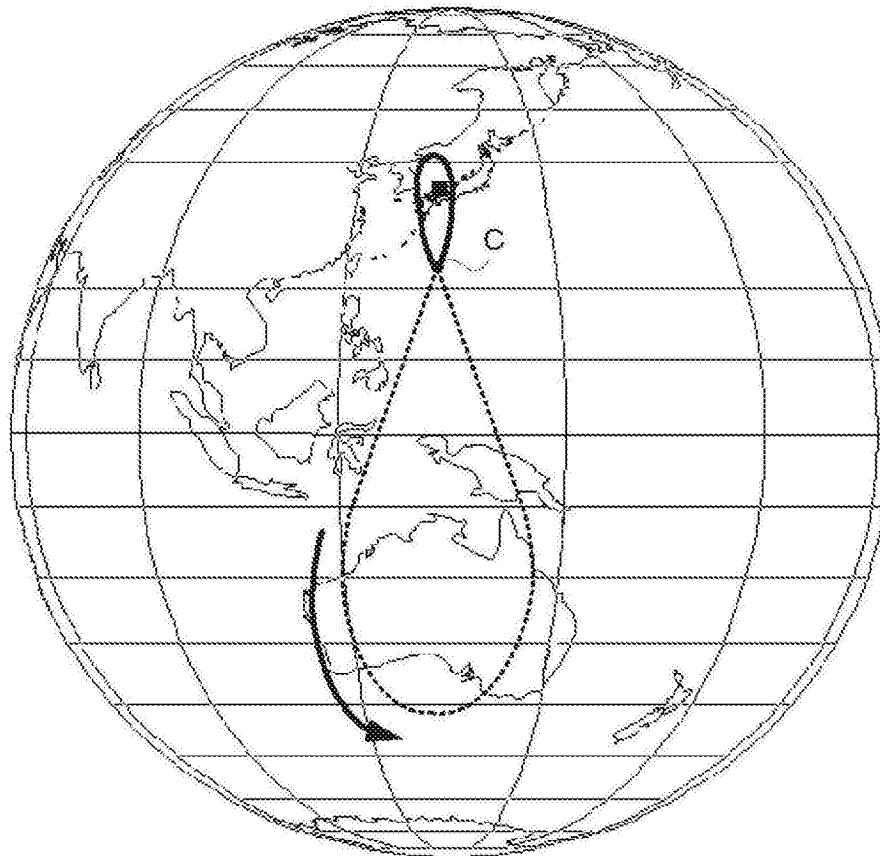


图22

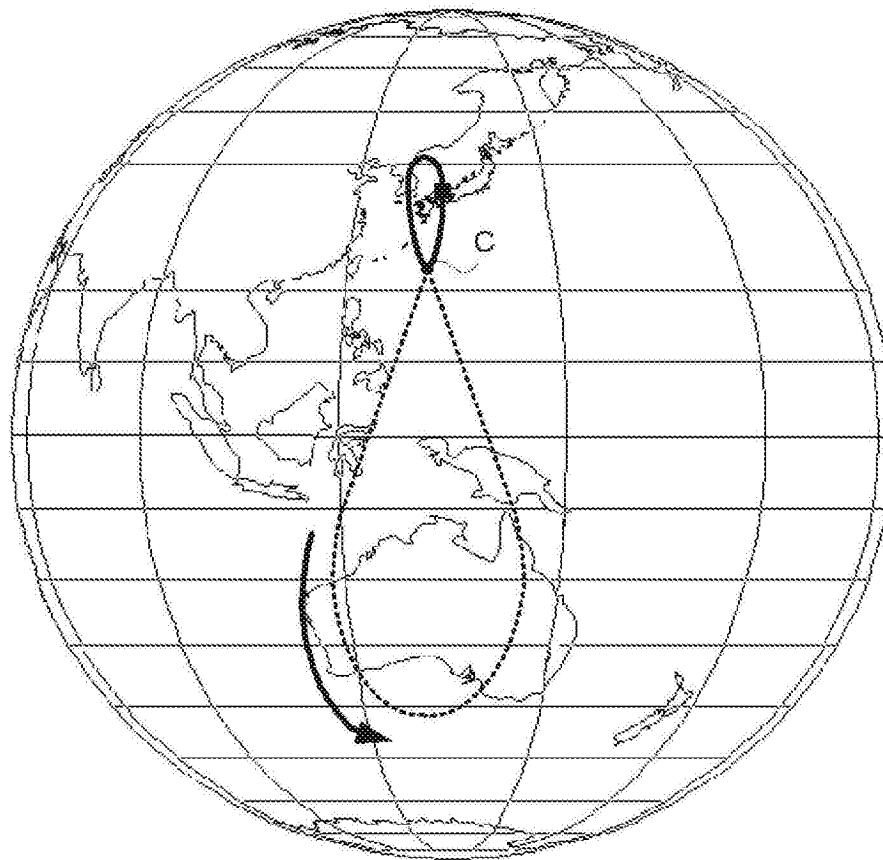


图23

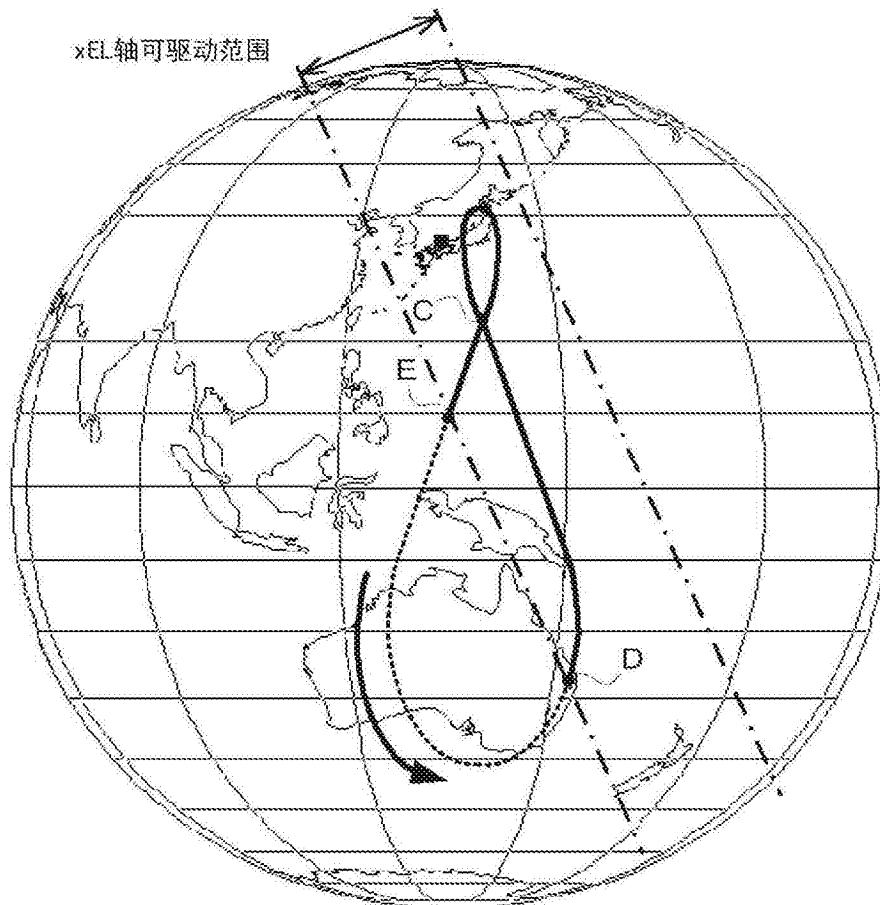


图24

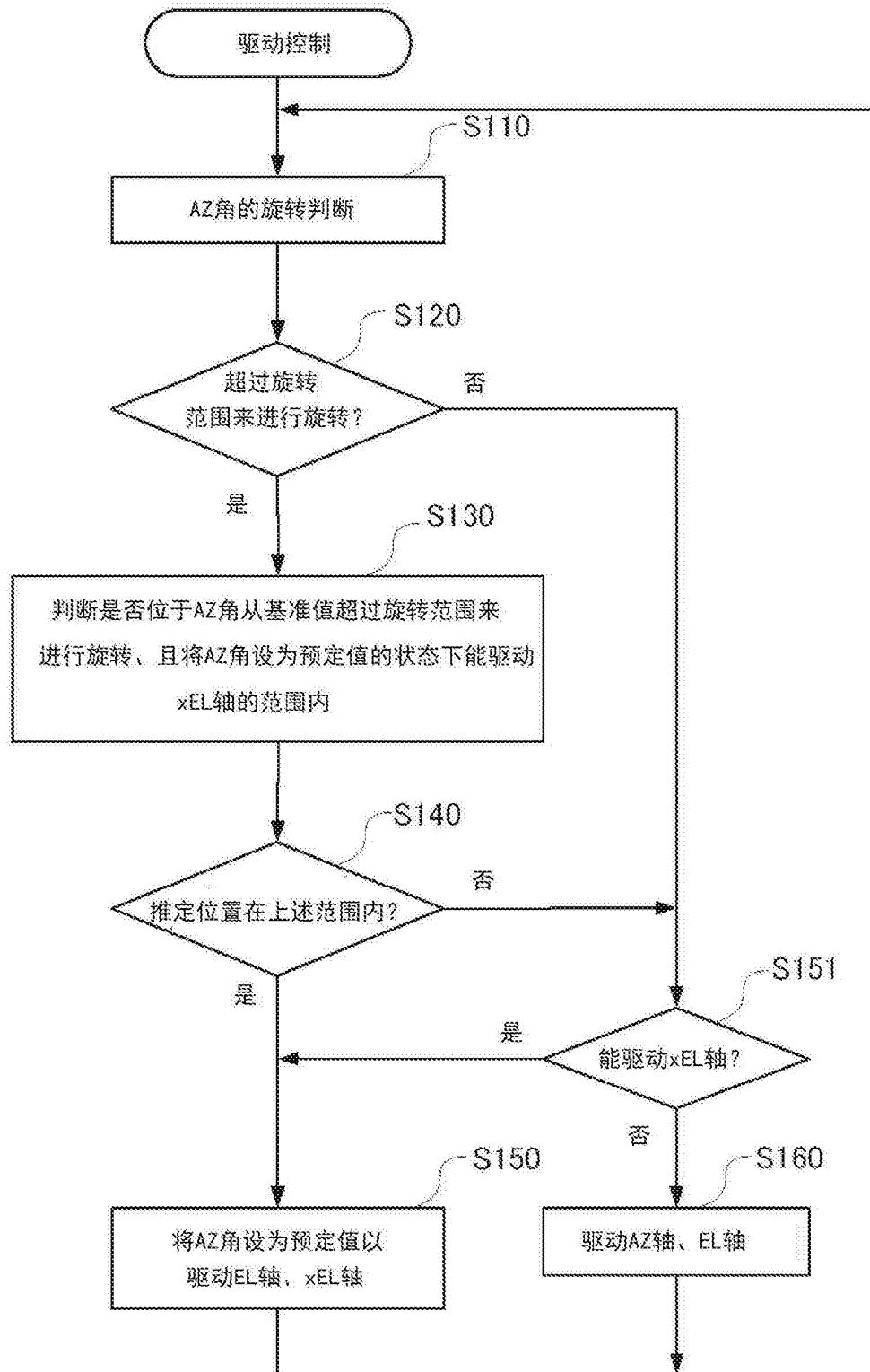


图25

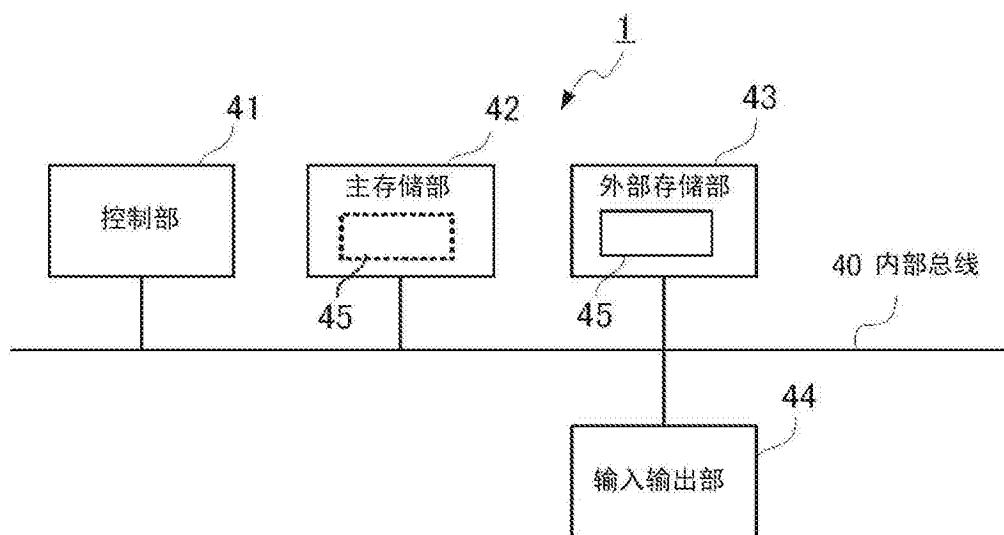


图26