

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[ 51 ] Int. Cl<sup>7</sup>

B64G 1/10

H01Q 1/28



# [12] 发明专利申请公开说明书

[21] 申请号 02157185.6

[43] 公开日 2003 年 10 月 15 日

[11] 公开号 CN 1448314A

[22] 申请日 1997.3.18 [21] 申请号 02157185.6

[28] 分案原申请号 97190417.0

[30] 优先权

[32] 1996.3.20 [33] FR [31] 9603444

[32] 1996.6.7 [33] FR [31] 9607064

[71] 申请人 国家空间研究中心

地址 法国巴黎

[72] 发明人 让-保罗·阿古特斯 厄里克·肯德  
贾奎斯·萨莫林

[74] 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专利  
商标事务所

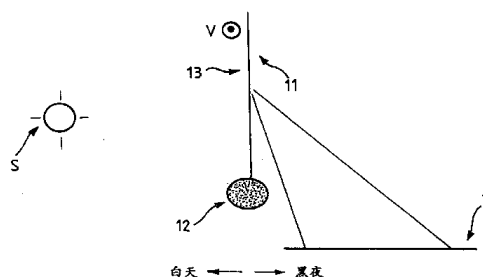
代理人 罗亚川

权利要求书 3 页 说明书 28 页 附图 5 页

[54] 发明名称 对遥感或通信卫星的改进

[57] 摘要

本发明涉及一个低轨道遥感或远程通信卫星，包括一个平面天线形成部件，所述的天线形成部件基本上处在一个通过地球中心的平面上，其中所述的天线形成部件有一个可变形的几何形状并包括分布在它的表面上的发射和接收波控制装置，和包括分布在所述的天线形成部件上的多个位置和/或变形和/或不对准的传感器，允许测量变形和/或不对准，它们基本上被所述的控制装置所补偿。



I S S N 1 0 0 8 - 4 2 7 4

1.一个低轨道遥感或远程通信卫星，包括一个平面天线形成部件，所述的天线形成部件基本上处在一个通过地球中心的平面上，其中所述的天线形成部件有一个可变形的几何形状并包括分布在它的表面上的发射和接收波控制装置，和包括分布在所述的天线形成部件上的多个位置和/或变形和/或不对准的传感器，允许测量变形和/或不对准，它们基本上被所述的控制装置所补偿。

2.根据权利要求 1 的卫星，其中所述的传感器是地面或卫星无线电定位传感器，它们也能够测量绝对高度误差和由所述的控制装置接着对它们进行补偿。

3.根据权利要求 2 的卫星，其中所述的诸传感器是诸 GPS 传感器。

4.根据权利要求 2 的卫星，其中它包括用于根据无线电定位信号对相位测量值进行微分处理的装置，这些无线电定位信号是由每个传感器提供的用于测量相对的传感器位置和由所述的诸传感器定义的一个中间平面的绝对姿势。

5.根据权利要求 1 的卫星，其中它包括一个设备模块，该设备模块贯穿轨道平面，也就是说，所述卫星在位于一个平面上的轨道上运动，所述的设备模块在所述的轨道的平面上，所述的天线形成部件只位于所述的设备模块的一边上。

6.根据权利要求 1 的卫星，其中它包括一个设备模块，该设

备模块贯穿轨道平面，也就是说，所述卫星在位于一个平面上的轨道上运动，所述的设备模块在所述的轨道的平面上，所述的天线形成部件在所述的设备模块的两边上扩展。

7.根据权利要求 6 的卫星，其中所述的天线形成部件的两部分是在两个分开的平面中，这两个平面的交线通过地球的中心。

8.根据权利要求 1 的卫星，其中它包括一个设备模块，该设备模块的重心是在所述的天线形成部件的一条最短的惯性轴上。

9.根据权利要求 1 的卫星，其中通过将一个位于模块附近的不具有天线的功能的部分加到所述的天线形成部件，保证所述的天线形成部件的一个天线或诸天线受到一个设备模块的最少的掩蔽，并保证无线电定位传感器相对于无线电定位信号的接收方向的所述的天线形成部件的一条法线的一个角偏移，如果没有该角偏移，就没有由在模块上的反射引起的多路径，如果超过该角偏移，就可以忽略诸信号。

10.根据权利要求 1 的卫星，其中所述的天线形成部件包括在它的高度上部分空心的不具有天线的功能的部分。

11.根据权利要求 1 的卫星，其中所述的天线形成部件包括多个不同的天线，它们工作在不同的频率上并沿一个重力轴并置。

12.根据权利要求 11 的卫星，其中所述的天线形成部件包括两个天线，它们对于同一个频率能够干涉测量雷达遥感，所述的诸天线沿着一条垂直轴分开。

13.根据权利要求 12 的卫星，其中由沿着重力轴的尺度定义

的天线形成部件的高度大于它的与这个轴垂直的尺度，使得所述的卫星由于重力梯度围绕转动和间距轴自然稳定，其中在垂直方向上实施布置。

## 对遥感或通信卫星的改进

本发明是中国专利申请 97190417.0 的分案申请。

本发明涉及一个空间卫星。

在本文中，将主要地参照一个雷达遥感卫星的实例，对本发明进行说明。

通过阅读本说明书，人们将懂得，将本发明用于通信卫星，也是同样有效的。

类似地，还将通过一个环绕地球轨道的实例对本发明进行说明。当然也可能环绕其他天体。

如图 1 至图 3 所示，一个雷达卫星通常包括一个矩形的平面天线 1，一个设备模块 2 以及太阳能电池板 3。

该太阳能电池板 3 朝向太阳 S，该天线 1 朝向地球 T，并且诸图象的朝向是从侧面相对于该卫星的速度矢量 V。

此类卫星的各种参数如下：

### 雷达天线的尺寸

该天线 1 沿该卫星的速度矢量 V 方向上的尺寸，即在图 3 中它的长度，直接关系到沿相同坐标轴（方位或多普勒分辨率）的图象分辨率，其比率介于 1.1 与 2 之间。

在垂直于该速度矢量 V 的方向上，天线 1 的高度 H 与该图象在地面上的扫描宽度（在地面上图象沿该速度矢量的横向宽度）、量大入射角〔介于波束中心线与地面上通过该象点的一根垂直线（法线）之间的角度差〕以及该高度 H 成正比，与该长度 L 成反比。而且，对于上述诸参数的给定值来说，该高度还与该雷达的波长成正比。

因此，一个低分辨率雷达（<10m）使用一个速度矢量方向延长的天线（在雷达卫星 RADARSAT 的实例中， $L = 15\text{m}$  以及  $H = 1.5\text{m}$ ），而在中或高分辨率雷达（<5m）中，可能导致天线的 H 大于 L，特别是在较低频率（L 或 S 波段）或者沿高度 H 方向安装多种频率的并列天线

的情况下。

### 侧滚倾角

如图 3 所示，调整天线 1 波束中心线的侧滚轴，将使图象定位于离开通过该卫星的垂直线的一个或大或小的距离（复盖该入射角范围）。现在借助于介于两根入射线  $i_{\min}$  和  $i_{\max}$  之间的电子扫描来实现这种调整，但为了限制该天线 1 的扫描范围以及高度，该天线 1 被这样定向，使得它的法线  $N$  对准于该入射角范围中点的方向。该侧滚倾角上的典型值为  $30^\circ$ 。

### 电源与当地轨道时间

与光学遥感不同，雷达遥感不需要太阳对景物照明的任何特定条件。另一方面，它消耗卫星的电功率。所有这些导致采用当地时间 6 时或 18 时的太阳同步轨道，使得该卫星的太阳能电池板 3 一直暴露于阳光下，并且实际上连续地产生电能（很少失去光照，不同于在光学遥感中仅限于当地时间的白天）（见图 1）。

由该电池板 3 组成的太阳能发电机通常不足以向该雷达供电。该卫星还运载了蓄电池，使得雷达可以从中吸取电功率。在雷达不工作时，这些蓄电池被充电。

要注意的是，雷达卫星所使用的设备模块并不是为这个目的而专门设计的，因此它也兼容于那些由于失去光照的时间较长，从而需要准备大容量蓄电池的白天轨道的情形，本方案也是上述事实的一种结果。

### 尺寸与姿态稳定性

为了使天线 1 正确地发挥作用，它必须保持平坦，同时垂直于其表面的法线  $N$  也必须保持精确的指向。常用的方案是在该天线组合件 1 与设备模块 2 中引入刚性的机械的尺寸稳定性，并且让设备模块的姿态控制系统负责满足指向要求。

已经有人提出，当使用电子扫描天线 1 时，对于该板状天线的平面度和姿态的要求可以放宽，并且构成该天线 1 的诸天线单元的移相器应当被这样控制，以便重新构成一个正确地定向的完全的波平面。这就放宽了对该卫星与该天线的组合的结构上的约束条件，并且该模块 2 的姿态控制系统只起到一种相对的粗调作用。

这种在该天线 1 的水平上的分散化适应的原理实质上是基于测量其离开平面度的变形以及其中间平面的姿态的能力。

然而，迄今为止，所提出的基于变形或平面度传感器（特别是光学传感器）的各种应用还没有达到完全满意的程度。而且，它们不允许测量该天线 1 的参考框架的姿态，这些问题完全有待于该设备模块去解决，或者借助于位于该天线 1 的绝对姿态传感器来解决。

不管如何涉及这些分散适应技术，设备模块的姿态控制系统仍将负责保持该天线 1 的参考位置。具体地说，该最长边（最小惯性）的轴必须跟该速度矢量（对低分辨率雷达来说，是该长度  $L$ ）保持共线关系，或者如前面所述跟该速度矢量保持一个侧滚倾角（对高分辨率雷达来说，是长度  $H$ ），使得该设备模块必须对重力矩进行连续的补偿。这种补偿从该姿态控制系统获得一个连续的力矩以及该卫星作为一个整体的最小机械刚度，并展开该天线以便发送这些力矩（的数值）。还要注意到设备模块 2 的存在引入了它本身的惯性约束条件，并且由于施加于太阳能电池板上的太阳压力，引入了另一种摄动力矩。

本发明包容于一种新型卫星之中，具体地说就是包容于雷达遥感或通信卫星之中。

本发明的目标之一是提出一种跟现有技术的卫星相比，其灵敏度得到改进的卫星，以便在可访问性与可重复性方面允许得到较好的工作性能。

本发明的另一个目标是提出一种简化结构的卫星，具体地说，就是允许大幅度地降低天线、发射系统以及设备模块的造价，与此同时，提高可靠性与耐用性。

为此目的，本发明提出一种含有通用的平面天线组成部件的低地球轨道遥感或通信卫星，其特征在于，该天线组成部件实质上位于一个通过地球中心的平面上，例如位于它的轨道平面上。

根据另一个独立的方面，本发明提出一种含有太阳能发电机的卫星，并且由该天线组成部件运载该太阳能发电机的诸电池。

本发明所提出的卫星最好使得由沿重力轴方向的尺寸所定义的该天线组成部件的高度大于垂直于该轴方向的尺寸，因此，由于重力梯度的

作用, 所述卫星沿侧滚轴与俯仰轴 ( pitch axes ) 能实现自然稳定。

特别地, 组成部件的天线最好包括可选的部分中空的部分, 该部分没有对所述卫星沿侧滚轴与俯仰轴的自然稳定有贡献的天线功能。

根据一个独立方面, 本发明提出一种含有通用的平面天线组成部件的遥感或通信卫星, 其特征在于, 该天线组成部件具有一种可变形的几何形状, 并且在其表面上分布着发送或接收波束的控制装置, 其特征还在于, 在所述的天线组成部件上, 分布着许多位置和/或变形和/或对准不良传感器, 并且允许对各种变形和/或对准不良进行测量, 以及通过该控制装置进行随后的补偿。

这些传感器最好是地球的卫星的无线电定位传感器, 例如全球定位系统 ( GPS ) 传感器, 这些传感器也能测量绝对姿态误差, 并通过该控制装置进行随后的补偿。

根据另一个独立的方面, 本发明提出一种遥感或通信卫星的发射配置, 该卫星包括至少一个由许多用铰链连接在一起的平面部件, 例如一个天线组成部件, 以及相关设备诸单元或附属设备诸单元, 其特征在于, 所述卫星含有一个在发射时将诸设备单元以及诸电池板集成到它里面的支持封装, 并且具有一个用以展开诸电池板的火花出口。

在一个有利的第一修改方案中, 该支持封装包括两枚半外壳, 其中一枚集成了各种相关的和附属的诸设备单元, 另一枚运载一个火花切割器, 用两块挡板对出口进行限位, 并且它的爆炸限定和弹出, 这两块挡板, 后者借助于两个在界面处跟第一个半外壳连接的铰链保持打开状态, 因此, 这些电池板在发射时可以被收藏在由两枚半外壳所规定的容器里面, 并且此后通过该出口仅在卫星的一侧展开。

在另一个可能的修改方案中, 该支持封装由两枚外壳构成, 后者组合成一个中间部件, 该中间部件集成了各种相关的和附属的诸设备单元, 而每一个侧面的外壳分别带一个火花切割器, 用两块挡板对出口进行限位, 并且它的爆炸限定和弹出这两块挡板, 后者借助于两个在界面处跟该中间部件连接的铰链保持打开状态, 因此, 这些电池板在发射时可以被收藏在由每一个侧面外壳和该中间部件所规定的两个容器里面, 并且此后通过相应的出口从卫星的两侧展开。

借助于下列的不同特征，（取其中一种或按照技术上可行的任何组合）可以有利地完成单独地或组合地具备这些不同特征的卫星。

- 该天线组成部件两面都具备天线功能；
- 该天线组成部件的一部分不安装太阳能电池，只起一个两面天线的作用；
- 它包括由每一个传感器提供的无线电定位信号的相位测量的差分处理装置，上述传感器用于测量相对的传感器位置以及由诸传感器所定义的中间平面的绝对姿态；
- 它包括一个位于轨道平面上的设备模块，并且所述天线组成部件仅位于所述设备模块的一侧；
- 它包括一个位于轨道平面上的设备模块，并且所述天线组成部件展开于该设备模块的两侧；
- 该天线组成部件的两部分位于两个单独的平面之内，二平面的交线通过地球中心。
- 它包括一个设备模块其重心位于该天线组成部件的最短惯性轴上，使得由于沿该天线组成部件的局部垂线的重力梯度所导致的自然平衡得以加强，并使得施加于该卫星的太阳压力力矩受到限制；
- 它保证该设备模块对该部件的天线或天线组的遮蔽作用为最小，并保证诸无线电定位传感器相对于接收该无线电定位信号的天线部件的法线的角偏移为最小，以免除由于舱体反射引起的多途径传播，而且除上述信号以外，其他信号均被忽略。
- 该太阳能电池能满足该天线组成部件中至少一组天线的能源需求；
- 天线组成部件中的一部分不具备天线功能，仅用于安装太阳能电池；
- 用以满足上述天线的能源需求的太阳能电池，安装在上述天线的背部，也可以任选地安置于所述天线任何一侧不具备天线功能的空间里面；
- 该天线组成部件的诸太阳能电池能满足前者的能源需求；
- 在受到日照期间，由不具备天线功能并安装太阳能电池的部件或

诸部件向该设备模块提供至少一种电源；

- 一个类似于由成对的电子表面元件组成的筛网的天线，上述元件直接地由一个或多个太阳能电池组成的块提供电源；

- 该太阳能电池的块直接面向该表面元件；

- 该太阳能电池是使用砷化镓（GaAs）或硅工艺的电池；

- 该天线组成部件包括许多不同的天线，它们沿重力轴并列安装，并在相同或不同的频率下工作；

- 该天线组成部件包括两个频率相同的天线以便实现干涉式雷达遥感，所述诸天线沿着该局部的垂直轴线被分开；

- 在发射阶段，诸太阳能电池板被折叠并且被压向一块平板，借助于诸拉杆固定于该平板上；

- 至少有一个套筒，适于容纳一根拉杆从它里面穿过，以便把它固定到该平板上，该平板贯穿于每一块太阳能电池板；

- 支持封装和各太阳能电池板的最短惯性轴，在发射阶段，其方向跟发射系统的轴线重合，并且该展开轴线跟发射系统的轴线垂直；

- 在发射阶段的配置中，支持封装的外形按空气动力学的要求进行调整，以便取代该载荷整流罩；

- 该支持封装以及构成该设备模块的相关的和附属的诸设备单元，后者的最短惯性轴平行于该轨道平面；

- 沿垂直方向实施展开；

- 一块具有叠层结构的太阳能电池板包括一个可选择的整流罩，一块辐射板，一个安装电子设备的中间 NIDA 结构，一块可选择的热保护层，一块安装太阳能电池和/或辐射元件的平板，该板还包括安置在中间结构上的用以支撑安装有诸太阳能电池和/或诸辐射元件的平板或诸平板的诸加强筋；

- 在两根加强筋的交会处附近安置一个套筒；

- 因天线功能的不同或天线功能的有无而异的天线组成部件的所有部分都分布于该电池板的展开轴上，使得每一块电池板都具有高度的功能上的同一性；

- 从该天线组成部件面向该卫星轨道所环绕的该天线的一侧以菊花

链方式向该微波分配系统馈电，该菊花链电缆构成了所需的延迟线的一部分；

- 沿着该天线的高度方向，该卫星具有用于对该天线的方向图进行仰角控制的点的阵列。跟每一个控制点有关的该天线部分的基本的俯仰方向图以一种固定的方式进行定向，以便复盖该有用的入射角范围，并且在该高度H的方向上，这些点之间的间隔被如此安排，使得跟由该基本的方向图所指的方向有关的主瓣在发生角偏移时，出现与该阵列有关的旁瓣，但由该基本的方向图所产生的多余的旁瓣的增益调制，对于那些可能碰上地球的部分只保证提供很低的增益，并且在该主瓣上保持一个最小的增益；

- 跟每一个控制点有关的基本的天线部件由该相同的控制点中介于诸辐射元件之间来自一个公共控制点并处于许多个辐射元件的高度方向并带有一个固定的相位斜坡的恒定移相器并列组合而成。

从以下的纯粹说明性的和非限制性的叙述中，将进一步地显现本发明的其他特性和优点。

- 图1，前面已经讨论过，是一颗现有技术的遥感卫星的图解表示；
- 图2表示图1中处于环绕地球的太阳同步轨道中的该卫星的取向，时间为当地时间6时/18时，条件为天线位于该轨道平面上；
- 图3是关于图1和图2中该卫星的天线取向的图解表示；
- 图4是根据本发明的一颗卫星的一个实施例的侧视图，条件为6时/18时的太阳同步轨道以及天线位于该轨道平面上；
- 图5是图4所示卫星的正视图；
- 图6表示跟一个控制点有关的基本的天线部件的俯仰方向图；
- 图7表示用于获得图6所示方向图的一个可能的实施例；
- 图8是根据本发明的一颗卫星的一个实施例的透视图；
- 图9是根据本发明的一颗卫星的一个实施例的片段的剖面图；
- 图10是图9所示卫星的发射配置的剖面表示；
- 图11是在图10中沿着线段XI - XI所取的剖面图；
- 图12是根据本发明的一颗卫星的一个实施例的太阳能电池板的剖面表示；

- 图 13 是图 12 所示的太阳能电池板的俯视图;
- 图 14 是表示图 12 和图 13 所示的太阳能电池板的一个细节的剖面图。

在图 4 和其后的诸附图中, 参考号码 12 表示根据本发明示于其中的该卫星的设备模块。参考号码 11 和 13 分别表示该天线组成部件以及该太阳能发电机的诸电池。

在这些附图中所表示的该卫星的各个方面都是值得注意的。

它的轨道是一条低地球轨道, 并且该天线组成部件 11 实质上位于通过地球中心的一个平面上 (侧滚倾角  $\gamma$  为  $90^\circ$ )。

它可能具有从两面接受辐射的能力。

部件 11 的高度  $H$ , 被定义为它沿该重力轴方向的长度, 自然地远远大于它沿垂直方向的长度  $L$  (在图 4 和图 5 中的该速度矢量  $V$  的方向。说明该卫星的平面所处的位置跟它的轨道平面重合), 或者沿着该高度  $H$  的方向, 结束于一个不具备天线功能的、可能部分地中空表面上, 其结果是该卫星自然地重力梯度稳定住。

诸太阳能电池 13 被安置于该天线组成部件 11 的一面上, 也可能两面都有。

发射或接收波的诸相位与振幅控制点分布于该部件 11 的表面之上。

这个部件容许一种柔性结构, 其任何变形以及绝对姿态误差都可以由分布于其表面上的由全球定位系统 (GPS) 提供的相位测量方法检测出来, 然后通过该控制装置进行补偿。

现在详细说明这些不同的方面, 还要涉及其他诸方面。

位于该卫星的低地球轨道平面上的天线组成部件 11

“低地球轨道”一词指的是一条通常低于 2000 公里的轨道。

跟现有技术的天线相比, 为了得到所需的入射角数值范围, 该波束在俯仰角方向的电子角偏移, 即位于天线平面上并与重力轴垂直的一根轴上, 其仰角应当比现有技术的天线有所增加; 跟现有技术相比, 并且给定不得出现任何跟诸辐射元件 (振子) 的阵列有关的旁瓣这样的约束条件, 这就导致诸辐射元件彼此之间的间隔更加靠近 (达到波长的 0.5

倍，而不是波长的 0.7 倍）。

然而，部件 11 的天线或诸天线的最大角偏移现在对应于最小的传播距离（低入射角数值），这使得它有可能放宽对低损耗的要求（在高角偏移的情况下，通常对诸辐射元件提出这样的要求），因此，可以保留那种类似于标准几何尺寸下所使用的辐射单元技术。

而且，正如在下一节中将要指出的，由于它容许对诸波瓣进行控制，所提出的卫星配置允许该天线俯仰方向图的控制点沿天线高度方向的间隔增加到  $2\lambda$  甚至  $2.5\lambda$ ，然而在现有技术中，当天线倾斜不到  $30^\circ$  或  $35^\circ$  时，该间隔必须限制在约  $0.7\lambda$  的数值上。

所有这一切的结果是使沿高度方向的电子密度按照高达  $2/0.7$ ，即 2.85 的比例放宽。

现在转到链路平衡的问题，通过加增加沿波瓣轴线方向（减少角偏移）天线的有效高度，随入射角而增加的距离现在可以更适当地得到补偿。在雷达的特殊情况下，就像待测量的地球物理学现象的需求那样，测量灵敏度的改进跟入射角成正比，而在现有技术中，通常所提供的灵敏度分布图具有一种反比关系。

跟现有技术的倾斜于  $30^\circ$  或  $35^\circ$  的天线相比，为了得到具有相同天线波束和相同的有效高度的一个给定的入射角，要求天线高度按一定比例增加，该比例的变化跟该入射角成反比（在  $60^\circ$  时仅为 10 %）。尤其是在雷达中，若将入射角的范围扩展到较高的入射角数值，将对访问性和可重复性（卫星为使一个点进入其天线的视野或者返回到那一点所用的时间）方面工作性能的获得产生限制，该天线在高度方面的不利条件是微不足道的，特别是，在性能很高的系统中，允许最大的入射角大于  $60^\circ$ 。

该阵列天线（尤其是倘若它是一个有源天线）的复杂性、质量和造价主要地受控制点的总数所支配，可以看出，这个新概念是高度有利的，因为它按照一个高达  $2.85/1.1$ ，即大约 2.7 的比例（对一个提供大入射角的系统而言）减小了这个数目。

跟现有技术不同，该部件 11 具有两个可在其上安置该天线的辐射元件的几何上等效的面。通过同时地使用这两个面，该入射角的范围可以

增加到两倍，一旦满足了高值的入射角，本来已经很好的工作性能还会得到更大的好处，因此变得格外有利。为了实现这一点，仅需将辐射单元的数目增加到两倍，自然地使用相同的结构、同样的电子设备单元，后者是该电子扫描天线的一个主要部分。在现有技术中，这种大范围的入射角的倍增要求具有两个相反的侧滚角的天线整体倍增。

模块 12 也可以位于该部件 11 的平面之上，例如在该天线的下面。

在本例中，该部件 11 在其基底部位，紧靠着模块 12，有利地包括一块不具备天线功能的（见图 9）、可能是中空的板 14a，其功能之一就是避免阻挡该天线的视野，尤其是在以小入射角面对该设备模块 12 的情况下。

将要指出的是，可以按照相似的方式，将上述配置应用于通信卫星。

在诸附图中，所示出的天线组成部件 11 仅出现于该设备模块 12 的一侧，它可以自然地扩展到该设备模块 12 的两侧中的任何一侧，虽然当天线出现于模块 12 的下方时，要求对遥测装置作出一种特殊的安排。

#### 诸天线控制点的间隔

当该主瓣 - 即所需要的波瓣 - 沿仰角方向发生角偏移时，沿该天线 11 高度 H 方向的控制点间隔决定着该控制网络中旁瓣的配置。当该固定的、跟一个控制点有关的基本天线部件的仰角辐射方向图发生角偏移时，该主瓣和旁瓣的增益受到调制。

图 6 表示当诸控制点之间的间隔被放宽时，从一个普通的天线（其平面  $pcl$  对应于小于  $30^\circ$  或  $35^\circ$  的侧滚角）得到的旁瓣的组合配置以及基本的天线部件方向图。

该基本的天线部件方向图（图 6 中的匙状实线 DE）允许一个主瓣垂直于该天线平面，并且指向所需的入射角范围。标以箭头的直线段表明在该主瓣相对于该基本的天线部件图的主轴线的角偏移  $\theta$  缺失时该旁瓣（LP）的位置，在这里，上述主轴线就是该天线平面的法线。该虚线段则表示在一个角偏移  $\theta$  之后的这些相同的位置。如果没有角偏移，这些旁瓣都会被消除，因为它们位于该基本的天线部件方向图的空隙处。随着沿该天线高度方向该方向图诸控制点之间的距离增加，该基本的天线部件方向图中诸旁瓣和该主瓣趋于靠近。

图 6 也示出了该地球线。

为了正确地进行工作，在沿着该入射角范围对  $\angle \theta$  进行扫描时，必须满足两个条件。

旁瓣不应当碰上地平线，如果碰上的话，它的增益应当是很低的（比主瓣增益低  $-30\text{db}$  到  $-40\text{db}$ ，以免影响信号模糊的程度。

主瓣的增益（在图中用 O 表示）不应当过份降低，以免影响链路平衡。

在现有技术诸卫星的情况下，其中诸天线具有一个小于  $30^\circ$  或  $35^\circ$  的侧滚角，若该旁瓣  $-1$  和  $+1$  没有被推回到该天线平面的最靠近处，通过选择一个在诸控制点之间的足够小的间隔，由于很快到达数值  $\theta$ ，使得高增益的诸旁瓣（ $+1$ ， $+2$ ， $\dots$ ， $+N$ ）指向地球，致使问题无法解决。

另一方面，在一个具有新的几何尺寸的天线中，采用所示的相同配置，令旁瓣跟基本的天线部件方向图中的主瓣靠拢在一起，就能使问题得到解决。在本例中，诸旁瓣  $+1$ 、 $+2$ 、 $+N$  的高增益部分是虚的，因为它被定位于该天线的后面。这里利用了这样一个事实，即：由该天线几何尺寸提供的地面视野紧密地环绕着待成像的视野。

而且，若该天线的几何尺寸跟该卫星结构的其他部分有关，则用以防护诸旁瓣的物理边界被推移到该天线的前方，这是因为非常低的入射角数值使得旁瓣被设备模块 12 所阻挡，还因为在发送时被该模块反射的信号也会被接收，如果不是这样的话，将会产生信号模糊。

采用新的天线几何尺寸，足以保证该  $-1$  旁瓣在最小入射角的情况下也碰不到地平线，并且保证将最大的增益落到主瓣上。通过将旁瓣  $-1$  保持于地平线上，诸控制点之间缩短了的间隔将主瓣的可用的入射角下限确定下来。

通过将该基本的天线部件方向图锁定于一个介于地平线与最小入射角之间的中间方向上，在最小入射角的情况下，可以保证增益跌落的最小值为  $3.7\text{db}$ ，而在高入射角数值的情况下，若后者被设置为靠近地平线，则增益跌落的数值更低。由于新的卫星概念通常会导致能量过剩，因此，这种增益跌落是允许的。如果不是这样的情况，就有必要去停止

缩短这个最后的间隔，或者提高入射角的下限。

因此，采用新的形状尺寸，有可能将诸控制点之间的间隔放宽到  $2\lambda$ （或者甚至到  $2.5\lambda$ ，这取决于高度以及入射角范围等条件），而采用通常的形状尺寸，并且天线倾斜于不到  $30^\circ$  或  $35^\circ$ ，该间隔保持低于  $0.7\lambda$  或  $0.75\lambda$ ，即：该控制点的增量应当符合于该辐射元件的增量（1个控制点/每辐射元件）。

通过将许多的辐射元件〔它们具有一个非常开放的方向图，彼此间具有根据固定的相位斜坡（沿高度方向）而产生的相位移〕组合在一起以组成基本的天线部件，就能使这种基本的天线部件方向图中的主瓣定向于天线平面的法线方向，以便使具有新的形状尺寸的天线对准于所需的入射角范围。

这就是图 7 所示的内容，图中示出该辐射元件 R 受控于两个相继的控制点 PC1 和 PC2。该固定的相位斜坡，对所有的控制点来说都是相同的，例如，可以通过逐渐增加介于移相/发送/接收模块 M 以及该辐射元件 R 之间的电缆长度来实现。

采用这种新的几何尺寸，就可以放宽该辐射元件的增量，即使这样做会使该辐射元件阵列产生旁瓣并且引入新的主瓣损失（在低的入射角数值下）。然而，由于这个辐射元件增量现在跟控制点增量脱离关系，并因此不再限制该天线的电子密度，最好采用能排除其他类型旁瓣的一种间隔（接近于  $0.5\lambda$ ）。

将每一个受控延时区段的多个基本天线部件组合在一起

从每一个基本天线部件发射的诸信号都来源于相同的信号源，并且对其相位、振幅和延时作了专门的适配。这种延时适配保证了从信号源到地面目标点之间的延时跟横越的天线部件无关。类似地，在接收时，将多种信号重组为一种信号，也是在对相位、振幅和延时作出专门的适配之后才实现的。该接收延时适配保证了从地面目标点到诸信号的重组点之间的延时跟横越的天线部件无关。延时差异会产生两方面的影响，其一是扩大了距离脉冲响应（对雷达而言），其二是根据信号的频率成分，在俯仰方向引入了虚假的波束扫描。

当天线平面垂直于波瓣轴线时，若送往（以及来自）该天线基本部

件的信号传输用相等长度的电缆来实现，则时间条件就得以验证。否则，若能通过电子扫描来控制该波瓣轴线，则有必要引入可编程的延迟线以调制该信号在天线内部传输的长度，以便保持送往（以及来自）该目标点的全部路径的独立性。为了减小可编程延迟线的数目，允许将多个天线部件组合到相同的受控延时区段之中。这就产生一种残留的不同步，它受到该区段的规模的限制，它的大小随着该区段的大小以及相对于该天线平面的法线的角位移的增加而增加。

由于在仰角方面向高处偏移，使得新的天线几何尺寸在受控延时区段的数目方面要付出代价。然而，这个角偏移是围绕一个非零的平均值而实现的，因此，在该区段范围内，它足以固定地引入相应于这个平均角偏移的长度适配，使得残留的影响仅仅归因于出现在平均角偏移两侧的角偏移增量，因而可以大大地增加该区段的大小。仿佛该天线物理地瞄准于该平均方向。

#### 重力梯度稳定

给定该部件 11 的高度  $H$  远远大于它的长度  $L$  - 可能已经通过无功能的扩展部件 14a 来实现这个目的 - 倘若该部件 11 被要求位于通过地球中心的一个平面之内，例如跟它的轨道平面重合，则所述卫星的最短惯性轴就处于它的自然平衡位置。

其结果就是，借助于重力梯度，该卫星在侧滚方面以及在俯仰方面达到稳定。

该天线组成部件 11 的长度产生一个自然恢复力矩，以对抗在轨道中经常出现的俯仰或侧滚扰动。

该设备模块 12 的位置跟该部件 11 共线，这样就不会产生任何扰动，并且，由于它的高密度，基于该系统中较大与较小惯性之间的差异，它甚至会对增加该恢复力矩作出贡献。

该部件 14a 不具备天线功能，它甚至可以被部分地掏空，如果由于重力梯度的原因导致恢复力矩不足，特别是如果高度  $H$  不足，通过对它进行调整，可以获得所需的重力梯度条件。

这个恢复力矩用来对付在侧滚方面和在俯仰方面的扰动是有效的，但不能补偿围绕偏航轴的全部扰动。

偏航控制由模块 12 的姿态与轨道控制系统实现。

模块 12 在侧滚方面和在俯仰方面的扰动作用跟它的通常的作用相比要简单得多，因为它仅限于对该重力梯度恢复力矩的摆动效应进行阻尼。

在偏航方面主要的永久性的多余的力矩源于太阳压力。

将要引起人们注意的是，在诸附图中所示的卫星配置的高度的同一性极大地有利于对这个多余的力矩的成因、即沿着质心和推力的速度矢量方向的偏移，加以限制。

位于天线组成部件 11 的一面或两面之上的太阳能电池 13

卫星天线最好位于该轨道平面之上，并且该卫星的轨道最好是太阳同步轨道，以便保持一个最小的太阳方位角，并将诸太阳能电池安置于该天线组成部件 11 的一个特定表面之上。然后，该天线表面占据了该部件 11 的被遮挡的一面，并且也能占据尚未被诸太阳能电池占据的其他表面。因为角偏移被限制在  $30^\circ$  左右（轨道倾斜以及太阳上升的累积效应），所以本地时间 6 时或 18 时是最佳的。然而，能够以这种方式得到的大面积的太阳能电池，使得相对于 6 时/18 时的轨道平面为更大的偏移成为可行。

虽然按固定的当地时间跟太阳同步使部件 11 的热设计变得容易，但该卫星也可以被设计成能够改变当地时间，包括位于该 12 时/24 时平面的任何一侧，或者甚至按漂移不定的当地时间进行工作（不跟太阳同步，但轨道仍然倾斜）。为此，对该部件 11 的两面来说，都具有安装太阳能电池的足够的空间，所付的代价是增加太阳能电池的总面积。仍然可以肯定，当本地时间接近于 12 时/24 时，其（正常）工作得不到保证。

在该部件 11 背面的太阳能电池 13 的密度可以这样来选定，即：在没有任何蓄电池接替的条件下能满足所述天线的能源需求。必要时，该部件 11 可以包括不具备天线功能但安装太阳能电池的诸部件。

相应地，该部件 11 的机械结构的再利用产生一个非常强有力的太阳能发电机，甚至比最高性能的标准设备模块所安装的还要强大得多，附带地还使该设备模块 12 的电源子系统得以最大限度地简化，该电源子系统仅须满足模块 12 本身的需求。

该部件 11 中的每一个设备或设备组都可以直接地连接到它的电源,使得能量转换和传输功能都被简化,并且不再涉及该设备模块 12,甚至连一根通往该舱的连接线都不需要。

在已经实现高度积木化电子生产(即:将一个产品分解为若干个满足系列化制造与检验规范的相同的电子单元)的一个或多个有源天线的情况下,这种能源自给的原理会带来较大的好处。采用这些单元足以把诸太阳能电池连同能量转换与存贮功能(可能只有一个简单的电容器)集成在一起,这些功能跟其他功能相比是余裕的。这种完全积木化的方案排除了两面都工作的天线,后者只有将至少一部分天线加以复制和倒置才能得到。不同说,这样的沿高度方向的复制也可以用来增加重力梯度,并减小对前面所述的没有天线功能的空间的需求。

不依赖于集中供电的蓄电池组的天线能源自给原理排除了在无日照期间的工作,因此更适合于在当地时间 18 时(或 6 时)升空,在这种情况下,一年当中只有几个月,并且仅在南(或北)极,在其轨道上不到 20% 的地方失去日照,这表示对大多数任务来说都没有妨碍。

另一方面,在两次失去日照之间,工作是连续的。

这在运行中会得到好处。而且,诸电子单元和诸电池都受到低幅度的热循环。这表示在热定额、可靠性和耐用性等方面得到改进。

以上所述也适用于含有部件 11 的该平面不与该轨道平面重合、但仅含有地球中心这样一种情况。采用该部件 11 的平面相对于该轨道平面的一个偏航偏移(可能在轨道中发生变化),能提供一个附加的自由度以便优化日照,特别是在轨道没有被锁定于 6 时/18 时、或者甚至是一条非太阳同步轨道的情况下。

可变形的(或柔性的)天线组成部件 11 以及全球定位系统(GPS)诸传感器

特别是如图 7 和图 8 所示,该部件 11 是由许多块绞接在一起的太阳能电池板 14 组成的,并且在展开时大致上对准于该部件 11 的中间平面。沿着该部件 11 的高度 H 方向实施展开。在发射时,诸太阳能电池板 14 被折叠到该设备模块 12。

跟诸太阳能电池板有关的机械结构至少具备适于展开的尺寸,并

且，一旦获得预期的姿态，就实现了粗略的对准（在高度为 10 到 15 米或更高时，两端电池板之间的定位误差为 10 厘米，两块相邻的电池板之间的定位误差为 1 厘米）。

在通常情况下，即在展开时，它们必须传送的各种作用力都是很弱的，并仅限于对（由该设备模块所施加的）重力梯度力矩、太阳压力力矩以及姿态控制力矩的反作用力。这些出现在轨道角频率上的扰动可以很容易地从部件 11 的自然模式中加以去除（解耦），与此同时应使它们足够地缓慢以便进行变形与误差的测量，并由该发送的或接收的波控制装置对后者进行处理。

在火箭发动机点火和随后的姿态控制补偿以及初始姿态建立阶段，诸瞬变载荷都是较高的，但仍允许出现幅度较大的对准不良（在这些发动机点火期间该任务被中断），借助于该机械结构和/或诸电池板之间的连接，使上述对准不良趋于减小并受到阻尼。

全球定位系统传感器 15 分布于各电池板 14 之上。

每一个传感器 15 包括至少一个全球定位系统的天线，可以将许多的传感器（例如在一块电池板的水平上）的全球定位系统信号解调与测量功能物理地组合在一起。例如，所有的全球定位系统信号解调与测量功能都可以使用安装在该设备模块 12 里面的同一个振荡器。

该部件 11 中的两个传感器 15 的相对位置的测量是基于这两个传感器接收来自同一颗全球定位系统卫星的信号时产生的相位差的干涉仪测量。若诸传感器之间的距离为已知，则两个传感器 15 的相对位置测量需要至少对两颗独立的卫星进行两路干涉仪测量，要不然还得至少用 3 颗卫星。实际上，每一路的干涉仪测量都是相对于来自一颗附加的卫星的测量而显现其差异的，这是为了免除每一个传感器底座所特有的偏斜（双相位差原理）。

总的来说，使用这些全球定位系统传感器，其目的是测量这些传感器的相对位置，以及它们所形成的中间平面的绝对姿态。通过集中处理来自不同的传感器 15 的相位测量数据，例如在该设备模块 12 中，就能实现这一点。为了降低数据的集中化程度，也可以在每一块电池板 14 的水平上，就同一块电池板 14 上诸传感器 15 的相对位置规定一个处理步

骤, 上述 相对位置等效于所述电池板的绝对姿态。如果后者没有受到内部变形, 那么对再一块电池板来说, 仅剩下介于诸参考传感器之间的相对位置数据有待于集中计算。

每一块电池板 14 包括至少 3 个全球定位系统传感器 15, 若该电池板没有内部变形, 则这是足够的。结构轻型化的需求导致诸电池板内部变形的热弹性模式。对每一块电池板 14 来说, 为了测量这样的变形, 至少还需要一个附加的全球定位系统传感器 15。

该卫星的准平面的形状尺寸减少了多途径传播的来源, 后者构成该全球定位系统在精确地测定相对位置方面的主要限制。唯一的多途径传播来源就是该设备模块 12, 并且至少后者的主要影响可以被消除掉。

正如前面所指出的, 连接于该设备模块 12 的一块或多块电池板 14a 不具备天线功能。因此, 它们没有安装全球定位系统传感器。如图 9 所示, 为了消除其他电池板 14 上的传感器的多途径传播来源, 只要忽略以最小入射角接收其信号的全球定位系统诸卫星就够了。由于电池板 14a 的一部分或全部并不阻挡视野, 所以上述最小入射角起码小于该卫星的最小工作入射角 (典型值为  $25^{\circ}$ )。这样的十分有限的阻挡给卫星提供充分的视野以便于系统进行工作。多途径传播限于经由该板 20 的边缘 20a 的衍射。这种衍射并不集中于任何特定的方向, 因此无法加以屏蔽。

该部件 11 的变形可以在每一个表面单元的层次上得到补偿, 上述的诸表面单元都具有对发射或接收的电磁波进行移相的装置, 并且该相位移允许该波束相对于该中间平面进行瞄准点的调整, 并且该表面单元位于这个中间平面之上。可以从相邻的全球定位系统诸传感器的位置, 得到该表面诸单元的位置。

由于在该变形测量过程中, 该补偿过程能够在每一块电池板的层次上提供一个局部的步骤, 因此, 该相位移允许在该电池板的层次上以及对有关的角度和位置偏移出现一个中间平面。有必要以协调的方式在同一块电池板上加入一个对应于该电池板的参考点相对于通过一块电池板的该参考点的所有天线的最终波束的波平面的偏移的相位项。

根据以上规定, 特别是涉及全球定位系统多途径传播的规定, 平面度补偿可以达到 1 毫米以内, 并且该中间平面的姿态可以测定到  $0.1^{\circ}$  以

内。这是对一项雷达任务的需求的充分响应，上述雷达包括高频段（X波段）雷达，这种雷达对平面度的要求是最严格的。为了便于在这种需要高频段的情况下实现平衡，最好将该高频段诸电池板安置在部件 11 朝向模块 12 的一端，以便减小来自模块 12 的残留的多途径传播的影响。正如在下文中将要指出的那样，若该部件 11 不仅光有高频段电池板（低频，电池板 14a），则这样的安排通常是可行的。

当然，在该天线组成部件是一块受到变形的单独的电池板的情况下，也可以用相同的方法应用基于全球定位系统传感器相位测量的补偿。

### 设备模块与发射系统

现在，对设备模块 12 进行更详细的说明。

该设备模块 12 安装了除天线以外的各种设备单元，特别是雷达的核心电子部件、用于存储图象数据的存储装置、遥测装置、以及各种辅助的设备单元，包括姿态与轨道控制系统，后者又包括诸磁强计、诸磁转矩发生器、一个燃料箱和一个火箭发动机，还有遥控与星上控制装置。

模块 12 还包括一个蓄电池，若该部件 11 采用能源自给原理，则该蓄电池的容量可以减小到仅满足该舱的特定需求。

在图 9 和图 10 中，这些不同的设备都被共同地用参考数字 16 来标识。

若该部件 11 采用能源自给原理，则在紧靠模块 12 的第一块电池板 14a 上安装一个独立的太阳能发电机，以便在有日照期间向该设备模块 12 供电。在失去日照期间，该太阳能发电机被该蓄电池所接替，以便保存存储于星上的数据并维持该设备模块的工作。在卫星入轨期间也使用该蓄电池。

如图 10 和图 11 所示，在发射时，该设备模块 12 也向成束的诸电池板 14 提供机械强度。

为了达到这个目的，该设备模块 12 由一个圆柱形的支持封装组成，诸电池板被折叠于其中，它还有一个用火花打开的窗口，以便展开诸电池板。这种圆柱形的结构扩展了与该发射系统的圆形界面 17，并有助于适应该发射系统提出的刚度要求。该卫星沿发射系统轴线方向的长度对

应于该部件 11 的长度  $L$ 。该圆柱体的长度直接地取决于该天线的长度  $L$ ，其直径则取决于一块电池板 14 的基本高度。

该圆柱形封装由两个外壳 18 和 19 组成，在将成束的电池板以及该设备模块的诸设备单元加以整合之后，外壳 18 和 19 就并拢在一起。其中一个外壳 18 将设备模块 12 中的各种设备单元加以整合。另一个外壳 19 安装一个火花切割器，用以确定一个具有两块铰链板的窗口。这个切割器的爆炸形成和弹出这两块铰链板，并且由安装在外壳 19 上的两组铰链使之保持打开状态，并配置于与该外壳 18 的界面上。

在发射时，各电池板一块挨一块地折叠在一起，借助于穿过所有电池板的若干拉杆，把它们固定到附属于外壳 18 的一块平板 20 之上。该平板的另一面安装该卫星的诸设备单元的其余部分。

这种结构有助于允许各种质量的定中心要求。通过令该平板 20 相对于该圆柱体的中间平面作适当的偏移，就能在发射时把质心定位于该发射系统的轴线上，而该圆柱体本身也把质心定位于该发射系统的轴线上。通过在平板 20 上调整诸设备单元的平衡，就可以在展开方式下实现两种类型的质心定位，即：将该模块 12 的质心对准于该天线的平面，以及垂直地对准于该天线在方向  $L$  上的中点（有助于该部件 11 沿着局部垂线借助于其较短的惯性轴实现自然对准，并限制施加于该卫星的太阳压力力矩）。

除了该平板 20 之外，该铰链板 19a 和 19b 的张开配置不会使该天线 11 受到全球定位系统信号的任何不必要的反射，同时，也给该外壳 18 所安装的遥测天线留下所需的开阔的视野。

所提出的该卫星的圆柱形的形状在发射状态下还有一个好处，就是消除了对该发射系统的载荷整流罩的需求。附加的鼻锥，借助于采用压在外壳上或入轨后才展开的天线使唯一的外部附属物（遥测天线）得以消除，以及将一个遮盖着与该发射系统的接合部的防护罩可选地附加到该圆柱体的底部，以上这些就重构了等效于一个载荷整流罩的空气动力学外形。上述的可选项导致了质量以及经过核定的该卫星的最大外形尺寸的增加，这是有待于协商的。

假设该长度  $L$  能做到小于 5.5 米，并假设折叠后的天线组成部件 11

以及设备模块 12 的厚度兼容于小于 2 米的直径,它就兼容于计划中的小型发射系统(洛克希德 马丁 LLV3, 麦克唐纳 道格拉斯 DELTA - LITE)或者现有的中型发射系统(例如 DELTA 2)的载荷整流罩。特别是当该天线组成部件 11 的总高度小于 13 米或 15 米(8 或 9 块电池板,每块高 1.7 米)时,就符合这种情况,若采用通常的天线长度方案(采用一种通常的形状尺寸以及一个标准的设备模块),将导致更大的质量和体积,并因而需要使用更加昂贵的发射系统(阿里安 5,阿特拉斯 IIAS)。电池板的一般结构

图 12 表示本发明的卫星的电池板的一个可能的实施例的一般结构,其条件是仅从该电池板的一侧进行辐射。

该电池板具有一种叠层结构,包括一个可选的整流罩 21,一块辐射板 22、一个装有电子装置 27 的 NIDA(注册商标)型中间铝结构、隔热保护层 24 以及一块装有诸太阳能电池 13 的平板 25。

在该中间结构 23 上加有 I 字形截面的水平的和垂直的加强筋,后者还用来安装该平板 25。

如图 13 所示,该电池板被划分为许多个功能单元 28。

诸功能单元 28 中的电子装置 27 被安置于该结构 23 与该热保护层 24 之间。它们包括发送/接收和移相装置,以及有关的控制装置。它们也处理在该电池板背面由诸太阳能电池 13 向它们供应的电源。

每块电池板都至少有一个贯穿其中的套筒,在发射时,利用一根从套筒中穿过的拉杆将电池板固定到支持封装里面。

由于一个单元 29 以及一个全球定位系统传感器 15 二者抵销了该天线的功能,因此它们可以有利地被组合到部分地抵销了天线功能的一个公共的功能单元 28 中去。如图 14 所示,这个单元 29 和这个全球定位系统传感器 15 被有利地安置于靠近两条加强筋的交叉处的所述单元 28 的边缘部位。

由与该电池板有关的诸太阳能电池直接地向电池板上的微波设备诸单元供电,因此,可以在每一个单元的层次上,或者在含有若干单元的一个组的层次上实现电源自治。

可以通过光光纤或通过同轴电缆向每一块电池板或半电池板馈送

微波信号，若信号来自该设备模块 12，可采用一种星形的配置，若信号来自该顶板（离地球最远），可采用一种菊花链式的配置，以便使得该电缆的长度构成所需的延迟线的一部分。

诸处理模块（BFN，主模块，辅助模块）通过一组控制/命令总线连接到该设备模块 12。

将诸电子装置 27 组合到同一个功能单元 28，是借助于集成或混合工艺而实现的。

在需要从一块电池板两侧都进行辐射的情况下，一种可能的实现方法是用一块装有诸辐射元件的平板去替换一块装有诸太阳能电池的平板 25。在这两种情况下，为了便于整合以及跟该电子设备单元 27 连接，最好对这些平板的表面积加以限制，使得经过整合之后，每一块平板都贴近由诸加强筋 26 的矩形栅格所形成的间隔。在这种方式下，部件的可拆卸性以及该电池板的可维修性得以保留。

太阳能发电机的规模。

诸太阳能电池 13 都是砷化镓/锗类型的电池，例如，在最坏情况下（即：处于其工作寿命的末期，具有最差的太阳入射角，并处于（120℃温度下）也能提供电压为 10 伏的所需的电流。对于该部件 11 的每一个功能单元都提供一串 16 个这种类型的电池。

所选用的砷化镓工艺（而不是硅工艺）能耐受较高的太阳能电池温度。

用这种方法产生的电能被存储在装置 27 所包含的诸电解和陶瓷电容器里面，以便在该雷达脉冲发射期间，将该电压降限制到设备能容许以及保持正常性能（典型值为 10 %）的范围以内。

该电压被限定于 10 伏。

姿态与轨道控制

在最简单的形式中，使用一台定向于该侧滚轴的单推进火箭发动机。姿态控制实质上是由定轨与姿态保持发动机点火时（沿着方向 V）以及该单推进火箭发动机对准不良时所出现的沿偏航轴的瞬态扰动所引起的。姿态保持的校正操作被分解为宽度十分有限的若干个基本脉冲，以便有效地给出沿偏航轴产生的角位移。这些基本脉冲导致沿偏航轴的

重新定位。姿态保持过程的持续时间可以很长，但在两个基本脉冲之间的时间内，应继续保证该天线的日照与温度条件。在姿态保持的机动过程中，推力是较弱的，并且最重要的（调整动作）相对来说并不频繁出现。对于这种类型的卫星来说，由于阻力较弱（沿方向 V 的截面积非常小），这种对姿态控制系统进行细分以及延长其反应时间的方案是可以接受的，即使它要求在一条或多条轨道上中断正在进行的任务。以增加复杂性为代价，必要时可使用多台在点火时间上受控的火箭发动机，以便实时地抵消沿偏航轴的不应有的力矩，并减少总的点火持续时间。该卫星的特性使得冷气体推进成为可行，所增加的（燃料）存贮槽的质量跟采用肼的解决方案相比或许是可以接受的，包括在一项持续时间为 10 年的任务中都能给出低阻力，以便增加重力梯度。

在任务期间有必要去校正该轨道平面，特别是对于那些在当地时间 6 时/18 时以外的时间里使用的轨道来说，更是如此。这种类型的机动不同于前面所介绍的先让该卫星沿偏航轴旋转  $90^\circ$  使得火箭发动机处于与该（轨道）平面垂直的位置然后沿方向 V 点火。

在该天线展开之前，通过对磁强计的测量结果进行滤波，可测出该姿态角，其精度达到  $1^\circ$  的量级；展开之后可使用该天线所接收的全球定位系统信号，其精度得以改进，达到优于  $0.1^\circ$ 。

该磁性力矩发生器提供为阻尼沿俯仰轴和侧滚轴的重力梯度的摆动效应、抵消诸永久性效应（太阳压力）、以及当火箭发动机点火时从瞬时影响中恢复过来所需的诸力矩。

按照下列方式有利地获得该天线组成部件 11 的初始姿态。

该部件 11 被展开，随后将一种控制规律施加于该磁性力矩发生器，以降低仅用于磁强计测量的转速。

该卫星被稳定于一个重力梯度平衡位置。

两种平衡位置都是可能的，一种是该部件 11 位于该模块 12 的下面，另一种是该部件 11 位于该模块 12 的上面。

若该天线组成部件 11 被展开于该设备模块 12 的下面，则该卫星将沿偏航轴旋转，以便使诸太阳能发电机朝向太阳，为了对它的蓄电池进行充电并使之实现自给，随后将一种新的控制规律施加于该磁性力矩发

生器，以便使卫星沿着它的所有坐标轴再次旋转，其后再次使用降速控制规律，以便返回到一种重力梯度平衡位置。

启动和停止旋转的过程不断重复，直到该天线处于正确位置。

每启动一次旋转，该天线 11 就在两次重新获得所需姿态的机会中实现其中的一次。

所有这些导致一个由以下各部分（忽略冗余性）组成的基本姿态控制与推进系统：三个磁性力矩发生器、一个三轴磁强计、一台星上计算机、一台全球定位系统接收机、四组全球定位系统天线（在本例中，使用位于离地球最远的诸电池板上的诸天线）、以及一个基于一台单独的火箭发动机的推进子系统。

要注意的是，这个姿态控制系统不使用任何种类的（地球的、太阳的或星体的）光学传感器，使得其工作情况跟任务过程中的当地时间及其变化无关。

姿态倒置的卫星（部件 11 在设备模块的下面）或者姿态无关紧要的卫星

卫星的名义姿态可以跟迄今为止所叙述的情况相反，即：包括一组位于设备模块 12 下方的天线组成部件。

所得到的好处是消除了在低值入射角下对雷达视野的限制。被用来避免阻挡视野的诸电池板 14a 仍然可以被用来在顶部诸电池板 14 的高度上避免对全球定位系统诸卫星的过分屏蔽，在这种情况下仅仅依赖于工作所需的最小数目的全球定位系统诸卫星。由于该设备模块的平板 20 的反射容易引起的全球定位系统入射角诸方向的多途径传播，现在自然地地球所屏蔽。以菊花链方式向诸电池板馈送微波信号开始于靠近模块 12 的第一块电池板，而不是位于另一端的电池板，其姿态如前面所述。

然而，对遥测天线应作出不同的安排，以避免部件 11 阻挡它的视野。一种解决方案是在设备模块中设置两组天线，分别位于该部件 11 的平面的两侧，因此，不管该站（卫星）相对于其轨道平面处于何种位置，总有一组天线是直接看得见的。每次通过（地面接收点）最多只需要一次天线切换操作。将遥测天线移出该平面使它有可能将来自这两组天线的视野重叠在一起，并且当该站（卫星）进入该轨道平面时可以更灵活地处理其切换时间。

同样,该卫星也可以被设计成工作于展开后所获得的第一个平衡位置,并因此免除了前面所述的启动和停止旋转过程的诸步骤。从硬件的观点来看,所需要的一切就是提供相应于两种形状尺寸的两种类型的遥测链路,在最坏情况下诸电池板 14a 的面积不致于阻挡视线,两种可切换的启动该电池板的微波信号馈送系统的方法,以及兼容于两种形状尺寸的该模块的热控制方法。其余部分对有效形状尺寸的适配只产生次要的影响,当然主要是在软件方面。

所有前面所述的内容同等地适用于这样一种情况,即:部件 11 分为两部分,分别位于该模块 12 的上方和下方。

#### 应用于低频段、高频段或多频段任务

对一项任务来说,所有其他特性都应保持完全相同,该天线组成部件 11 的功能高度与波长成正比,其结果是,对高频段(X或C波段)任务而言,不能自然地获得重力梯度条件,而对低频段(S、L或P波段)任务而言,则经常是这种情况。在整个高频段,都有必要将实心的或空心的诸电池板 14a 附加到该设备模块的太阳能发电机的电池板上。

将本系统应用于构成新一代雷达的若干要求之一的频率组合,(其效果)也完全是最佳的,因为用于不同频率的所有电池板都对总的重力梯度作出贡献,并且它不(或不再)需要加入诸板 14a。特别是,对于一块具有八块功能性电池板 14 的 L 波段任务来说,加入一块同样大小的 X 波段电池板以构成一个双频任务就足够了,该任务服从于该设备模块相对于单频情况下的有余裕的重定大小。不同的频率可以使用该天线的不同的功能长度 L,一块标准的电池板的长度由较短的诸电池板的表面的非功能性扩展来保持,这有助于必要时定中心条件(质量,太阳压力推力的中心,等等)的保持。

在该部件 11 的每一组无线都作出能源自给的选择的情况下,在高频段,在诸电池板背面的诸太阳能电池应当更加稠密,像“铺地毯”那样,因为总的来说功率要求有所增加(这是雷达的情况),并且该天线的高度趋于减小。万一出现能源不足并且需要依靠该部件 11 中除所述天线背面以外的附加的电池区域来供电,在这种情况下,最好将这些区域安置在直接靠近所述天线任何一侧的地方,以便限制输电连接线(的长度),

并且可能保留前面所述的完全电子积木化的概念。

### 应用于单遍式雷达干涉仪任务

单遍式雷达干涉仪主要用于获得地形数据，它包括两组从空间上分隔开的天线，其中一组天线管发送，二者都管接收，该仪器通过这两组天线同时形成两幅图象。该数据的精度取决于由两组垂直于速度矢量的天线所形成的、并且跟波长有关的底边长度，因此，对同一台卫星干涉仪的诸天线来说，只有在高频段（X或C波段）以及天线诸底边超过10米或15米的情况下才是可行的。

将一项干涉仪任务加入到本发明的雷达卫星中去是一件简单的事情，其次，一般来说，仅用于接收的天线可以是一块单独的电池板14，因为它可能不需要在高值入射角下进行工作（入射角决定该天线高度），并由于该天线仅用于接收，耗电量很少，或者不耗电，因此对该天线背面的太阳能发电机的需求显著地降低了。在一种仅使用高频段的任务的情况下，这个电池板14被加入到两块电池板14a之间，其中一块电池板14a用以避免阻挡视野（并可能安装用于该模块的太阳能发电机），另一块电池板14a专门用于产生重力梯度。若没有后一块电池板14a，或者虽然有但不够数，则要加入另外的电池板，以便获得所需的底边高度。在多频段任务的情况下，该干涉仪任务一般只涉及一个高频段，工作于所述高频段的该干涉仪接收天线所在的电池板14以及该主天线分别安置在该部件11的相对的两端，借助于一块用以避免阻挡视野的电池板14a，将二者跟该设备模块分隔开。通过在必要时进一步地加入没有天线功能的电池板14a，就可以增加用这种方法获得的干涉仪（天线）底边的尺寸。

为了进一步地减小引入干涉仪功能所带来的影响，用于该模块以及用于干涉仪接收天线的太阳能发电机的功能可以合并于同一块电池板14a。干涉仪的耗电量非常低，它把该发电机功能留给该模块使用，也没有必要采取避免阻挡该接收天线的视野的措施，因为没有必要让它瞄准最小数值的入射角，或者倘若所需的高度小于一块电池板的高度，那么它就可以只占用该电池板的上半部，即较好的暴露部分，特别是如果不使用非常高的频段时，就会遇到这种情形。

这样一来，就以低廉的造价加入了干涉仪功能，然而对一颗常规的卫星来说，就需要引入一根在其端部安装该接收天线的专门的可展开的桅杆。

#### 在国际合作场合中的共享与均衡运作

如果要在国际空间合作中取得成功，那就应当保证在不同的国家之间公平地分担任务，不仅在研制方面，而且也在运行方面。不幸的是，对一个遥感系统来说，关键的工作任务，即编程，必须集中进行，以保证最佳的无冲突的需求管理并维护该卫星的完整性。如果一个自然地承担在其领土上设立该任务的编程中心以及该卫星控制中心（因为后者一般地不能跟该编程中心分开）的任务的主要的合作伙伴缺席，就会产生一个无法解决的问题。

那种让每一个合作伙伴在卫星的可见圆所界定的区域内保留在图象方面对卫星使用的控制权的方案，即类似于 INTELSAT 型通信卫星所采取的（租用一个重发器或者一个波束）做法，到现在为止一直行不通。对轨道中部分资源的使用往往影响到它们在别处的可用性，因此，集中化的协调仍然是不可缺少的。在光学遥感中，改变正在瞄准的方向所产生的延时可能很长（以便让卫星或反射镜重新定向），而对于一部现代的轻型雷达来说，所面临的问题则是蓄电池的再充电时间、发射机的开/关限制或者诸设备单元的热状态极限。

通过让部件 11 采取能源自给的选择，如图 4 以及其后诸图所示的卫星原理允许该雷达在有日照期间连续工作。因为在这种地理上的共享方案中，所收集到的数据并不存储在卫星上，而是以实时方式重发到地面站（不使用存储和交换功能），这样一来，共享卫星数据的问题可能被缩小为在各合作伙伴之间简单地分配可见圆并且在编程和数据采集方面保证各自的自治与自主权的问题。

然而，这种从地理上对该卫星进行分区访问的新能力，其本身并不足以允许每一个合作伙伴在它的区域内保留对该卫星的控制权。同样有必要为管理该卫星并维持其状态而留有余地。要注意的是，部件 11 的完全电子积木化结构提供了能抗御因编程中的失误而引起的任何故障的稳固性。由一个射频模块和一个相应的太阳能电池组所构成的基本功能单

元实际上应当将诸电池所供给的电能耗耗掉，并且跟它对整体的功能贡献无关，因此，所述单元仅经受一种由该太阳能电池和该电子装置的当前状态所支配、并且跟该单元的激活与编程状态无关的热状态。该部件 11 没有冗余备份，但它仅经受与基本功能诸单元的失效或劣化有关的性能上的进行性劣化。每一个合作伙伴都会同意处理这种劣化的最佳办法（借助于选择待激活的诸单元以及待形成的天线方向图规律），而不是去影响该劣化过程本身（没有故障传播过程）。

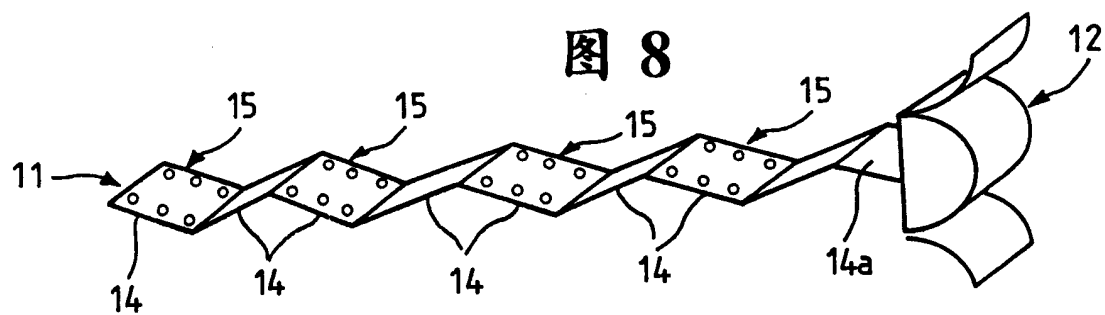
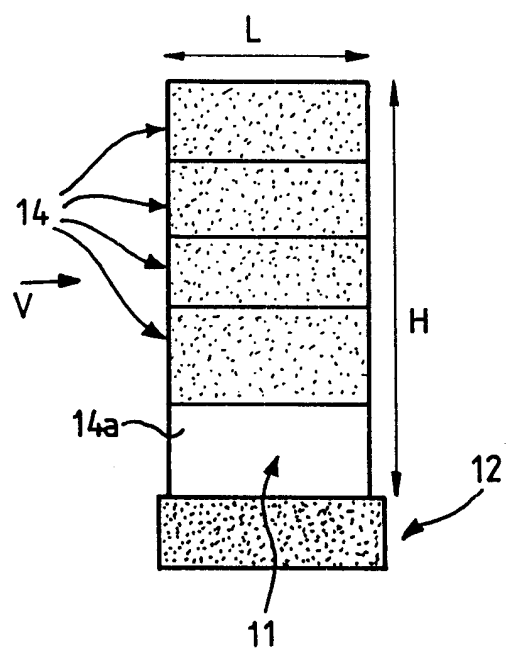
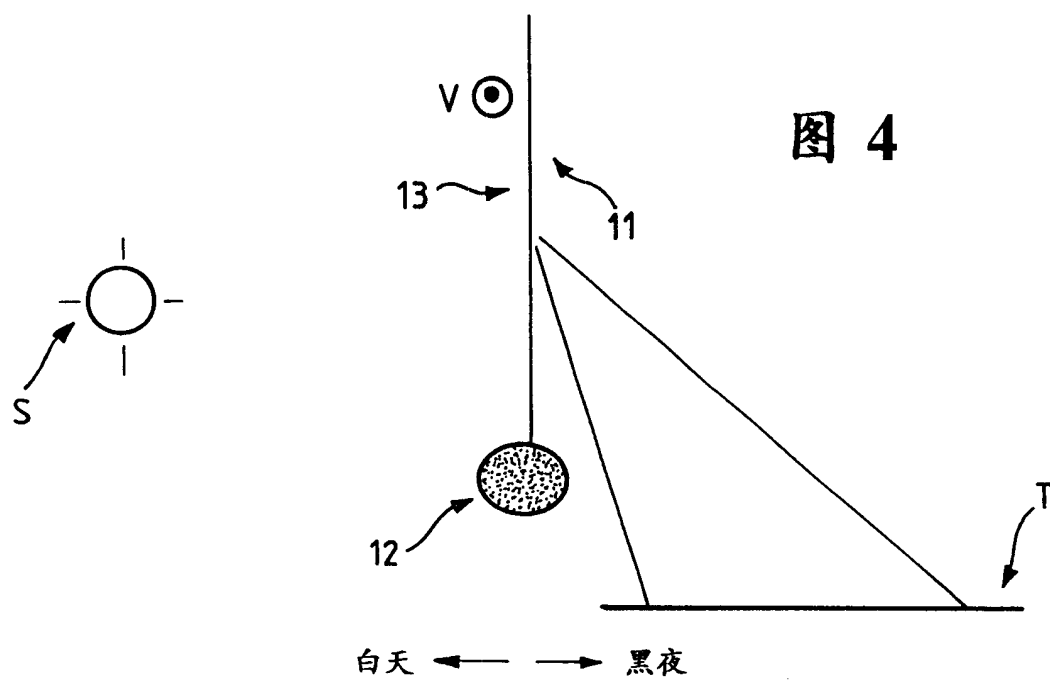
除了实时图象处理编程、部件 11 的技术操作以及该图象产品类型（地面扫描轨迹、波形、分辨率、入射角）等方面以外，每一个合作伙伴都可以根据当地的需求和爱好去开发和推广雷达方面的专门技术。集成到该设备模块中去的该载荷部件也从一个连续供电的电源那里得到好处，但不同于该天线组成部件 11，它不是由大量的相同功能的诸单元积累而成的。由于所使用的技术的操作严格性水平较低（没有管道，没有机械装置，没有因配置而引起的延时，等等）以及缩小了各功能部件的尺寸，使得一个由诸部件组成的冗余系统成为可行，其中，可以由每一个合作伙伴互换地激活的开关的数目也减少了。在这种情况下，共享的概念可以扩展到所有的载荷。

卫星的运行也需要轨道控制诸功能（轨道保持以及太阳能电池板阵列的粗姿态的保持），这需从地面进行控制。另一方面，不受使用载荷的影响，这些功能导致对偶然地影响所有合作伙伴的访问的名义上可预报的限制（例如：稳定时间与机动）。它们应当被集中化并被委托于一个由各合作伙伴承担费用的独家代理，但在操作中不跟各合作伙伴进行交互。

前面的共享方案是针对最可能出现的静态模式来叙述的，为的是说明从整体上消除互连连接和互相依赖（共享轨道弧线或者复盖区），并得益于在启动程序方面增加了的简易性，这些程序涉及大量的小规模合作伙伴。在此基础上的其他协议也是可行的：合作伙伴相互之间，或者是个别的或者是一般化的，关于轨道弧线的动态分配的更紧密的协议，或者引入一个中央合作伙伴，专门负责记录图象，并管理在未分配的弧线内的星上存储器，或者代表本地的合作伙伴。

重要的是指出这样一点：这种共享概念在无所不在的能源资源方面是位居第一的。而在常规卫星上要做到这一点就得增大太阳能发电机的裕量，从而需要使用重型的设备模块，随之导致使用重型的发射系统。图4和其后诸图所示的卫星的特有的好处在于：这种容量是固有的，而且不用花钱就能得到。





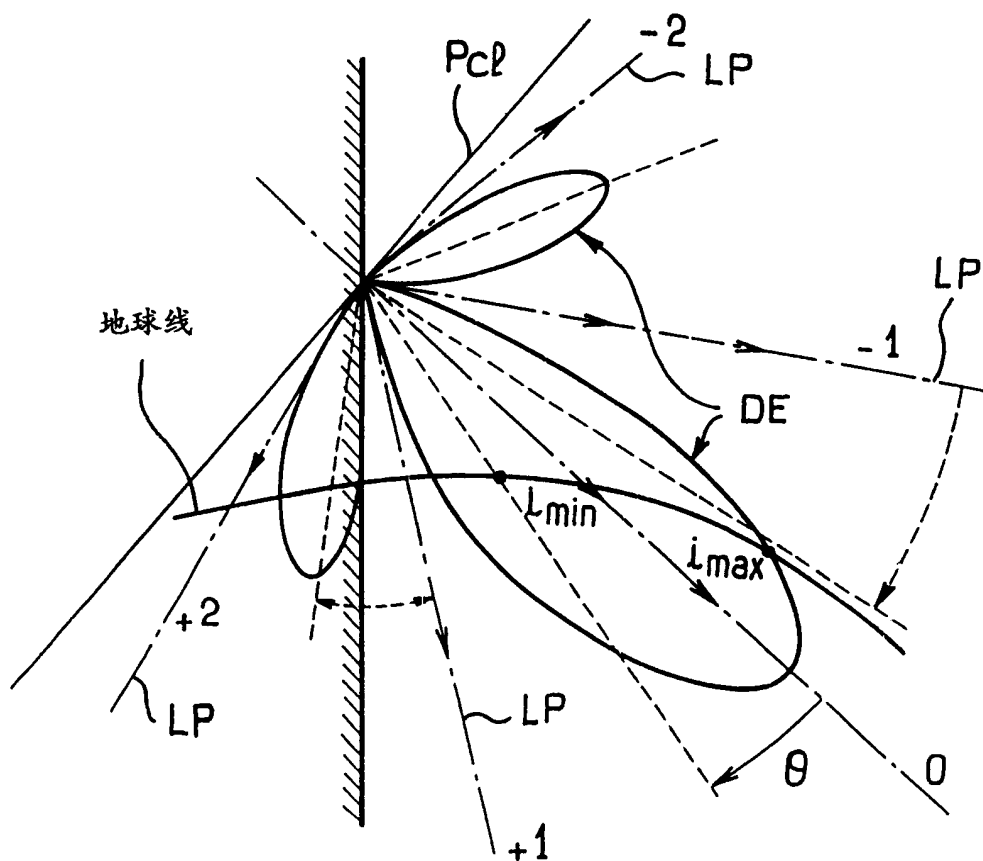


图 6

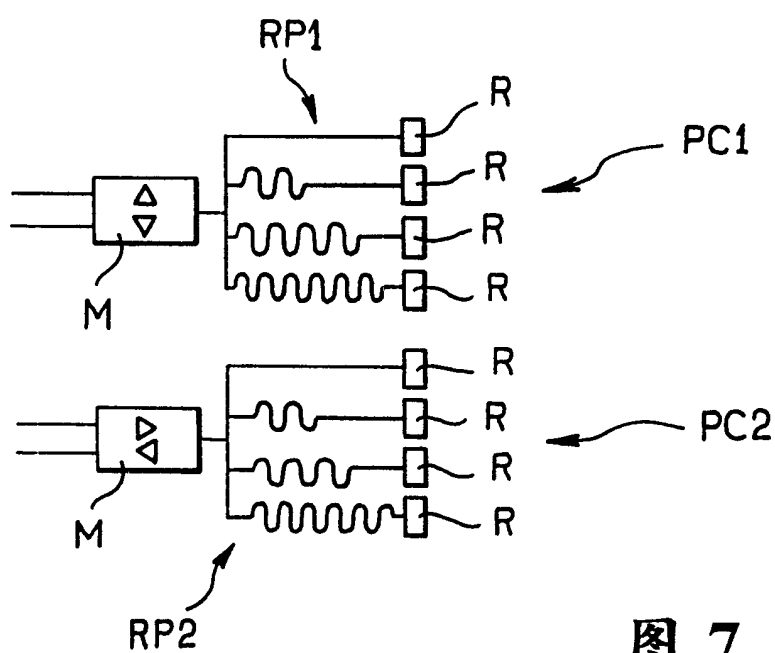


图 7

