[19]中华人民共和国国家知识产权局

[51]Int. Cl[7]
B64G 1/32
B64G 1/24

[12]发明专利说明书

[21] ZL 专利号 95193154.7

[45]授权公告日 2001 年 7 月 11 日

[11]授权公告号 CN 1068282C

[22]申请日 1995.3.29 [24]颁证日 2001.3.29
[21]申请号 95193154.7
[30]优先权
[32]1994.3.30 [33]FR [31]94/03765
[86]国际申请 PCT/FR95/00393 1995.3.29
[87]国际公布 WO95/26905 法 1995.10.12
[85]进入国家阶段日期 1996.11.19
[73]专利权人 法国国家太空研究中心
地址 法国巴黎
[72]发明人 P·杜乔恩
[56]参考文献

FRA2525359	1983.10.21	B64G1/32
USA3145948	1964. 8.25	B64G1/24
USA3390848	1968. 7. 2	B64G1/32
审查员 25 58

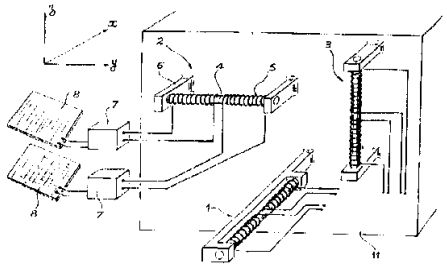
[74]专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
代理人 王 勇 张志醒

权利要求书 4 页 说明书 12 页 附图页数 6 页

[54]发明名称 装有磁矩和空气动力矩发生器的人造卫星及该卫星的控制方法

[57]摘要

低轨道人造卫星的定向方法及系统。把空气动力学导向装置与磁耦合器(1、2、3)结合起来了,空气动力学导向装置由于高层大气可引起卫星沿两个轴 的转动而磁耦合器可借助地磁场产生沿三个主轴的俯仰、横滚和侧滚(偏航)的转动。人们可以达到很高的精度使卫星定向而无需消耗大量的能源。还给出 了一些控制规律。



ISSN1008-4274

权　利　要　求　书

1.装有磁发生器（1、2、3）的人造卫星，该磁发生器可产生围绕卫星三个主轴（X、Y、Z）的旋转动转矩，这种人造卫星的特征在于：它包括一些旋转外板（16、17、18），可根据卫星的类型及卫星轨道情况以一定控制规律而产生围绕两个主轴（X、Z或X、Y）的空气动力学转矩，这种控制规律与磁发生器及外板有关以便使它们产生可变化的转矩。

2.根据权利要求1所述的人造卫星，其特征在于，外板都是相对卫星的惯性中心对称安装的。

3.根据权利要求2所述的人造卫星，其特征在于：外板总共为两对并且都围绕着差不多是处在一条直线上的轴转动。

4.根据权利要求3所述的人造卫星，其特征在于：每对外板的表面积都相同而且各个外板都是由一个中心板（16）和两个半板（17、18）构成，这两个半－块状的板是一样的、连成一体的并把中心板围在中间。

5.一种根据权利要求1所述的并围绕一个行星轨道运行又处在大气和磁场中的人造卫星控制方法，其特征在于：该方法主要是周期性地测量或估算相对卫星主轴的行星磁场（B）而且还要计算由磁发生器和外板围绕主轴所产生的转动转矩。

6.一种根据权利要求5所述的人造卫星的控制方法，其特征在于：它主要是计算由磁发生器产生的转动转矩，对于磁发生器来说由外板所产生的转动力矩总的综合值最小。

7.根据权利要求5所述的人造卫星的控制方法，其特征在于卫星沿准极性轨道运行，特征还在于由外板所产生的转矩是滚动和偏航转矩。

8.根据权利要求5所述的人造卫星的控制方法，其特征在于：卫星沿赤道轨道运行并且由外板所产生的转矩是俯仰转矩和滚动转矩。

9.根据权利要求5所述的人造卫星的控制方法，其特征在于：控制外板的方式是使大气产生的阻力减少到最小。

10.根据权利要求6所述的人造卫星的控制方法，其特征在于：磁矩（M）是按照下列公式而产生的

$$M_X = \left[B_yC_z - B_zC_y - B_yB_z\left(\frac{\vec{B}\cdot\vec{C}}{D}\right)\right] / |\vec{B}|^2$$

$$M_y = \left[B_zC_x - B_xC_z\right] / |\vec{B}|^2$$

$$M_z = \left[B_xC_y - B_yC_x + B_xB_y\left(\frac{\vec{B}\cdot\vec{C}}{D}\right)\right] / |\vec{B}|^2$$

其中：X、Y和Z表示卫星的主轴，

B_X、B_Y和B_Z表示由磁发生器和外板按主轴对卫星所产生的周围磁场$\vec{B}$沿主轴的分量，

C_X、C_Y和C_Z表示由磁发生器和外板对卫星所产生的总转矩$\vec{C}$沿主轴的分量，以及

其中$D = Bx^2 + Bz^2$和$\vec{B}\cdot\vec{C} = B_xC_x + B_yC_y + B_zC_z$。

11.根据权利要求9和10所述的人造卫星的控制方法，其特征在于：按照下面的公式对外板进行了控制，对于装有四个外板的卫星来说，外板的表面积都相等并且是成对地对称分布的，它们与卫星的移动方向形成的角度为θ_1至θ_4，其中一对外板形成的角度为θ_1和θ_2，另一对外板构成的角度为θ_3和θ_4，一边是形成θ_1和θ_3角的外板，另一边是形成θ_2和θ_4角的外板，它们分别安装在卫星的同一侧，并且可以注明：

$$C_{ax} = \sum_{i=1}^{4} \frac{\sin 2\theta_i}{2} |\sin\theta_i| \quad 和 \quad C_{az} = \sum_{i=1}^{4} (-1)^i |\sin\theta_i|^3,$$

1°)如果$C_{ax}\neq 0$：

a)如果$C_{az}\geq 0$ 和 $0 \leq C_2 \equiv \frac{C_{az}^2}{|C_{ax}|^3} \leq 1$，

设定 $X = -\frac{1}{2} + \cos\left\{\left[\text{Arc}\cos(1 - 2C_2)\right] / 3\right\}$，

$$|\sin\theta_1| = |C_{ax}|^{1/2}\left[\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\left(1 - 4X^2\right)^{1/2}\right]^{1/2}$$

采用带有C_{ax}符号的θ_1，

$$|\sin\theta_2| = |C_{ax}|^{1/2}\left[\frac{1}{2} + \frac{1}{2}\left(1 - 4X^2\right)^{1/2}\right]^{1/2}$$

采用有 C_{ax} 符号的 θ_2，

以及 $\theta_3 = \theta_4 = 0$

b) 如果 $C_{az} \geq 0$ 和 $1 \leq C_2$，

设定 $\alpha = \frac{1}{2}\left[C_2 + \left(C_2^2 - 1\right)^{1/2}\right]^{1/3} + \frac{1}{2}\left[C_2 - \left(C_2^2 - 1\right)^{1/2}\right]^{1/3}$，

以及 $S = S_2 + S_4 = \alpha^{1/2}\left[1 + \left(\frac{C_2^{1/2}}{\alpha^{3/2}} - 1\right)^{1/2}\right]$ 取 $Si = \left|\sin\theta_i\right| / \left|C_{ax}\right|^{1/2}$

对于 1 至 4 的 i，那么：

$$\left|\sin\theta_2\right| = \frac{\left|C_{ax}\right|^{1/2}}{2}\left[S + S^{-1}\right],$$

采用有 C_{ax} 符号的 θ_2，以及：

$$\left|\sin\theta_4\right| = \frac{\left|C_{ax}\right|^{1/2}}{2}\left[S - S^{-1}\right],$$

采用（$-C_{ax}$）符号的 θ_4，以及 $\theta_1 = \theta_3 = 0$，

c) 如果 $C_{az} \leq 0$ 和 $0 \leq C_2 \leq 1$ 取如前面所述的 X，

$$\left|\sin\theta_1\right| = \left|C_{ax}\right|^{1/2}\left[\frac{1}{2} + \frac{1}{2}\left(1 - 4X^2\right)^{1/2}\right]^{1/2}$$

采用有 C_{ax} 符号的 θ_1，

$$\left|\sin\theta_2\right| = \left|C_{ax}\right|^{1/2}\left[\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\left(1 - 4X^2\right)^{1/2}\right]^{1/2}$$

采用有 C_{ax} 符号的 θ_2，以及 $\theta_3 = \theta_4 = 0$，

d) 如果 $C_{az} \leq 0$ 和 $1 \leq C_2$，

选用如前面所述的 α，

以及 $S = S_1 + S_3 = \alpha^{1/2}\left[1 + \left(C_2^{1/2} / \alpha^{3/2} - 1\right)^{1/2}\right]$，

$$\left|\sin\theta_1\right| = \frac{\left|C_{ax}\right|^{1/2}}{2}\left(S + S^{-1}\right),$$

选取 C_{ax} 符号的 θ_1，

$$\left|\sin\theta_3\right| = \frac{\left|C_{ax}\right|^{1/2}}{2}\left(S - S^{-1}\right),$$

以及$\theta_2 = \theta_4 = 0$。

2°)如果$C_{ax} \approx 0$，也就是说，模数小于10^{-4}例如，

a)如果$C_{az} \geq 0$,

$\theta_1 = \theta_3 = 0$和$|\sin\theta_2| = |\sin\theta_4| = \left(\frac{C_{az}}{2}\right)^{1/3}$ 取 $\theta_2 = -\theta_4$；

b)如果$C_{az} \leq 0$，

$\theta_2 = \theta_4 = 0$ 及 $|\sin\theta_1| = |\sin\theta_3| = \left(\frac{C_{az}}{2}\right)^{1/3}$ 取 $\theta_1 = -\theta_3$.

说　明　书

装有磁矩和空气动力矩发生器的人造卫星及该卫星的控制方法

本发明涉及备有可同时产生磁矩和空气动力矩装置的人造卫星，以及控制这种卫星的方法.

本发明可能更接近于其申请号为 9304953 的法国专利主要内容，所述申请描述的是一种装有空气动力学定位导向装置的人造卫星而且该卫星沿低轨道或极低轨道运行，也就是说卫星的轨道高度或者如果是椭圆轨道的话就是指远地点，对于地球来说低于 600km（公里）. 还可想象为，本发明能应用于其它一些行星，不过，条件是这些行星要有大气层。实际上，高层大气的稀薄气体（对于地球来说它主要由原子氧组成）可以对卫星产生转动力矩. 可利用这种状况的空气动力学导向装置主要由一些旋转板构成，这些旋转板适合于利用相对来说比较大或小些的截面正对气流时实现定向或者说定向之后可给气流提供一种可变的倾斜流逝方向. 不论气流方向如何都能产生随旋转板所处位置及其定向情况而变化的力矩. 因而就能达到调节卫星定向用来防止各种摄动的影响使仪器设备或探测器对准目标或者使光生伏打电池对准太阳.

空气动力学导向装置的优点是节省了推进器或通常用于移动卫星或者使卫星定向的同类装置所要消耗的“爱尔高”火箭燃料（ ergol ），但是它们仍然消耗一些燃料直接用于驱动或间接用于补偿它们所造成的拖拽效应. 因此，在衡量这些装置的同时可考虑减少其数量或减少它们的使用.

本发明的指导思想是把空气动力学导向装置与其它一些装置，即磁耦合器或磁偶发生器相配合，它们由光伏（电池）以再生能的形式供电而且这些装置都具有能在周围磁场的存在下产生转动力矩的能力，这类磁场比如是地磁场，依据的公式为 $\overline{C} = \overline{M} \wedge \overline{B}$，其中 $\overline{C}$ 是用牛顿－米表示的力矩，$\overline{M}$ 是以安匝/平方米表示的磁矩而 $\overline{B}$ 是以特斯拉（ T ）表示的磁场. 从这个公式可得出的不利结论是，将不会产生围绕周围磁场方向的力矩. 正是针对这种特殊的原因，人们才求助于空气动力学的导向装置，尽管这些导向装置也能作为围绕其它轴产生磁力矩的补充设备.

人们还知道一些这样的卫星，在这类卫星上磁耦合器或者单独使用或者与定向系统相互补充而加以利用，所说的定向系统比如有反作用轮或当其达到饱和程度时的动力轮，但是似乎可以这样讲，除非在以前或最近由同一发明人所提及的范围内，还从来没有人提出过可定向的空气动力学导向装置。

空气动力学导向装置产生围绕卫星两个主轴的力矩和转动，其方向可根据卫星轨道位置相对地磁场或所考虑的行星磁场而加以选择。磁耦合器可围绕卫星三个主轴产生磁矩。在那种情况下定向系统将配备一些协助性的装置，但这些装置不是多余无用的，因为沿轨道运行和按不变方向定向的卫星相对磁场来说不会是固定的方向，使得磁耦合器作用在每一圈都有用，如此有利的是，即使某些作用较小最好也要把它们用到导向装置上。

概括地说，本发明以最普通的方式涉及了人造卫星，其特征在于：该卫星装有可围绕三个卫星主轴产生转动力矩的磁发生器；还装有旋转式外板用于根据卫星的类型和卫星轨道提供围绕两个主轴的空气动力学转动力矩，这要随着与磁发生器有关的控制规律而变化而且所有的板都是用来使它们产生可变的力矩；本发明还涉及对于围绕有大气层和磁场的某一行星的这类轨道中的卫星可采用的方法，其特征在于：该方法主要就在于周期性地测量和估算行星相对于卫星主轴的磁场并计算由磁发生器和外板围绕主轴所要产生的转动力矩。

下面就借助几幅非限定性的描述附图用几个实施例而更加准确地叙述本发明：

- 图 1 表示的是一种磁耦合器系统，
- 图 2 表示出了本发明所适用的特定轨道上的卫星，
- 图 3 表示适于沿另一种轨道运行的一种不同的卫星，
- 图 4 表示与前面相类似的可在第三种轨道上运行的卫星，
- 图 5 描绘了空气动力学导向装置的控制，
- 图 6 是表示导向装置控制的曲线示意图，

以及 - 图 7 则描绘了空气动力学导向装置的装配情况。

图 1 表示出一些其结构完全相似的磁耦合器 1、2 和 3 而且它们都是由一个圆柱形铁磁性铁心 4 构成的，有两个电绕组 5 和 6 缠卷在该铁心 4 上。绕组 5 和 6 与电池组 7 相连，电池组 7 又由光生伏打电池 8 供

电，该电池插在卫星上朝向太阳的板上．磁耦合器 1 、 2 和 3 的铁心 4 分别沿着卫星的三个主轴 X 、 Y 和 Z 取向，它们之间彼此都互相垂直．

电绕组 5 和 6 一次主要只使用一个，而另一个起补充作用而且在第一个有损坏的情况下提供备用．当电流流经电绕组 5 和 6 时，在相关铁心 4 的轴向中就产生表现为双极磁矩 $\vec{M}$ 的磁场．于是在沿铁心 4 中产生一种机械力矩 $\vec{C}$ 正好与周围磁场 $\vec{B}$ 的方向成一直线，依据的公式是前面提到的 $\vec{C} = \vec{M} \wedge \vec{B}$．该力矩传动给卫星，铁心 4 都是固定在卫星上的，以便使卫星整体转动．值得注意的是，这些磁耦合器 1 、 2 和 3 在其铁心 4 沿周围磁场 $\vec{B}$ 定向后就不再起作用了．

在图 2 上表示出了一个载有磁耦合器 1 、 2 和 3 的卫星 10A，必须要把它们安装在卫星 10A 的中心主体部分 11 中，从中伸出两个侧翼板 12 和 13，这两个翼板是当卫星 10A 脱离发射火箭及进入轨道时展开的．两个翼板 12 和 13 是相似的，并排列在中心主体 11 两侧排成一直线而且它们还在与主体隔开一定距离的地方装有太阳能板 14 ，该板上装有光生伏打电池 8（这是前面提到过的），然后翼板上还装有空气动力学导向装置 15，它由一个中心板 16 和两个端板 17 和 18 构成，它们把中心板围在里边．实际上端板 17 和 18 是一些半块板，其转动是围绕翼板 12 与 13 延伸部位中的一个轴协调一致地进行的，在这儿，此轴对应的是卫星 10A 俯仰轴 Y 而中心板 16 绕同一个轴与上述半块板无关地单独转动．转动轴是由可支撑板的一些空心轴（中空轴）作成的，而且空心轴又以从太阳能板 14 一端伸出的固定支承轴转动．这种简单的机械系统在图 7 上表示出来了．固定轴标注为 25，外板 16 至 18 的中空轴分别标注为 26 至 28；用 29 表示的是杆，这种杆在中心板 16 的边缘之外把端板 17 和 18 连接起来；用 30 表示轴承，这些轴承可使中空轴 26 和 28 用中空轴 29 支承；用 31 表示可使中空轴 27 由中空轴 26 支承的轴承；用 32 和 33 表示电动机和传动系统，这些系统分别驱动中空轴 26 和 27，因而分别使中心板 16 单独转动也使端板 17 和 18 转动，同时靠在太阳板 14 上。

导向装置板 16 至 18 彼此对称地安装在翼板 12 和 13 上，它们的相应尺寸都是相同的并且都用前述的独立系统驱动．

最后必须指出的是，中心板 16 的表面积与端板 17 和 18 表面积的和相等．

卫星 10A 沿轨道 A 运行，滚动轴 X 与该轨道相切并按卫星行程的相反方向定向．左右（侧滚）摆动（偏航）轴 Z 在 A 轨道面上并与地球中心（地心）的 T 方向相反．因此俯仰轴 Y 与轨道 A 的平面垂直，翼板 12 和 13 也垂直 A 轨道面而且该轴 Y 的指向要给出方向标志 X、Y 和 Z．在此情况下，A 轨道是 12 和 24 地方时的太阳同步轨道，它几乎从地极上通过，因为轨道面与赤道面大约为 100°角．地磁场 B 那时差不多与轨道面平行，大约成 20°角左右．这一结果适用于所有准极性轨道．

可以看到：围绕 X 轴的滚动旋转是能够控制的，方法是选择性地改变翼板 12 和 13 中一个的中心板 16 或端板 17 与 18 的方向而且还要使另一个翼板 13 或 12 上相似的板产生相应的反向转动，起初是从所有板都处在平行于与轨道 1 相切的平面的平面内的中间位置开始的．这样所引起的稀薄空气的阻力增大表现为沿左右摆动（偏航）轴 Z 的在相反方向上偏离中心的力，而且其力（值）的大小与倾斜度的大小有关．沿横向滚动轴 X 的阻力也产生了，这些力没有产生力矩，因为它们相等并且是相同方向但是对卫星 10A 有制动作用并且必需使用一些能量以便保持卫星具有所要求的速度，这就说明，人们最好不要滥用这种装置．可是如果人们让翼板 12 和 13 中仅仅一个上的导向装置板 16、17 和 18 沿着从这些板（在轨道 A 平面内）的中间位置开始的相反方向偏移相等的角度，产生了绕偏航轴 Z 的转动因为只从该翼板 12 或 13 的一侧制动卫星，而没有任何其它转动产生，因为中心板 16 的表面积与端板 17 和 18 的总表面积相等，因此沿偏航轴 Z 的力将它们自己抵销了．因而空气动力学导向装置 15 可以把横向滚动和偏航转动传递给卫星 10A．俯仰转动将单独由磁耦合器来完成，这往往是可能的因为俯仰轴 10（横轴）垂直于或者说几乎垂直于地磁场 B 的方向，不论卫星 10A 在轨道 A 上的位置如何．磁耦合器 1，2 和 3 也能根据卫星 10A 的位置产生大小可变的滚动和偏航力矩：由于磁作用而产生的偏航力矩在极地上几乎为零，滚动（纵向）力矩在轨道 A 升、降交点处也几乎为零，而且两种力矩将在中间纬度地区顺利地重新产生；空气动力学导向装置 15 的作用将对减少的磁力矩进行补充．

现在来讨论图 3，该图表示出一个卫星 10B，其装置适用于沿 6 和 18 地方时（local time）的太阳同步轨道运行．轨道 B 还是准极性的并且对赤道面成大约 100°的倾斜．这种情况与前面所述的没有本质上的不

同，而且也看到一个中心主体 11，它上面伸出翼板 12 和 13，这两个支翼都带有前述相似的空气动力学导向装置以便保证卫星 10B 的滚动和偏航摆动．主要差别就在于装有附加的翼板 19 和 20，上面装有代替了太阳板 14 的太阳板 21．附加翼板 19 和 20 是沿着偏航轴 Z 伸展的，而太阳板 21 沿俯仰轴 Y 方向定向并朝向太阳，其方向几乎垂直于轨道面，与前述实施例正相反．

在图 4 上描述的正是处在赤道面中的轨道 C．卫星 10B 装有与前述实施例相同的翼板 12、13、19 和 20，也就是说第一类只带有导向装置板 16、17 和 18 而另一类则带有太阳板 21．不过，导向装置板 16，17 和 18 是沿偏航轴 Z 伸展的并且在俯仰轴 Y 中被操纵引向，而对于太阳板 21 来说则完全相反．对于这样一种轨道，能产生围绕滚动轴 X 和偏航轴 Z 的磁矩，但是实际上围绕大致与地磁场平行的俯仰轴 Y 没有产生力矩．然而空气动力学导向装置 15 在此可以产生围绕俯仰轴 Y 和滚动轴 X 的力矩，方式是以前述实施例中相同的方式使导向装置倾斜．因而对于这后一种（纵轴 X）轴来说将存在两种定向装置的协调问题，这可在首先使用磁耦合器时得到解决，其原因是为了节约上述的燃料．

下面就来描述各种不同装置的控制方式．具体地说，人们使用了一种导航计算机（信息处理机）它的作用是调节向磁耦合器 1、2 和 3 以及电机 32 和 33 的输入电流，而且它与软件一起工作，该软件可随时计算地磁场 $\vec{B}$ 相对卫星 10 的方向．为此，卫星可装载一个磁强计可提供这种测量当然它还能模拟磁场方向，这是根据其相对卫星 10 主轴随时间而变化的分量而定的，也就是说是随着轨道行程而变化的．人们假定没有任何明显的定向偏差出现而且还假设滚动轴（纵轴）、俯仰轴（横轴）和偏航轴都与轨道相切并处在相对所述轨道不变的位置．

地磁场的模拟实例已经用在了有另一种功能（降低惯性轮饱和度）的 SPOT 卫星上，该实例，按照图 2，对于太阳同步轨道由下面一些公式给出：

$$B_x \approx -B_o \cdot \cos \omega_o t$$

$$B_y \approx 0$$

$$B_z \approx -2B_0 . \sin \omega_0 t,$$

其中 B_0 是所考虑高度时的地磁场值，（600km 时 2.5×10^{-5} 特斯拉），而 $\omega_0 t$ 是以上升交点为起始点时卫星 10 对轨道的角位置．这种模型相当不精确，因为它也得假设轨道和磁场完全是两极化的．必须采用补充协调方式模拟磁场（n=3 和 n=5）以便达到实际上相当小的误差，约为 1 %．而只采用该第一种协调时则为 20 % 至 30 %．

如果在这些条件下，由磁耦合器 1、2 和 3 所产生的双极磁矩值为 Mx、My 和 Mz，在三个主方向中产生的磁力矩由下列方程式给出：

$$\vec{C}_M \begin{cases} C_{Mx} = M_y B_z - M_z B_y \\ C_{My} = M_z B_x - M_x B_z \\ C_{Mz} = M_x B_y - M_y B_x \end{cases}$$

在卫星 10 上产生的总力矩 $\overline{C} = \overline{C}_M + \overline{C}_A$ 是磁力矩和空气动力矩的矢量和．该方程式可针对每个轴进行分解（$C_x = C_{Mx} + C_{Ax}$；$Cy = C_{My} + C_{Ay}$；$Cz = C_{Mz} + C_{AZ}$），而且正如已经描述的那样，围绕俯仰轴 Y 的空气动力矩 C_{Ay} 为零，也就是说 $C_{MY} = C_Y$．另外，因为人们要求空气动力矩的总值应尽可能小，所以就希望矢量 $\vec{C}_A$ 和 $\vec{C}_M$ 是垂直的，并由此推导出下列关系式，这些关系式最终可给出 C_{MX} 和 C_{MZ}：

$$\vec{C}_M \cdot \vec{B} = 0, \quad 即 \quad C_{Mx} \cdot B_x + C_{My} \cdot B_y + C_{Mz} \cdot B_z = 0$$

其中 $C_{Mx}B_x + C_{Mz}B_z = -C_y B_y$．

以及 $\vec{C}_A \cdot \vec{U} = 0$，其中 $\vec{U} \begin{pmatrix} +B_z \\ 0 \\ -B_x \end{pmatrix}$，

$$即 \quad (C_{Mx} - C_x) \cdot (-B_z) + (C_{Mz} - C_z) \cdot B_x = 0$$

还必须是：总的双极磁矩 $\vec{M}$ 要同时与 $\vec{B}$ 及 $\vec{C}_M$ 正交，以便使磁耦合器 1、2 和 3 的作用最有效，即 $\vec{M} = \frac{\vec{B} \wedge \vec{C}_M}{\left\| \vec{B} \right\|^2}$ 而且最后为：

$$\vec{M}\begin{cases} M_X = \left[B_yC_z - B_zC_y - B_yB_z\left(\dfrac{\vec{B}\cdot\vec{C}}{D}\right)\right]\Big/\left\|\vec{B}\right\|^2 \\ M_y = \left[B_zC_x - B_xC_z\right]\Big/\left\|\vec{B}\right\|^2 \\ M_z = \left[B_xC_y - B_yC_x + B_xB_y\left(\dfrac{\vec{B}\cdot\vec{C}}{D}\right)\right]\Big/\left\|\vec{B}\right\|^2 \end{cases} \qquad (I)$$

其中 $D=B_x^2+B_z^2$ 而且 $\vec{B}\cdot\vec{C} = B_xC_x + B_yC_y + B_zC_z$

在这些条件下，滚动和偏航导向装置将可以用来产生空气动力矩 $\vec{CA}$ 比如

$$\left[\vec{CA}\right] = \begin{bmatrix} B_x \\ 0 \\ B_z \end{bmatrix}\left[\frac{(\vec{B}\cdot\vec{C})}{D}\right] \qquad (II)$$

根据这些标记和图 1，其铁心 4 与 X、Y 和 Z 轴排成直线的磁耦合器 1、2 和 3 分别产生磁矩 M_x、M_y和 M_z.

如果现在选用图 5 的标注，即，用于描述空气动力学导向装置 15 外板摇摆的θ_1至θ_4，摆动是从相应于导向板在轨道面中的延伸部分的中间位置开始的，其中 i=1 和 i=3 是分别对于翼板 13 和 12 的端板 17 和 18 而说的，而 i=2 和 i=4 是分别对翼板 13 和 12 的中心板 16 而用的，在图 5 的表示中，取θ_1和θ_4为正而θ_2和θ_3为负，$\vec{V_i}$是用来描述气体原子对卫星 10 和导向装置板的入射速度的，V_r描述在其中一个板上的反射原子的速度（它与角θ_i有关），ρ 表示大气密度，S 表示一个板的表面积，推动力 $\vec{F}dt$ 是在导向板上由气体质量 dm 在时间 dt 内产生的，它等于 $Fdm(\vec{V_i}-\vec{V_r})$，或者该推动力垂直于外（导向）板，$Fdt=dm\cdot 2V\cdot\sin\theta_i$. V 表示入射速度 V_i 的矢量模，即 $\left\|\vec{V_i}\right\| = V$. 另外还假定气体原子的反射是镜面反射，也就是说，反射粒子的速度矢量 $\vec{V_r}$ 与它所离开的外导向板成θ_i角，这对应的是弹性碰撞的情况，在这种情况下动能没有衰减并且 $\left\|\vec{V_r}\right\|$ 等于 V . 这些情况在实际情况下或多或少都要考虑，如果外导向板都覆盖一种坚硬体比如氧化铬的话，该氧化铬还有较好的抗腐蚀的

优点。我们回想到：中心导向板 16 的表面积等于同一个翼板 12 或 13 的端板 17 和 18 的面积之和。这个表面积记为 S/2，而 l 表示卫星 10 惯性中心与中心板 16 的中心之间的距离。

然而气体在面积为 S/2 的导向板上面的质量流等于 $\frac{dm}{dt}$，它也由表示式 $\left(\frac{S}{2}\bullet\sin\theta\right)\bullet\rho\bullet v$ 给出，这又可推导出公式 $F = 2\sin^2\theta\rho V^2\frac{S}{2}$。

最后我们就可以推导出所要利用的空气动力学力矩：

$$C_{Ax} = 2\rho SV^2\ell\sum_{i=1}^{4}\frac{\sin 2\theta_i}{2}|\sin\theta_i|$$

$$C_{Ay} = 0$$

$$C_{Az} = 2\rho SV^2\ell\sum_{i=1}^{4}(-1)^i|\sin\theta_i|^3,$$

现在我们想要得到减小的空气动力学力矩，比如：

$$C_{ax} = \frac{C_{Ax}}{K} = Bx.\frac{(\vec{B}.\vec{C})}{D.K}$$

其中 $K=2\rho SV2\ell$，，以及（ III ）

$$C_{az} = \frac{C_{Az}}{K} = Bz.\frac{(\vec{B}.\vec{C})}{D.K}$$

也就是说：

$C_{ax} = \sum_{i=1}^{4}\frac{\sin 2\theta_i}{2}|\sin\theta_i|$ 及 $C_{az} = \sum_{i=1}^{4}(-1)^i|\sin\theta_i|^3$，其中的标注用《a》代替了《A》而且它们仅仅从此以后才会被考虑。

对于每个外导向板来说，升力和阻力系数可以分别估算为 $2\sin2\theta|\sin\theta|$ 和 $4|\sin^3\theta|$。这后两项之和最好应该经常保持较小的值。因此我们主张应用如下可得出 θ_1 角的规则：

1°)如果 $C_{ax}\neq0$，也就是说大于 10^{-4} 的模，例如：

a)如果 $C_{az}\geq0$ 和 $0\leq C_2 = \frac{C_{az}^2}{|C_{ax}|^3}\leq1$，

同时假定 $X = -\frac{1}{2} + \cos\{[\text{Arc}\cos(1 - 2C_2)]/3\}$, (IV)

$$|\sin\theta_1| = |C_{ax}|^{1/2}\left[\frac{1}{2} - \frac{1}{2}\left(1-4X^2\right)^{1/2}\right]^{-1/2}$$

采用有 C_{ax} 符号的 θ_1，

$$|\sin\theta_2| = |C_{ax}|^{1/2}\left[\frac{1}{2}+\frac{1}{2}\left(1-4X^2\right)^{1/2}\right]^{1/2}$$

采用带有 C_{ax} 符号的 θ_2 和 $\theta_3 = \theta_4 = 0$.

b)如果 $C_{az} \geq 0$ 和 $1 \leq C_2$,

同时设定 $$\alpha = \frac{1}{2}\left[C_2+\left(C_2^2-1\right)^{1/2}\right]^{1/3}+\frac{1}{2}\left[C_2-\left(C_2^2-1\right)^{1/2}\right]^{1/3},$$

及 $$S = S_2 + S_4 = \alpha^{1/2}\left[1+\left(\frac{C_2^{1/2}}{\alpha^{3/2}}-1\right)^{1/2}\right] \quad \left(\text{avec } Si = |\sin\theta_i| / |C_{ax}|^{1/2}\right),$$

那么，对于 1 至 4 的 i 来说:

$$|\sin\theta_2| = \frac{|C_{ax}|^{1/2}}{2}\left[S+S^{-1}\right], \qquad (V)$$

采用有 C_{ax} 符号的 θ_2，以及

$$|\sin\theta_4| = \frac{|C_{ax}|^{1/2}}{2}\left[S-S^{-1}\right],$$

采用有（ - C_{ax} ）符号的 θ_4

以及 $\theta_1 = \theta_3 = 0$

c)如果 $C_{az} \leq 0$ 和 $0 \leq C_2 \leq 1$，选用如前面所述的 X，

$$|\sin\theta_1| = |C_{ax}|^{1/2}\left[\frac{1}{2}+\frac{1}{2}\left(1-4X^2\right)^{1/2}\right]^{1/2}$$

采用有 C_{ax} 符号的 θ_1

$$|\sin\theta_2| = |C_{ax}|^{1/2}\left[\frac{1}{2}-\frac{1}{2}\left(1-4X^2\right)^{1/2}\right]^{1/2} \qquad (VI)$$

采用 C_{ax} 符号的 θ_2 和 $\theta_3 = \theta_4 = 0$.

d)如果 $C_{az} \leq 0$ 和 $1 \leq C_2$,

采用如同前面所述的 α,

以及

$$S = S_1 + S_3 = \alpha^{1/2}\left[1 + \left(C_2^{1/2}/\alpha^{3/2} - 1\right)^{1/2}\right],$$

$$|\sin\theta_1| = \frac{|C_{ax}|^{1/2}}{2}\left(S + S^{-1}\right), \qquad \text{(VII)}$$

使用有 C_{ax} 符号的 θ_1,

$$|\sin\theta_3| = \frac{|C_{ax}|^{1/2}}{2}\left(S - S^{-1}\right),$$

使用有 $-C_{ax}$ 符号的 θ,

和 $\theta_2 = \theta_4 = 0$.

图 6 是用图解法表示的这些函数.

2°)如果 $C_{ax} \approx 0$, 也就是说模数小于 10^{-4}

例如,

a)如果 $C_{az} \geq 0$,

$\theta_1 = \theta_3 = 0$ 以及 $|\sin\theta_2| = |\sin\theta_4| = \left(\frac{C_{az}}{2}\right)^{1/3}$ 取 $\theta_2 = -\theta_4$; (VIII)

b)如果 $C_{az} \leq 0$,

$\theta_2 = \theta_4 = 0$ 以及 $|\sin\theta_1| = |\sin\theta_3| = \left(\frac{C_{az}}{2}\right)^{1/3}$ 取 $\theta_1 = -\theta_3$ (IX).

显而易见的是, 如同磁耦合器 1、2 和 3 的线圈(绕组) 5 和 6 那样, 导向板系统也是有余量的, 因而当突然出现意外的毁坏时它就可以继续被利用. 如果把与倾斜角 θ_1 至 θ_4 有关的导向板或各对导向板称作 G1 至 G4, 人们就可提倡使用由表 1 所归纳的替代方法, 表中给出了可用来替换那些出现故障的导向板.

表 1

出故障的导向板		G_1	G_2	G_3	G_4
c_{az} >0	$C_2<1$	G_2 和 G_3	G_1 和 G_4	G_1 和 G_2	G_1 和 G_2
	$C_2>1$	G_2 和 G_4	G_1, G_3 和 G_4	G_2 和 G_4	G_1, G_2 和 G_3
c_{az} <0	$C_2<1$	G_2 和 G_3	G_1 和 G_4	G_1 和 G_2	G_1 和 G_2
	$C_2>1$	G_2, G_3 和 G_4	G_1 和 G_3	G_1, G_2 和 G_4	G_1 和 G_3

必须使这些导向装置移动的那些角度不仅与所求的转矩有关而且与另一个导向装置的故障位置有关，以致令人厌烦地产生了各种可能的情况。

必须加以补充的是：空气动力学导向装置 15 可被用来对卫星 10 起制动的作用，因而也就对卫星轨道有一定的校正作用。为了产生零的空气动转矩和一种与 $|\sin\theta_i|^3$ 成正比的总拉力，只需达到 $\theta_1 = -\theta_3 = \theta_2 = -\theta_4$ 就足够了。

这里给出的控制法则可较容易地加以修改以使适用于其它一些形式的轨道。同样地，这里所给出的导向装置的配置可以利用所有各种低轨道倾斜度卫星。

说 明 书 附 图

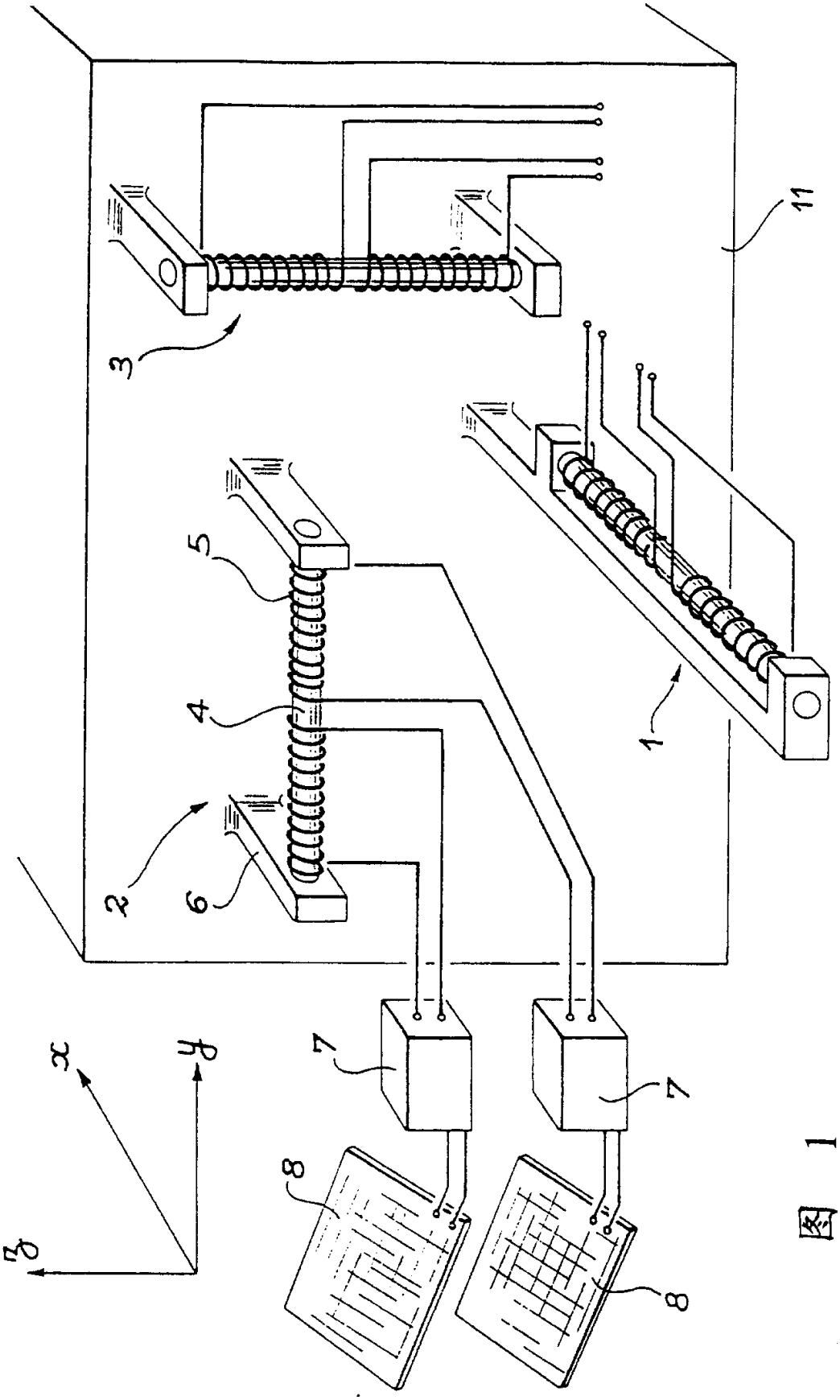


图 1

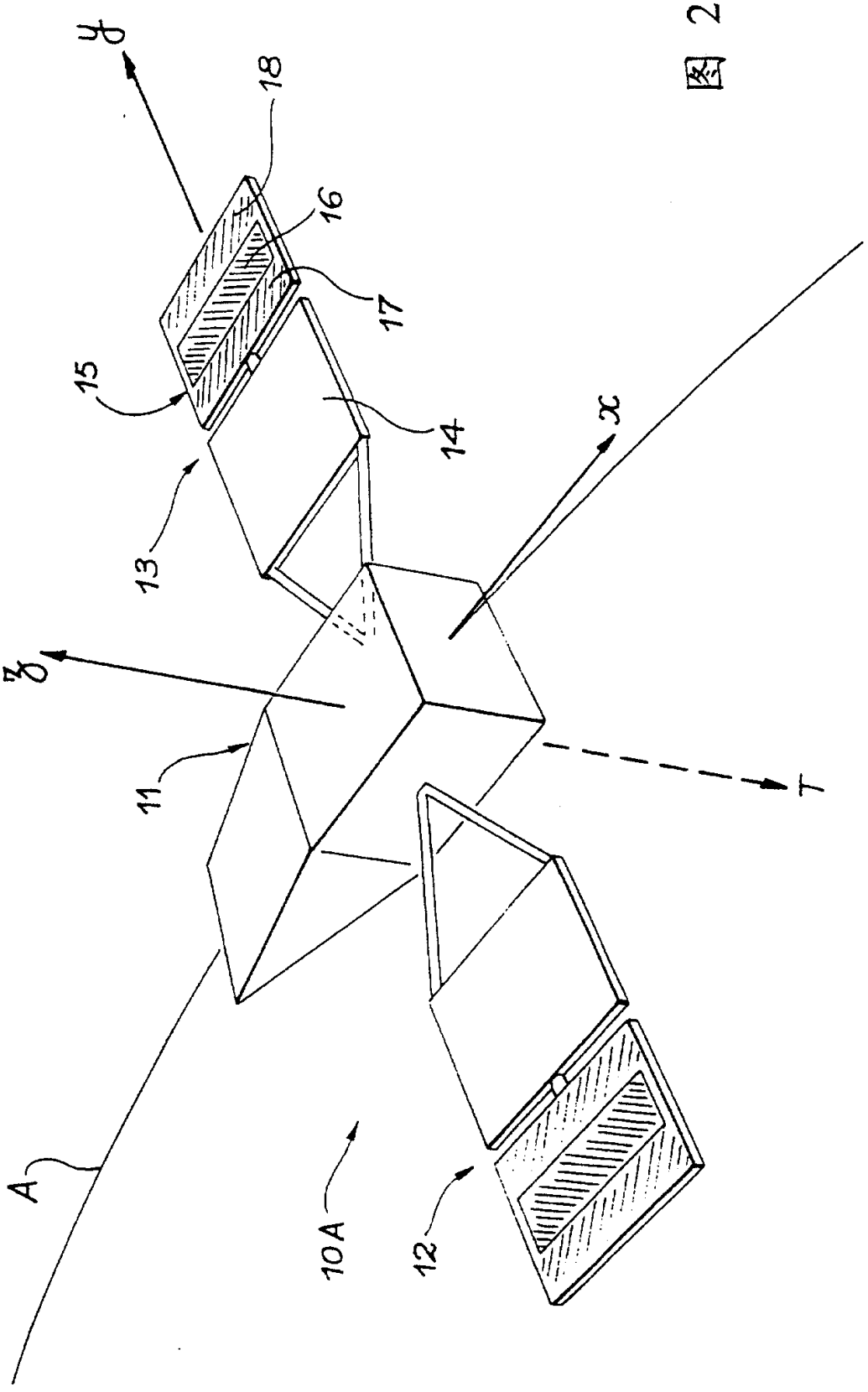


图 2

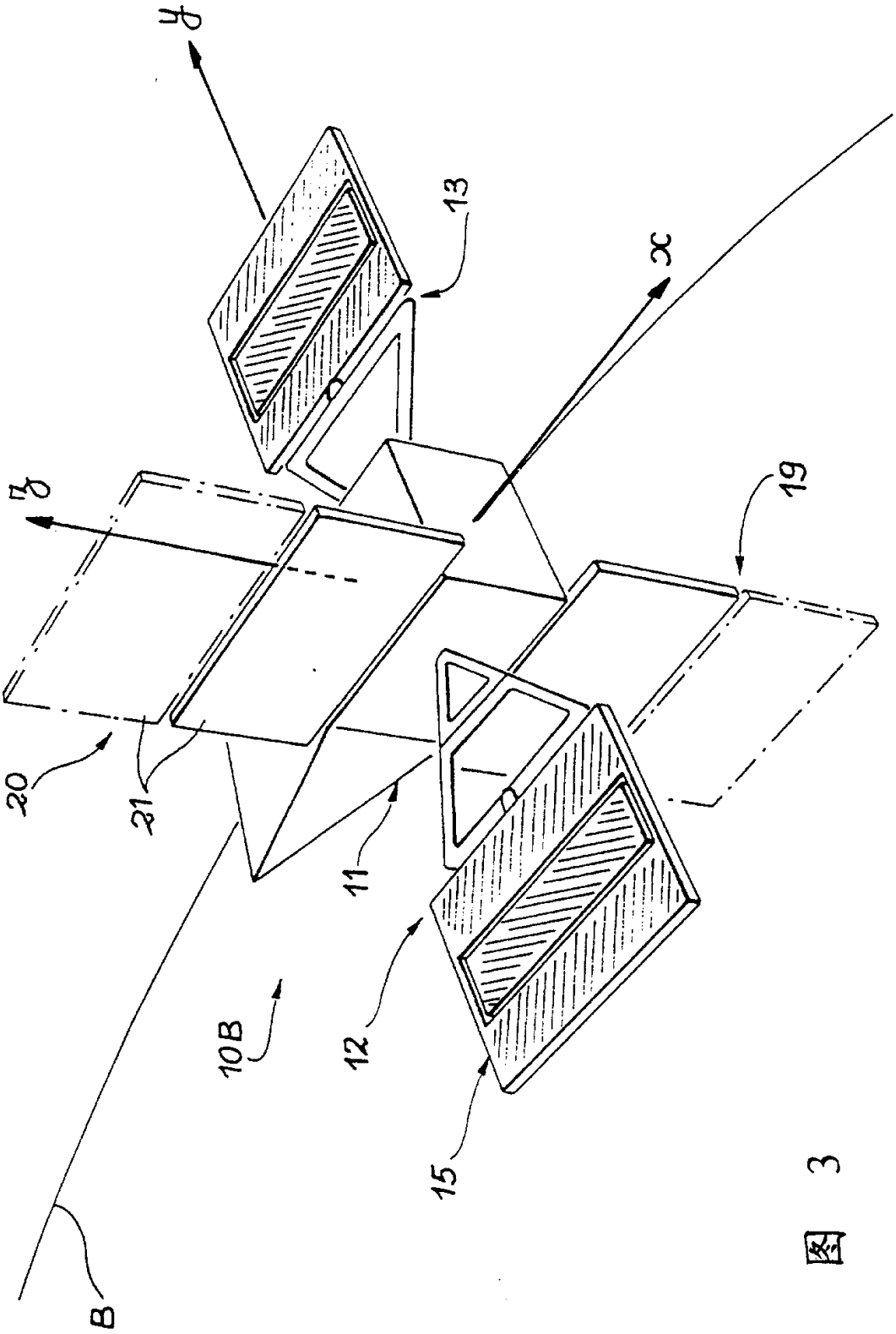


图 3

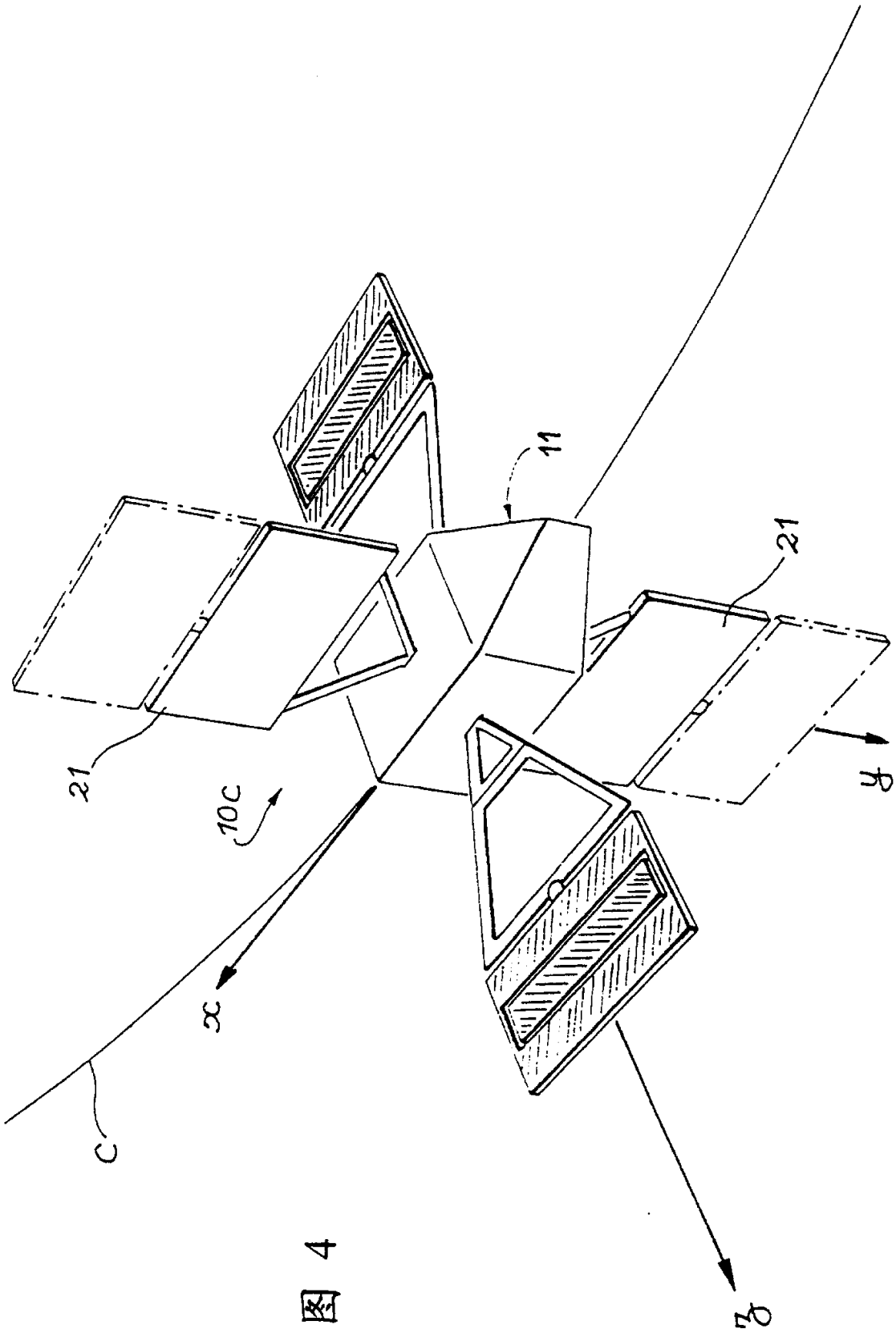


图 4

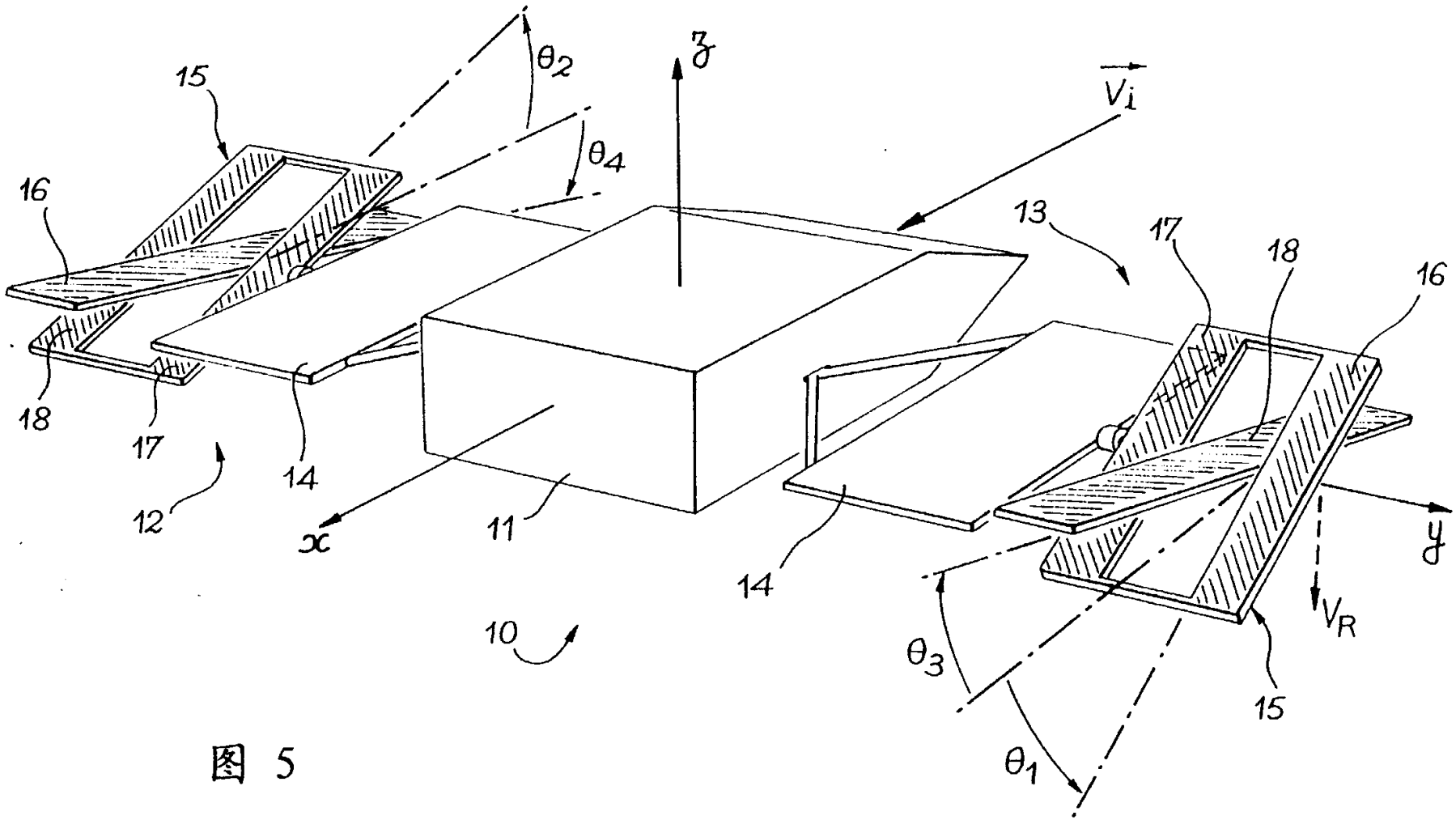


图 5

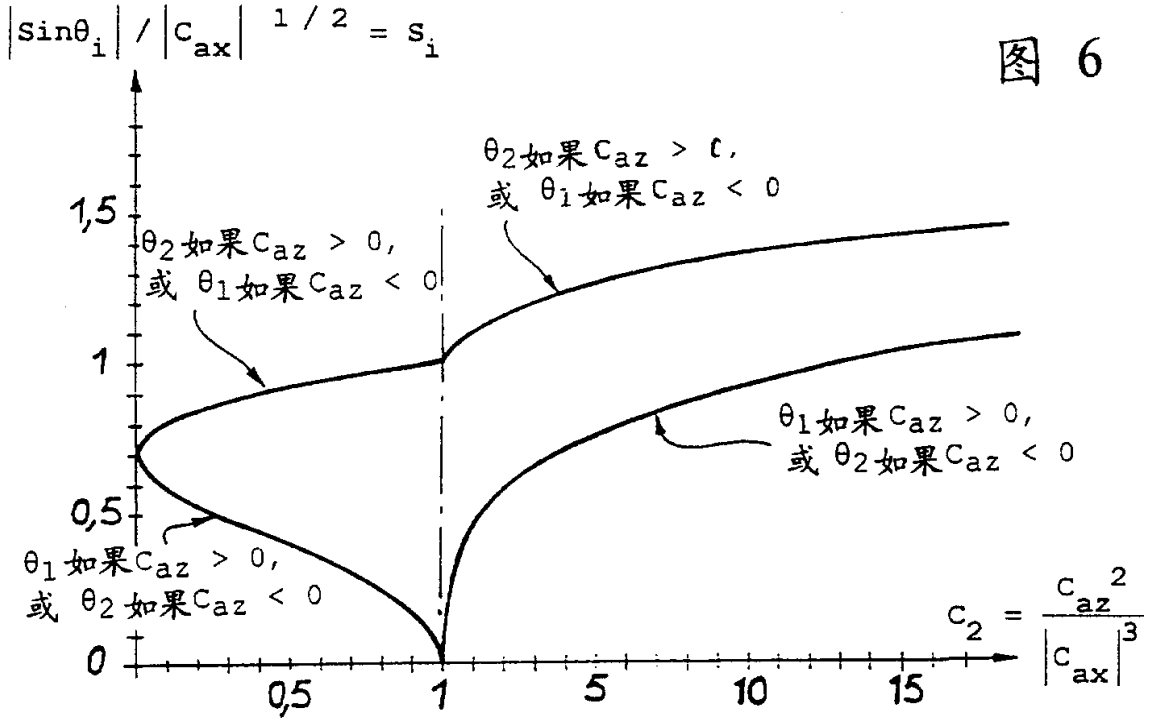

$|\sin\theta_i| / |C_{ax}|^{1/2} = S_i$
1,5
1
0,5
0
θ2如果Caz > 0,
或 θ1如果Caz < 0
θ2如果Caz > 0,
或 θ1如果Caz < 0
θ1如果Caz > 0,
或 θ2如果Caz < 0
θ1如果Caz > 0,
或 θ2如果Caz < 0
0,5
1
5
10
15
$C_2 = \frac{C_{az}^2}{|C_{ax}|^3}$

图 6

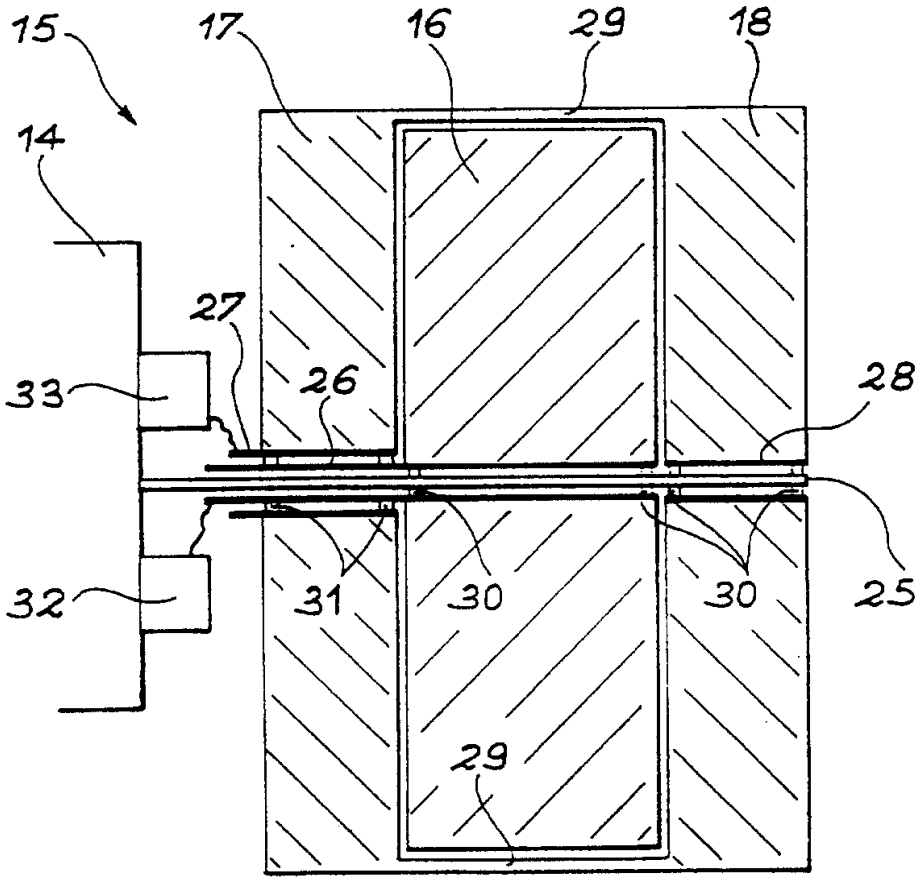

15
17
16
29
18
14
27
26
28
33
32
31
30
30
25
29

图 7