

## 第九届全国空间轨道设计竞赛甲组题目

赵书阁<sup>1\*</sup>, 张景瑞<sup>2</sup>, 祁瑞<sup>2†</sup>, 张晨<sup>3</sup>, 靳瑾<sup>3</sup>

1、中国航天科工二院二部/空间工程总体部

2、北京理工大学分布式航天器系统技术研究所

3、清华大学宇航技术研究中心

2017 年 9 月 1 日

### 1. 任务描述

地球静止轨道（GEO）是轨道倾角为零的特殊地球同步轨道，轨道周期与地球自转周期相同。位于地球静止轨道的卫星相对于地面是静止的，且覆盖面积大，因此在通信、导航、遥感以及广播等领域正发挥着越来越重要的作用。卫星轨道与频率资源是卫星系统规划、建设、发展不可或缺的战略资源，是空间基础设施建设和运行的必要条件，监测进而掌握地球静止轨道频率资源的使用情况具有重要的意义，第九届全国空间轨道设计竞赛甲组题目设定为**地球静止轨道卫星波束监测集群轨道设计与优化任务**。

题目设定为由 3 颗卫星（分别命名为监测卫星 1、2 和 3）构成的集群对 GEO 卫星波束监测，初始时刻，3 颗监测卫星均位于高度为 400km 和轨道倾角为 42.8deg 的圆形轨道上。每个 GEO 卫星具有 1 个指向地面的波束，当 3 颗监测卫星与某一 GEO 卫星处于地球的同侧，且 3 颗监测卫星同时处于该 GEO 卫星波束覆盖范围内时，可以对该 GEO 卫星波束进行监测。在监测的过程中，根据 3 颗监测卫星与 GEO 卫星波束的几何关系确定监测收益，当对题目给出的所有 GEO 卫星波束的累计监测收益都达到一定限值时，认为完成整个静止轨道卫星波束监测任务，期望通过合理设计 3 颗监测卫星的飞行轨迹，实现良好的时间和燃料性能。

---

\* 赵书阁, 15210985716, shugezhao@163.com

† 祁瑞, 15210985787, qirui@bit.edu.cn

## 2. 设计指标和评价标准

### 2.1 监测收益定义

本节给出监测收益的计算公式。假设在时刻 $t$ ，3颗监测卫星都处于第 $k$ 颗 GEO 卫星波束的覆盖范围内，GEO 卫星波束与 3 颗监测卫星的空间关系示意图如图 1 所示。3 颗监测卫星的位置矢量定义为

$$\mathbf{P}_j(t) = [x_j(t) \ y_j(t) \ z_j(t)]^T, \quad j=1,2,3 \quad (1)$$

3 颗监测卫星的相对位置矢量以及星间距离分别为

$$\begin{aligned} \mathbf{l}_{ij}(t) &= [x_i(t) - x_j(t) \ y_i(t) - y_j(t) \ z_i(t) - z_j(t)] \\ l_{ij}(t) &= |\mathbf{l}_{ij}(t)| \\ i &= 1,2,3 \ j = 1,2,3 \ i \neq j \end{aligned} \quad (2)$$

3 颗监测卫星构成的三角形的面积为

$$S(t) = \sqrt{L(t)(L(t)-l_{12}(t))(L(t)-l_{13}(t))(L(t)-l_{23}(t))} \quad (3)$$

其中， $L(t) = [l_{12}(t) + l_{13}(t) + l_{23}(t)]/2$ 。

在时刻 $t$ ，第 $k$ 颗 GEO 卫星波束指向的单位矢量定义为 $\mathbf{g}_k(t)$ ，则 GEO 卫星波束指向与 3 颗监测卫星所处平面的夹角正弦为

$$g_k(t) = \left| \mathbf{g}_k(t) \cdot \frac{\mathbf{l}_{12}(t) \times \mathbf{l}_{13}(t)}{\|\mathbf{l}_{12}(t) \times \mathbf{l}_{13}(t)\|} \right| \quad (4)$$

其中， $\|\cdot\|$ 表示求向量的模， $|\cdot|$ 表示取绝对值。

在时刻 $t$ ，获得的监测收益定义为

$$w_k(t) = S(t) g_k(t) \quad (5)$$

在若干时间采样点上统计对第 $k$ 颗 GEO 卫星波束的监测收益，

$$W_k = \sum_{m=1}^M w_k(t_m) \quad (6)$$

其中， $t_m$ 为时间采样点。在本题目中，时间采样点设定为整秒时刻，采样间隔设定为 1 秒。例如，3 颗监测卫星均处于 GEO 卫星波束覆盖范围内的初时刻和末时刻分别为

第 2 秒和第 4.9 秒，则采样时刻为第 2 秒、第 3 秒和第 4 秒。

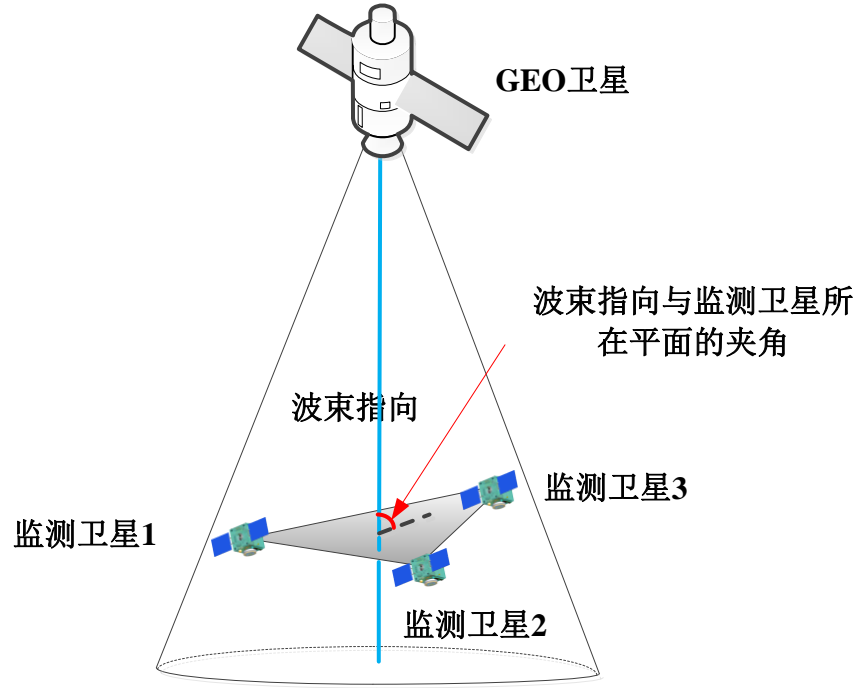


图 1 GEO 卫星波束与 3 颗监测卫星的空间几何关系示意图

## 2.2 评价标准

对于每一个 GEO 卫星波束，当累计监测收益达到  $1 \times 10^7 \text{ km}^2$  时，认为完成了该 GEO 卫星波束的监测。监测任务可以在不同 GEO 卫星波束间交叉执行，当所有 GEO 卫星波束的监测收益都达到  $1 \times 10^7 \text{ km}^2$  时，视为完成整个监测任务。

第一设计指标定义为最小化任务完成时间，

$$\text{Obj}_1 = T_f \quad (7)$$

其中， $T_f$  为从初始时刻到完成所有  $W_k \geq 1 \times 10^7 \text{ km}^2$  ( $k = 1, 2, \dots, K$ ) 的时间，单位为天。 $K$  为 GEO 卫星波束数量。

当第一设计指标相同时，第二设计指标为最小化三颗监测卫星的燃料消耗：

$$\text{Obj}_2 = \sum_{m=1}^3 \Delta m_m \quad (8)$$

其中， $\Delta m_m$  为第  $m$  颗监测卫星的燃料消耗，单位为千克 (kg)。

设计指标的优先级从高到低排列，分别是  $\text{Obj}_1$  和  $\text{Obj}_2$ ，如果两组结果的设计指标的相对偏差均在千分之一之内，认为两组结果相同，此时，以官方邮箱（ctoc2017@163.com）收到提交结果的邮件发送时间先后顺序排名。

### 3. 卫星系统参数及轨道动力学模型

#### 3.1 卫星系统参数

每颗监测卫星的初始质量为 500kg，其中燃料 200kg，卫星干重 300kg。3 颗监测卫星的推进系统都采用大推力的化学推进，比冲为 300sec，每次推进简化为瞬时速度增量，两次监测任务之间每颗监测卫星允许施加速度增量的最大次数为 5 次；在 3 颗监测卫星同时处于某一 GEO 卫星波束的覆盖范围内，并且对该 GEO 卫星波束执行监测的过程中，不允许施加推力。整个任务过程中，所有监测卫星的轨道高度不低于 300km。

#### 3.2 监测卫星的轨道动力学模型

监测卫星仅考虑地球中心引力场以及  $J_2$  项摄动的作用，在 J2000 地心惯性坐标系下，卫星的轨道动力学方程如下：

$$\begin{cases} \dot{x} = v_x \\ \dot{y} = v_y \\ \dot{z} = v_z \\ \dot{v}_x = -\frac{\mu x}{r^3} \left( 1 + \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_e}{r} \right)^2 \left( 1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right) \\ \dot{v}_y = -\frac{\mu y}{r^3} \left( 1 + \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_e}{r} \right)^2 \left( 1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right) \\ \dot{v}_z = -\frac{\mu z}{r^3} \left( 1 + \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_e}{r} \right)^2 \left( 3 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right) \end{cases} \quad (9)$$

其中， $\mu$  为地球引力常数， $x$ 、 $y$  和  $z$  表示卫星在 J2000 地心惯性坐标系的位置， $v_x$ 、 $v_y$  和  $v_z$  表示卫星在 J2000 地心惯性坐标系的速度， $r$  是地心距， $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ ， $R_e$  为地球半径， $J_2$  为地球扁率摄动常数，相关常数见第 6 节，

对式(9)数值积分，能够得到在  $J_2$  摄动作用下，任意时刻卫星的轨道数据。

在速度增量  $[\Delta V_x \ \Delta V_y \ \Delta V_z]^T$  施加的前后时刻  $(t_{\Delta v}^-, t_{\Delta v}^+)$ ，卫星的位置不发生变化，速度发生瞬时变化：

$$\begin{cases} x(t_{\Delta v}^+) = x(t_{\Delta v}^-) \\ y(t_{\Delta v}^+) = y(t_{\Delta v}^-) \\ z(t_{\Delta v}^+) = z(t_{\Delta v}^-) \\ v_x(t_{\Delta v}^+) = v_x(t_{\Delta v}^-) + \Delta V_x \\ v_y(t_{\Delta v}^+) = v_y(t_{\Delta v}^-) + \Delta V_y \\ v_z(t_{\Delta v}^+) = v_z(t_{\Delta v}^-) + \Delta V_z \end{cases} \quad (10)$$

速度增量的大小、方向可以任意选择。每次施加速度增量后，燃料质量消耗 (kg) 为：

$$\Delta m = m \left( 1 - e^{-\frac{\Delta V}{g_e I_{sp}}} \right) \quad (11)$$

其中， $m$  为速度增量作用前卫星的质量， $\Delta V$  为速度增量幅值， $\Delta V = \sqrt{\Delta V_x^2 + \Delta V_y^2 + \Delta V_z^2}$ ， $g_e$  为地球海平面的重力加速度， $I_{sp}$  为推进系统的比冲。

### 3.3 GEO 卫星的轨道模型

GEO 卫星仅考虑地球中心引力场的作用，整个任务过程中 GEO 卫星的定点经度不变，定点纬度均为零，轨道半径均为  $r_{\text{GEO}} = 42164.2\text{km}$ ，其轨道运动在固定地球坐标系描述，J2000 地心惯性坐标系与固定地球坐标系的转换关系见第 7.2 节。第  $k$  颗 GEO 卫星在固定地球坐标系的三维位置为

$$\begin{bmatrix} x_k \\ y_k \\ z_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{\text{GEO}} \cos(\lambda_k) \\ r_{\text{GEO}} \sin(\lambda_k) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

其中， $\lambda_k$  是第  $k$  颗 GEO 卫星的定点经度。

所有 GEO 卫星波束均为圆锥形波束，波束的半锥角（波束指向与圆锥母线的夹

角)都等于  $0.5^\circ$ 。波束指向在 GEO 卫星的轨道坐标系中给出, GEO 卫星定点经度以及波束指向参见附录 7.4。

## 4. 约束条件

### (1) 初始状态约束

初始时刻, 3 颗监测卫星位于高度 400km 的圆形轨道上。瞬时轨道半长轴  $a = 6778.137\text{km}$ , 瞬时偏心率  $e = 0$ , 瞬时轨道倾角  $i = 42.8^\circ$ , 其他轨道根数(瞬时升交点经度  $\Omega$ , 瞬时近地点幅角  $\omega$ , 瞬时真近点角  $f$ )可以自由设置, 瞬时根数与位置速度的转换关系参见附录 7.1。

### (2) 总任务时间约束

初始时刻为修正儒略日  $\text{MJD} = 58849$ 。

### (3) 监测过程中距离约束

在任意时刻, 任意两个监测卫星的距离不低于 100m。

### (4) 监测任务执行约束

3 颗监测卫星与 GEO 卫星处于地球的同侧(地心监测卫星连线与地心 GEO 卫星连线的夹角为锐角), 且 3 颗监测卫星同时处于该 GEO 卫星波束的覆盖范围内, 即监测卫星与 GEO 卫星的连线与 GEO 卫星波束指向的夹角小于等于  $0.5^\circ$ ; 而且, 在 3 颗监测卫星对 GEO 卫星波束执行监测的过程中, 不允许施加推力。

### (5) 燃料约束

每颗监测卫星携带 200kg 燃料。

### (6) 飞行高度约束

在任意时刻, 所有监测卫星的轨道高度不低于 300km。

## 5. 结果提交要求

请将以下两个文件压缩并发送到邮箱: [ctoc2017@163.com](mailto:ctoc2017@163.com), 压缩包命名规则为 “[2017MMDD]\_甲组\_队名.zip”。

(1) 以 pdf 或 word 提供一份设计说明文档并命名为 “result”。该文档详细列出主要设计结果: 设计指标、三颗监测卫星的初始状态(轨道根数、位置、速度)、监测

的 GEO 卫星波束信息（编号、收益）等。

（2）为了提高设计结果验证效率，请参考表 1 的格式，按照监测任务执行的时间先后顺序，以文本格式依次给出三颗监测卫星在 J2000 地心惯性坐标系的轨道数据，所有数据均以双精度类型给出。对于每段轨道转移，监测卫星的位置递推误差不超过  $1 \times 10^{-3} \text{ km}$ ，速度递推误差不超过  $1 \times 10^{-6} \text{ km/s}$ ；施加速度增量时，监测卫星的质量误差不超过  $1 \times 10^{-4} \text{ kg}$ 。可以根据文件大小，将轨道数据拆分为多个文件，文件命名为“GEO\_n”，其中 n 为 1、2、3、……。

表 1 以先后监测 GEO 卫星 3 的波束和 GEO 卫星 5 的波束、两次监测之间每颗监测卫星施加 2 次速度增量为例，给出了提交结果的示例，其中

第 1 列的 line 代表行编号；

第 2 列的 No.代表监测任务序号；

第 3 列的  $\Delta t$  代表任务时刻与初始时刻 MJD=58849 的时间差；

第 4 列的 Sat 代表监测卫星的编号；

第 5-7 列的  $[x \ y \ z]$  代表监测卫星的三轴位置分量；

第 8-10 列的  $[v_x \ v_y \ v_z]$  代表监测卫星的三轴速度分量，如果施加了速度增量，

**该速度为施加速度增量后的速度；**

第 11 列的  $m$  代表监测卫星的质量，如果施加了速度增量，**该质量为施加速度增量后的质量；**

第 12-14 列的  $[\Delta V_x \ \Delta V_y \ \Delta V_z]$  代表施加的速度增量分量；

第 15 列的 state 代表监测卫星的状态，3 和 4 都表示监测卫星处于非监测状态，3 表示监测卫星施加速度增量，4 表示监测卫星不施加速度增量；1 和 2 分别表示该次监测任务执行的起始时刻和的结束时刻；在一次监测任务中，3 颗监测卫星 state=1 的时刻相同（第 3 列），3 颗监测卫星 state=2 的时刻相同（第 3 列）；

第 16 列的 GEO 代表监测的 GEO 卫星的编号；

第 17 列的 Gain 代表监测任务获得的收益，在监测任务序号 No.相同的所有行的第一行给出该次监测执行前，对于该 GEO 卫星已经获得的累计收益；在监测任务序

号 No.相同的所有行的最后一行给出该次监测执行后, 对于该 GEO 卫星获得的累计收益, 其他行填写-1。



表 1 提交结果的示例文件

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
line	No.	$\Delta t$ [sec]	Sat	$x$ [km]	$y$ [km]	$z$ [km]	$v_x$ [km/s]	$v_y$ [km/s]	$v_z$ [km/s]	$m$ [kg]	$\Delta V_x$ [km/s]	$\Delta V_y$ [km/s]	$\Delta V_z$ [km/s]	state	GEO	Gain
1	1	float	1	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	4	3	float
2	1	float	1	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	3	-1
3	1	float	1	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	3	-1
4	1	float	1	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	1	3	-1
5	1	float	1	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	2	3	-1
6	1	float	2	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	4	3	-1
7	1	float	2	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	3	-1
8	1	float	2	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	3	-1
9	1	float	2	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	1	3	-1
10	1	float	2	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	2	3	-1
11	1	float	3	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	4	3	-1
12	1	float	3	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	3	-1
13	1	float	3	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	3	-1
14	1	float	3	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	1	3	-1
15	1	float	3	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	2	3	float
16	2	float	1	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	4	5	float
17	2	float	1	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	5	-1
18	2	float	1	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	5	-1
19	2	float	1	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	1	5	-1
20	2	float	1	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	2	5	-1

21	2	float	2	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	4	5	-1
22	2	float	2	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	5	-1
23	2	float	2	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	5	-1
24	2	float	2	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	1	5	-1
25	2	float	2	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	2	5	-1
26	2	float	3	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	4	5	-1
27	2	float	3	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	5	-1
28	2	float	3	float	float	float	float	float	float	float	float	float	float	3	5	-1
29	2	float	3	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	1	5	-1
30	2	float	3	float	float	float	float	float	float	float	0	0	0	2	5	float

## 6. 参数

表 2 仿真参数

	数值	单位
地球海平面的重力加速度 $g_e$	9.80665	m/sec <sup>2</sup>
1 天	86400	sec
地球半径 $R_e$	6378.137	km
地球扁率摄动常数 $J_2$	0.0010826	-
地球引力常数 $\mu$	398600	km <sup>3</sup> /sec <sup>2</sup>
推力器比冲 $I_{sp}$	300	sec
波束半锥角	0.5	deg
累计监测收益限值	$1 \times 10^7$	km <sup>2</sup>

## 7. 附录

### 7.1 轨道根数转化为位置速度

已知轨道根数  $[a, e, i, \Omega, \omega, f]$ ，求在惯性坐标系下的位置和速度矢量  $[\vec{r}, \dot{\vec{r}}]$ 。

首先根据式(13)求出偏近点角  $E$  和平近点角  $M$ ：

$$\tan \frac{f}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2} \quad (13)$$

$$M = E - e \sin E$$

然后根据式(14)，求矢量  $\mathbf{P}$ 、 $\mathbf{Q}$ ：

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i \\ \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i \\ \sin \omega \sin i \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i \\ -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i \\ \cos \omega \sin i \end{bmatrix}$$

最后，求出位置和速度矢量：

$$\mathbf{r} = a(\cos E - e)\mathbf{P} + a\sqrt{1-e^2} \sin E \mathbf{Q} \quad (15)$$

$$\dot{\mathbf{r}} = \frac{\sqrt{\mu a}}{r} \left[ -\sin E \mathbf{P} + \sqrt{1-e^2} \cos E \mathbf{Q} \right]$$

## 7.2 J2000 地心惯性坐标系与固定地球坐标系的转换关系

监测卫星的位置和速度在 J2000 地心惯性坐标系描述, GEO 卫星的位置在固定地球坐标系描述, 所以需要两个坐标系的转换关系。忽略岁差、章动、极移等因素的影响, 从 J2000 地心惯性坐标系到固定地球坐标系需要绕  $z$  旋转一个格林尼治恒星时角  $\theta_g$ , 则从 J2000 地心惯性坐标系到固定地球坐标系的转换矩阵为

$$\mathbf{M}_{ei} = \mathbf{M}_z(\theta_g) \quad (16)$$

从固定地球坐标系到 J2000 地心惯性坐标系的转换矩阵为

$$\mathbf{M}_{ie} = \mathbf{M}_z(-\theta_g) \quad (17)$$

其中, 下标  $i$  代表 J2000 地心惯性坐标系, 下标  $e$  代表固定地球坐标系,  $\mathbf{M}_z(\varphi)$  定义为

$$\mathbf{M}_z(\varphi) = \begin{bmatrix} \cos(\varphi) & \sin(\varphi) & 0 \\ -\sin(\varphi) & \cos(\varphi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

在初始时刻 (修正儒略日  $\text{MJD}=58849$ ), 格林尼治恒星时角  $\theta_{g0}=100.1218\text{deg}$ , 则根据任务时刻与初始时刻的时间差  $\Delta t$ , 可计算格林尼治恒星时角:

$$\theta_g = \theta_{g0} + \dot{\theta}_g \Delta t \quad (18)$$

其中, 格林尼治恒星时角的变化率为  $\dot{\theta}_g = \frac{360}{0.99727 * 86400} \text{deg/sec}$ 。

## 7.3 波束指向定义

静止轨道卫星波束指向在卫星的轨道坐标系中给出, 用俯仰角  $El$  和方位角  $Az$  表征, 轨道坐标系的定义为: 原点  $O$  位于卫星的质心,  $Z$  轴从卫星指向地心,  $X$  轴在轨道平面内, 垂直于  $Z$  轴, 指向前,  $Y$  轴由右手法则确定。  $X$  轴和  $Z$  轴构成卫星所处的轨道平面,  $Y$  轴为轨道面负法向。

俯仰角  $El$  为波束指向与  $XY$  平面的夹角, 指向  $Z$  轴为正, 方位角  $Az$  为波束指向在  $XY$  平面的投影与  $X$  轴的夹角。所以, 波束指向单位矢量在轨道坐标系的投影为

$$\mathbf{g} = [\cos(El)\cos(Az) \quad \cos(El)\sin(Az) \quad \sin(El)]^T \quad (19)$$

从 J2000 地心惯性坐标系到静止轨道卫星轨道坐标系的坐标转换矩阵为

$$\mathbf{M}_{oi} = \mathbf{M}_x(-90^\circ) \mathbf{M}_z(90^\circ) \mathbf{M}_z(\theta_g + \lambda) \quad (20)$$

相应的，从静止轨道卫星轨道坐标系到 J2000 地心惯性坐标系的坐标转换矩阵为

$$\mathbf{M}_{io} = \mathbf{M}_z(-\theta_g - \lambda) \mathbf{M}_z(-90^\circ) \mathbf{M}_x(90^\circ) \quad (21)$$

其中，下标  $o$  代表轨道坐标系， $\lambda$  为卫星的定点经度， $\mathbf{M}_x(\gamma)$  定义为

$$\mathbf{M}_x(\gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\gamma) & \sin(\gamma) \\ 0 & -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) \end{bmatrix}$$

## 7.4 GEO 卫星的定点经度以及波束指向

GEO 卫星的定点经度以及波束指向如表 3 所示，GEO 卫星波束在地面的投影示意图如图 2 所示。

表 3 GEO 卫星定点经度以及波束指向

编号	GEO 卫星定点经度 $\lambda$ , deg	俯仰角 $El$ , deg	方位角 $Az$ , deg
1	0	83	270
2	20	85	85
3	40	88	180
4	60	86	260
5	80	85.7	260
6	100	90	0
7	120	83.8	265
8	140	89	90
9	160	85	110
10	180	87	90
11	200	82	270
12	220	83	290
13	240	84	290
14	260	86.5	270
15	280	90	0
16	300	87	90
17	320	88	90
18	340	87.5	320

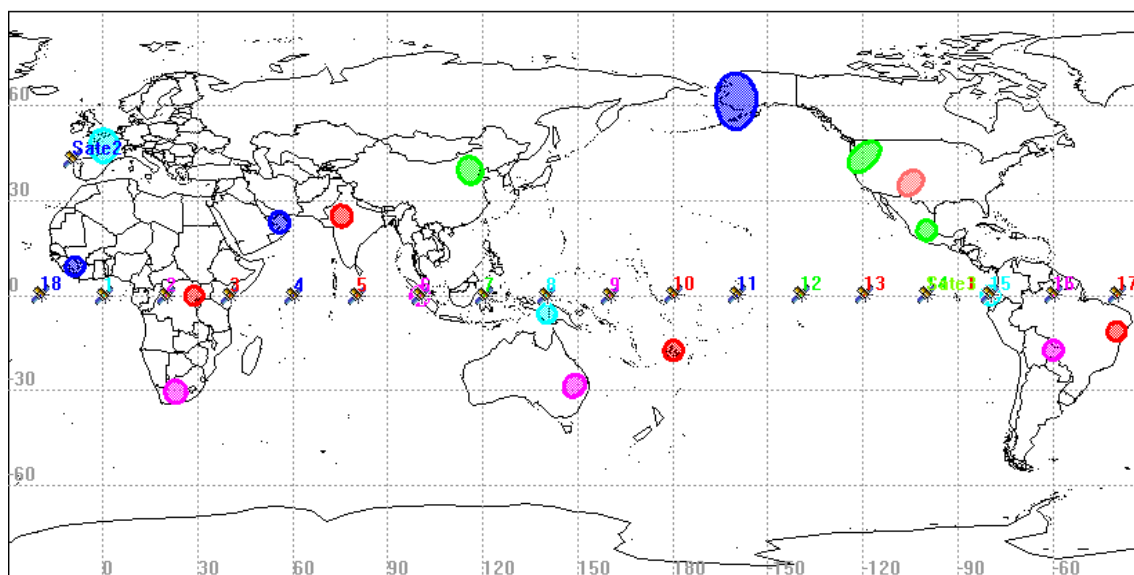


图 2 GEO 卫星波束在地面的投影示意图

## 8. 参考文献

- [1] 李恒年, 地球静止卫星轨道与共位控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [2] 刘林, 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [3] 章仁为, 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.
- [4] 肖业伦, 航天器飞行动力学原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1995.