

2009 高教社杯全国大学生数学建模竞赛

承 诺 书

我们仔细阅读了中国大学生数学建模竞赛的竞赛规则。

我们完全明白，在竞赛开始后参赛队员不能以任何方式（包括电话、电子邮件、网上咨询等）与队外的任何人（包括指导教师）研究、讨论与赛题有关的问题。

我们知道，抄袭别人的成果是违反竞赛规则的，如果引用别人的成果或其他公开的资料（包括网上查到的资料），必须按照规定的参考文献的表述方式在正文引用处和参考文献中明确列出。

我们郑重承诺，严格遵守竞赛规则，以保证竞赛的公正、公平性。如有违反竞赛规则的行为，我们将受到严肃处理。

我们参赛选择的题号是（从 A/B/C/D 中选择一项填写）： C

我们的参赛报名号为（如果赛区设置报名号的话）：

所属学校（请填写完整的全名）：

参赛队员（打印并签名）： 1.

2.

3.

指导教师或指导教师组负责人（打印并签名）：

日期： 2009 年 9 月 12 日

赛区评阅编号（由赛区组委会评阅前进行编号）：

2009 高教社杯全国大学生数学建模培训竞赛

编 号 专 用 页

赛区评阅编号（由赛区组委会评阅前进行编号）：

赛区评阅记录（可供赛区评阅时使用）：

评阅人										
评分										
备注										

全国统一编号（由赛区组委会送交全国前编号）：

全国评阅编号（由全国组委会评阅前进行编号）：

卫星和飞船的跟踪测控

摘 要

卫星和飞船在国民经济和国防建设中有着重要的作用，本文通过对卫星或飞船运行过程中测控站需要的数目进行求解，从而实现能够对卫星或飞船进行全程跟踪测控的目标。

对于问题一，由于测控站都与卫星运行轨道共面，且测控站的测控范围只考虑与地平面夹角 3 度以上的空域，所以，我们首先考虑将卫星或者飞船的运行轨道理想化成圆形，建立其与地球共心的圆形轨道模型，此时，运用几何知识和正弦定理计算出至少应建立 12 个测控站。但是，在现实中卫星或飞船的轨道为椭圆形状，接着我们又给出了质点运行轨道为椭圆时的数学模型计算得出需要建立测控站数目的区间为 12 至 16 个。

问题二，我们利用每个测控站测控的锥形区域与卫星或飞船轨道曲面相交的圆的内接多边形来覆盖整个卫星轨道曲面，就可以将需要这样内接多边形的个数近似的看作需要建立测控站的最少个数，这里我们只给出内接正四边形和正六边形两种数学模型，此时，计算出需要测控站的最少数目分别为 60 和 67 个。

问题三，通过网络查询得到神舟七号的观测站位置和数目，以及飞船运行的倾角和高度等相关数据。通过线性拟合我们发现测控站的位置近似符合正弦曲线。。

最后，我们给出了模型优缺点的分析和评价，并提出了模型的改进的方向。

关键字：卫星或飞船的跟踪测控；圆形轨道模型；圆锥测控模型；测控站点的数目

1、问题重述

1.1 背景资料

现代航天工业中卫星和飞船的测控设备只能观测到所在点切平面以上的空域，且在与地平面夹角 3 度的范围内测控效果不好，实际上每个测控站的测控范围只考虑与地平面夹角 3 度以上的空域。在一个卫星或飞船的发射与运行过程中，往往有多个测控站联合完成测控任务，因此需要分析卫星或飞船的测控情况。

1.2 需要解决的问题

问题一：在所有测控站都与卫星或飞船的运行轨道共面的情况下至少应该建立多少个测控站才能对其进行全程跟踪测控。

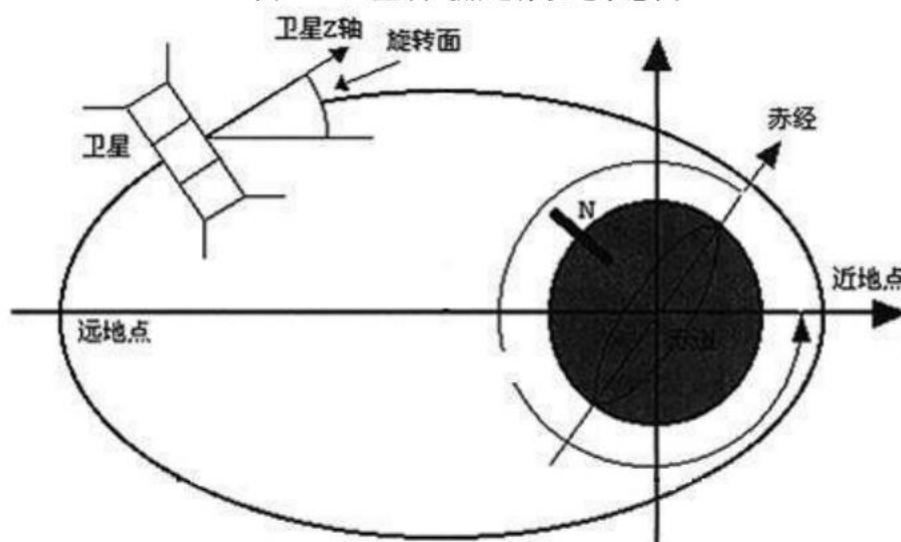
问题二：如果一个卫星或飞船的运行轨道与地球赤道平面有固定的夹角，且在离地面高度为 H 的球面 S 上运行。考虑到地球自转时该卫星或飞船在运行过程中相继两圈的经度有一些差异，问至少应该建立多少个测控站才能对该卫星或飞船可能飞行的区域全部覆盖以达到全程跟踪测控的目的。

问题三：收集我国一个卫星或飞船的运行资料和发射时测控站点的分布信息，分析这些测控站点对该卫星所能测控的范围。

2、问题分析

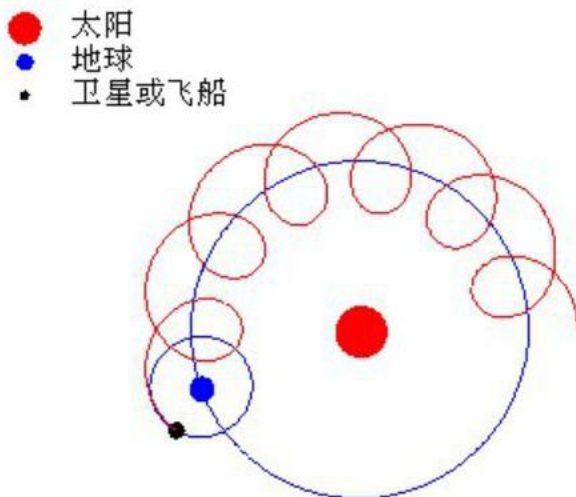
问题一主要是求在测控站与卫星或飞船的运行轨道共面的情况下至少应该建立多少个测控站才能对其进行全程跟踪测控的问题，我们首先应该考虑求出每个测控站能够测控的有效弧度，然后利用卫星或飞船运行的轨道周长除以每个测控站测控的有效弧度就可得到需要的测控站数目。

图 1 卫星或飞船运行轨道示意图



问题二，卫星或飞船的运行轨道与地球赤道平面有固定的夹角，在离地面高度为 H 的球面 S 上运行且地球自转时卫星或飞船在运行过程中相继两圈的经度有一些差异，这是一个求球面积的问题，建立模型一将问题简化为求卫星或飞船的运行轨道面积，假设其运行的轨道是一个球面，计算出每个测控站在这个球面上的有效投影，然后求出需要的最少测控站个数。模型二在地球自转的影响下，卫星运行过程中星下点轨迹在地球表面形成一些“8”字型的轨迹，对称地分布在赤道两边。

图 2 卫星或飞船对于地球和太阳的位置



考虑到卫星星下点轨迹的密集程度问题，对于星下点轨迹圈数较少的卫星，可根据其相应的轨迹进行分析求解；由于测控站在卫星轨道面的测控区域是个圆形，因此对于星下点轨迹圈数较多较密的卫星，利用测控区域的圆内接正方形来覆盖整个卫星轨道面，从而计算出全程监控所需的最少的测控站的个数

问题三，在网上搜集我国一个卫星或飞船的运行资料和发射时测控站点的分布信息，从而进行分析这些测控站对该卫星所能测控的范围。

3、问题假设

- 1、假设卫星或飞船相对于地球极小可以看做质点
- 2、假设地球是个规则球体，质量集中于地心
- 3、假设外界引力对该系统可忽略不计
- 4、忽略影响测控站布置的地理因素
- 5、不考虑测控站周围地理环境和天气环境对卫星测控的影响

4、符号的约定

R	地球半径
H	卫星或飞船距地面高度
H_1	近地点高度
H_2	远地点高度
r	测控站测控范围与卫星运行轨道曲面相交的半径
C_i	$i = 1, 2, 3, \dots$ 第 i 行正方形覆盖的轨道面圆周长
l	圆内接正方形每条边在卫星轨道面上所对应的圆弧长
q	轨道与赤道平面夹角
S_1	球帽面积
S_2	卫星运行曲面的面积
S_3	测控站测控的范围与曲面交线圆的面积
S_4	圆内接正六边形的面积
e	圆内接正六边形与圆的面积之比

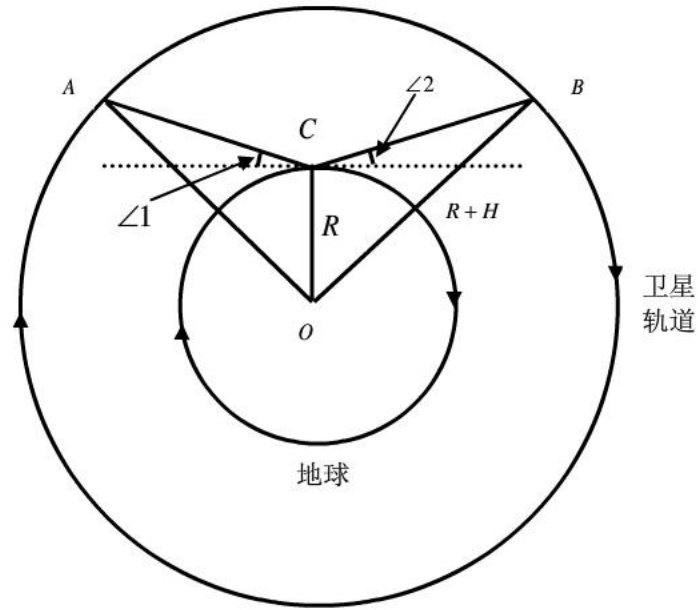
5、模型的建立及求解

5.1 问题一模型的建立及求解

5.1.1 模型一：假设卫星或飞船运动轨道为圆

在不考虑地球自转的条件下，地球自转时该卫星或飞船在运行过程中相继两圈的经度的差异可不予考虑。卫星或飞船从起飞时加速升空后经一系列加速变轨，最终的运行轨迹是一圆周。即最终卫星或飞船绕地球做匀速圆周运动。用卫星或飞船的运动轨迹所在的平面去切地球会得到一圆面。如图 1 所示：

图 3 观测站对圆形卫星轨道覆盖范围示意图



我们只需在如图 C 点建立一测控站即可测控 A 至 B 之间的劣弧区域，最小测控站数目即为需要覆盖卫星轨道的这样的 C 点的个数，利用正弦定理解三角形

$$\angle 1 = 3^\circ$$

$$\frac{R+H}{\sin(\angle 1 + 90^\circ)} = \frac{R}{\sin \angle OBC}$$

$$\angle COB = 180^\circ - \angle OBC - \angle 1$$

$$n = \left[\frac{360^\circ}{2\angle COB} \right]$$

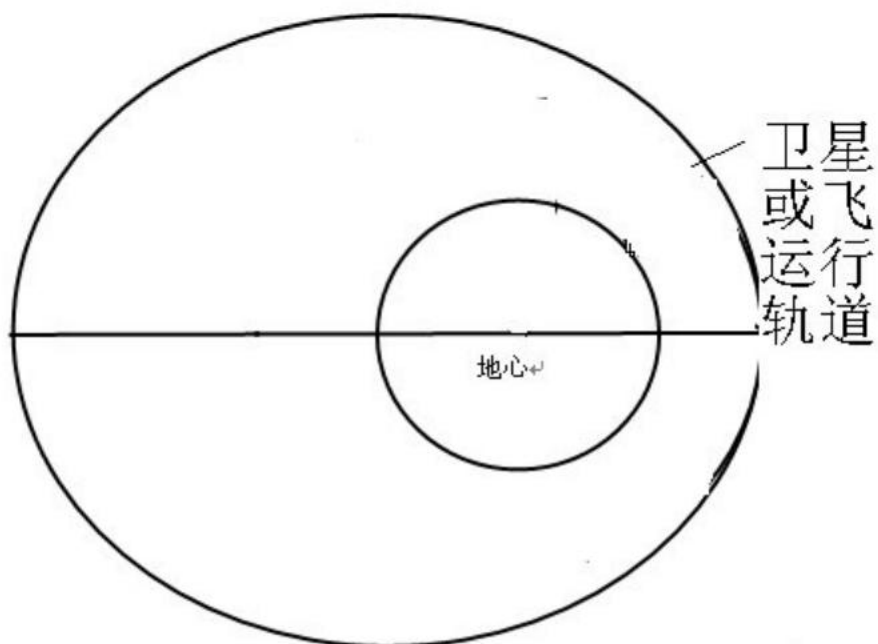
按照此模型以神州七号飞船为例：地球半径为 6400 公里，飞船进入预定轨道运行稳定后距地球表面高度为 343 公里，相关数据代入，运用 MATLAB 计算得出

$$\angle OBC = 71.4078^\circ, \angle COB = 15.5922^\circ, n=12,$$

即此时需要最少测控站的数目为 12 个。

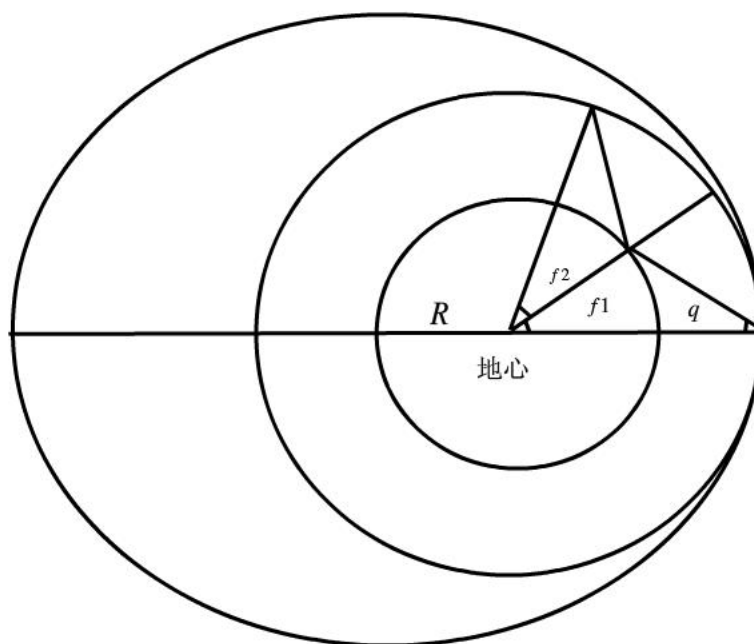
5.1.2 模型二：考虑到实际，按卫星或飞船运动轨道为椭圆

由于在实际情况中飞船的运行轨道为椭圆形，如图 2 或下图，取椭圆近地点旁边的焦点为地球的圆心，椭圆轨道定位很麻烦，因此先估算，然后再精算



1、以地心为圆心，地球半径与近地点之和为半径作圆，如图 4、由于圆包含在椭圆区域之内，若能监控到圆周以及外空域，则定能监控到椭圆以及外空域，，因此，在地球上均匀建站监控整个圆周。

图 4 观测站对椭圆形卫星轨道覆盖范围示意图 1



具体算法为：

$$\frac{\sin 93^\circ}{R+H} = \frac{\sin q}{R}$$

$$f_1 = f_2$$

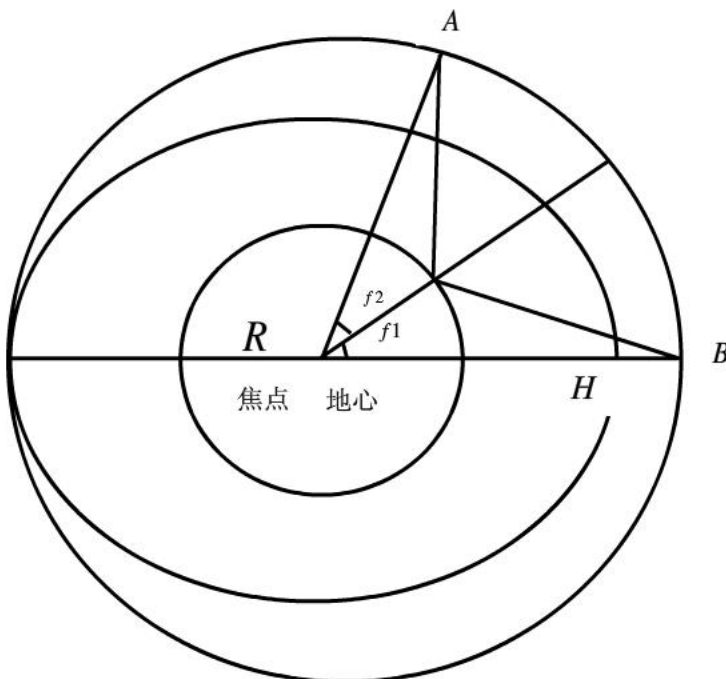
$$f_1 = \pi(1 - \frac{93^\circ}{180^\circ}) - \arcsin \frac{R \sin 93^\circ}{R + H}$$

$$n = \frac{\pi}{f_1}$$

其中 f_1, f_2 是如图所示的圆心角, q 角如图所示, 以神舟七号为例, 近地点高度 $H_1=200$ 公里, 所以 $H = H_1$, 用 MATLAB 软件解得 $n=16$ 。

2、以地心为圆心, 地球半径与远地点之和为半径作圆, 如图 5 所示。

图 5 观测站对椭圆形卫星轨道覆盖范围示意图 2



由于大圆包含了椭圆区域, 因此只要监控到大圆周及以外空域, 则未必能监控整个椭圆周。在地球上均匀建站监控整个圆周, 其算法和 1) 中相同: $H = S_2$, 以神舟七号为例, 其远地点 $H_2=347$ 公里, 令 $H = H_2$, 解得 $n=12$ 。

综上, 椭圆轨道上的监控站应该在 12 至 16 个之间。下面我们进行椭圆轨道的监控站数精确计算。

1、椭圆轨道的测控算法思想

用逼近方法和迭代算法来实现。由于对椭圆监控不能像对待圆一样均匀分布站点, 而 $f_1 \neq f_2$, 因此分布测控站是一件很棘手的事情。 f_1 可用前面模型中的算法, f_2 可借用 f_1 的算法来算出 f_2 的近似值。根据物理学、力学知识及开普勒三大定律可得到

f_2 右侧的向径 $r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos f}$, a 为椭圆的长半轴, e 为离心率, f 为向径与椭圆水平长轴的夹角, r 为球心到椭圆上的向径。所以椭圆轨道的监控算法为:

$$a = \frac{H_1 + H_2 + 2R}{2},$$

$$e = \frac{c}{a}$$

$$c = a - S_1 - R$$

$$r_0 = R + H_1$$

$$f_1 = \pi(1 - \frac{93^\circ}{180^\circ}) - \arcsin \frac{R \sin 93^\circ}{r_{i-1}}$$

$$r_i = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \sum_{k=1}^i f_k}$$

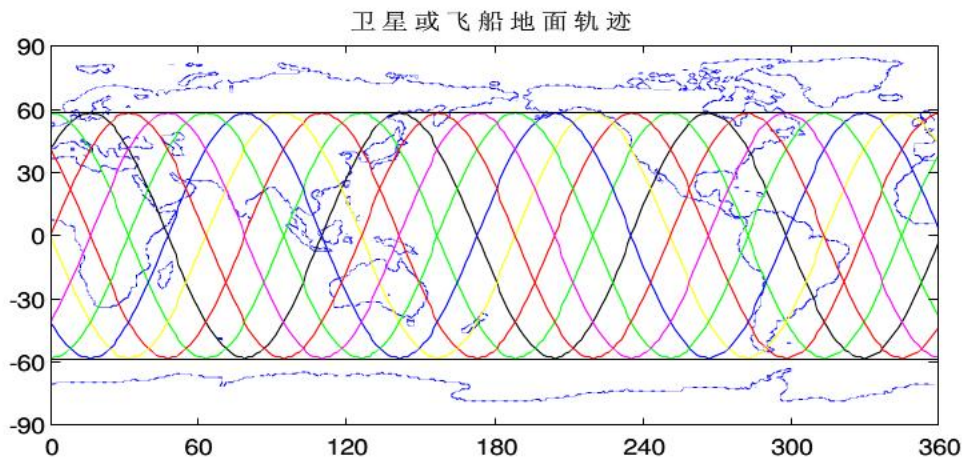
用逼近的方法可近似计算出 $n=14$ 。

5.2 对于问题二模型的建立与求解

5.2.1、模型一：由于一个卫星或飞船的轨道与地球赤道平面有固定夹角，而求地球自转时该卫星或飞船在运行过程中相继两圈的经度有一些差异，因此，对卫星在地球表面的星下点轨迹进行分析。

- 1、当卫星运行角度与地球自转角速度相同时，卫星沿运行轨道运行一周后星下点轨迹又回到起点，星下点轨迹见图 5，但其相继两圈的经度无变化，不合题意。
- 2、当卫星运行角速度是地球自转速度的两倍是卫星沿运行古道运行两圈后星下点轨迹回到起点。
- 3、当卫星运行角速度是地球自转速度的三倍时，卫星沿运行轨道运行三圈星下点轨迹回到起点。

图 6 卫星或飞船地面轨迹



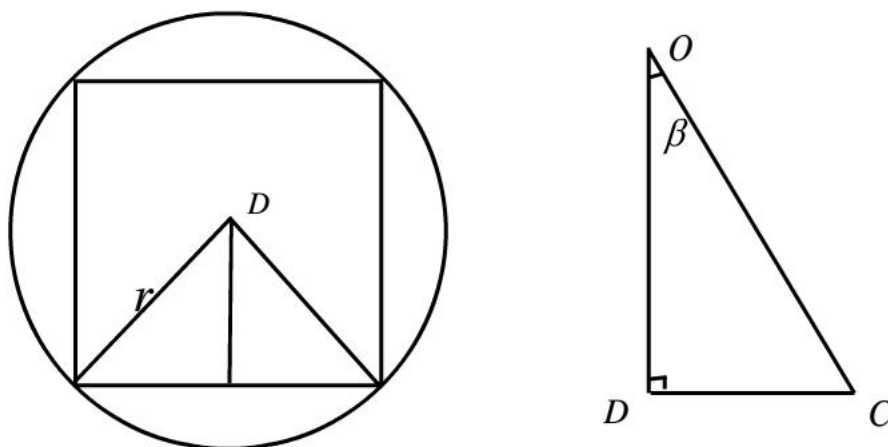
卫星运行角速度越大，卫星在地球表面上留下的星下点轨迹越密，从而形成了卫星或飞船地面轨迹，如图 6 所示。

由以上图形观察分析可以得出：星下点轨迹均匀地分布在赤道的两边，即北纬 a 与南纬 a 之间，因此，在卫星或飞船的星下点轨迹较为简单的情况下可沿着星下点轨

迹设立测控站，对于一般情况，特别是卫星或飞船的星下点较密时，只需测控北纬 a 与南纬 a 之间的区域，就可以实现对该卫星的全程监控。

在实际测控范围与卫星轨道面的相交圆 D 中取圆内接正方形并用内接正方形覆盖所要测控的区域。首先根据轨道面与赤道面的夹角 a 以及每个内接正方形边长在地心所对的圆心角 2β ，可求出测控区域中正方形的行数 j ，如图所示；其次根据每一行正方形覆盖的轨道面的圆周长即可确定每一行所需的正方形的个数 i ，从而计算出全程监控所需要的监控站的最少个数，如图 7 所示。

图 7 圆内接正方形覆盖法



模型求解过程：

- 1、计算正方形的边长在地心所对的圆心角为 2β ，有

$$\begin{aligned}
 AC &= \frac{\sqrt{2}}{2} r \\
 \tan \beta &= \frac{CD}{OD} = \frac{\sqrt{2}r}{2OD} \\
 r &= (R+H) \sin \theta \\
 OD &= (R+h) \cos \theta \\
 \therefore \beta &= \arctan \left[\frac{\sqrt{2}}{2} \tan(87^\circ - \arcsin \frac{R \sin 93^\circ}{R+h}) \right]
 \end{aligned}$$

由于卫星围绕地球运动时，轨道与赤道平面有一个夹角 a ，测控范围由正方形覆盖，所以正方形的行数：

$$j = \left[\frac{2a}{2\beta} \right]$$

圆内接正方形每条边在卫星轨道面上所对应的圆弧长为：

$$l = 2\pi(R+h) \frac{2\beta}{2\pi} = 2\beta(R+h)$$

- 2、当 j 为偶数时，各行正方形在南北纬之间对称分布，每一行正方形的总长度是正方形所在轨道面的圆的周长，北纬第一行正方形覆盖的轨道面圆周长

$$C_1 = 2\pi(R+r)\cos\beta,$$

北纬第一行排列的正方形个数 $n_1 = [\frac{C_1}{l}]$ ，第二行正方形覆盖的轨道面圆周长：

$$C_2 = 2p(R+r)\cos(3b), \text{ 第二排排列的正方形个数 } n_2 = \frac{C_2}{l}, \text{ 依次类推：北纬第 } k \text{ 行}$$

$$\text{排列的正方形个数 } n_k = \frac{C_k}{l}, \text{ 为实现全程测控需要的测控站总数 } n = 2 \sum_{k=1}^{\frac{j}{2}} [n_k]$$

当 j 为奇数时，先用一行正方形覆盖赤道，使正方形的中心在赤道上，然后将各行正方形在南北半球对称分布，所以赤道上排列的正方形的个数为 $n_0 = [\frac{2p(R+H)}{l}]$ ，北纬第一行正方形覆盖的轨道面圆周长为 $C_1 = 2p(R+r)\cos 2b$ ，北纬第一行排列的正方形个数 $n_1 = \frac{C_1}{l}$ ，同理可以求出第 k 行上分布的测控站的个数 $n_k = \frac{C_k}{l}$ ，实现全程测

$$\text{控的测控站的总数 } n = 2 \sum_{k=1}^{\frac{j-1}{2}} [n_k] + n_0$$

根据神舟七号的运行数据，将轨道与赤道面夹角 $a = 42.2$ 度， $H = 343$ 公里代入得 $j=4$ ， $n=60$ ，即如果要对神舟七号的全程监控至少需要 60 个测控站对其进行测控。

5.2.2、问题二中，为使计算方便，采用内接正方形覆盖所要测控的区域，而圆内接正六边形的面积占圆面积的 82.74%，因此可以考虑采用圆内接正六边形覆盖，以提高有效覆盖率，我们因此建立了模型二：

设卫星或飞船绕地球飞行的倾角为 q ，离地面的高度为 H ，地球半径为 R ，卫星或飞船飞行的轨迹为一环绕地球半径为 $R+H$ 的球面去掉两端球帽的曲面，通过公式计算出球帽的面积得到卫星或者飞船飞行的曲面面积，每个测控站测控的范围与曲面的交线为一个半径为 r 的圆，只有圆与圆之间有重叠才能够保证测控站的测控范围覆盖所有曲面，这样我们就取每个圆的内接正六边形作为每个测控站对卫星或飞船运行曲面的平均有效测控范围，通过圆内接六边形与圆的面积比率计算出圆内接正六边形的面积，用曲面的面积去除以正六边形的面积，就可以得到需要的最少测控站数目，具体计算方法如下：

$$\text{球帽面积公式： } S_1 = 2p(R+H)(1-\sin q)$$

$$\text{球面面积计算公式： } S = 4p(R+H)^2$$

$$\text{卫星运行曲面的面积： } S_2 = S - S_1$$

$$\text{圆内接正六边形与圆的面积之比: } e = \frac{S_{\text{正六边形}}}{S_{\text{圆}}} = 0.827$$

测控站测控的范围与曲面交线圆的面积: $S_3 = \pi r^2$

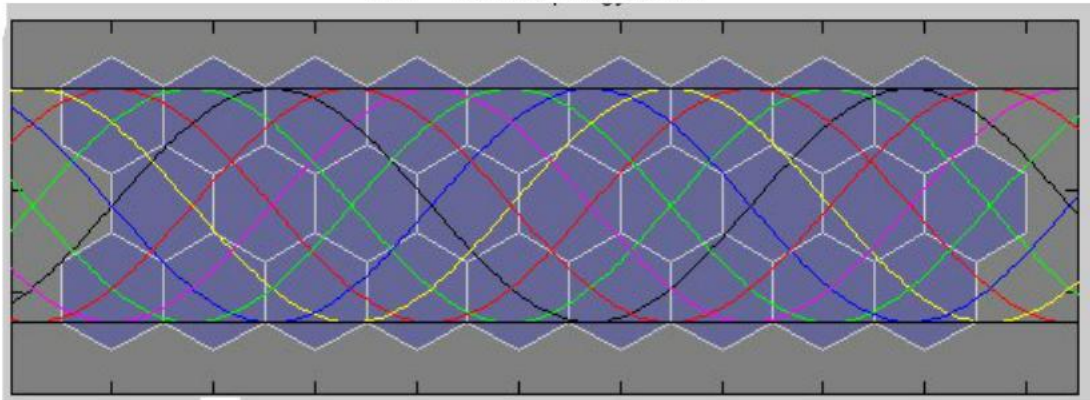
对应的圆内接正六边形的面积: $S_4 = S_3 \cdot e$

其中测控站测控的范围与曲面的交线圆半径: $r = (R + H) \sin(87^\circ - \arcsin(\frac{R \sin 93^\circ}{R + H}))$

$$\text{需要的测控站数目至少为: } n = [\frac{S_2}{S_4}] + 1$$

将神舟七号运行数据: 离地面高度 $H=343$ 千米, 地球半径 $R=6371$ 千米以及倾角 $q=42.2^\circ$ 代入上式, 编辑 MATLAB 程序 (见附件 4) 运算得到 $n=67$, 即最少需要建 67 个测控站才能全程测控神七飞行。

图 8 圆内接六边形覆盖法



5.3 对问题三资料的查取与分析

通过上网查阅资料, 搜集了我国神州 7 号飞船运行资料和相关测控站点的信息, 飞船运行在轨道倾角 42.4 度、近地点高度 200 公里、远地点高度 350 公里的椭圆轨道上, 实施变轨后, 进入 343 公里的圆轨道。各个测控站的地理位置位置如表 1。

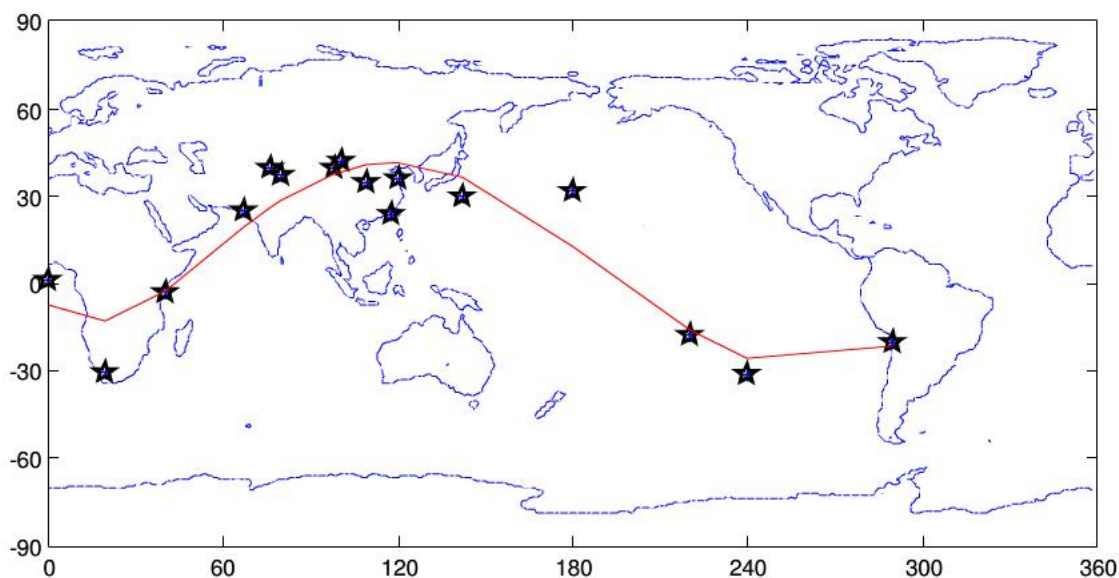
表 1 神舟七号测控站地理位置

	卫星测控站	经度	纬度
1	东风站	98.50° E	39.70° N
2	酒泉卫星发射中心	100.50° E	41.83° N
3	喀什卫星测控站	75.99° E	39.45° N
4	和田站	79.92° E	37.10° N

5	青岛站	120.30° E	36.20° N
6	陕西渭南卫星测控站	109.50° E	34.50° N
7	厦门卫星测控站	118.01° E	24.07° N
8	纳米比亚站	14.52° E	22.67° N
9	卡拉奇卫星测控站	66.99° E	24.82° N
10	马林迪站	40.10° E	3.22° S
11	圣地亚哥站	70.10° E	33.43° S
12	远望一号测控船	77.0° W	20.0° S
13	远望二号测控船	150.0° W	31° S
14	远望三号测控船	0.0° E	1.0° N
15	远望四号测控船	135.0° E	30.0° N
16	远望五号测控船	180.0° E	32.0° N

根据世界地图及神舟七号测控通信系统分布图 9 所示。

图 9 神舟七号测控站分布图



我们对其中的测控站进行拟合，发现所成图形近似正弦函数的曲线。对此。我们试作以下分析：卫星的运行轨道在地球表面上的投影应大致服从正弦曲线分布。测控站的作用是为了能够更清晰更准确的了解卫星运行的具体情况，故测控站分布在卫星的运行轨道在地球表面上的投影曲线上是十分必要的。

查找了神舟六号的观测站数据，各观测站具体位置见附件表 1，对模型进行了验证，通过对数据的分析显示，监控站的位置同样接近于正弦曲线，增大了对卫星检测的覆盖面。

6、模型的评价及其改进

6.1、模型的评价

优点：模型有特殊到一般，由简单到复杂，充分考虑了卫星或飞船运行轨道为椭圆时的测算方式，灵活巧妙地计算出了需要最少测控站的区间，减小了数据误差。问题二中我们考虑正四边形和正六边形两种情况，使模型具有更高的可靠性

对于问题一，我们建立了圆形轨道模型。由于在模型建立之初所作的假设较少，故与真实情况比较接近，因而实用性强，同时把圆形轨道模型推广到椭圆模型，对问题2的解决起着重要作用。在解决问题2的过程中，我们建立了圆锥测控模型。并且应用此模型对神舟六号与神舟七号飞船的测控站的数目进行了验证，所得结果与实际相近。这充分说明了所建模型比较理想。

对于问题3，我们给出了测控站分布的拟合曲线，发现卫星的运行曲线大致服从正弦曲线，如图所示。

另外，在某些具体问题上，采用内接正方形或内接正六边形、正八边形覆盖所要测控的区域，会出现较多的浪费，这时不能一味追求圆内接图形面积占圆面积的比率，而应该从整体的角度来考虑测控站的最优分布。

6.2、模型的改进

关于问题二：在地球自转的影响下卫星运行过程中星下线的轨迹是地球表面的一些曲线，计算测控站的数量比较困难。一种估算方法是设置许多测控站，使得其能覆盖卫星飞过的所有空域。计算这个涵盖赤道的球面的立体角，再用一个观测站所能覆盖的立体角去除这个涵盖赤道的立体角，就可以得到要覆盖这个区域至少需要的观测站的数目

7、参考文献

- [1] 姜启源，数学模型[M]，北京高等教育出版社，1993
- [2] 叶其孝，数学建模，教育与国际数学建模竞赛中国工业与应用数学学会工科数学杂志社，1994
- [3] 萧树铁主编，大学数学试验（第二版）[M]，高等教育出版社，2006
- [4] 苏金明 阮沈勇，Matlab 实用教程，北京，电子工业出版社，2005
- [5] 张海基等，卫星和飞船跟踪测控的数学模型，苏州市职业大学学报，2010年第1期，72-75
- [6] 戴红兵等，卫星和飞船的跟踪测控，思茅师范高等专科学校学报，2009年第6期，28-32
- [7] 杨徐昕等，卫星或飞船的跟踪测控模型设计，重庆科技学院学报（自然科学版），2010年第1期，183-187
- [8] 柳仲贵，卫星跟踪系统的动态范围，飞行器测控学报，2003

附件:

附件1: 卫星或飞船与地球、太阳关系Matlab程序

```
figure('name','卫星或飞船与地球、太阳关系');
s1=[0:0.01:2*pi];
hold on;axis equal;%建立坐标系
axis off % 除掉Axes
r1=10;%地球到太阳的平均距离
r2=3;%卫星或飞船到地球的平均距离
w1=1;%设置地球公转角速度
w2=12;%设置卫星或飞船绕地球公转角速度
t=0;%初始时刻为 0
pausetime=.002;%设置暂停时间
sita1=0;sita2=0;%设置开始它们都在水平线上
set(gcf,'doublebuffer','on') %消除抖动
plot(-20,18,'color','r','marker','.', 'markersize',40);
text(-17,18,'太阳');%对太阳进行标识
p1=plot(-20,16,'color','b','marker','.', 'markersize',20);
text(-17,16,'地球');%对地球进行标识
p1=plot(-20,14,'color','k','marker','.', 'markersize',13);
text(-17,14,'卫星或飞船');%对卫星或飞船进行标识
plot(0,0,'color','r','marker','.', 'markersize',60);%画太阳
plot(r1*cos(s1),r1*sin(s1));%画地球公转轨道
set(gca,'xlim',[-20 20],'ylim',[-20 20]);
p1=plot(r1*cos(sita1),r1*sin(sita1),'color','b','marker','.', 'markersize',30);%画地球初始位置
l1=plot(r1*cos(sita1)+r2*cos(s1),r1*sin(sita1)+r2*sin(s1));%画卫星或飞船绕地球公转轨道
p2x=r1*cos(sita1)+r2*cos(sita2);p2y=r1*sin(sita1)+r2*sin(sita2);
p2=plot(p2x,p2y,'k','marker','.', 'markersize',20);%画卫星或飞船的初始位置
orbit=line('xdata',p2x,'ydata',p2y,'color','r');%画卫星或飞船的运动轨迹
while 1
set(p1,'xdata',r1*cos(sita1),'ydata',r1*sin(sita1));%设置地球的运动过程
set(l1,'xdata',r1*cos(sita1)+r2*cos(s1),'ydata',r1*sin(sita1)+r2*sin(s1));%设置卫星或飞船绕地球的公转轨道的运动过程
ptempx=r1*cos(sita1)+r2*cos(sita2);ptempy=r1*sin(sita1)+r2*sin(sita2);
set(p2,'xdata',ptempx,'ydata',ptempy);%设置卫星或飞船的运动过程
p2x=[p2x ptempx];p2y=[p2y ptempy];
set(orbit,'xdata',p2x,'ydata',p2y);%设置卫星或飞船运动轨迹的显示过程
sita1=sita1+w1*pausetime;%地球相对太阳转过的角度
sita2=sita2+w2*pausetime;%卫星或飞船相对地球转过的角度
pause(pausetime);
drawnow
```


end

附件2：卫星或飞船地面轨迹图Matlab程序

```
load('topo.mat','topo','topomap1');
whos topo topomap1
contour(0:359,-89:90,topo,[0 0],'b')
axis equal
box on
set(gca,'XLim',[0 360],'YLim',[-90 90], ...
    'XTick',[0 60 120 180 240 300 360], ...
    'Ytick',[-90 -60 -30 0 30 60 90]);
hold on
x=linspace(0,500*pi,1000);
y1=58*sin(0.05*x+0.25*pi);
y2=58*sin(0.05*x+0.5*pi);
y3=58*sin(0.05*x+0.75*pi);
y4=58*sin(0.05*x+pi);
y5=58*sin(0.05*x+1.25*pi);
y6=58*sin(0.05*x+1.5*pi);
y7=58*sin(0.05*x+1.75*pi);
y8=58*sin(0.05*x+2*pi);
plot(x,y1,'k',x,y2,'g',x,y3,'r',x,y4,'y',x,y5,'b',x,y6,'g',x,y7,'m',x,y8,'r')
hold on
z1=0*x+58;
z2=-z1;
plot(x,z1,'k',x,z2,'k')
```

附件3：圆内接六边形全覆盖图Matlab程序

```
load iris_dataset
net = newsom(irisInputs,[16 3]);
plotsomtop(net);
hold on
x=-1:0.05:16.5;
y1=0.85+1.15*sin(x);
y2=0.85+1.15*sin(x+0.25*pi);
y3=0.85+1.15*sin(x+0.5*pi);
y4=0.85+1.15*sin(x+0.75*pi);
y5=0.85+1.15*sin(x+pi);
y6=0.85+1.15*sin(x+1.25*pi);
y7=0.85+1.15*sin(x+1.5*pi);
y8=0.85+1.15*sin(x+1.75*pi);
z1=0*x+2;
z2=0*x-0.3;
plot(x,y1,'k',x,y2,'g',x,y3,'r',x,y4,'y',x,y5,'b',x,y6,'g',x,y7,'m',x,y8,'r',x,z1,'k',x,z2,'k')
```

附件4: `function` y=cekongzhan(R, H, b)

```

    b=b./180.*pi;
    s1=2.*pi.*(R+H).*(1-sin(b));
    s=4.*pi.*(R+H).^2;
    s2=s-s1;
    e=0.827;
    r=(R+H).*sin(87./180.*pi-asin(R.*(sin(93./180.*pi))./(R+H)));
    s3=pi.*r.^2;
    s4=s3.*e;

    y=s2./s4;
    y=ceil(y);
end

```

附表1 神舟七号测控站地理位置

	卫星观测站	经度	纬度
1	北京航天指挥控制中心	120.25° E	48.07° N
2	酒泉卫星发射中心	100.50° E	41.83° N
3	西安卫星控制中心	108.91° E	34.23° N
4	山西兴县卫星测控站	111.22° E	38.47° N
5	陕西渭南卫星测控站	109.50° E	34.50° N
6	厦门卫星测控站	118.01° E	24.07° N
7	喀什卫星测控站	75.99° E	39.45° N
8	远望一号测控船	131.83° E	37.23° N
9	远望三号测控船	13.72° W	09.50° N
10	卡拉奇卫星测控站	66.99° E	24.82° N
11	和田卫星测控站	79.94° E	37.12° N
12	南非卫星测控站	18.42° E	33.92° N
13	远望二号测控船	75.84° W	19.84° N
14	愿望四号测控船	151.00° E	33.00° S