

文章编号 1004-924X(2008)09-1688-07

基于 Q 值选取的太阳同步回归轨道设计算法

曲宏松^{1,2}, 张 叶^{1,2}, 金 光¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要: 太阳同步回归轨道既可以满足光照条件的要求, 又可以满足时间分辨力的要求, 是对地观测航天器首选轨道之一。 Q 值是将太阳同步轨道和回归轨道联系起来的桥梁, 是太阳同步回归轨道设计时最先考虑的参数。通过对太阳同步轨道和回归轨道特性的分析, 可以建立 Q 值与太阳同步回归轨道参数之间的数学关系, 作为太阳同步回归轨道设计的依据。本文通过对轨道回归特性的分析, 引入了设计太阳同步回归轨道 Q 值的方法。结合某航天任务的具体指标, 利用 Q 值选取算法, 在 500~510 km 轨道高度范围内选取了一条轨道高度为 502.59 km 的轨道。该轨道的回归周期为 21 d, 平均重访周期为 5 d, 是 500~510 km 轨道高度范围内重访特性最优的太阳同步回归轨道。基于 Q 值选取的轨道设计算法从理论上找到了太阳同步轨道设计中的关键, 为复杂的轨道设计工作提供了一个可靠而易行的方法。

关键词: 太阳同步回归轨道; Q 值; 假想交点; 交点周期; 基本交点距

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A

Repeat sun-synchronous orbit design method based on Q value selection

QU Hong-song^{1,2}, ZHANG Ye^{1,2}, JIN Guang¹

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*

Abstract: Repeat sun-synchronous orbit is one of the most important orbits for earth observation missions, because the orbit can satisfy the requirements of illumination and temporal resolution. Q value is the connection between sun-synchronous orbit and repeat orbit, so Q value plays an important role in repeat sun-synchronous orbit design. In this paper, the characteristics of sun-synchronous orbit and repeat orbit are analyzed, and the relationship of Q value and repeat sun-synchronous orbit is established. With the analysis of repeat orbit characteristics, a Q value design method of repeat sun-synchronous orbit is derived, and an optimal orbit is selected using the method. The selected orbit shows that the orbital altitude is 502.59 km, repeat period is 21 days and mean revisit period is 5 days, which is an optimal repeat sun-synchronous orbit for the revisit characteristic within the range from 500 km to 510 km. It concludes that this method finds the key points of repeat sun-synchronous orbit design in theory, and provides a credible and easy method for complex orbit design tasks.

Key words: repeat sun-synchronous orbit; Q value; fictitious node; nodal period; fundamental interval

收稿日期: 2007-09-26; 修订日期: 2008-02-22.

基金项目: 国家 863 高技术研究发展计划资助项目 (No. 2006AA701410)

1 引 言

太阳同步回归轨道是对地观测卫星广为使用的一类轨道,它兼有太阳同步轨道和回归轨道共有的优点,如地球覆盖范围广(南北纬跨度超过±80°)、光照条件相对稳定(太阳光线与轨道面夹角基本保持不变)、可选择的轨道高度范围大(一般在 400~1 000 km 内选择)和轨道的回归性有利于重访等优点,所以很多对地观测卫星常选择太阳同步回归轨道。

Q 值是太阳同步回归轨道设计中最重要参数,Q 值是将太阳同步轨道与回归轨道联系在一起的桥梁。Q 值最初是在回归轨道设计问题中引入的一个参数,是回归圈数与回归天数的比值。本文将 Q 值引入太阳同步轨道设计问题中,通过建立 Q 值与交点周期的关系来间接建立半长轴 a 与 Q 值的关系,再结合回归轨道中 Q 值的计算公式,就可以确定太阳同步回归轨道半长轴 a 的值。本文主要讨论了太阳同步回归轨道 Q 值的选取方法。

2 太阳同步回归轨道

2.1 太阳同步轨道

所谓太阳同步轨道是指光照角(卫星轨道面与日地连线间的夹角,也叫 β 角)保持不变的轨道^[1]。假设轨道 β 角在秋分点处为 37.5°,如图 1 所示。由于卫星的轨道面相对惯性空间是不动的,如果地球不绕太阳公转的话,则 β 角不会改

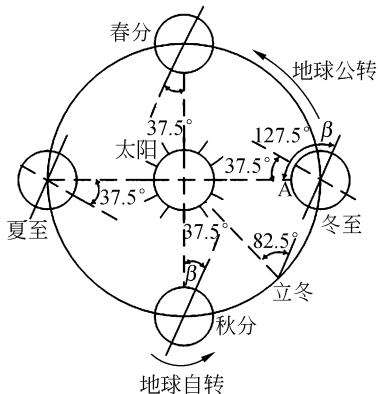


图 1 太阳同步轨道上卫星轨道平面的运动

Fig. 1 Movement of satellite orbit plane in a SS-O

变。但地球实际上带着卫星绕太阳不停公转,因此就产生了 β 角每天增加 0.985 6° (= 360°/365.242 199 d) 的现象。这样地球到了立冬点时 β 角增加到 82.5°,到冬至点时 β 角增加到 127.5°。为了保持 β 角不变,实现太阳同步这一要求,必须使卫星的轨道面也向东转动。如果轨道向东转动的角速度恰好等于 0.985 6°,则由于公转引起的 β 角的变化将会消除,也就是实现了太阳同步轨道的要求。

由摄动理论可知,地球的非球形摄动会产生一个摄动力矩(除赤道轨道和极轨道外),这个力矩迫使轨道面产生进动。而进动速度的大小可以用升交点赤经的变化率来表示:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} \frac{1}{a} \sqrt{\frac{\mu}{a}} J_2 \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 \cos i, \quad (1)$$

式中, a 为半长轴; μ 为地球引力常数; R_e 为地球半径; J₂ 为地球非球形摄动的一阶长期项。式(1)是在圆轨道(e≈0)条件下给出的,且 Ω 的单位为 rad/s。

若要满足太阳同步轨道条件,必须满足:

$$0.985 6 = \int_0^{24 \times 60 \times 60} \left(\frac{180}{\pi} \cdot \dot{\Omega}\right) dt,$$

计算得:

$$0.985 6 = -\frac{3}{2} \cdot \frac{180 \times 86 400}{\pi} \cdot \frac{1}{a} \cdot \sqrt{\frac{\mu}{a}} \cdot \left(\frac{R_e}{a}\right)^2 J_2 \cos i. \quad (2)$$

式(2)既是太阳同步轨道形成的条件,同时也建立起了太阳同步轨道的倾角与半长轴(或者轨道高度)两个根数之间的关系,是设计太阳同步轨道重要的公式之一。

2.2 回归轨道

卫星经过 D(D 为整数)天后,从 D+1 天开始,轨道又与 D 天前的轨道星下地轨迹重合,满足这一条件的轨道被称为回归周期为 D 天的回归轨道。图 2 是一个回归周期为 5 天的轨道星下点在赤道上分布的例子。卫星沿这条回归轨道运行 72 圈后,从第 6 天第一圈,或者说从第 73 圈开始,与第一天第 1 圈的轨道星下点重合,完成了一次轨道回归。图 2 上半部分描述回归轨道的方法比较直观。但如果回归周期很长,用这种方法描述起来就不是很方便了。一般地,可以采用图 2 下半部分的表示方法来描述回归轨道的特性。图 2 上半部分的表示方法是将 5 天的轨道平铺成一

条直线来描述,而下半部分的表示方法是将 5 天的轨道压缩在一个基本交点距的范围中表示,其中每条竖线表示的是第 D 天中第 N 圈的星下点。例如,4D1N 表示第 4 天第 1 圈的星下点轨迹。从图 2 中可以看出轨道具有回归特性,6D1N 的轨迹与 1D1N 的轨迹重合,即轨道经过 5 天,完成一次回归。

上文提到了基本交点距的概念,基本交点距是指连续两个交点间的赤道弧长,如图 2 中的 D^{bm} 所示。而图 2 中的 d^{bm} 表示的是地面轨迹之间的最小间距,即基本子交点距^[2]。一个基本交

点距由 D 个基本子交点距组成。

从太阳同步轨道和回归轨道的定义可以看出,两者并没有必然联系。太阳同步轨道不一定是回归轨道,而回归轨道也不一定是太阳同步轨道。只有同时满足太阳同步轨道和回归轨道性质的轨道,才被称为太阳同步回归轨道。这种轨道既具有太阳同步轨道的诸多优点,又能够周期性地对特定地区进行访问。而对于太阳同步回归轨道而言,最关键的参数莫过于下面即将讨论的 Q 值。

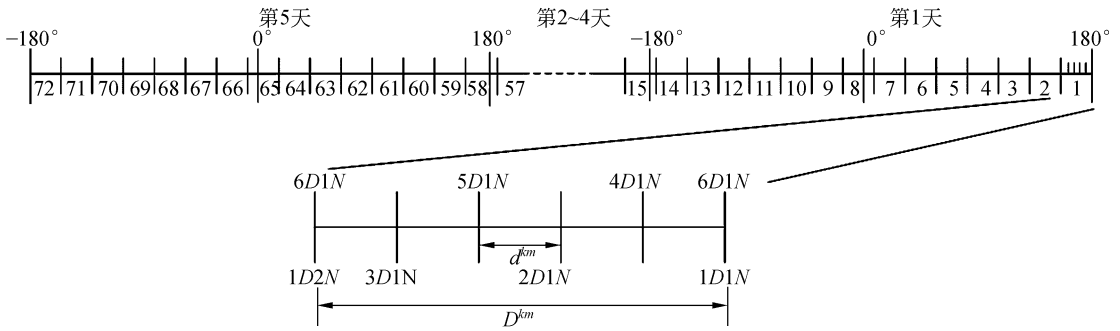


图 2 回归轨道星下点轨迹在赤道附近的分布

Fig. 2 Distribution of ground trace of repeat orbit near the equator

3 太阳同步回归轨道的 Q 值

3.1 假想交点

卫星绕地球旋转,其星下点轨迹会反复穿越地球赤道,于是在赤道上会留下若干离散分布的交点(包括升交点和降交点)。对于太阳同步轨道,这些交点是按时间顺序依次向西在赤道上离散排列的。下面,假想一个虚拟点,规定这个点以恒定的速度在赤道上连续运动,且此虚拟点从一个交点运动到下一个交点的时间恰好等于卫星沿轨道飞行于这两个交点间所用的时间,这里把这样的点定义为假想交点。

假想交点虽然是抽象出的点,不是真实的交点,但它与真实交点有很紧密的关联。假想交点概念的引入对于很多问题的理解有很大帮助。

3.2 太阳同步轨道与 Q 值

可以用假想交点的概念来定义太阳同步轨道中的重要参数——交点周期(T_N)。假想交点从

一个交点运动到下一个交点所用的时间被称为交点周期。而在一个交点周期内,假想交点运动的距离就是前文所提到的基本交点距。而对于太阳同步轨道而言,假想交点在赤道上的运动速度为^[3]:

$$\omega_f = \omega_e - \dot{\Omega} = \frac{360}{86\,400} \left(1 + \frac{1}{s} - \frac{1}{s}\right) = 0.004\,17 \quad (3)$$

式中, ω_f 为假想交点的运动角速度; ω_e 为地球相对春分点的旋转角速度; $\dot{\Omega}$ 为太阳同步轨道的进度角速度; s 为一年的天数, $s = 365.242\,199$ d。从式(3)可以看出,太阳同步轨道的假想交点运动速度恒定,为 $0.004\,17$ °/s。

通过式(3)可以推出太阳同步轨道基本交点距和交点周期的关系:

$$D^{bm} = T_N \cdot \omega_f \cdot \frac{\pi}{180} \cdot R_e \quad (4)$$

此外,利用假想交点在赤道上移动的速度还可以求出太阳同步轨道假想交点沿赤道运动一周的时间,把这个时间称作交点日(D_N):

$$D_N = \frac{360}{\omega_f}, \quad (5)$$

将式(3)代入式(5)得:

$$D_N = \frac{360}{\omega_f} = 86\,400\text{ s} = 1\,440\text{ min} = 1\text{ d}. \quad (6)$$

从式(6)可以得出,对于太阳同步轨道,1 交点日 = 1 平太阳日。

在建立完交点日和交点周期概念之后,可以引入 Q 值的概念,即把交点日与交点周期的比值定义为 Q 值:

$$Q = \frac{D_N}{T_N} = \frac{360}{T_N \cdot \omega_f}. \quad (7)$$

Q 值的物理意义是:假想交点经过了 Q 个交点周期后,正好绕赤道一周。而 Q 值还可以理解为卫星在一个交点日内绕地球飞行的圈数。

由式(6)可知,太阳同步轨道的交点日与平太阳日相等,即 $D_N = 86\,400\text{ s}$,则代入式(7)得:

$$Q = \frac{86\,400}{T_N}. \quad (8)$$

Q 值是太阳同步回归轨道设计中最重要参数之一。由式(8)可知,Q 与交点周期 T_N 有关系,而根据文献[4]可知:

$$T_N = \frac{2\pi}{n} \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_c}{a} \right)^2 (1 - 4\cos^2 i) \right], \quad (9)$$

式(9)建立起了 T_N 与半长轴、轨道倾角等根数的关系。如果将式(9)与式(2)联立,消去轨道倾角项,便得到式(10):

$$T_N = \frac{2\pi}{n} \left[1 + \frac{3}{2} \left(\frac{J_2 R_c^2}{a^2} - \frac{0.985\,6^2 \times 4 \cdot \pi^2 a^5}{270^2 \times 86\,400^2 \cdot \mu J_2 R_c^2} \right) \right], \quad (10)$$

这样,通过式(8)和式(10)就建立起了太阳同步轨道 Q 值和半长轴之间的关系。

3.3 回归轨道与 Q 值

Q 值在一般情况下多为分数,如图 2 中的实例, $Q = 14(2/5) = 14.4$ 。只有在少数情况下,Q 值才是整数,文献[5]中把 Q 表示为:

$$Q = I + \frac{K}{D} = \frac{N}{D} \Leftrightarrow I \cdot D + K, \quad (11)$$

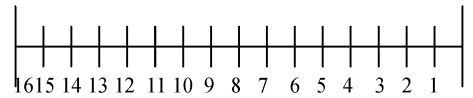
其中, I, K 均为正整数,且 K 与 D 互质。当 $K = D$ 时, Q 为整数,就是上文提到的“少数”情况,即 Q 个真实交点把赤道分成了 Q 个相等的基本交点距;当 $K < D$ 时, Q 为假分数,即 I 个真实交点将赤道分成了 I 个整数份基本交点距和一个 K/D 倍基本交点距。如图 2 中实例,14 个真实交点将赤道分成了 14 个基本交点距和一个 $2/5$ 倍

基本交点距。

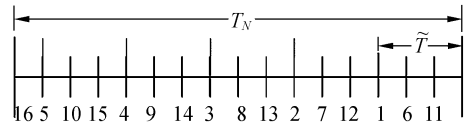
实际上,如果轨道是回归轨道,则式(11)中 D 的物理意义为回归周期,或者说是回归天数;而 N 的物理意义为在 D 天内,或者说在一个回归周期内卫星运行的整数圈数。

3.3.1 “漂移”轨道与“跳跃”轨道

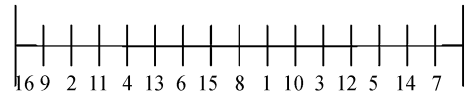
式(11)规定了 N(或者说 K)与 D 互质,而满足这样条件的 Q 值很多。以 $D = 16\text{ d}$ 为例,分别取 $K = 1, 3, 7, 11, 15$ 为例,得到了 5 组不同 Q 值对应的轨道分布图,如图 3 所示:



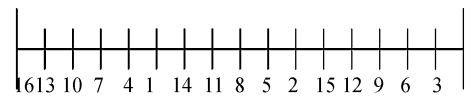
(a) $Q = 14 \frac{1}{16}$



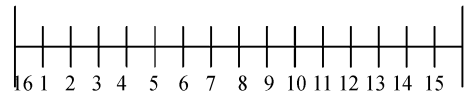
(b) $Q = 14 \frac{3}{16}$



(c) $Q = 14 \frac{7}{16}$



(d) $Q = 14 \frac{11}{16}$



(e) $Q = 14 \frac{15}{16}$

图 3 不同 Q 值对应的不同轨道分布

Fig. 3 Different orbit distributions refer to different Q values

从图 3 可以看出,同样是 16 d 的回归周期,但轨道随 Q 值的不同而呈现不同的分布。图 3 (a)和(e)的分布表现为轨道按照一定顺序向西或向东依次排列;而(b)、(c)、(d)图中的轨道分布不

是依次排列的,而是交错排列的。一般地,轨道在地面上分布的规律是:轨道每天在前一天的基础上向西跨越 K 个基本子交点距。特殊情况下,当 $K=1$ 时(如图 3(a)),轨道每天向西移 1 个基本子交点距,这种跨越方式的轨道称为“漂移”式轨道。同样,满足 $K=D-1$ 的轨道(如图 3(e))也属于漂移式轨道,只是这种情况轨道漂移的方向是向东。当 $K \neq 1$ 或 $K \neq D-1$ 时,轨道的跨越方式为“跳跃”式,表现为每天移动的距离是 K 倍基本子交点距,这种轨道称作“跳跃”式轨道。

由于漂移式轨道的地面轨迹每天向东或向西只能前进一个基本子交点距,所以要想重访某地,大约需要一个回归周期的时间,如果回归周期很长,则不利于重访。但跳跃式轨道可以避免漂移式轨道重访周期长的缺陷,通过对下文近似重复周期和重访时间的讨论,便可以解释跳跃式轨道是如何缩短重访时间的。

3.3.2 近似重复周期

对于跳跃式的轨道,其地面星下点分布是错综的而不是依次排列的,跳跃式轨道有利于缩短卫星载荷的重访时间,因为跳跃式轨道具有一些特殊的性质。其中近似重复周期的性质在设计回归轨道中经常用到,下面讨论近似重复周期。

Q 值的分数部分 K/D 可以用一个较小分母的分数来近似,这个较小的分母被定义为近似重复周期。如图 3(b)中的 $Q=14(3/16)$, $3/16$ 可以用 $1/5$ 来近似,则此轨道的近似重复周期 $\tilde{T}=5$ 。同样图 3(c)对应轨道的近似重复周期 $\tilde{T}=2$ 。

3.3.3 重访时间

重访时间是指卫星有效载荷对地面某目标连续两次访问的间隔时间。重访时间是对载荷提出的指标,与载荷的地面覆盖宽度、侧摆能力和目标所在的纬度等因素有很紧密的联系。重访时间不具有周期性,即每连续两次对同一地区的访问时间间隔不是固定值。但在实际中经常会提到重访周期这个名词,严格地说,这个提法不准确,但如果用到这个名词,通常指的是近似重复周期 \tilde{T} 。

根据对某个地区重访的要求,往往希望经过 \tilde{T} 天以后的星下点轨迹与 \tilde{T} 天前的星下点轨迹间的距离尽可能为一个基本子交点距,因为只有这样才能使重访成为可能。一般地,近似重复周期或者说重访周期满足式(12)^[6]:

$$\begin{cases} \frac{K}{D} \cdot \tilde{T} = m + \frac{n_p}{D}, \\ \tilde{T} < [D/2] \end{cases}, \quad (12)$$

式中, m 为正整数; n_p 为非零整数; $[\cdot]$ 表示取整运算。 n_p 的实际意义是指经过一个重访周期后两条星下点轨迹相差的基本子交点距的个数。 n_p 的绝对值应尽量小,否则失去了重访的意义,在一些文献中严格规定 $n_p = \pm 1$ 。

4 太阳同步回归轨道 Q 值的设计

4.1 Q 值设计方法

由式(8)和式(11)可得出式(13),从式(13)可以看出, Q 值将太阳同步轨道和回归轨道联系在一起,是设计太阳同步回归轨道最重要的参数之一。

$$\frac{86\ 400}{T_N} = Q = \frac{N}{D}. \quad (13)$$

所以在设计太阳同步回归轨道时,往往先从 Q 值的选取开始。 Q 值选取可以按以下步骤进行:

- (1) 根据总体要求的轨道高度范围来确定 Q 值的选取范围;
- (2) 在 N 与 D 互质的条件下,将满足 Q 值范围的所有情况列出来,以供筛选;
- (3) 筛选出 $K \neq 1$ 或 $K \neq D-1$ 的 Q 值;
- (4) 筛选出近似重复周期最短的 Q 值;
- (5) 筛选出 $n_p = \pm 1$ 的 Q 值;
- (6) 最后,再结合总体任务的要求,权衡其他条件,从最后剩下的 Q 值中选取一个理想的结果。

4.2 算例

设某对地观测卫星光学载荷地面分辨力为 0.5 m , 视场角 1.2° , 卫星沿滚动轴可侧摆 30° , 要求在 $500 \sim 510\text{ km}$ 范围内选择一个合适的轨道高度, 兼顾载荷的时间分辨力和回归周期。

由式(8)和式(10)以及所要求的轨道高度范围可以确定 Q 值的范围:

$$15.166\ 4 \leq Q \leq 15.199\ 5. \quad (14)$$

可见, Q 值的整数部分 I 可以确定, 即: $I=15$ 。而计算 Q 值的小数部分, 也就是确定 K 值和 D 值的过程如下。

在回归周期为 31 d 以内(即 $D \leq 31\text{ d}$) 寻找出

使 Q 值满足式(14)范围的 K 值。表 1 列出了满足上述条件的所有 Q 值的情况。

表 1 满足 Q 值范围的各种轨道参数统计

Tab.1 Statistic of all orbit parameters satisfying the range of Q values

K	D	\tilde{T} /d	n_p	Q	h /km	D^{bm} /km	d^{bm} /km
2	11	5	-1	15.182	505.31	2 639.6	239.97
3	16	5	-1	15.188	503.49	2 638.6	164.92
3	17	5	-2	15.177	506.83	2 640.5	155.33
4	21	5	-1	15.191	502.59	2 638.1	125.63
4	23	6	1	15.174	507.74	2 641.0	114.83
5	26	5	-1	15.192	502.29	2 637.9	101.46
5	27	5	-2	15.185	504.40	2 639.1	97.744
5	28	6	2	15.179	506.22	2 640.2	94.294
5	29	6	1	15.172	508.34	2 641.4	91.080
6	31	5	-1	15.194	501.68	2 637.6	85.085

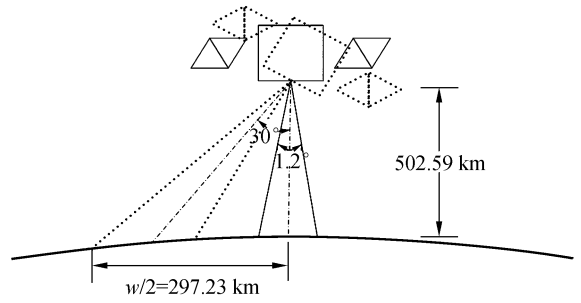


图 5 轨道高度及地面可观测范围示意图

Fig.5 Diagram of orbit altitude and observable ground area

Q 值确定之后,要对轨道进行复算,检验所选轨道是否能够满足任务要求。

首先,绘制出 $Q=15(4/21)$ 的轨道星下点轨迹分布图,如图 4 所示。并根据基本子交点距的定义计算对应的 d^{bm} :

$$d^{bm} = \frac{2\pi R_e}{N} = \frac{2\pi \times 6\,378.137}{319} = 125.63 \text{ km} . \quad (15)$$

然后,利用图 5 所示几何关系并通过已知条件来确定卫星在赤道上的可观测宽度 w :

$$w = 2 \times 502.59 \times \tan\left(30 + \frac{1.2}{2}\right) = 594.46 \text{ km} . \quad (16)$$

通过式(15)和式(16)可以得出,星载光学载荷在赤道附近可以覆盖 4 个基本子交点距。假设观测目标在图 4 中的 A 点(A 点在赤道上),则在一个回归周期内有 5 次重访的机会,分别为第 2、7、12、17、18 d。可见卫星平均 5 d 就有一次机会对 A 点进行访问。而如果观测目标在 B 点(北纬 38°),则此纬度的基本子交点距要小于赤道上的基本子交点距,为:

$$d^{bm}(38^\circ) = d^{bm} \cdot \cos 38^\circ = 99.0 \text{ km} ,$$

则星载光学载荷在此纬度可以覆盖 6 个基本子交点距,在一个回归周期内有 7 次重访机会,分别为第 1、6、7、11、12、16、17 d。可见重访机会随纬度的增大而增多。

通过上面的复算可以看出, $Q=15(4/21)$ 时,平均的重访周期为 5 d,回归周期为 21 d,此设计能够满足任务要求。

5 结 论

通过讨论太阳同步轨道、回归轨道与 Q 值的关系,得出了 Q 值是将太阳同步轨道和回归轨道

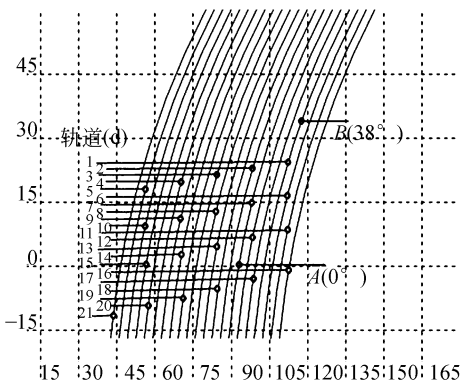


图 4 $Q=15(4/21)$ 的轨道地面轨迹分布图

Fig.4 Ground trace distribution to $Q=15(4/21)$

从表 1 中所列出的 10 个候选轨道中可以挑选出近似重复周期最短的几组。这样, $\tilde{T}=6$ 的几组轨道将被淘汰。之后,在剩下的 7 组轨道中选出 $n_p = \pm 1$ 的几组,从而只剩下了 15(2/11)、15(3/16)、15(4/21)、15(5/26)、15(6/31) 5 组满足条件。最后对比这 5 组 Q 值对应的基本子交点距。从表 1 可以发现, d^{bm} 值随 D 值的增大而减小。对于重访时间要求较短的任务,可以重点选择 15(5/26)、15(6/31) 两组 Q 值。对回归周期要求较高的任务,可以重点选择 15(2/11)、15(3/16) 两组 Q 值。针对本算例的要求,选择 $Q=15(4/21)$ 的折中方案,这样既考虑了重访也兼顾了回归。

联系在一起的重要参数的结论,并通过介绍漂移式轨道、跳跃式轨道、近似重复周期、重访时间等概念,引出了设计太阳同步回归轨道的方法。最后,针对一个具体的应用算例,利用此方法求出了

合理的 Q 值,并计算出最终需要确定的轨道高度 502.59 km。通过复算,该轨道的回归周期为 21 d,平均重访周期为 5 d,是 500~510 km 内所有的备选轨道中重访特性最优的轨道。

参考文献:

- [1] 李凡本. 地球资源卫星[M]. 北京:国防工业出版社,1982.
LI F B, *Earth Resource Satellite*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1982. (in Chinese)
- [2] 袁孝康. 星载合成孔径雷达导论[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
YUAN X K. *Introduce to the Spaceborne Synthetic Aperture Radar*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [3] BOAIN R J. A-B-Cs of sun-synchronous orbit mission design[C]. 14 th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, AAS 04-108, 2004.
- [4] BROUWER D. Solution of the problem of artificial satellite theory without drag[J]. *Astronautical Journal*, 1959, 64 (1274): 387-397.
- [5] CASEY D, WAY J. Orbit selection for the EOS mission and its synergism implications[J]. *IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing*, 1991, 29(6): 822-835.
- [6] 谢金华. 遥感卫星轨道设计[D]. 郑州:解放军信息工程大学,2005.
XIE J H. *Orbit design of remote sensing satellites*[D]. Zhengzhou: PLA Information Engineering University, 2005. (in Chinese)

作者简介:曲宏松(1980—),男,辽宁大连人,博士研究生,现从事航天器轨道设计、小卫星编队设计、航天器测控系统、空间遥感器 CCD 成像电子学系统、实时嵌入式操作系统等方面的研究。E-mail:quhongsong@yahoo.com.cn
金光(1958—),男,研究员,博士生导师,主要从事空间遥感器总体设计和研究工作。E-mail:jing@ciomp.ac.cn

● 下期预告

用自制总积分散射仪进行 SiC 基底表面改性效果评估

申振峰^{1,2},高劲松¹,陈红^{1,2},王笑夷¹,王彤彤^{1,2},郑宣鸣¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所,吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院,北京 100049)

根据总积分散射理论自制了半球式总积分散射仪,建立了系统规范的测试方法,并应用其对工程中 SiC 基底表面改性的效果进行了相关检测和评估。改性后 RB-SiC 和 S-SiC 基底的散射系数分别降低到 2.86% 和 1.53%,已接近于抛光良好的微晶玻璃的水平(1.38%)。该散射仪的优点是操作简单,方便快捷,不接触样品,对表面无损害。通过对测试数据的分析可知,从散射特性角度对 SiC 基底表面改性效果进行评估是合理有效的。把相关测试结果与分光光度计的测试结果对比,测量偏差在 1.1% 左右,说明该总积分散射仪的测试结果是准确可靠的。