

风云一号极地轨道气象卫星发射窗口的计算与分析

范振国

陆慈龙

(航空航天部五院 509 所)

(山西太原 200 信箱 7 号)

摘要 本文从风云一号极地轨道气象卫星的空间环境入手, 计算并分析第二颗风云一号极地轨道气象卫星的发射窗口, 得出了许多具有实际应用价值的结论。

关键词 光照角, 太阳赤纬值, 轨道漂移

分类号 V474. 24

风云一号极地轨道气象卫星的星下点轨迹经过南、北极地, 它能探测到全球范围内的大气参数, 人们利用这些参数, 可以及时、准确地进行全球性或地区性的气象预报。为了使风云一号极地轨道气象卫星在空间环境中正常工作一年, 有必要选取适当的发射窗口并进行简要分析。

1 发射窗口的计算

计算的原始数据如下:

(1) 卫星轨道高度: $H=901\text{km}$; (2) 卫星轨道倾角: $I=98.9^\circ$; (3) 卫星轨道偏心率: $E=0$; (4) 卫星入轨时升交点的地理经度: $\Omega=-177.2^\circ$; (5) 卫星滚动红外地平仪的扫描半锥角: 55° ; (6) 卫星太阳能电池阵光照角 I_0 : $40^\circ \leq I_0 \leq 69^\circ$; (7) 地球模型: 半径 R 为 6371.00km 的圆球体; (8) 地球赤道半径: $R_e=6378.14\text{km}$ 。

空间环境对卫星的主要影响为光照、引力作用和地球旋转引起的轨道面偏离, 这将影响卫星能源供应、姿态控制和遥感信息的质量。为了保证卫星能源、姿控和遥感系统的要求, 卫星必须在特定的时间入轨。

1.1 入轨时间

1.1.1 能源系统要求

设阳光矢(地日连线)与轨道面正法线(与卫星转向成右旋)的夹角为 L ; 阳光矢对太阳能电池阵交角为光照角 I_0 ; 阳光矢对轨道面正法线的经度差为 $\Delta\lambda$ 。则

$$I_0 + L = 90^\circ \quad (1)$$

式中, $0 \leq L \leq 90^\circ$, $0 \leq I_0 \leq 90^\circ$

$$\Delta\lambda = 15(6-t) \quad (2)$$

t 为降交点地方时, $\Delta\lambda \in [-180^\circ, 180^\circ]$.

以地球球心为圆心作天球, 如图 1 所示, C 为春分点在天球上的位置; 太阳在天球的位置为 S , 它在赤道面上的投影为 S' ; N 为卫星轨道面正法线与天球交点, 它在赤道面上的投影为 N' ; Ω 为轨道降交点在天球上的位置; P 为北极在天球上的位置。

在球面三角形 PNS 中, 有以下关系式:

$$\begin{aligned} \cos(90^\circ - I_\theta) &= \cos(90^\circ - \phi_\theta) \\ \cdot \cos I + \sin(90^\circ - \phi_\theta) \sin I \cos \Delta\lambda \end{aligned} \quad (3)$$

从天文年历中, 选取合适的 ϕ_θ 值, 并将 $I = 98.9^\circ$ 代入 (3) 式, 可解得满足卫星能源供应系统要求的入轨时间:

$$3^h 24^m \leq t_1 \leq 4^h 25^m;$$

$$7^h 25^m \leq t_2 \leq 8^h 36^m$$

1.1.2 姿控系统要求

设: 阳光矢与卫地矢 $-\vec{R}$ 夹角为 θ , 阳光矢在 \vec{H} 的法平面上的投影与 $-\vec{R}$ 的夹角为 α_r .

图 2 为滚动红外地平仪在星体上的位置结构图。 \vec{H} 为滚动红外地平仪扫描旋转轴; θ_H 为安装角度; \vec{V} 为卫星速度方向。

忽略星体质心至滚动红外地平仪之间的距离, 以质心为球心, 在星体上建立一个天球, 如图 3 所示。

OV' 轴为滚动红外地平仪扫描旋转轴, 55° 为其扫描半锥角; 半锥角为 61.18° 的球面圆是地球阴影范围, 两球面圆交于 M 和 M' 两点, M 点在轨道面正法线一边, $V'OR'$ 所在平面即卫星轨道面。

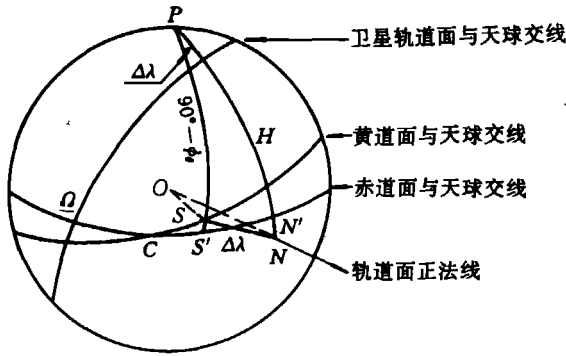


图 1 卫星轨道位置

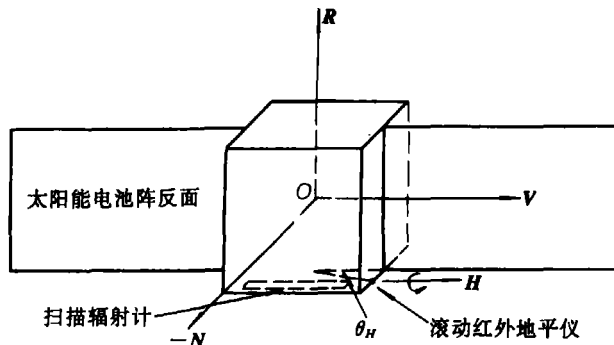


图 2 地平仪在星体上的位置

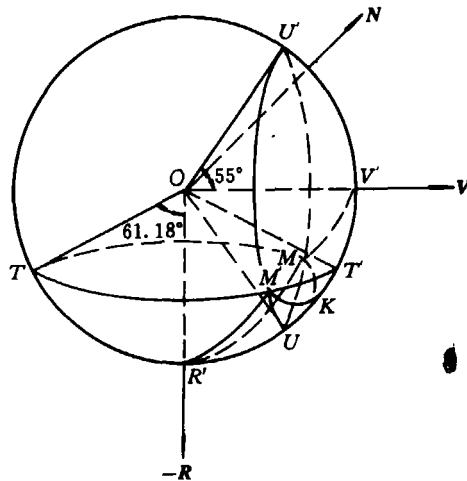


图 3 天球坐标系

短期内, 阳光对轨道上运转的卫星关系, 可以看作卫星不动阳光绕轨道面正法线 \vec{N} 以 L 角作左旋定轴转动。

当 $0 \leq I_{\theta} \leq \widehat{MK}$ 时, 滚动红外地平仪不受阳光影响。

在球面三角形 $MV'R'$ 中, 可解得 \widehat{MK} , 将 \widehat{MK} 代入(3)式可解得 $\theta_r \leq 61.18^\circ$ 条件下的入轨时间:

$$9^h 17^m \leq t_1 \leq 12^h; O^h \leq t_2 \leq 2^h 43^m$$

另外, 为了防止太阳光直接照射到滚动红外地平仪扫描半锥角内, 滚动红外地平仪偏置 θ_H 角, 并且在 $70^\circ \leq \alpha_r \leq 290^\circ$ 范围内, 采取措施使阳光射不到扫描半锥角内。

当滚动红外地平仪偏置 θ_H 角, $70^\circ \leq \alpha_r \leq 290^\circ$ 时, 我们有图 4。

图中 \vec{V} 为卫星速度方向, \vec{H} 为滚动红外地平仪扫描旋转轴, θ_H 为偏置角; $\vec{\theta}$ 阳光矢。由图我们可知 $\angle MH'R'$ 为 α_r 角, 则在 $\Delta H'MN'$ 中有

$$\widehat{H'M'} = 90^\circ + \theta_H, \widehat{H'M} = 55^\circ,$$

$$\widehat{MN'} = L$$

令 $\angle MH'R' = 70^\circ$ 和 90° 可解得 L 值, 再代入(1)、(2)、(3)式可得, $70^\circ \leq \alpha_r \leq 90^\circ$ 情况下的卫星入轨时间:

$$3^h 24^m \leq t \leq 8^h 36^m$$

同理, 当 $90^\circ \leq \alpha_r \leq 290^\circ$ 时的入轨时间也在上述时间域内。

综上可得满足姿态控制系统要求的入轨时间:

$$\begin{cases} O^h \leq t_1 \leq 2^h 43^m \\ 3^h 24^m \leq t_2 \leq 8^h 36^m \\ 9^h 17^m \leq t_3 \leq 12^h \end{cases}$$

1.1.3 遥感系统要求

从遥感系统的功能可知: 只要能避免阳光射入扫描辐射计, 并使被摄物有较好的光照条件, 即合适的阳光天顶角, 就可获得清晰可辨的云图。

(1) 扫描辐射计避日照

从图 2 扫描辐射计的位置, 我们易得:

当 $0^\circ \leq I_{\theta} \leq 61.18^\circ$ 时, 扫描辐射计能正常工作。

由(2)、(3)式可解得入轨时间:

$$O^h \leq t_1 \leq 4^h 03^m$$

$$7^h 57^m \leq t_2 \leq 12^h$$

(2) 阳光天顶距

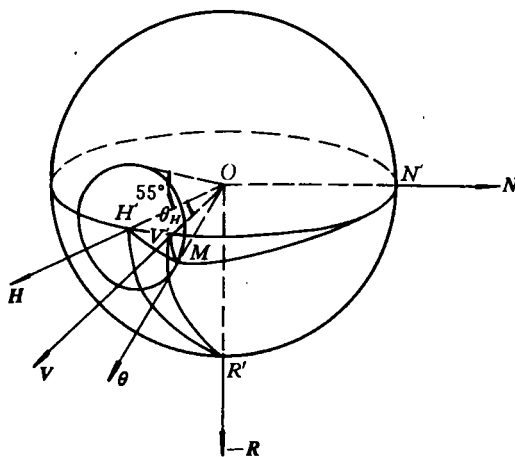


图 4 地平仪偏置角示意图

设：地卫矢 \vec{R} 和阳光矢之间的夹角为阳光天顶距。

以地心为球心作天球，如图 5 所示。

Ω 为卫星轨道降交点在天球上的位置， N' 为轨道面正法线 \vec{N} 与天球的交点， N'' 为 N' 在天球赤道面上的投影， P 为北极在天球上的位置， S 为阳光矢与天球的交点， $\Delta\lambda_0$ 为 Q' 、 N'' 之间的经度差， Q 点为卫星轨道面与天球交线上的任一点。

在 $\triangle PQS$ 中有：

$$Z = \arccos[\sin\phi_s \cdot \sin\phi_0 + \cos\phi_s \cdot \cos\phi_0 \cdot \cos(\Delta\lambda - \Delta\lambda_0)] \quad (4)$$

式中， $\Delta\lambda_0 = \arccos\left(\frac{\text{tg}\phi_s}{\text{tg}(180^\circ - I)}\right)$ ， ϕ_s 为星下点地理纬度。

由(4)式，可得如下结论：

- (1) 入轨时间离 6^h 越远，相应的阳光天顶角就越小；
- (2) 卫星在运行期间，阳光天顶角随太阳赤纬的增大而减小，即夏至时阳光天顶角最小，冬至时最大；
- (3) 入轨时间决定了阳光天顶角的变化范围。

综合以上计算，并分析第一颗风云一号极地轨道卫星云图后，初步确定第二颗风云一号极地轨道卫星的入轨时间为：

$$7^h 57^m \leq t \leq 8^h 36^m$$

1.1.4 漂移影响

由天体力学理论可知，卫星在近地空间的运行中，受空间环境的影响，其轨道参数随时间不断变化，其中包括卫星轨道面的漂移，轨道面的漂移将影响卫星能源供应、姿态控制和遥感云图质量，所以在卫星的入轨时间里要扣除轨道面漂移的影响。

(1) 地球旋转引起的轨道面偏离

地球旋转分为绕太阳公转和地球自转。地球绕太阳公转一圈约需 365.2422 天，在此期间，地球自身以及轨道面也相对太阳转动了一圈，所以每天轨道面偏离的数值为 0.9856473 度/天。由于地球绕太阳公转方向是自西向东的，因而轨道面偏离的方向是自东向西。

(2) 轨道面进动

由于地球不是一个理想的球体，而是一个在赤道地区有些隆起的椭球，使得赤道与两极的重力有所差异，从而对轨道上运动的卫星产生引力差异，该引力差异的方向在南北半球都指向赤道的。长期效应结果， Ω 不断变化，而 I 值保持不变，即卫星轨道面绕地轴缓慢不断地朝卫星运动相反的方向进动。轨道面进动速率可由下式求得：

$$\dot{\Omega} = -10 \cdot \left(\frac{R_c}{R+h}\right)^{7/2} \cdot \cos I \quad (5)$$

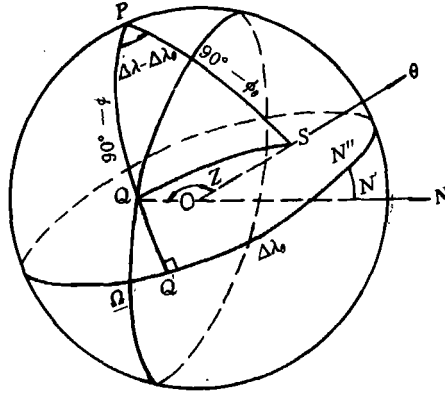


图 5 卫星位置示意图

当 $I=98.9^\circ$ 时, $\dot{\Omega}=0.9775975$ 度/天, 方向向东。

(3) 日、月等摄动

由日、月等摄动引起的卫星轨道漂移, 可控制在: 0.0205343 度/天(西)至 0.0205343 度/天(东)之间。由以上分析, 可得扣除轨道面漂移后的入轨时间为:

$$7^h57^m \leq t \leq 8^h21^m$$

1.2 发射窗口

由于以上计算过程中使用的时间是降交点地方时(真太阳时), 与我们习惯上使用的北京时(平太阳时)有差异。为了便于工程应用和组织指挥, 需作如下转换:

- (1) 降交点地方时(真太阳时) \rightarrow 东径 120° 真太阳时;
- (2) 东径 120° 真太阳时 \rightarrow 东径 120° 平太阳时(北京时);
- (3) 入轨时间 \rightarrow 发射窗口。

为计算简便和工程实用, 忽略东径 120° 真太阳时与东径 120° 平太阳时时差(见注), 计算可得发射窗口为:

$$8^h55^m \leq T \leq 9^h19^m$$

注: i. 地球东径 120° 真太阳时应用不方便, 它和东径 120° 平太阳时的时差随着发射日子的不同而不同。

ii. 在卫星工作期间, 都存在地球东径 120° 真太阳时和平太阳时的差异, 它反映了地球不均匀地转和黄赤交角对计时、计算光照的影响。由于这种影响的主要规律是预先可知的, 并在计算中加以考虑, 所以在此将东径真、平太阳时的时差忽略。

2 简要分析

由于窗口时间只有 24 分钟, 所以我们只分析提前和推迟 1~5 分钟发射对卫星的影响。

表 1

提前时间(分钟)	1	2	3	4	5	
$\Delta\lambda$	-29°	-28.75°	-28.5°	-28.25°	-28°	
太阳赤纬值 ϕ_0	-1.93°	-1.54°	-0.76°	0.02°	0.41°	
日期	9月28日	9月27日	9月25日	9月23日	9月22日	
极限漂移量	上限	0.77°	0.74°	0.69°	0.63°	0.60°
	下限	-0.34°	-0.32°	-0.30°	-0.27°	-0.26°
$\Delta\lambda$ 修正值	上限	-28.23°	-28.01°	-27.81°	-27.62°	-27.40°
	下限	-29.34°	-29.07°	-28.8°	-28.52°	-28.26°
光照角 I_0	上限	61.06°	61.14°	61.14°	61.08°	61.16°
	下限	59.99°	60.15°	60.20°	60.23°	60.35°

表 2

提前时间(分钟)	1	2	3	4	5
$\Delta\lambda$	-29°	-28.75°	-28.5°	-28.25°	-28°
太阳赤纬值 ϕ_0	9.32°	9.68°	10.04	10.39°	10.74°
日期	4月12日	4月15日	4月16日	4月17日	4月18日
极限漂移量	上限	6.43°	6.46°	6.49°	6.52°
	下限	-2.82°	-2.81°	-2.83°	-2.84°
$\Delta\lambda$ 修正值	上限	-22.57°	-22.29°	-22.01°	-21.73°
	下限	-31.81°	-31.56°	-31.33°	-31.09°
光照角 I_0	上限	61.06°	61.06°	61.04°	61.02°
	下限	53.46°	53.50°	53.51°	53.54°

表 3

提前时间(分钟)	1	2	3	4	5
$\Delta\lambda$	-29°	-28.75°	-28.5°	-28.25°	-28°
太阳赤纬值 ϕ_0	13.18°	13.18°	13.50°	13.82°	13.82°
日期	8月18日	8月18日	8月17日	8月16日	8月16日
极限漂移量	上限	10.04°	10.04°	10.01°	9.98°
	下限	-4.38°	-4.38°	-4.36°	-4.35°
$\Delta\lambda$ 修正值	上限	-18.96°	-18.71°	-18.49°	-18.27°
	下限	-33.38°	-33.13°	-32.86°	-32.6°
光照角 I_0	上限	60.00°	60.14°	61.04°	61.04°
	下限	50.17°	50.38°	50.13°	50.47°

表 4

推迟时间(分钟)	1	2	3	4	5
$\Delta\lambda$	-35.5°	-35.75°	-36°	-36.25°	-36.5°
太阳赤纬值 ϕ_0	23.00°	23.30°	22.73°	22.52°	22.16°
日期	6月15日	6月10日	6月7日	6月5日	6月2日
极限漂移量	上限	8.21°	8.06°	7.98°	7.92°
	下限	-3.58°	-3.52°	-3.48°	-3.45°
$\Delta\lambda$ 修正值	上限	-27.29°	-27.69°	-28.02°	-28.33°
	下限	-39.08°	-39.08°	-39.48°	-39.70°
光照角 I_0	上限	48.18°	48.14°	48.13°	48.08°
	下限	40.03°	40.06°	40.06°	40.01°
工作寿命(天)	287	282	279	277	274

2.1 提前发射

由表 1、表 2、表 3 可得如下结论:

(1) 9 月初至 9 月下旬, 次年 4 月中旬至 8 月中旬这两段时间内, 太阳能电池阵光照角 I_{θ} 值为:

$$40^{\circ} \leq I_{\theta} \leq 61.18^{\circ}$$

(2) 9 月下旬至次年 4 月中旬、次年 8 月中旬至卫星工作一年期满, 太阳能电池阵光照角 I_{θ} 值为:

$$61.18^{\circ} \leq I_{\theta} \leq 69^{\circ}$$

(3) 卫星在工作期间, 其遥感系统扫描辐射计将会受到阳光照射, 从而影响云图质量。在提前时间较短的情况下, 这种影响是有规律的, 并不影响整个图象的分析和使用。

2.2 推迟发射

由表 4 可知:

从次年 6 月初以后, 太阳能电池阵光照角 I_{θ} 值将小于 40° , 卫星工作寿命因此而缩短, 推迟发射时间越长, 卫星工作寿命越短。推迟发射较之提前发射对卫星的影响更大一些。

本文采用 1989 年天文年历的数据, 与 1990、1991 年的数据稍有差异, 但计算结果偏差不大。

参 考 资 料

- 1 中国科学院紫金山天文台, 1989 年中国天文年历
- 2 顾廷富, 飞行器系统分析与设计 (中). 国防科技大学, 1983
- 3 范振国. FY-1 发射时刻计算报告. 1982

The Calculation and Analysis of the Launching Window of the FY-1B Weather Satellite on the Polar Orbit

Fan Zhenguo

(The 509 Institute of the Fifth Academy, The Ministry of the space and Aircraft)

Lu Cilong

(No. 7. Box 200 Tai Yuan. Shanxi)

Abstract

In this paper, the Launching window of the FY-1B weather satellite on the polar orbit has been calculated by starting with its space environment and conclusions with practical values have been obtained

Key words incidente angle of sunlight, declinational value of sunlight, orbital drift