

Light Analysis of Manned Spacecraft in Orbit

Lei Han¹, Congying Li², Lei Chen³, Jinyong Yu⁴

^{1,2,4}Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai, China

³College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defence Technology, Changsha, China

Email: hanmilton0510@hotmail.com, yuanshanling@163.com

Abstract: Light conditions are important to the manned spacecrafts in orbit for observing, control and operation. The paper first discussed the computing method of the solar radiation pressure of the spacecraft considering the simplified structure with cylinder and sailboard. And the line of sight for a spacecraft in orbit could be analyzed in the celestial coordinate system. Then the paper defined two shadow models—cylindrical and dual cone, and gave the corresponding formula separately and the computing process for the dual cone model. At last the paper took the orbital module of Shenzhou 7 and International space Station (ISS) as examples to show and compare the eclipse data in one day.

Keywords: manned spacecraft; light analysis format; eclipse

载人航天器在轨运动的光照分析

韩 蕾¹, 李聪颖², 陈 磊³, 于进勇⁴

^{1,2,4} 海军航空工程学院, 烟台, 中国, 264001

³ 国防科学技术大学航天与材料工程学院, 长沙, 中国, 410073

Email: hanmilton0510@hotmail.com, yuanshanling@163.com

摘 要: 光照条件对载人航天器的测控及操作等方面有重要影响。本文首先以飞船为例, 按照圆柱体本体加太阳帆板的结构讨论了太阳辐射压力的求解方法; 并在天球坐标系中对载人航天器在轨时的太阳视线进行了分析; 接着定义了锥形和柱形两种阴影情况, 给出了相应的计算公式以及锥形地影时阴影因子的计算流程; 最后以神舟七号留轨舱和国际空间站为例, 比较它们在轨一天进出地影情况。

关键词: 载人航天器; 光照分析; 阴影

1 引言

太阳光照条件将影响航天器的供电、温控、空间观测及地面测控, 进而影响航天器的正常运行, 如精密轨道确定中需建立精确的太阳辐射压力摄动模型; 对载人航天器而言, 太阳光照条件还涉及到出舱活动的安排, 如宇航员对 Hubble 望远镜维修时需一定的光照条件。本文以典型的载人航天器为例, 给出地影的求解公式, 分析短期在轨运动时轨道根数与太阳光照之间的关系。

2 航天器在轨运动的光照约束条件

2.1 太阳辐射压力^[1]

光压摄动力的大小与航天器离太阳的距离、飞船面质比、飞船表面的反射特性以及飞船相对日、地的位置有关。其中涉及飞船的光线入射截面积的计算,

且需考虑地影问题。

以载人飞船为例, 其为圆柱形本体加太阳帆板结构。太阳帆板在对地姿态控制模式时, 可以始终保持太阳帆板法向指向太阳在轨道面内的投影。飞船本体面积分侧面积 S_c 和底面积 S_e 。航天器本体的光压有效面积为

$$A = S_e \cos \alpha + S_c \sin \alpha, \cos \alpha = \frac{\mathbf{v} \cdot \mathbf{L}_s}{v} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{v}$ 为卫星速度矢量; $\mathbf{L}_s$ 为太阳方向单位矢量。太阳帆板的光压有效面积为 $A' \cos \phi$, A' 是太阳帆板的实际面积, $\cos \phi = \mathbf{L}_s \cdot \hat{\mathbf{A}}_s$, ϕ 为飞船地心纬度, $\hat{\mathbf{A}}_s$ 为太阳帆板法向方向。

根据太阳光的动量流撞击航天器表面的物理过程引起光压的假设, 航天器的太阳辐射压力分为沿太阳光方向 $\mathbf{u}$ 和太阳帆板法线负向 ($-\hat{\mathbf{A}}_s$) 两部分。距太阳实际距离为 Δ_s , 光压对航天器作用力为

$$\mathbf{a}_{SR} = \frac{FP}{m} \left(\frac{AU}{A_s} \right)^2 \left((C_R A + (1 - \beta\gamma) A' \cos \phi) \mathbf{u} + (2\beta\gamma \cos \phi + B_f \gamma (1 - \beta)) A' \cos \phi (-\hat{\mathbf{A}}_s) \right) \quad (2)$$

式中 F 为阴影因子, $P = 4.5605 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$ 为地球附近太阳光压常数, $AU = 1.49597870 \times 10^{11} \text{ m}$ 为 IAU1976 天文常数系统给出的天文单位距离。 C_R 为光压系数, 一般情况下 $C_R = 1 + \eta$, $0 \leq \eta \leq 1$, 且 η 值与卫星表面材料的反射性能有关: $\eta=0$ 对应全吸收, $\eta=1$ 对应于镜面反射, $\eta=0.44$ 对应漫反射, 通常情况下取 $0 \leq \eta \leq 0.44$ 。其余参数的参考值为 $\beta=0.9$, $\gamma=0.1$, $B_f=2/3$ 。

2.2 光照方向分析

取太阳、载人航天器的位置矢量分别 $\mathbf{r}_\odot$ 、 $\mathbf{r}$, 在 J2000.0 坐标系下, 载人飞船到太阳的视线矢量为

$$\mathbf{L}_j = \mathbf{r}_\odot - \mathbf{r} \quad (3)$$

由于 $|\mathbf{r}_\odot| \gg |\mathbf{r}|$, 则

$$\mathbf{L}_j \doteq \mathbf{r}_\odot \quad (4)$$

取太阳的赤经为 $\lambda_\odot$, 赤纬为 $\delta_\odot$, 则由(3)式在 J2000.0 坐标系下, 太阳对载人飞船空间观测视线影响的方向为太阳在天球上的投影 $(\lambda_\odot, \delta_\odot)$ 。载人飞船到太阳视线的单位矢量为

$$\mathbf{L}_{j0} = \frac{\mathbf{L}_j}{|\mathbf{L}_j|} = \begin{pmatrix} \cos \delta_\odot \cos \lambda_\odot \\ \cos \delta_\odot \sin \lambda_\odot \\ \sin \delta_\odot \end{pmatrix} \quad (5)$$

定义轨道坐标系, 原点 o 为航天器质心; $o\zeta$ 轴在航天器轨道平面内, 指向航天器到地心的方向; $o\xi$ 轴在航天器轨道平面内, 垂直于 $o\zeta$ 轴, 指向航天器运动方向; $o\eta$ 轴与 $o\zeta$ 轴、 $o\xi$ 轴构成右手坐标系。在此基础上, 定义太阳视线的两个角度, 在 $o\zeta\xi$ 平面内的方位角 λ_L 和与 $o\zeta\xi$ 平面的夹角 δ_L 。航天器到太阳的视线的单位矢量在轨道坐标系的投影为

$$\mathbf{L}_{K0} = \begin{pmatrix} l_\xi \\ l_\eta \\ l_\zeta \end{pmatrix} = \mathbf{K}_j \mathbf{L}_{j0} \quad (6)$$

式中 $\mathbf{K}_j$ 是轨道坐标系与 J2000 坐标系的转换矩阵

$$\mathbf{K}_j = \mathbf{M}_2(-u - 90^\circ) \mathbf{M}_1(i - 90^\circ) \mathbf{M}_3(\Omega) \quad (7)$$

其中 Ω 为升交点赤经, i 为轨道倾角, u 为纬度幅角。

δ_L 为太阳光与轨道面之间的夹角, 取值范围为 $[-90^\circ, 90^\circ]$

$$\begin{aligned} \delta_L &= \sin^{-1} l_\eta \\ &= \sin^{-1} (\cos \delta_\odot \sin i \sin(\lambda_\odot - \Omega) - \cos i \sin \delta_\odot) \end{aligned} \quad (8)$$

方位角 λ_L 的取值范围为 $(-180^\circ, 180^\circ]$

$$\sin \lambda_L = \frac{l_\xi}{\sqrt{l_\xi^2 + l_\zeta^2}}, \cos \lambda_L = \frac{l_\zeta}{\sqrt{l_\xi^2 + l_\zeta^2}} \quad (9)$$

定义 γ 为太阳影响修正相位角, 有

$$\lambda_L = u + \gamma \quad (10)$$

对于一圈而言, 太阳赤经、赤纬的变化很小, 可以认为太阳视线与轨道平面存在一个固定夹角, 而太阳视线在平面内的投影随航天器的轨道运动而周期性变化, 与航天器轨道周期运动差一个相位角。

3 地影、月影影响分析

3.1 地影、月影定义

由于地球、月球的影响, 在轨运行的航天器并不是始终处于太阳的照射之中, 只有当航天器处于地球和月球的阴影之外时才有太阳的照射。航天器是否在地球和月球的阴影之内用阴影因子 F 表示, 其定义为

航天器在地影和月影之外, $F=1$;

航天器在地本影或月本影之内, $F=0$;

航天器在地球或月球的半影或伪本影之内, $0 < F < 1$ 。

地球阴影的定义如下图所示, 月球阴影可以同样定义。

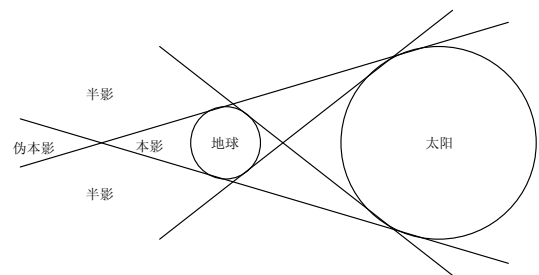


图 1. 地影定义

3.2 地影、月影计算^[2]

依前述假设, 航天器至太阳的矢量 $\mathbf{A}_\odot = \mathbf{r}_\odot - \mathbf{r}$; 设 J2000 坐标系中月球的位置矢量为 $\mathbf{r}_M$, 航天器至月球的矢量 $\mathbf{A}_M = \mathbf{r}_M - \mathbf{r}$; 地球-航天器-太阳张角为 θ_E ; 月球-航天器-太阳张角为 θ_M ; 通过计算, 可得如下诸量

$$D_E = -\mathbf{r} \cdot \mathbf{A}_\odot, D_M = -\mathbf{r} \cdot \mathbf{A}_M \quad (11)$$

$$\theta_E = \cos^{-1} \left(\frac{-\mathbf{r} \cdot \mathbf{A}_\odot}{r A_\odot} \right), \theta_E = \cos^{-1} \left(\frac{-\mathbf{r} \cdot \mathbf{A}_\odot}{r A_\odot} \right), \quad (12)$$

$$\alpha_\odot = \sin^{-1} \left(\frac{R_\odot}{A_\odot} \right), \alpha_E = \sin^{-1} \left(\frac{R_E}{r} \right), \alpha_M = \sin^{-1} \left(\frac{R_M}{A_M} \right) \quad (13)$$

各量的定义如下图所示。

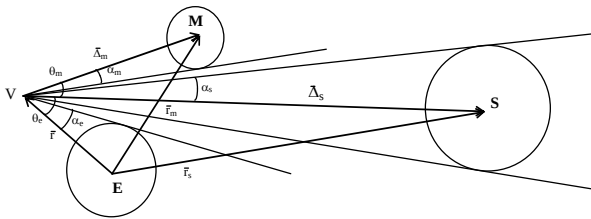


图 2. 阴影因子计算中各量的定义

图 3 给出了阴影因子判断的流程图，其中需要计算各种情况下的太阳被蚀面积，方法如下：

当航天器在地球半影中时：

$$A_E = \alpha_\odot^2 \cos^{-1} \left(\frac{\beta}{\alpha_\odot} \right) + \alpha_E^2 \cos^{-1} \left(\frac{\theta_E - \beta}{\alpha_E} \right) - \theta_E \sqrt{\alpha_\odot^2 - \beta^2} \quad (13)$$

$$\beta = \frac{(\theta_E^2 + \alpha_\odot^2 - \alpha_E^2)}{2\theta_E} \quad (14)$$

当航天器在地球伪本影中时：

$$A_E = \pi \alpha_E^2 \quad (15)$$

当航天器在月球半影中时：

$$A_M = \alpha_\odot^2 \cos^{-1} \left(\frac{\beta'}{\alpha_\odot} \right) + \alpha_M^2 \cos^{-1} \left(\frac{\theta_M - \beta'}{\alpha_M} \right) - \theta_M \sqrt{\alpha_\odot^2 - \beta'^2} \quad (16)$$

$$\beta' = \frac{(\theta_M^2 + \alpha_\odot^2 - \alpha_M^2)}{2\theta_M} \quad (17)$$

当航天器在月球伪本影中时：

$$A_M = \pi \alpha_M^2 \quad (18)$$

阴影因子 F 为

$$F = 1 - \frac{\max(A_E, A_M)}{\pi \alpha_\odot^2} \quad (19)$$

3.3 简化的柱形地影计算

当航天器轨道较低时，可认为太阳光是平行光，则地影为圆柱形，如图 4 所示。令 $D = \mathbf{r} \cdot \mathbf{r}_\odot$ ， $H^2 = r^2 - (D/r_\odot)^2$ ，则阴影因子判断方法如下：

$$D > 0, F = 1$$

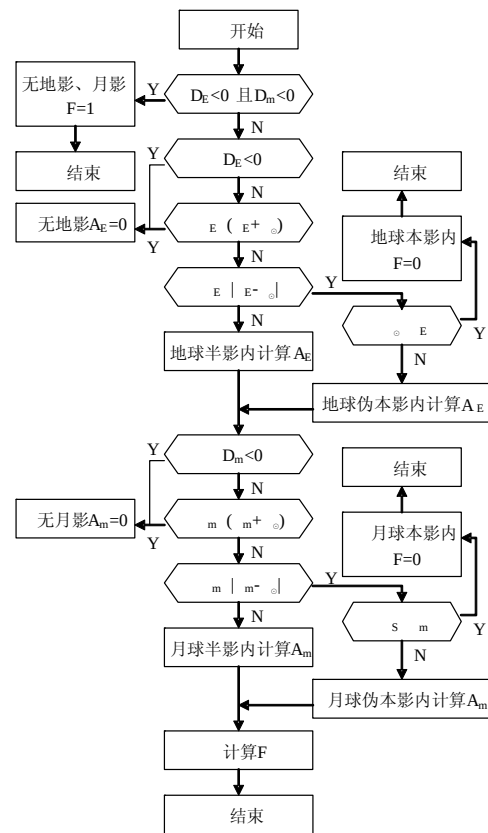


图 3. 阴影因子的计算

$D \leq 0$ ，当 $H^2 \geq R_E^2$ 时， $F=1$ ；当 $H^2 < R_E^2$ 时， $F=0$

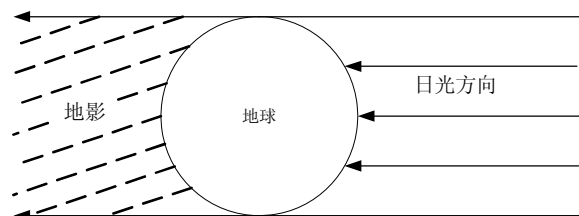


图 4. 柱形地影

对于低地球轨道（LEO）航天器而言，月球对太阳光照射的影响很小。如果研究月球轨道航天器，则可以采用同样方法进行分析，只要将相应参数换为月球参数即可。

4 进出阴影时间计算与举例

4.1 进出阴影时间的计算^[3]

这里考虑圆柱形地影，即太阳光为平行光，认为

航天器在一个周期内地球相对太阳没有运动。航天器在地影中所满足的条件是

$$\cos \psi = \frac{\mathbf{r}_s \cdot \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_s| |\mathbf{r}|} < 0, \sin \psi < \frac{R_E}{r} \quad (20)$$

式中 R_E 是地球赤道平均半径。

令

$$\frac{\mathbf{r}_s}{r} = (s_x \quad s_y \quad s_z)^T \quad (21)$$

记

$$\begin{cases} A = \cos \Omega s_x + \sin \Omega s_y \\ B = \cos i (\cos \Omega s_y - \sin \Omega s_x) + \sin i s_z \end{cases} \quad (22)$$

则式(21)可变为

$$\begin{cases} \cos \psi = A \cos u + B \sin u \\ \sin \psi = \frac{R_E}{p} (1 + \xi \cos i - \eta \sin u) \end{cases} \quad (23)$$

式中

$$\xi = e \cos \omega, \quad \eta = -e \sin \omega \quad (24)$$

ω 为轨道近地点角距, e 为轨道偏心率, p 为轨道半通径。

令 $A = K \sin \theta$, $B = K \cos \theta$, $K > 0$, 则式(24)可变为

$$\begin{cases} \cos \psi = K \sin(\vartheta + u) \\ \sin \psi = \frac{R_E}{p} (1 + \xi \cos i - \eta \sin u) \end{cases} \quad (25)$$

由此式, 可迭代求解航天器进地影时的幅角 u_1 和出地影的幅角 u_2 。

令

$$\begin{aligned} \frac{p}{r} \sin \tilde{u} &= \sin u - \eta - \xi \left(\frac{\xi \sin u + \eta \cos u}{1 + \sqrt{1 - e^2}} \right) \\ \frac{p}{r} \cos \tilde{u} &= \cos u - \xi - \eta \left(\frac{\xi \sin u + \eta \cos u}{1 + \sqrt{1 - e^2}} \right) \end{aligned} \quad (26)$$

代入 u_1 和 u_2 可分别求出对应的 $\tilde{u}_1$ 和 $\tilde{u}_2$ 。

由轨道力学知识可以求得过升交点的时刻 T_N 以及过升交点时刻的经度 λ_0 , 可计算 u_1 和 u_2 对应的 λ_1 和 λ_2 。

$$\lambda = \tilde{u} - \xi \sin \tilde{u} - \eta \cos \tilde{u} \quad (27)$$

则进出地影时间由下式计算

$$\begin{aligned} T_{in} &= T_N + \frac{(\lambda_1 - \lambda_0)}{n + \omega_1 + M_1} \\ T_{out} &= T_N + \frac{(\lambda_2 - \lambda_0)}{n + \omega_1 + M_1} \end{aligned} \quad (28)$$

式中 n 为平均运动角速度, ω_1 和 M_1 分别为 ω 和 M 的

一阶长期项。

4.2 载人航天器周日光照仿真分析

这里以神舟七号留轨舱(美国空间监视网编号 33386)和国际空间站(ISS, 编号 25544)为例, 仿真一日光照情况, 美国空间监视网公布的轨道根数见表 1^[4], 其中角度单位为 deg, 平均运动角速度单位为 rev/day, 其中留轨舱的历元为 25 Sep 2008 20:37:22.003, ISS 的历元为 25 Feb 2010 04:43:12.922。留轨舱进出地影情况见表 2, 持续时间单位为 s, 均采用 UTCG 时间。因篇幅限制, 表 3 给出了 ISS 其中一次进出地影的情况。

表 1. 轨道根数

目标	i	Ω	e	ω	M	n
33386	42.4009	192.3365	0.0005144	274.5417	164.0880	15.7893102
25544	51.6467	85.5217	0.0006653	344.0928	131.1612	15.7339962

表 2. 神舟七号留轨舱周日光照情况

类型	进入时刻	离开时刻	持续时间(s)
半影	25 Sep 2008 20:42:51.004	25 Sep 2008 20:42:59.135	8.131
本影	25 Sep 2008 20:42:59.135	25 Sep 2008 21:19:05.674	2166.539
半影	25 Sep 2008 21:19:05.674	25 Sep 2008 21:19:13.788	8.114
半影	25 Sep 2008 22:14:00.800	25 Sep 2008 22:14:08.926	8.126
本影	25 Sep 2008 22:14:08.926	25 Sep 2008 22:50:15.757	2166.831
半影	25 Sep 2008 21:50:15.757	25 Sep 2008 22:50:23.868	8.111
半影	25 Sep 2008 23:45:10.598	25 Sep 2008 23:45:18.721	8.123
本影	25 Sep 2008 23:45:18.721	26 Sep 2008 00:21:25.826	2167.105
半影	26 Sep 2008 00:21:25.826	26 Sep 2008 00:21:33.933	8.107
半影	26 Sep 2008 01:16:20.400	26 Sep 2008 01:16:28.518	8.1118
本影	26 Sep 2008 01:16:28.518	26 Sep 2008 01:52:35.8816	2167.363
半影	26 Sep 2008 01:52:35.881	26 Sep 2008 01:52:43.985	8.104
半影	26 Sep 2008 02:47:30.206	26 Sep 2008 02:47:38.320	8.114
本影	26 Sep 2008 02:47:38.320	26 Sep 2008 03:23:45.922	2167.602
半影	26 Sep 2008 03:23:45.922	26 Sep 2008 03:23:54.023	8.101
半影	26 Sep 2008 04:18:40.015	26 Sep 2008 04:18:48.125	8.110
本影	26 Sep 2008 04:18:48.125	26 Sep 2008 04:54:55.950	2167.824
半影	26 Sep 2008 04:54:55.950	26 Sep 2008 04:55:04.048	8.098
半影	26 Sep 2008 05:49:49.829	26 Sep 2008 05:49:57.936	8.107
本影	26 Sep 2008 05:49:57.936	26 Sep 2008 06:26:05.964	2168.082
半影	26 Sep 2008 06:26:05.964	26 Sep 2008 06:26:14.060	8.096
半影	26 Sep 2008 07:20:59.647	26 Sep 2008 07:21:07.751	8.104
本影	26 Sep 2008 07:21:07.751	26 Sep 2008 07:57:15.966	2168.215
半影	26 Sep 2008 07:57:15.966	26 Sep 2008 07:57:24.060	8.094
半影	26 Sep 2008 08:52:09.469	26 Sep 2008 08:52:17.571	8.102

本影	26 Sep 2008 08:52:17.571	26 Sep 2008 09:28:25.955	2168.384
半影	26 Sep 2008 09:28:25.955	26 Sep 2008 09:28:34.047	8.092
半影	26 Sep 2008 10:23:19.297	26 Sep 2008 10:23:27.396	8.099
本影	26 Sep 2008 10:23:27.396	26 Sep 2008 10:59:35.932	2168.536
半影	26 Sep 2008 10:59:35.932	26 Sep 2008 10:59:44.022	8.090
半影	26 Sep 2008 11:54:29.130	26 Sep 2008 11:54:37.227	8.097
本影	26 Sep 2008 11:54:37.227	26 Sep 2008 12:30:45.896	2168.669
半影	26 Sep 2008 12:30:45.896	26 Sep 2008 12:30:53.985	8.089
半影	26 Sep 2008 13:25:38.969	26 Sep 2008 13:25:47.063	8.095
本影	26 Sep 2008 13:25:47.063	26 Sep 2008 14:01:55.849	2168.785
半影	26 Sep 2008 14:01:55.849	26 Sep 2008 14:02:03.937	8.088
半影	26 Sep 2008 14:56:48.813	26 Sep 2008 14:56:56.906	8.093
本影	26 Sep 2008 14:56:56.906	26 Sep 2008 15:33:05.790	2168.884
半影	26 Sep 2008 15:33:05.790	26 Sep 2008 15:33:13.877	8.088
半影	26 Sep 2008 16:27:58.663	26 Sep 2008 16:28:06.755	8.092
本影	26 Sep 2008 16:28:06.755	26 Sep 2008 17:04:15.720	2168.965
半影	26 Sep 2008 17:04:15.720	26 Sep 2008 17:04:23.807	8.087
半影	26 Sep 2008 17:59:08.520	26 Sep 2008 17:59:16.611	8.091
本影	26 Sep 2008 17:59:16.611	26 Sep 2008 18:35:25.639	2169.029
半影	26 Sep 2008 18:35:25.639	26 Sep 2008 18:35:33.726	8.087
半影	26 Sep 2008 19:30:18.384	26 Sep 2008 19:30:26.473	8.089
本影	26 Sep 2008 19:30:26.473	26 Sep 2008 20:06:35.548	2169.074
半影	26 Sep 2008 20:06:35.548	26 Sep 2008 20:06:43.635	8.087

表 3. ISS 运行一周的光照情况

类型	进入时刻	离开时刻	持续时间(s)
半影	25 Feb 2010 05:45:52.798	25 Feb 2010 05:46:03.908	11.110
本影	25 Feb 2010 05:46:03.908	25 Feb 2010 06:19:08.218	1984.310
半影	25 Feb 2010 06:19:08.218	25 Feb 2010 06:19:19.462	11.244

由表 3 可知，留轨舱一日进出地影 16 次，即每圈进出地影一次，每次半影持续时间约为 8s，本影持续时间范围为 2166~2169s，变化范围不大。ISS 的情况类似，仿真历元和结束时刻均处于本影中，一日进出地影约为 17 次，每次半影持续时间约为 11s，本影持续时间范围为 1964~1984s，变化范围大于留轨舱。这是因为 ISS 的轨道高度略高于留轨舱，且纬度较高。

References (参考文献)

- [1] TANG Xisheng, CHEN Yiyang, ZHU Mincai. Orbital Determination and Reentry Control for Manned Spacecraft [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002: P23-57(Ch). 汤锡生, 陈贻迎, 朱民才. 载人飞船轨道确定和返回控制 [M]. 北京:国防工业出版社, 2002: 53-57.
- [2] LI Jisheng. Satellite Precision Orbit Determination[M]. Beijing: PLA Press, 1995: P111-1116 (Ch). 李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 北京:解放军出版社,1995. P111-1116.
- [3] LIU Lin. Orbit Theory of Spacecraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000: P273-279 (Ch). 刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京:国防工业出版社, 2000: 222-239.
- [4] <http://celestrak.com/>.