

地球反照对星敏感器的影响分析

张春明^{1,2}, 解永春^{1,2}, 王立¹, 赵春晖¹, 钟红军¹

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

摘要:利用光度学的概念和点源辐射传输率(PST),提出了一种分析地球反照对星敏感器的影响的几何光学模型。该模型对地球表面按照经纬度划分了网格,为已知的TOMS反射数据的应用提供了接口,具有一定的通用性和实用性,可简要分析卫星上的星敏感器在一定输入条件下,包括轨道高度、星敏感器的安装方位、太阳入射角度等,地球反照到达遮光罩入口、出口的照度,以及不同离轴角下像面接收的地球反照的照度值。借助此模型,可以为星敏感器在卫星上的安装方位提出建议,并估算出星敏感器遮光罩的抗地球反照干扰性能。仿真分析表明,对于中低轨道而言,地球反照到达星敏感器遮光罩入口的辐照度变化不大,地球反照到达星敏感器遮光罩出口的辐照度主要与遮光罩自身的PST和遮光罩的安装仰角有关;当遮光罩的安装仰角 $\varphi=32.5^\circ$ 时,出口的辐照度下降到 10^{-7} W/m^2 ,满足遮光罩消杂光的要求。

关键词:地球反照;星敏感器;点源辐射传输率;遮光罩

中图分类号:V44 **文献标识码:**A **DOI:**10.3969/j.issn.1001-5078.2012.09.011

Analysis of influence of earth albedo on star tracker

ZHANG Chun-ming^{1,2}, XIE Yong-chun^{1,2}, WANG Li¹, ZHAO Chun-hui¹, ZHONG Hong-jun¹

(1. Beijing Institute of Control and Engineering, Beijing 100190, China;

2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

Abstract: A geometry optical model for analyzing the influence of earth albedo on star tracker is presented. Based on the principle of photometry and Point Source Transmittance(PST), this model has a certain generality and practicability by means of dividing earth surfaces into 2D cells with longitude and attitude and providing application interface of available TOMS reflectance data. It can be used to analyze the magnitude of irradiance of entrance and exit of a sunshade and corresponding imaging surface at different off-axis angles, where earth albedo pours on within some conditions, including altitude of orbit, installing position of star tracker, incident angle of sun, etc. Based on this model, we can make proposal of installing orientation of star tracker on satellites and estimate anti-earth albedo performance of sunshade of star tracker. Simulation indicates that for MEO and LEO, the irradiance of earth albedo reaching the entrance of sunshade of star tracker changes little, the magnitude of irradiance of earth albedo received by the exit of sunshade is mainly related to its PST and installation elevation; When this angle is equal to 32.5° , the irradiance of the exit of sunshade declines to 10^{-7} W/m^2 , thus satisfying sunshade's requirement of suppressing stray light.

Key words: earth albedo; star tracker; point source transmittance; sunshade

1 引言

在卫星的姿态控制分系统中,星敏感器是目前航天器中最具有竞争力的姿态测量部件。星敏感器探测深空中恒星的微弱信号,其星点检测精度易受电路噪声、视场外由地气光和太阳光引起的杂光的

影响^[1-4]。电路噪声可在实验室中测定^[2],视场外

作者简介:张春明(1984-),男,博士研究生,图像导航专业,主要从事图像导航,杂散光抑制,图像模式识别方面的研究。E-mail: zcm321123@126.com

收稿日期:2012-02-22

的太阳光引起的杂光可看成平行入射杂光^[1],也可在实验室中测出其辐射能量等级,文献[1]基于蒙特卡洛法分析了星敏感器遮光罩的地球反照杂光抑制能力。

文献[5]~[6]针对余弦式太阳敏感器建立了地球反照模型。这些模型本质上是一种几何光学模型,可结合点源辐射传输率应用于地球反照对星敏感器的影响分析。本文基于这一思想,利用光度学的概念,对地球反照表面区域按照经纬度划分了网格,提出了结合点源辐射传输率(Point Source Transmittance)的网格划分方法,为已知的 TOMS^[6] (total ozone mapping spectrometer) 数据的应用提供了输入接口,在此基础上利用球面几何的知识确定了地球反照的有效区域,可比较准确计算得到地球反照表面区域到达遮光罩入口的能量积分以及遮光罩出口、探测器像面的照度。

本文建立的几何光学模型具有一定的通用性和实用性,与文献[1]的计算结果非常接近,且与文献[1]的随机性方法相比,本文的方法更简单,操作性更强。借助此模型,可以为星敏感器在卫星上的安装方位提出建议,并估算出星敏感器遮光罩的抗地球反照干扰性能。

2 星敏感器遮光罩入口的辐照度计算

地球反照源于太阳辐射。通常太阳辐射认为近似是温度为 $T_0 = 5900 \text{ K}$ 的黑体辐射。设黑体辐射的单色辐出度^[7]为 $M(\lambda, T)$,实际的太阳辐射光谱与温度为 T_0 的太阳辐射光谱的比值为 $\kappa(\lambda)$,则实际的太阳辐射光谱归一化后的分布函数为:

$$s(\lambda) = \frac{M(\lambda, T_0) \kappa(\lambda)}{\int_{\lambda} M(\lambda, T_0) \kappa(\lambda) d\lambda} \quad (1)$$

太阳常数^[8] $E_0 = 1366.9 \text{ W/m}^2$,星敏感器探测表面的光谱范围取可见光至近红外的光谱范围 $(0.46 \sim 1.05 \text{ } \mu\text{m})$,取 $\kappa(\lambda) = 1/1.07$ ^[8], $\int_{460 \text{ nm}}^{1050 \text{ nm}} s(\lambda) d\lambda = 0.65$,则该波段地球表面接收的太阳辐照度为 $E_s = 1366.9 \times 0.65/1.07 = 830.36 \text{ W/m}^2$ 。

将地球假定为一漫反射体^[6]。地球反照遵循全扩散表面(光度学概念)的一些性质。将地球表面区域分成尽可能多的微小面积元 ds ,经过地心 O 与 ds 的单位矢量设为 n_e , ds 的地球反照率设为 $\rho(\lambda)$,太阳矢量设为 $\hat{s}$ (单位矢量)。设微小面元 ds 的光亮度为 L ,光照度为 E ,则有:

$$E = E_s \cdot (\hat{n}_e \cdot \hat{s}), L = \frac{1}{\pi} \rho(\lambda) E \quad (2)$$

设遮光罩入口面的面积为 S ,在遮光罩入口面上任取一面元 ds_c ,中心点为 G ,设 G 接收到的来自地球反照的光通量为 $d\Phi_G$ 。设 θ_e 为地球表面元法向与表面元 G 点连线的夹角, θ_a 为遮光罩入口面法向与表面元与 G 点连线的夹角,则 G 点接收的地球反照的辐照度为:

$$E_G = \frac{d\Phi_G}{ds_c} = \frac{L \cdot ds_c \cdot \cos\theta_a \cdot dA_G}{ds_c} \quad (3)$$

设 A_{vis} 为地球反照进入遮光罩入口平面的地球表面区域,如图1所示。将地球简化为一单位球,球心为 O ,并以球心指向卫星下点的方向为 X 轴, Z 轴垂直于 X 轴并与遮光罩光轴共面, Y 轴与 Z 、 X 轴形成右手坐标系 $\{C_p\}$ 。图1中,分界线 boundary1 一侧的灰色区域对应的相机的离轴角 $> 90^\circ$,其补集表面区域设为 Ω_1 ,分界线 boundary2 对应了卫星视场内的地球反照有效区域 Ω_2 ,分界线 boundary3 对应了太阳所见的地球反照表面区域 Ω_3 。图1中的红色区域对应为到达遮光罩入口的有效地球反照表面区域。

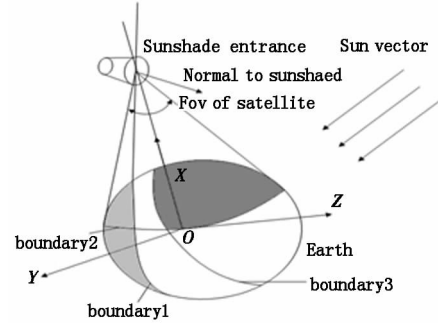


图1 有效地球反照表面区域示意图

Fig.1 sketch map of valid surface area of earth albedo

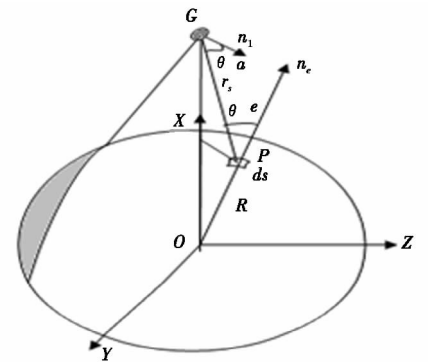


图2 表面元对应的立体角计算几何

Fig.2 geometry of solid angle subtended to surface cell

$$A_{\text{vis}} = \Omega_1 \cap \Omega_2 \cap \Omega_3 \quad (4)$$

式中, dA_G 为 G 点对应的地球反照表面区域的立体角大小。该立体角可表示成积分的形式:

$$dA_G = \int_{A_{\text{vis}}} \frac{ds \cdot \cos\theta_e}{r_s^2} \quad (5)$$

式中, $ds = \cos\Phi d\Phi d\theta$ 。因而, G 点接收的地球反照的辐照度可表示成:

$$E_G = \int_{A_{vis}} \frac{\rho(\lambda) E_s \cdot (\hat{n}_e \cdot \hat{s}) \cdot \cos\theta_a \cdot \cos\theta_e \cdot \cos\phi}{\pi r_s^2} d\phi d\theta \quad (6)$$

地球反照率出现在积分项中, 因而可以取平均值。全球的年平均地球反照率 $\rho = 0.30$ 。在图 2 中, 记 $r_1 = 1 + H/R$, 利用矢量运算, 可得:

$$\begin{aligned} \vec{OG} &= [r_1 \ 0 \ 0]^T, \vec{OP} = \hat{n}_e = [c\phi c\theta \ c\phi s\theta \ s\phi]^T \\ \hat{s} &= [c\phi_{sun} c\theta_{sun} \ c\phi_{sun} s\theta_{sun} \ s\phi_{sun}]^T, \\ \hat{n}_1 &= [-c\phi_0 \ 0 \ s\phi_0]^T \\ \vec{r}_s &= \vec{OG} - \vec{OP}, \cos\theta_e = \frac{1}{|\vec{r}_s|} (\vec{r}_s \cdot \hat{n}_e), \\ \cos\theta_a &= \frac{1}{|\vec{r}_s|} (-\vec{r}_s \cdot \hat{n}_1) \end{aligned} \quad (7)$$

式中, θ_a 为离轴角, 将式(6)代入式(5), 即可以计算 G 点对应的地球反照表面区域的立体角大小。实际上, 由于 $S/r_s^2 \ll 10^{-10} \text{ sr}^{-1}$, G 点对应的照度值等于遮光罩入口处每一点的照度值, 也等于遮光罩入口总的照度值。

3 地球反照有效区域的确定

地球反照模型可以利用已知的 TOMS 可见光谱段的反射数据建立^[6]。卫星测得的反射数据分布在 $2D$ 空间 $D = \Phi_g \times \theta_g$ 中。其中, $\Phi_g = -89.5^\circ + [0, 1, 2, \dots, 179] \Delta\Phi_g$; $\theta_g = -179.375^\circ + [0, 1, 2, \dots, 287] \Delta\theta_g$, 初始点为南纬 89.5° 和西经 179.375° 。此时, 地球表面按照经、纬度间隔 $\Delta\theta_g = 1.25^\circ$, $\Delta\Phi_g = 1^\circ$ 划分为 180×288 个数据点。由于地球反照率的数据建立在地球坐标系 C_e 中, 因而需要转换至地心轨道坐标系 C_p 。设某时刻卫星星下点和太阳星下点的经纬度分别为 (θ_1, Φ_1) , (θ_2, Φ_2) , 记 $c\Phi_s = \cos\Phi_s$, $s\Phi_s = \sin\Phi_s$, 其他的依此类推, 可以计算 C_e 到 C_p 的转移矩阵 T_{pe} :

$$T_{pe} = \begin{bmatrix} c\phi s \cdot c\lambda s & c\phi s \cdot s\lambda s & s\lambda s \\ -s\lambda s & c\lambda s & 0 \\ -s\phi s \cdot c\lambda s & -s\phi s \cdot s\lambda s & c\phi s \end{bmatrix} \quad (8)$$

此时, 卫星和太阳星下点的经纬度分别变为 $(0, 0)$, $(\theta_{sun}, \Phi_{sun})$ 。注意式(8)为直角坐标下的坐标变换, TOMS 数据按照式(7)转换, 并还原成 (θ, Φ) 的形式。

地球反照表面区域的计算可应用球面三角的知

识得到。在坐标系 $\{C_p\}$ 下, 卫星的星下点位置为 $(0, 0)$, 其中, 0° 经线圈在坐标系 $\{C_p\}$ XZ 平面内。太阳矢量与地球表面的交点位置 $(\theta_{sun}, \Phi_{sun})$ 。定义卫星对地球的半张角 $\alpha = \sin^{-1}[R/(R+H)]$, 利用球面上任意两点 (θ_i, Φ_i) , (θ_j, Φ_j) 的球面距离 $r_d = \cos^{-1}[c\Phi_i c\Phi_j c(\theta_i - \theta_j) + s\Phi_i s\Phi_j]$, 则有:

$$\begin{aligned} \Omega_3 &= \{(\theta, \phi) \mid \cos^{-1}[c\phi \cdot c\phi_{sun} \cdot c(\theta - \theta_{sun}) + s\phi \cdot s\phi_{sun}] \leq \frac{\pi}{2}\} \\ \Omega_2 &= \{(\theta, \phi) \mid \cos^{-1}[c\phi c\theta] \leq (90 - \alpha)\pi/180\} \end{aligned} \quad (9)$$

式中, Ω_1 的计算与遮光罩的光轴矢量 $\hat{n}_1$ 有关, 由 X 轴正方向看到的地球反照表面区域的视图如图 3 所示。设遮光罩光轴矢量 $\hat{n}_1$ 与 Z 轴负方向的夹角为 Φ_0 , 过球心作 $\hat{n}_2 = -\hat{n}_1$, 则其与单位球表面的交点位置为 $(0, -\Phi_0)$, 图 3 中灰色区域对应的半锥角设为 $\Phi_2 < \Phi_0$, 则有:

$$\begin{aligned} \Omega_1 &= \{(\theta, \phi) \mid \cos^{-1}[c\phi \cdot c\phi_0 \cdot c\theta - s\phi \cdot s\phi_0] > \phi_2 \cdot \frac{\pi}{180}, \phi_2 = \cos^{-1}\left(\frac{\cos\phi_0}{\sin\alpha}\right)\} \end{aligned} \quad (10)$$

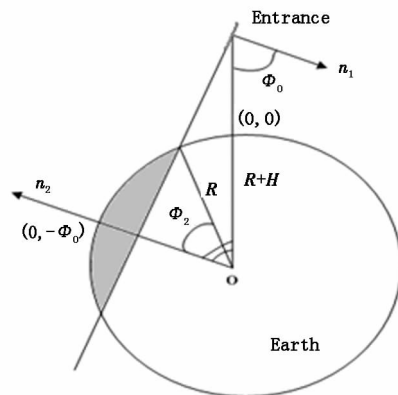


图 3 地球反照表面区域计算几何示意图

Fig. 3 geometric sketch map of surface area of earth albedo

上面的数学模型适合图中所示的安装工况 $\Phi_0 \leq 90^\circ$ 。考虑模型的通用性, 需要分析 $\Phi_0 > 90^\circ$ 的情况, 对应的安装仰角 $\varphi > 0$ (φ 定义为遮光罩光轴与对地连线法向平面的夹角)。此时, $\Phi_0 = 90 + \varphi$, $\hat{n}_2 = \hat{n}_1$, 其与单位球表面的交点位置为 $(0, 180 - \Phi_0)$, 此时:

$$\begin{aligned} \Omega'_1 &= \{(\theta, \phi) \mid \cos^{-1}[-c\phi \cdot \cos\phi_0 \cdot c\theta + s\phi \cdot \sin\phi_0] < \phi'_2 \cdot \frac{\pi}{180}, \phi'_2 = \phi_2\} = \Omega_1 \end{aligned} \quad (11)$$

4 相机离轴角下地球反照辐照度的计算

在坐标系 $\{C_p\}$ 下, θ_e, r_s 是相机离轴角 θ 的隐函

数,则上式可重新表示为:

$$E_c = \sum_{\theta} E_c(\theta) \quad (12)$$

设相机光学系统的点源辐射传输率为 $PST(\theta)$, 探测器的光谱响应度为 $R(\lambda)$, 将 E_s 中的 $\kappa(\lambda)$ 以 $\kappa(\lambda) = \kappa(\lambda)R(\lambda)$ 代替, 则到达探测器像面离轴角为 θ 的地球反照辐照度可表示为:

$$E_{focal} = \sum_{\theta} E_c(\theta) PST_1(\theta) < \sum_{\theta} E_c(\theta) PST_2(\theta) \quad (13)$$

式(13)中, $PST_1(\theta)$, $PST_2(\theta)$ 分别表示整个相机和遮光罩的点源辐射传输率, 仿真中可先考虑地球反照到达遮光罩出口处的总的平均辐照度。

实际计算时, 设 $PST_1(\theta)$, $E_c(\theta)$ 的采样间隔分别为 $\Delta\theta_1, \Delta\theta_a$, 相当于 $PST_1(\theta)$ 对 $E_c(\theta)$ 作抽样, 要求 $\Delta\theta_a \leq \Delta\theta_1$ 。 $\Delta\Phi, \Delta\theta$ 的选取满足式(14):

$$\left| \cos^{-1} \left[\frac{1}{t} \sin(\phi_0 + t_1) \right] - \cos^{-1} \left[\frac{1}{t'} \sin(\phi_0 + t'_1) \right] \right| \leq \Delta\theta_1$$

$$t = \sqrt{1 - 2r_1 \cos\phi \cos\theta + r_1^2},$$

$$t_1 = \tan^{-1} \left(\frac{r_1 - \cos\phi \cos\theta}{\sin\phi} \right)$$

$$t' = \sqrt{1 - 2r_1 \cos(\phi + \Delta\phi) \cos(\theta + \Delta\theta) + r_1^2},$$

$$t'_1 = \tan^{-1} \left(\frac{r_1 - \cos(\phi + \Delta\phi) \cos(\theta + \Delta\theta)}{\sin(\phi + \Delta\phi)} \right) \quad (14)$$

对于式(14), 在实际仿真中做测试比对, 发现可近似等效于 $\Delta\Phi \leq 2\Delta\theta_1, \Delta\theta \leq 2\Delta\theta_1$ 。

5 仿真分析

仿真采用的计算模型的输入参数如下:

地球半径 $R = 6378.3 \text{ km}$, $0.46 \sim 1.05 \text{ } \mu\text{m}$ 波段地球表面接收的太阳辐照度为 830.36 W/m^2 , 地球反照率 $\rho = 0.30$, 仿真中对已知 PST 曲线拟合后的采样间隔 $\Delta\theta_1 = 0.25^\circ$, 对地球表面元进行细分的间隔取为 $\Delta\Phi = \Delta\theta = 0.20^\circ$, $(\theta_{\text{sun}}, \Phi_{\text{sun}}) = (0^\circ, 20^\circ)$, 卫星高度 H 从 $500 \sim 800 \text{ km}$ 变化, $\Phi_0 = 90 + \varphi$ 从 $112.5^\circ \sim 125^\circ$ 变化。某遮光罩拟合后的 PST 曲线如图4所示。

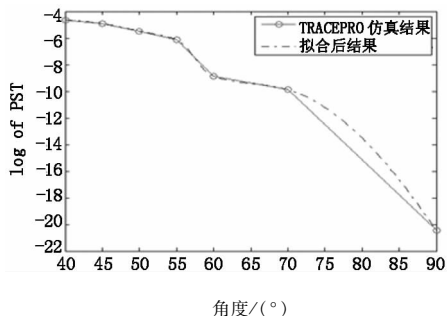
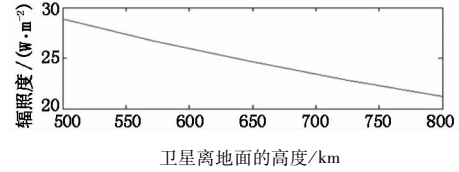


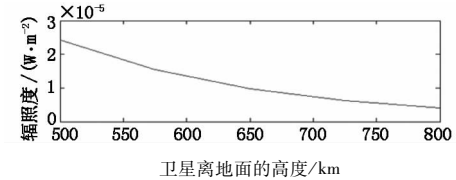
图4 某遮光罩的 PST 曲线

Fig. 4 curve of PST of a sunshade

图5显示, 卫星高度 H 从 $500 \sim 800 \text{ km}$ 变化, 安装仰角 $\varphi = 22.5^\circ$ 时, 地球反照到达遮光罩入口的辐照度介于 $21.9 \sim 28.9 \text{ W/m}^2$ 之间, 遮光罩出口的辐照度介于 $2.431 \times 10^{-5} \sim 3.966 \times 10^{-6} \text{ W/m}^2$ 之间。



(a) 地球反照到达遮光罩入口的辐照度变化曲线

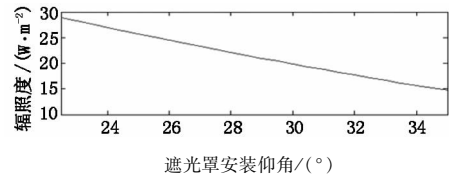


(b) 地球反照到达遮光罩出口的辐照度变化曲线

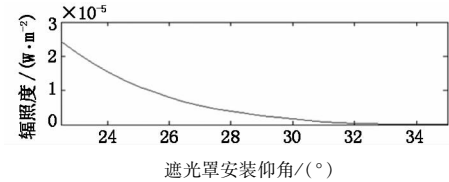
图5 卫星高度变化时辐照度变化曲线

Fig. 5 curve of irradiance when the altitude of satellite varies

图6中, 卫星高度 $H = 500 \text{ km}$, 遮光罩安装仰角 φ 从 $22.5^\circ \sim 35^\circ$ 变化时, 遮光罩入口的辐照度介于 $14.69 \sim 28.9 \text{ W/m}^2$ 之间, 遮光罩出口的辐照度介于 $2.431 \times 10^{-5} \sim 1.083 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2$ 之间, $\varphi = 32.5^\circ$ 时, 出口的辐照度为 $2.797 \times 10^{-7} \text{ W/m}^2$, 满足遮光罩消杂光的要求^[9]。



(a) 地球反照到达遮光罩入口的辐照度变化曲线



(b) 地球反照到达遮光罩出口的辐照度变化曲线

图6 遮光罩安装仰角变化时辐照度变化曲线

Fig. 6 curve of irradiance when the elevation of sunshade varies

对于中低轨道而言, 地球反照到达星敏感器遮光罩入口的辐照度变化不大, 地球反照到达星敏感器遮光罩出口的辐照度主要与遮光罩自身的 PST 和遮光罩的安装仰角有关, 而与遮光罩入口和出口面积无关。当遮光罩的安装仰角 $\varphi = 32.5^\circ$ 时, 出口的辐照度下降到 10^{-7} W/m^2 , 满足遮光罩消杂光的要求。

6 结束语

本文结合光度学的概念和点源辐射传输率,详细推导了一种分析地球反照对星敏感器影响的几何光学模型。该模型具有一定的通用性和实用性,已申请专利,与文献[1]的随机性方法给出的计算结果非常接近。该模型可简要分析卫星上的星敏感器在一定输入条件下,包括轨道高度、星敏感器的安装工况、太阳入射角度等,地球反照到达遮光罩入口、出口的照度,以及不同离轴角下像面接收的地球反照的照度值。仿真分析表明,地球反照到达星敏感器遮光罩入口的辐照度在中低轨道条件下变化不大,地球反照到达星敏感器遮光罩出口的辐照度主要与遮光罩自身的 PST 和遮光罩的安装仰角有关,当遮光罩的安装仰角 $\varphi = 32.5^\circ$ 时,出口的辐照度下降到 10^{-7} W/m^2 ,满足遮光罩消杂光的要求。

参考文献:

- [1] Tang Yong, Lu Xin, Hao Yuncai. Suppression and analysis of stray light in a star sensor [J]. Aerospace Control, 2004, 22(3): 58 – 61. (in Chinese)
唐勇, 卢欣, 郝云彩. 星敏感器杂光抑制分析[J]. 航天控制, 2004, 22(3): 58 – 61.
- [2] Zhang Hui, Zhang Jianyong, Yuan Jiahu, et al. Circuit noise effects on star sensor position accuracy [J]. Optics and Precision Engineering, 2006, 14(6): 1052 – 1056. (in Chinese)
张辉, 钟建勇, 袁家虎, 等. 电路噪声对星敏感器星点定位精度的影响[J]. 光学 精密工程, 2006, 14(6): 1052 – 1056.
- [3] Liao Zhibo, Fu Ruimin, Zong Xiaoying. Design of specular baffle of star sensor [J]. 2011, 40(1): 66 – 69. (in Chinese)
廖志波, 伏瑞敏, 宗肖颖. 星敏感器反射式遮光罩设计[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(1): 66 – 69.
- [4] R P Breault. Control of stray light [M]. 2nd ed., New York: McGraw-Hill, 1995.
- [5] Dan D V Bhandari. Modeling earth albedo currents on sun sensors for improved vector observation [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Colorado, 2006.
- [6] Dan D V Bhandari. Modeling earth albedo for satellites in earth orbit [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, California, 2006.
- [7] Li Shujun, Gao Xiaojun, Zhu Qixiang. Analysis for luminosity feature of a satellite with solar battery panels [J]. 2004, 31(4): 1 – 4. (in Chinese)
李淑军, 高晓军, 朱耆祥. 带太阳能帆板的卫星光度特性分析[J]. 光电工程, 2004, 31(4): 1 – 4.
- [8] B J Anderson, C G Justus, G W Batts. Guidelines for the selection of near-earth thermal environment parameters for spacecraft design [R]. NASA/TM – 2001 – 211221, October, 2001.
- [9] H Kawano, H Shimoji, S Yoshikawa, et al. “Suppression of sun interference in the star sensor baffling stray light by total internal reflection” [J]. SPIE Vol. 59621R, 2005.