

文章编号: 0253-2239(2008)03-0593-06

基于高次余弦散射分布的空间卫星可见光特性

汪洪源 张 伟 王治乐

(哈尔滨工业大学 空间光学工程研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要 基于几何光学和辐射理论,研究了空间卫星的可见光散射特性。空间卫星的背景辐射主要包括太阳的直接辐射和地球及大气的散射辐射,根据目标的结构特性与背景特性建立了空间卫星的几何模型和光照模型。分析目标表面状况,入射到目标表面的光线近似服从高次余弦散射分布,根据能量守恒定理及表面材料的高次余弦散射分布特性建立了目标散射特性的数学模型。通过矢量坐标变换确定太阳、地球、观测卫星在目标本体坐标系下的相对位置关系。根据给定的几何尺寸和表面物性参量仿真获得了目标在探测器入瞳处的能量分布及星等特征,目标本体与太阳帆板在探测器入瞳处的辐照度最大量级均为 10^{-12} W/m²。仿真结果表明太阳帆板在目标特性分析时不可忽略,为空间目标的可见光探测提供参考数据。

关键词 空间光学; 建模; 高次余弦散射分布; 可见光; 空间目标

中图分类号 O4312.1; O434.11 **文献标识码** A

Visible Characteristics of Space Satellite Based on Nth Cosine Scattering Distribution

Wang Hongyuan Zhang Wei Wang Zhile

(Research Center for Space Optical Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, Heilongjiang 150001, China)

Abstract Visible scattering characteristics of a space satellite are studied based on geometrical optics and radiation theory. The background radiation of the space satellite consists of direct solar radiation and scattered radiation of the earth and atmosphere. Geometrical and illumination models of the space satellite are established according to target structure and background characteristics. Target surface appearance is analyzed and the ray incident to target surface follows a Nth cosine scattering distribution approximately. A mathematical model of target scattering characteristics is established in terms of energy conservation law and Nth cosine scattering distribution properties of surface material. The relative position of the sun, the earth and the observation satellite in target body coordinate system is determined by vector coordinate conversion. Energy distribution and magnitude characteristics on the entrance pupil of the detector are simulated by its given physical dimension and surface physical parameters. The maximum magnitude of irradiance from target body and solar sail on the entrance pupil of the detector is 10^{-12} W/m². Simulation results indicate the solar sail cannot be neglected when the target characteristics are analyzed and it can provide reference data to visible detection of space targets.

Key words space optics; modeling; Nth cosine scattering distribution; visible light; space target

1 引 言

由美国空间监视系统编目过的空间目标数约为 28938 个,其中仍在轨运行的空间目标的数量约为 9706 个,其中约 8% 是人造卫星,15% 为废弃的火箭

体,其余的是空间碎片。其数量不断增长,形状更加复杂,给空间目标的探测与识别带来了巨大的挑战。

空间目标的主要观测方法是光学观测方法,并且目标一般是依靠反射太阳光而发亮^[1]。国内外很

收稿日期: 2007-08-30; 收到修改稿日期: 2007-10-25

作者简介: 汪洪源(1975-),男,黑龙江哈尔滨人,博士研究生,主要从事空间目标光学特性建模与测量等方面的研究。
E-mail: fountainhy@163.com

导师简介: 张 伟(1962-),男,黑龙江哈尔滨人,教授,博士生导师,主要从事空间光电信息获取技术、空间目标测量技术等方面的研究。E-mail: wzhang@hit.edu.cn

多学者在这方面进行了研究^[2-8],但大多是基于电磁散射理论或将目标表面看作理想的漫反射表面(朗伯面)进行光学特性分析。由于可见光波长较短,电磁散射理论描述目标可见光特性有其局限性;由于卫星表面材料的特殊性,按朗伯面来进行光学特性分析也不够准确。本文以单翼卫星目标为例,根据目标表面材料的高次余弦散射分布特性进行天基空间目标可见光散射特性的建模与计算分析。

2 数学模型

卫星目标为长方体,采用单翼太阳能电池阵,星体采用分舱设计。几何形状如图 1 所示。目标几何参量为

- 目标飞行尺寸:2000 mm×8400 mm×3215 mm;
- 目标本体尺寸:2000 mm×1800 mm×2250 mm;



图 1 卫星的几何形状
Fig. 1 Geometry of satellite

太阳帆板尺寸:6600 mm×3215 mm。

在近地空间飞行的目标的背景光源主要是两部分,即太阳光、地球及大气散射的太阳光,如图 2 所示。

实际卫星的外表面覆盖着多层隔热材料,为软体结构,在深空负压的状态下,既非理想的漫反射面(朗伯面),也非理想的镜反射面,而是兼具漫反射与镜反射特性的一种反射面,如图 3 所示。根据卫星表面状况及反射特性,引入高次余弦散射分布来分析其光学特性,如图 4 所示。即

$$I_{\theta} = I_0 \cos^n \theta, \tag{1}$$

式中 θ 为固定偏移散射角, $\theta \in [0, \pi/2]$; n 为高次余弦散射分布指数; I_0 为镜反射方向的光强; I_{θ} 为与镜反射方向成 θ 角方向的光强。

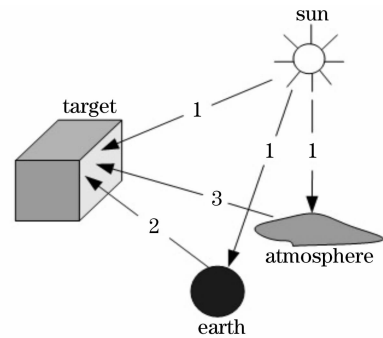


图 2 目标的背景辐射
Fig. 2 Background radiation of target

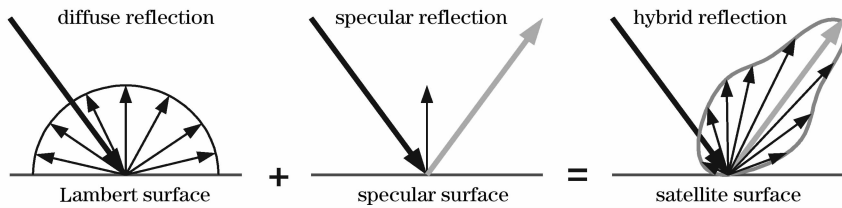


图 3 卫星表面材料反射特性分析
Fig. 3 Analysis of reflection characteristics of the satellite surface material

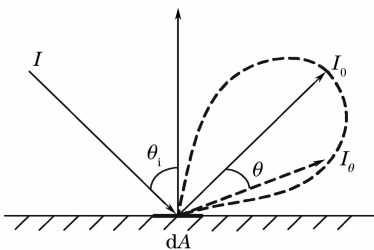


图 4 高次余弦散射分布示意图
Fig. 4 Sketch of CosNth scattering distribution

当散射分布指数 $n=1$ 时,即为理想的漫反射,遵循朗伯余弦定律,随着散射指数 n 的增大,光线散射分布的轮廓越窄,镜反射越强,当 $n \rightarrow \infty$ 时,即为

理想的镜反射。图 4 中高次余弦散射分布描述の入射光空间反射分布特征轮廓与图 3 中描述的卫星表面材料反射特征轮廓相似,因而高次余弦散射分布可以用来描述卫星目标的可见光散射特性。

3 空间目标散射特性

由于空间目标与太阳的距离相对目标的几何尺寸非常大,太阳光可以认为是平行光。若太阳在目标处的光谱辐照度为 $E_{\text{sun}}(\lambda)$ 、目标表面反射率为 σ ,太阳光的入射角为 (θ_i, φ_i) ,探测器的观测角为

(θ_r, φ_r) , 其中 $\theta_i, \theta_r \in [0, \pi/2]$, $\varphi_i, \varphi_r \in [0, 2\pi]$, 如图 5 所示。根据几何光学及能量守恒定律可求出入射光 I 在目标微面元 dA 镜向反射方向上的光谱强度

$$I_0 = \frac{(n+1) \cdot E_{\text{sun}}(\lambda) \sigma dA \cos \theta_i}{2\pi(2 - \sin^{n+1} \theta_i - \cos^{n+1} \theta_i)}, \quad (2)$$

则

$$I_\theta = \frac{(n+1) E_{\text{sun}}(\lambda) \sigma dA \cos \theta_i \cos^n \theta}{2\pi(2 - \sin^{n+1} \theta_i - \cos^{n+1} \theta_i)}, \quad (3)$$

若探测器的观测方向为 I_θ 方向, 目标表面面元 dA 到探测器入瞳面的距离为 R , 根据距离平方反比定律, dA 在探测器入瞳处产生的光谱辐照度为

$$E_{dA} = \frac{(n+1) E_{\text{sun}}(\lambda) \sigma dA \cos \theta_i \cos^n \theta}{2\pi(2 - \sin^{n+1} \theta_i - \cos^{n+1} \theta_i) R^2}. \quad (4)$$

在整个探测波段对目标的整个表面积分, 即得到卫星目标某一表面反射太阳光在探测器入瞳处产生的辐照度:

$$E_{\text{sunlight}} = \iint \frac{(n+1) E_{\text{sun}}(\lambda) \sigma \cos \theta_i \cos^n \theta}{2\pi(2 - \sin^{n+1} \theta_i - \cos^{n+1} \theta_i) R^2} dA d\lambda. \quad (5)$$

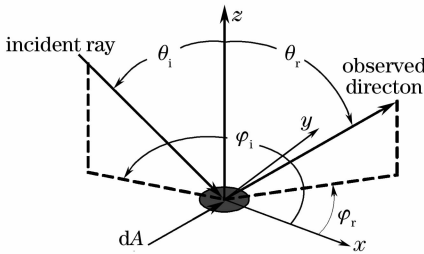


图 5 观测示意图

Fig. 5 Sketch of observation

地球本身不发光, 而是靠反射太阳光而发亮。假设地球为一漫反射体, 对太阳辐射的反射遵守朗伯特定律并且各处均匀, 反射光谱与太阳光谱近乎相同。地球及其大气系统对太阳光的反射率一般取地球的平均反射率为 $\rho = 0.35$, 若地球及其大气散射的太阳光的入射角为 (θ'_i, φ'_i) , 则卫星目标表面面元 dA 在探测器入瞳处产生的光谱辐照度为

$$E'_{dA} = (I'_\theta / R^2) = \frac{(n+1) E_{\text{sun}}(\lambda) \rho \sigma dA \cos \theta'_i \cos^n \theta}{2\pi(2 - \sin^{n+1} \theta'_i - \cos^{n+1} \theta'_i) R^2}, \quad (6)$$

在整个探测波段对目标的整个表面积分, 即得到卫星目标某一表面反射地球及其大气光在探测器入瞳处产生的辐照度:

$$E_{\text{earthlight}} = \iint \frac{(n+1) E_{\text{sun}}(\lambda) \rho \sigma \cos \theta'_i \cos^n \theta}{2\pi(2 - \sin^{n+1} \theta'_i - \cos^{n+1} \theta'_i) R^2} dA d\lambda, \quad (7)$$

则卫星目标在探测器入瞳处产生的总辐照度为

$$E = E_{\text{sunlight}} + E_{\text{earthlight}}. \quad (8)$$

在天文学上习惯用等效视星等值而不是照度来表示天体的亮度。等效视星等值定义两个光通量相差 100 倍的星体其亮度相差 5 个星等。取太阳为参考星, 等效视星等值为 -26.74 , 若太阳的照度值为 E_s , 于是照度为 E 的空间目标的等效视星等值 M_v 为

$$M_v = -26.74 - 2.5 \lg(E/E_s). \quad (9)$$

4 目标特性计算

4.1 相对位置计算

建立目标本体坐标系 $oxyz$ 。原点为卫星目标的质心; oz 通过坐标原点, 从卫星目标的质心指向地心; ox 通过坐标原点, 位于轨道平面内垂直于 oz , 在对地定向状态下指向前进方向; oy 垂直于轨道平面, 指向轨道角速度的负方向。 $oxyz$ 坐标系为直角坐标系, 与卫星星体固连。如图 6 所示。

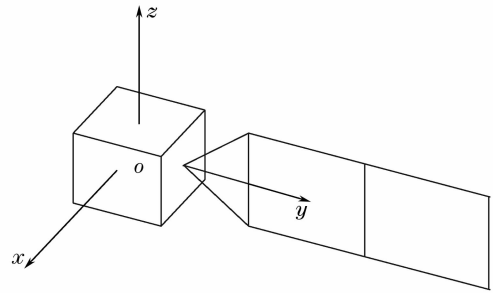


图 6 目标本体坐标系

Fig. 6 Target body coordinate system

太阳、观测卫星和目标卫星相对于地球的运动遵循开普勒定律, 常用椭圆运动方程表示为^[9~11]

$$M = (t - \tau) \sqrt{1/a^3}, \quad (10)$$

$$v = M + e(2 - e^2/4 + 5e^4/96) \sin M + e^2(5/4 - 11e^2/24) \sin 2M + e^3(13/12 - 43e^2/64) \sin 3M + 103e^4 \sin 4M/96 + 1097e^5 \sin 5M/960, \quad (11)$$

$$r = a(1 - e^2)/(1 + e \cos v), \quad (12)$$

式中 a 为轨道半长轴; e 为轨道偏心率; t 为观测时刻; τ 为过近地点时刻, 均采用 J2000.0 标准历元起算的儒略日计时。

若知道太阳、观测卫星和目标卫星的轨道根数, 由开普勒定律可得太阳、观测卫星和目标卫星在 J2000.0 惯性坐标系中的矢量坐标:

$$\mathbf{p} = \mathbf{R}_z(-\Omega) \mathbf{R}_x(-i) \mathbf{R}_z(-\omega) \mathbf{p}_0, \quad (13)$$

式中 i 为轨道倾角; Ω 为升交点赤经; ω 为近地点幅

角, $p_0 = [r \cos v, r \sin v, 0]$ 。

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_x(\theta) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}; \\ \mathbf{R}_y(\theta) &= \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}; \\ \mathbf{R}_z(\theta) &= \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

为了便于目标特性分析,将各量在 J2000.0 惯性坐标系中的矢量坐标转换到卫星本体坐标系,则为

$$q = L_{001} \mathbf{R}_z(\omega) \mathbf{R}_x(i) \mathbf{R}_z(\Omega) p, \quad (14)$$

表 1 目标表面材料的光学特性

Table 1 Optical characteristics of target surface materials

Surface	Material	Absorptivity α	Reflectivity ρ
Satellite surface	Aluminium-coated quartz glass OSR	0.12	0.88
Solar sail	Solar battery	0.70	0.30

4.3 特性计算

太阳轨道参量选择为

轨道半长轴

$$a_s = 1.00000102AU$$

$$(1AU = 1.49597870 \times 10^8 \text{ km});$$

轨道偏心率

$$e_s = 0.01670862 - 0.00004204T - 0.00000124T^2;$$

轨道倾角

$$i_s = 23.439291^\circ - 0.01300417^\circ T - 0.00000016^\circ T^2;$$

升交点赤经

$$\Omega_s = 0.0^\circ;$$

近地点幅角

$$\omega_s = 282.937347^\circ + 0.32256206^\circ T - 0.00015757^\circ T^2;$$

式中

$$T = \frac{\text{某时的儒略日数} - \text{J2000.0 的儒略日数}}{36525} =$$

$$\frac{t - 2451545.0}{36525};$$

太阳过近地点时刻:1950-1-3.02。

观测卫星轨道参量:

轨道半长轴 $a_d = 6863.10248 \text{ km}$;

轨道偏心率 $e_d = 0.05$;

轨道倾角 $i_d = 97.39^\circ$;

式中 q 为各量在卫星本体坐标系中的矢量坐标, L_{001} 为坐标轴的反向变换矩阵:

$$L_{001} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

因此,求出太阳、地球、观测卫星在卫星本体坐标系下的矢量坐标,结合前面建立的数学模型,即可求得探测器入瞳处的辐照度。

4.2 目标材料特性

分析目标的光学特性,首先要了解目标表面的材料特性。卫星各外表面选用的材料如表 1 所示^[12]。

近地点幅角 $\omega_d = 157.930^\circ$;

升交点赤经 $\Omega_d = 330^\circ$;

观测卫星过近地点时刻 2000-01-12T03:23:12。

目标卫星轨道参量为

轨道半长轴 $a_o = 7028 \text{ km}$;

轨道偏心率 $e_o = 0.001$;

轨道倾角 $i_o = 98.5^\circ$;

近地点幅角 $\omega_o = 30^\circ$;

升交点赤经 $\Omega_o = 60^\circ$;

目标卫星过近地点时刻 2002-04-03T17:00:05。

根据卫星表面状况,卫星目标的表面近似服从三次余弦散射分布,即 $n=3$,图 7 给出入射角为 $\pi/6$ 时,反射能量空间分布的比例关系,各坐标轴表示的均是无量纲量。计算得目标在探测器入瞳处的辐照度(星等)与观测时间、观测距离的变化关系,如图 8、图 9 所

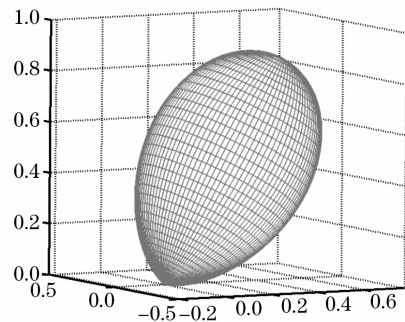


图 7 三次余弦散射分布示意图

Fig. 7 Sketch of cubic cosine scattering distribution

示,观测距离随观测时间的变化关系如图 10 所示。

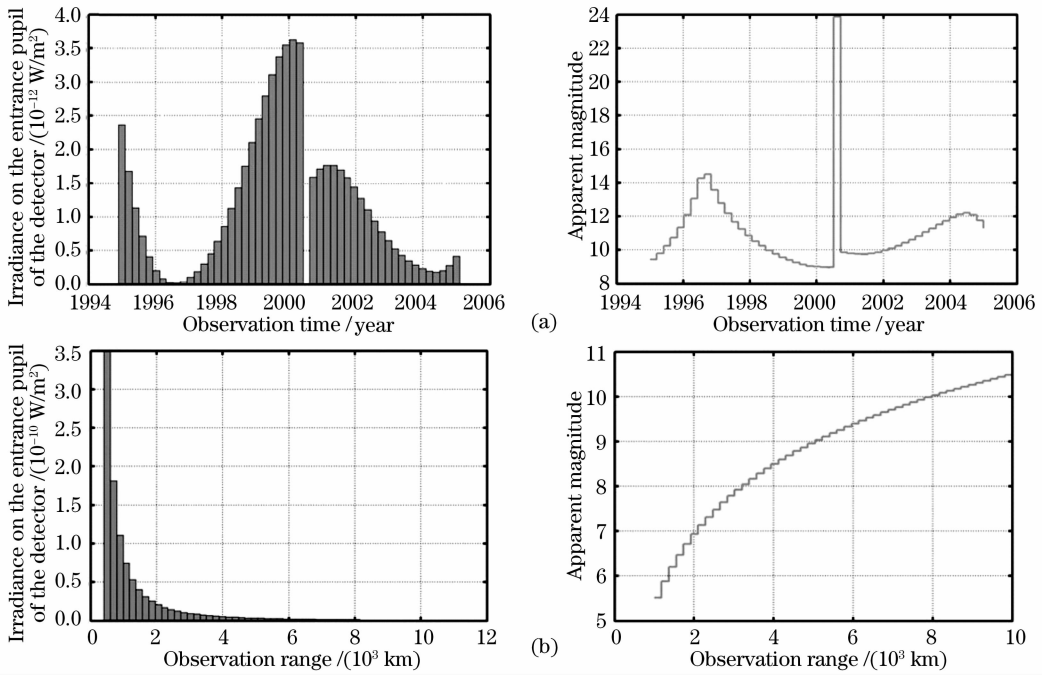


图 8 整个目标在探测器入瞳处的辐照度(星等)随观测时间(a),观测距离(b)的变化关系

Fig. 8 Relation between irradiance (magnitude) of target on detector entrance pupil and observation time (a), observation range (b)

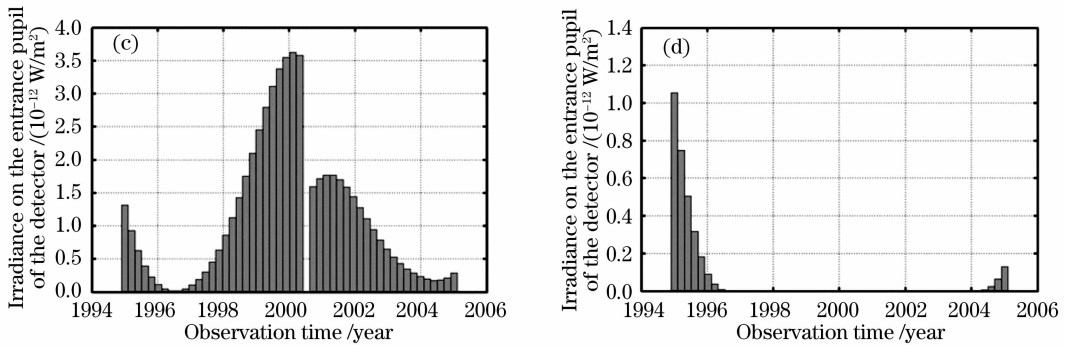


图 9 目标本体(a),太阳帆板(b)在探测器入瞳处的辐照度随观测时间的变化关系

Fig. 9 Relation between irradiance on detector entrance pupil from target body (a) solar sail (b) and observation time

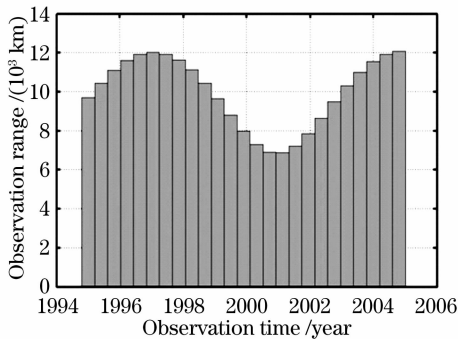


图 10 探测器观测距离随观测时间的变化关系

Fig. 10 Relation between observation range of detector and observation time

5 结 论

从基本辐射理论出发,针对天基空间目标可见光特性进行了分析。根据目标的背景辐射环境及目标表面状况建立了空间目标的物理模型和数学模型。以带单翼太阳帆板的卫星为例,通过仿真计算分析了目标反射太阳直射光及地球大气光后在探测器入瞳处产生的辐照度或星等随观测时间及观测距离的变化关系。引入矢量法来判断目标对探测器的“贡献表面”的个数。计算结果表明,在卫星的光学特性分析中,虽然卫星太阳帆板的反射率要比卫星主体低,但由于其面积大,在某一观测角度下在探测

系统处产生的辐照度值与卫星本体接近,最大量级在 10^{-12} W/m^2 。因而在卫星光学特征理论分析和实际观测中不可将其忽略。可以看到,空间目标光学特性是目标表面材料特性、目标几何结构特性、目标轨道特性及目标背景辐射特性的综合体现。

参 考 文 献

- 1 Chen Rongli, Han Le, Che Chicheng *et al.*. Research on un-illuminant space target visual detection technique[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2005, **34**(9): 1438~1440
陈荣利,韩 乐,车驰骋 等. 非自发光空间目标的可见光探测技术研究[J]. *光子学报*, 2005, **34**(9): 1438~1440
- 2 James B. Harvey, Cynthia L. Vernold. Transfer function characterization of scattering surfaces revisited[C]. *Proc. SPIE*, 1997, **3141**: 113~128
- 3 Zhang Yandong, Wu Zhensen. Light scattering and imaging of two dimensional rough sea surface in the infrared[J]. *Acta Optica Sinica*, 2002, **22**(9): 1039~1043
张延冬,吴振森. 二维粗糙海面的光散射及其红外成像[J]. *光学学报*, 2002, **22**(9): 1039~1043
- 4 Zhensen Wu, Anan Liu. Scattering of solar and atmospheric background radiation from a target[J]. *International J. IR and Mill. Waves*, 2002, **23**(6): 907~917
- 5 Wu Zhensen, Dou Yuhong. Visible light scattering and infrared radiation of spatial object[J]. *Acta Optica Sinica*, 2003, **23**(10): 1250~1254
吴振森,窦玉红. 空间目标的可见光散射与红外辐射[J]. *光学学报*, 2003, **23**(10): 1250~1254
- 6 Chen Hui, Wu Zhensen, Bai Lu. Research on the coherent scattering of Gaussian beam from arbitrarily shaped convex object with rough surface[J]. *Acta Optica Sinica*, 2005, **25**(1): 115~120
陈 辉,吴振森,白 璐. 任意形状凸粗糙物体高斯光束相干散射研究[J]. *光学学报*, 2005, **25**(1): 115~120
- 7 Yang Rui, Wan Min, Lu Daju. Simulation of satellite optical characteristic based on tracepro [J]. *Chin. J. Lasers*, 2006, **33**(Suppl.): 260~263
杨 锐,万 敏,路大举. 基于 Tracepro 的卫星光学特征模拟[J]. *中国激光*, 2006, **33**(Suppl.): 260~263
- 8 Lei Yang, Jiuqiang Han. Fast algebra algorithm of shape-from-shading with specular reflectance[J]. *Chin. Opt. Lett.*, 2007, **5**(4): 204~207
- 9 Li Shujun, Gao Xiaodong, Zhu Qixiang. Analysis of luminosity varieties of the space tumbling target [J]. *J. Spacecraft TT & C Technology*, 2004, **23**(2): 51~57
李淑军,高晓东,朱耆祥. 废弃火箭体的光度变化分析[J]. *飞行器测控学报*, 2004, **23**(2): 51~57
- 10 Yu Jianhui, Su Zengli. Analysis of luminosity features of satellites on space-based surveillance[J]. *J. Spacecraft TT&C Technology*, 2006, **25**(1): 52~56
余建慧,苏增立. 天基观测目标卫星光度特性分析[J]. *飞行器测控学报*, 2006, **25**(1): 52~56
- 11 Peng Huafeng, Chen Jing, Zhang Bin. Luminant characteristic of space target in space-based opto-electronic telescope [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2006, **33**(12): 9~14
彭华峰,陈 鲸,张 彬. 空间目标在天基光电望远镜中的光度特征研究[J]. *光电工程*, 2006, **33**(12): 9~14
- 12 Min Guirong. *Heat Control Technology of the Satellite* [M]. Beijing: Astronavigation Press, 1991. 138~156
闵桂荣. *卫星热控制技术*[M]. 北京:宇航出版社, 1991. 138~156