

深空背景下空间目标紫外特性建模方法研究*

袁艳 孙成明[†] 黄锋振 赵慧洁 王潜

(北京航空航天大学精密光机电一体化技术教育部重点实验室, 北京 100191)

(2010年7月14日收到; 2011年1月20日收到修改稿)

紫外探测具有灵敏度高、虚警率低等特点, 空间目标紫外特性分析对空间目标探测具有重要意义. 针对空间目标紫外特性提出了一种精确建模方法. 根据空间目标的背景辐射环境及表面材料属性, 引入区域分解与网格划分的思想, 利用双向反射分布函数建立了空间目标紫外特性的数学模型. 通过矢量坐标变换, 确定了背景辐射源、探测器与目标的相对位置关系. 以资源一号卫星和风云三号卫星为例, 进行了目标紫外特性的仿真分析, 计算获得了目标在探测器入瞳处的紫外辐照度随时间的变化关系. 仿真结果验证了建模方法的正确性.

关键词: 空间目标, 紫外特性, 双向反射分布函数, 建模与仿真

PACS: 95.30.Jx, 02.70.Dh, 95.55.Fw, 78.20.Bh

1. 引言

随着人类航天事业的发展, 发射进入太空的空间目标的数量不断增加. 目标体积的小型化、形状的多样化、表面的复杂化为人类探索空间目标提出了新的挑战^[1], 同时也为空间目标光学特性的研究提出了新的课题. 空间目标光学特性作为空间光电探测系统所感知的信息, 是空间目标探测识别的基础和依据. 目前, 美国等一些国家对空间目标光学特性已实现全谱段分析, 并将其应用到天基空间监视系统中. 美国现有的中段空间实验卫星中搭载了空间红外成像望远镜、天基可见光相机以及空间紫外成像探测仪等进行空间目标监测^[2]. 国内关于空间目标光学特性的研究大都集中在可见光及红外波段, 很少见到有关空间目标紫外特性研究的报道. 紫外探测具有灵敏度高、虚警率低等特点, 是空间光学探测的重要内容之一, 在空间监视等领域具有重要的应用价值^[3-5]. 随着光电子技术和紫外探测器的迅速发展, 空间目标紫外特性的分析方法必然成为空间光电组合测量载荷方案设计与论证的迫切需求^[6-8]. 与可见光和红外线相比, 紫外线具有频率高、单位光子能量大和“粒子性”等特点, 紫外探测有其独特性. 紫外探测方法大致可分为荧光转换法、分光光度法和卫

星遥感法三类. 影响紫外探测技术实现的因素可归纳为以下三个方面: 紫外线传输理论、散射模型和仿真系统的建立; 高灵敏度、低噪声紫外探测器件以及透紫外光学系统的研制; 弱信号接收、处理系统的开发. 本文就深空背景下空间目标紫外特性的建模方法及计算方法进行了理论研究. 以资源一号卫星和风云三号卫星为例, 进行了空间目标紫外特性的动态模拟. 建模与仿真结果可为空间目标紫外探测提供理论依据和数据参考.

2. 空间目标紫外特性理论建模

空间目标的紫外特性可通过目标反射背景辐射在探测器入瞳面上产生的紫外辐照度分布来描述. 对于深空目标, 其紫外背景辐射主要包括太阳直接辐射、月球及其他星体的反射辐射等, 如图 1 所示^[9]. 由于地球大气吸收了太阳辐射中的紫外部分, 因而地球反射的太阳辐射对目标紫外特性没有贡献.

2.1. 空间目标对太阳直接辐射的散射特性

传统的基于电磁散射理论或将目标表面看作朗伯面的建模方法, 已不能满足工程应用对目标特性建模精度的要求. 因此, 本文引入可以有效描述目标表面空间散射特性和光谱特性的双向反射分

* 教育部长江学者和创新团队发展计划(批准号: IRT0705)、中国航天科技集团公司航天科技创新基金和北京航空航天大学博士研究生创新基金(批准号: 201017097)资助的课题.

[†] 通讯联系人. E-mail: sunchengming2008@163.com

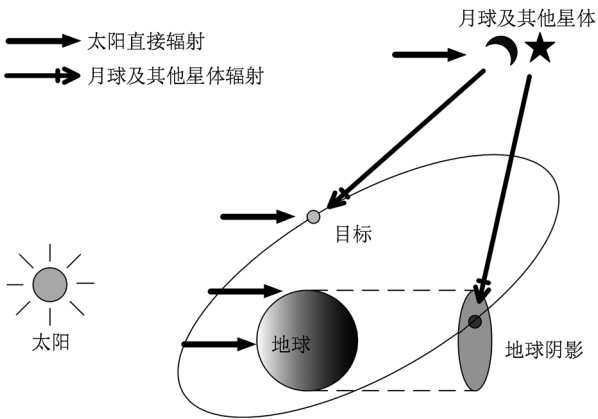


图1 空间目标紫外背景辐射示意图

布函数(bidirectional reflectance distribution function, 简记为 BRDF) f_r 进行入瞳能量计算. BRDF 是由 Nicodemus^[10] 于 1965 年提出的, 是从辐射度学出发、在几何光学的基础上描述表面反射特性的物理量. 如图 2 所示, f_r 定义为光辐射的反射辐亮度 dL_r 与入射辐照度 dE_i 之比, 即

$$f_r(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, \lambda) = \frac{dL_r(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, \lambda)}{dE_i(\theta_i, \varphi_i, \lambda)}, \quad (1)$$

式中 θ_i 和 φ_i 为入射天顶角和方位角, θ_r 和 φ_r 为反射天顶角和方位角, λ 为波长.

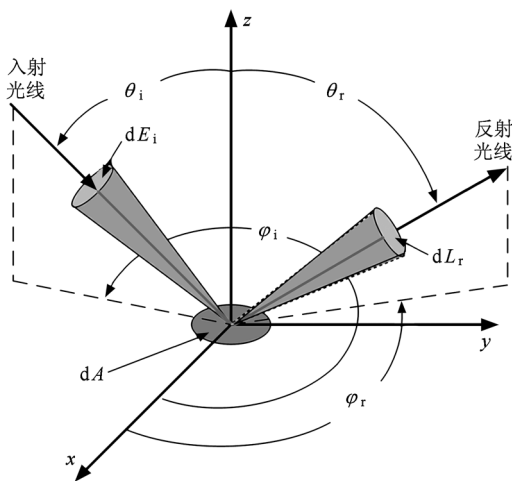


图2 BRDF 中相关参量的定义

由于目标特性探测的各向异性和非均匀性, 基于有限元的思想, 按照目标表面材料属性的不同对目标表面进行区域分解和网格划分, 如图 3 所示. 由于目标表面覆盖材料的褶皱起伏, 划分的原则是使划分后的面元近似为一个小的平面, 同时权衡网格数量对计算精度和计算时耗两个因素的影响. 对每

个面元利用 BRDF 建立其散射特性模型, 最后将所有面元的散射分量叠加后即可得到整个目标的散射特性.

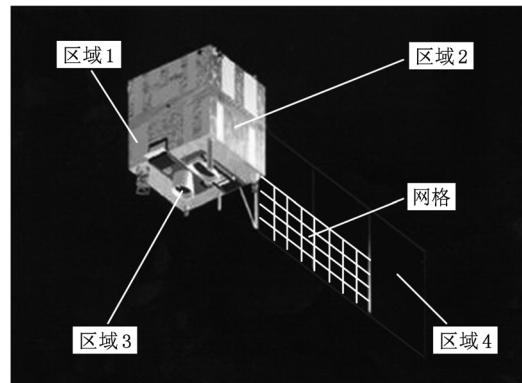


图3 目标表面区域与网格划分示意图

目标表面面元与探测器入瞳面的几何位置关系如图 4 所示, 其中 n_i 和 n_r 分别为光线入射方向和反射方向, n 为目标表面面元的法线方向, n_d 为探测器入瞳面的法线方向, oo' 为目标表面面元与探测器入瞳面的中心连线, θ_d 为探测角.

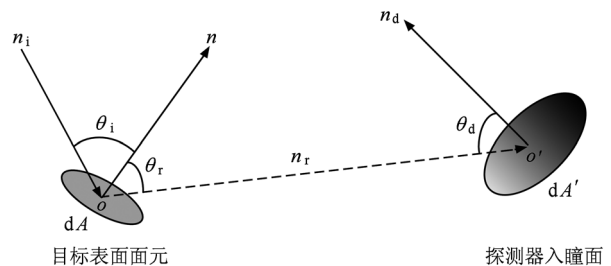


图4 目标表面面元与探测器入瞳面的几何位置关系

由于目标表面面元 dA 面积很小, 因而可以将其看作点源. 于是, 根据 BRDF 的定义及余弦定律, 面元 dA 被太阳光照射在 oo' 方向产生的辐亮度为^[11-13]

$$L_p(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, \lambda) = f_r(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, \lambda) E_{\text{sun}}(\lambda) \cos\theta_i, \quad (2)$$

式中 $E_{\text{sun}}(\lambda)$ 为太阳辐照度.

面元 dA 在 oo' 方向产生的辐强度为

$$dI_{\theta_r} = L_p(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, \lambda) dA \cos\theta_r = f_r(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, \lambda) \times E_{\text{sun}}(\lambda) \cos\theta_i \cos\theta_r dA. \quad (3)$$

由面元 dA 发出并落到探测器入瞳面 dA' 上的辐通量为

$$d\Phi = dI_{\theta_i} d\Omega = f_r(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, \lambda) \times E_{\text{sun}}(\lambda) \cos\theta_i \cos\theta_r dA d\Omega, \quad (4)$$

式中 $d\Omega$ 为探测器入瞳面 dA' 对面元 dA 所张的立体角,

$$d\Omega = dA' \frac{\cos\theta_d}{R^2}. \quad (5)$$

根据辐照度的定义,面元 dA 在探测器入瞳面 dA' 上产生的辐照度为

$$dE = d\Phi/dA' = f_r(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, \lambda) \times E_{\text{sun}}(\lambda) \cos\theta_i \cos\theta_r \cos\theta_d dA/R^2. \quad (6)$$

2.2. 空间目标对月球反射辐射的散射特性

月球本身不发光,而是靠反射太阳光而发亮.由于空间目标的飞行高度大、飞行速度快,而且这部分能量比起太阳对目标的直接辐射所占比例又较小,因此在计算时,假设月球为一漫反射体,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相似.月球对太阳光的反射率一般取月球的平均反射率^[14] $\rho = 0.12$.根据(6)式,目标表面面元 dA 散射月球反射太阳紫外辐射在探测器入瞳处产生的辐照度为

$$dE' = f_r(\theta'_i, \varphi'_i; \theta_r, \varphi_r, \lambda) \rho \times E_{\text{sun}}(\lambda) \cos\theta'_i \cos\theta_r \cos\theta_d dA/R^2. \quad (7)$$

式中 θ'_i 和 φ'_i 分别为月球反射太阳光的入射天顶角和方位角.

如目标某一表面 N 对背景辐射源、探测器同时为“可视表面”,则在紫外波段(0.01—0.4 μm)对(6)和(7)式在目标的整个“可视表面”积分,即得到该表面反射背景辐射在探测器入瞳处产生的紫外辐照度为

$$E_N = \iiint (dE + dE') d\lambda. \quad (8)$$

进而可得整个目标反射背景辐射在探测器入瞳处产生的紫外辐照度为

$$E = \sum E_N. \quad (9)$$

综合上述,给定背景辐射源、目标及探测器的轨道参数后,求出背景辐射源、探测器在目标本体坐标系下的矢量坐标,计算目标表面的光线入射角、探测系统的观测角并分析目标表面间的相互遮挡情况,结合建立的紫外特性的数学模型,即可求得目标反射背景紫外辐射在探测器入瞳处的辐照度分布.

3. 空间目标紫外特性仿真计算

3.1. 仿真算法流程

为了确定目标表面光线入射方向矢量及观测方向矢量,并根据照明与观测条件进行遮挡判断,建立相关坐标系,并基于背景辐射源、目标及探测器的轨道参数进行矢量坐标变换确定它们之间的相互位置关系.

3.1.1. 坐标系的建立

如图5所示,建立 J2000.0 惯性坐标系及目标本体坐标系^[15]. J2000.0 惯性坐标系 $i-j-k$ 以地球质心为坐标原点, J2000.0 地球平赤道面为基本平面, i 轴在基本平面内指向 J2000.0 平春分点, k 轴为地球的自转轴,由地心指向北极, j 轴利用右手法则确定. 目标本体坐标系 $x-y-z$ 以目标质心为坐标原点, 目标在轨运动方向为 x 轴, z 轴为目标质心与地心的连线方向,指向地心, y 轴利用右手法则确定.

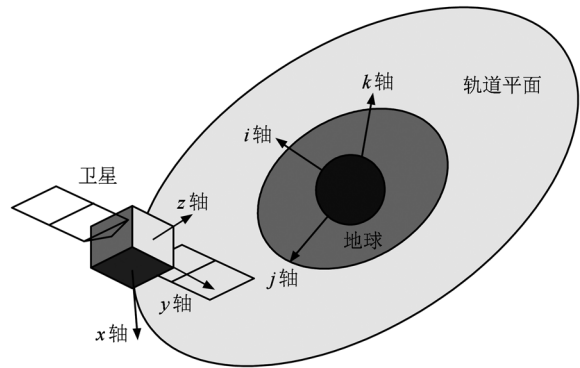


图5 建立的坐标系

3.1.2. 位置矢量计算

太阳、月球、目标和探测器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^[16, 17]

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

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

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

其中 μ 为地球引力常数, $\mu = 398600.47 \text{ km}^3/\text{s}^2$, a 为轨道半长轴, e 为轨道偏心率, M 为平近点角, v 为真近点角, r 为地心距离, 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计时。

若给定太阳、月球、目标及探测器的轨道参数, 则由开普勒定律可得太阳、月球、目标和探测器在 J2000.0 惯性坐标系中的矢量坐标

$$\mathbf{p} = R_z(-\Omega)R_x(-i)R_z(-\omega)\mathbf{p}_0, \quad (13)$$

式中 i 为轨道倾角, Ω 为升交点赤经, ω 为近地点辐角, $\mathbf{p}_0 = (r \cos v, r \sin v, 0)$, $R_i(\theta)$ 为旋转矩阵

$$R_x(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix},$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix},$$

$$R_z(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

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目标本体坐标系中,

$$\mathbf{q} = L_{001}R_z(\omega)R_x(i)R_z(\Omega)\mathbf{p}. \quad (14)$$

这里 \mathbf{q} 为各量在目标本体坐标系中的矢量坐标, L_{001} 为坐标轴的反向变换矩阵,

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

3.1.3. 光线遮挡判断

在目标本体坐标系中, 网格单元 $dA_{i,j}$ 的光线入射方向矢量 $\mathbf{n}_i = (p_x, p_y, p_z)$, 探测方向矢量 $\mathbf{n}_o = (q_x, q_y, q_z)$, 如图 6 所示. 网格单元的入射角, 即 $dA_{i,j}$ 的法向矢量与光线入射方向矢量的夹角为

$$\theta_i = \arccos\left[\frac{(\mathbf{n}_{i,j} \cdot \mathbf{n}_i)}{(|\mathbf{n}_{i,j}| |\mathbf{n}_i|)}\right]. \quad (16)$$

网格单元的探测角, 即 $dA_{i,j}$ 的法向矢量与系统观测方向矢量的夹角为

$$\theta_r = \arccos\left[\frac{(\mathbf{n}_{i,j} \cdot \mathbf{n}_o)}{(|\mathbf{n}_{i,j}| |\mathbf{n}_o|)}\right]. \quad (17)$$

入射方向和观测方向可用参数方程表示. 入射方向的参数方程可表示为

$$x = x_{i,j} + p_x t,$$

$$y = y_{i,j} + p_y t,$$

$$z = z_{i,j} + p_z t. \quad (18)$$

观测方向的参数方程可表示为

$$x = x_{i,j} + q_x t,$$

$$y = y_{i,j} + q_y t, \quad (19)$$

$$z = z_{i,j} + q_z t.$$

在本体坐标系中, 目标外形平面的函数为

$$F(x, y, z) = 0. \quad (20)$$

于是, 面元 $dA_{i,j}$ 成为目标紫外特性分析的贡献单元, 必须同时满足以下两个条件: $\cos\theta_i \geq 0$ 且 $\cos\theta_r \geq 0$, 即 $\theta_i \leq \pi/2, \theta_r \leq \pi/2$; 方程 (18) 与 (20), (19) 与 (20) 联立均无解, 即网格面元 $dA_{i,j}$ 的入射光线、出射光线 (探测方向) 与目标其他表面 (网格单元) 均无交点。

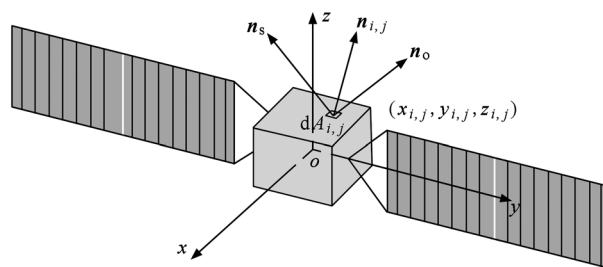


图 6 目标表面光线遮挡分析

因此, 给定背景辐射源、目标及探测器的轨道参数后, 即可求出背景辐射源、探测器在目标本体坐标系下的矢量坐标并根据照明与观测条件进行遮挡判断。

根据空间目标紫外特性建模原理确定仿真计算流程, 如图 7 所示。

3.2. 仿真参数

以空间目标资源一号卫星和风云三号卫星为例, 进行空间目标紫外特性仿真计算。

3.2.1. 物性参数

根据卫星目标表面状况及背景辐射环境, BRDF 选择 Davies 模型^[18]. 其表达式为

$$f_r(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, \lambda)$$

$$= \frac{132\rho}{\pi \cos\theta_i} \exp\left[-\left(4\pi \frac{\sigma}{\lambda} \cos\theta_i\right)^2\right]$$

$$+ \frac{\rho}{\cos\theta_i \cos\theta_r} \pi^3 (\cos\theta_i + \cos\theta_r)^4 \left(\frac{a}{\lambda}\right)^2 \left(\frac{\sigma}{\lambda}\right)^2$$

$$\times \exp\left[-\left(\frac{\pi a}{\lambda}\right)^2 (\sin^2\theta_i + \sin^2\theta_r\right.$$

$$\left. + 2\sin\theta_i \sin\theta_r \cos(\varphi_i - \varphi_r))\right], \quad (21)$$

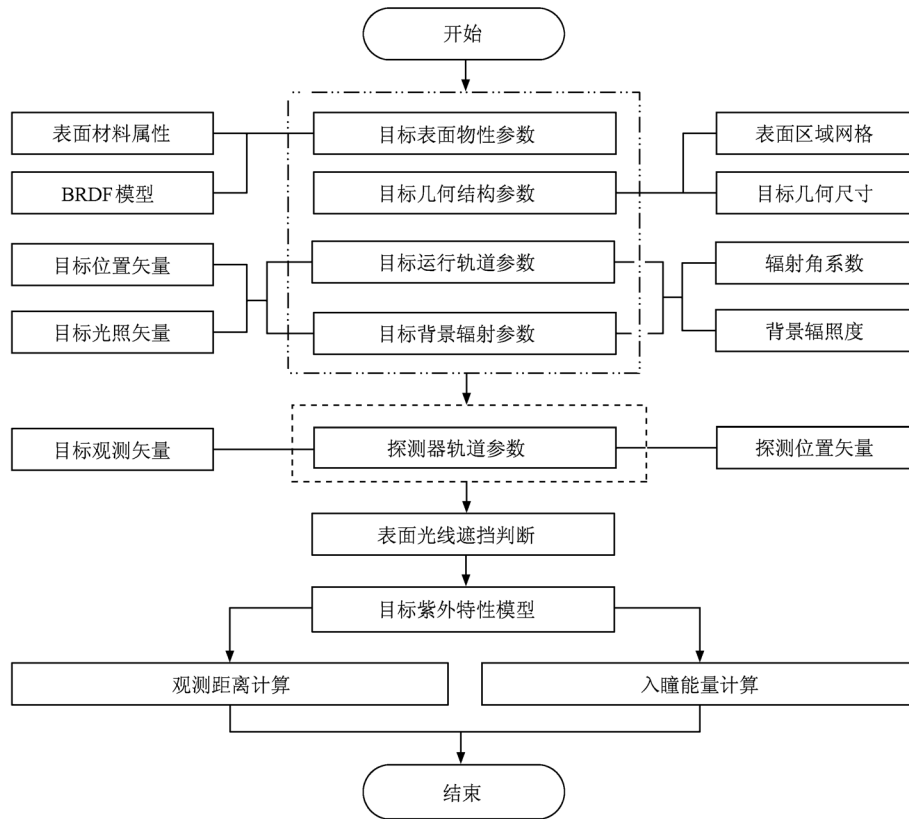


图7 紫外特性计算流程

式中 σ , a 和 ρ 分别为表面均方根粗糙度、自相关长度和反射率.

卫星目标物性参数如表 1 所列. 资源一号卫星和风云三号卫星本体采用 F46 聚酯薄膜, 太阳帆板背面采用 SR107 白漆涂覆, 正面采用太阳电池片 ($\text{GaInP}_2/\text{GaAs}/\text{Ge}$), 侧面采用有机黑漆涂覆. 资源一号卫星本体的几何尺寸为 $2000 \text{ mm} \times 1800 \text{ mm} \times 2250 \text{ mm}$, 帆板的几何尺寸为 $25 \text{ mm} \times 6500 \text{ mm} \times 3215 \text{ mm}$, 风云三号卫星本体的几何尺寸为 $4460 \text{ mm} \times 2020 \text{ mm} \times 3790 \text{ mm}$, 帆板的几何尺寸为 $40 \text{ mm} \times 7800 \text{ mm} \times 3790 \text{ mm}$.

表1 卫星目标物性参数

部件名称	$\sigma / \mu\text{m}$	$a / \mu\text{m}$	ρ
卫星本体	0.02	0.85	0.90
帆板背面	0.94	7.16	0.81
帆板正面	0.13	2.14	0.30
帆板侧面	1.08	7.97	0.07

3.2.2. 轨道参数

太阳轨道参数如下: 轨道半长轴 $a_s = 1.00000102 A_u$ ($1 A_u = 1.49597892 \times 10^8 \text{ km}$); 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 $\omega_s = 282.937347^\circ + 0.32256206^\circ T - 0.00015757^\circ T^2$; 过近地点时刻为 1950-01-03 02:00. 这里 $T = (t - 2451545.0)/36525$, 其中 t 为观测时刻的儒略日数.

月球轨道参数如下: 轨道半长轴 $a_m = 4.055 \times 10^5 \text{ km}$; 轨道偏心率 $e_m = 0.0549$; 轨道倾角 $i_m = 18.28^\circ - 28.58^\circ$; 升交点赤经 $\Omega_m = 125.08^\circ$; 近地点幅角 $\omega_m = 318.15^\circ$; 过近地点时刻为 2004-04-12 03:23.

卫星目标和探测器轨道参数分别如表 2 和表 3 所列.

表2 卫星目标轨道参数

	半长轴 a_0 / km	偏心率 e_0	倾角 $i_0 / (^\circ)$	升交点赤经 $\Omega_0 / (^\circ)$	近地点幅角 $\omega_0 / (^\circ)$	降交点地方时
资源一号卫星	7149.3	0.0011	98.50	185.371	335.631	11:20
风云三号卫星	7207.4	0.0019	98.75	30.000	60.000	10:00

表3 探测器轨道参数

	半长轴 a_d /km	偏心率 e_d	倾角 i_d /($^\circ$)	升交点赤经 Ω_d /($^\circ$)	近地点幅角 ω_d /($^\circ$)	降交点地方时
资源一号卫星	7184.7	0.001	96.34	185.371	335.631	11:20
风云三号卫星	7232.8	0.001	97.39	30.000	60.000	10:00

3.3. 仿真结果分析

对资源一号卫星和风云三号卫星在有限元网格划分(图8)的基础上,于2009-06-05 12:00—20:00期间,与探测器之间的相对距离及在探测器入瞳处的紫外辐照度进行了仿真计算,仿真结果如图9、图10所示.

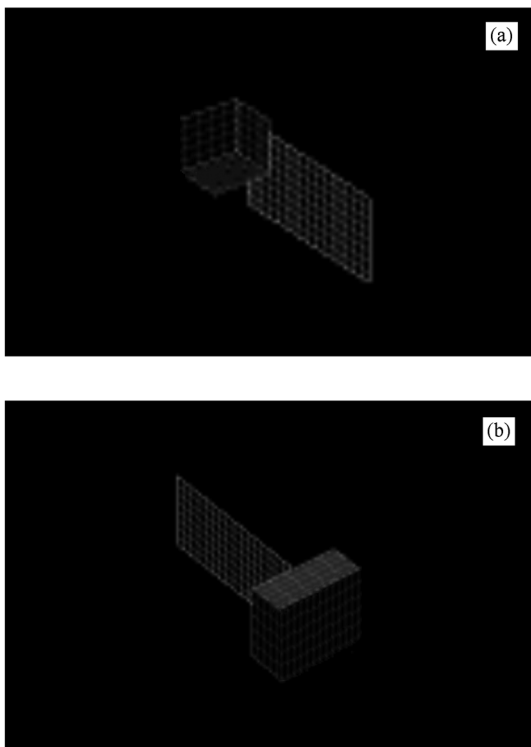


图8 卫星目标有限元网格划分模拟结果 (a) 资源一号卫星, (b) 风云三号卫星

由资源一号卫星和风云三号卫星与探测器之间的相对距离的计算结果可以看出,在观测时间内,目标与探测器之间的相对距离在300 km内,且呈一定的周期性变化.这与目标和探测器的轨道周期特性有关.由卫星目标在探测器入瞳处的紫外辐照度的计算结果可以看出,在观测时间内,目标在探测器入瞳处的紫外辐照度出现了不同的峰值与零值,即目标的紫外特性具有较强的方向性.这与目标表面覆盖材料及太阳帆板具有较强的镜反射特征相一致.同时,还与目标的外形结构以及背景

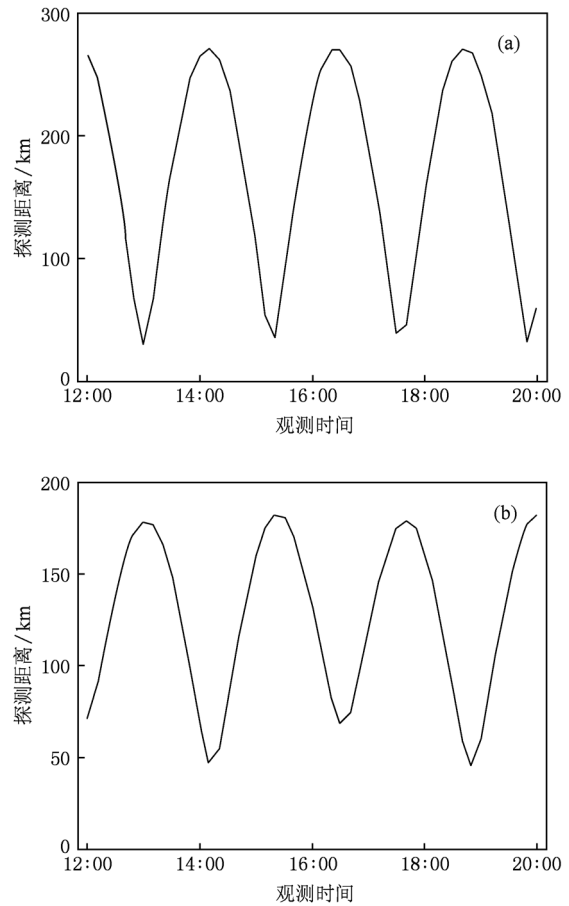


图9 卫星目标与探测器之间的相对距离 (a) 资源一号卫星, (b) 风云三号卫星

辐射源、目标、探测器之间的相对位置有关.这说明只有当目标同时满足“被背景光源照射”及“对探测器可见”两个条件时,其对探测器入瞳处的照度才有贡献.此外,空间辐射能量主要来源于太阳电磁辐射.根据美国 ASTM490 标准,在地球轨道上,地球大气层外距离太阳为一个天文单位处并垂直于太阳光线的单位面积上,单位时间内接收到的太阳总辐照度约为 1353 W/m^2 ,这一数值又称为太阳常数.其中可见光和红外波段约占 91.3%,紫外波段约占 8.7%.文献[19]中计算获得的目标在探测器入瞳处的红外辐照度在 10^{-6} 量级,相同条件下目标在探测器入瞳处的紫外辐照度在 10^{-7} 量级.这与空间辐射能量光谱分布情况相符合.通过优化目标物性参

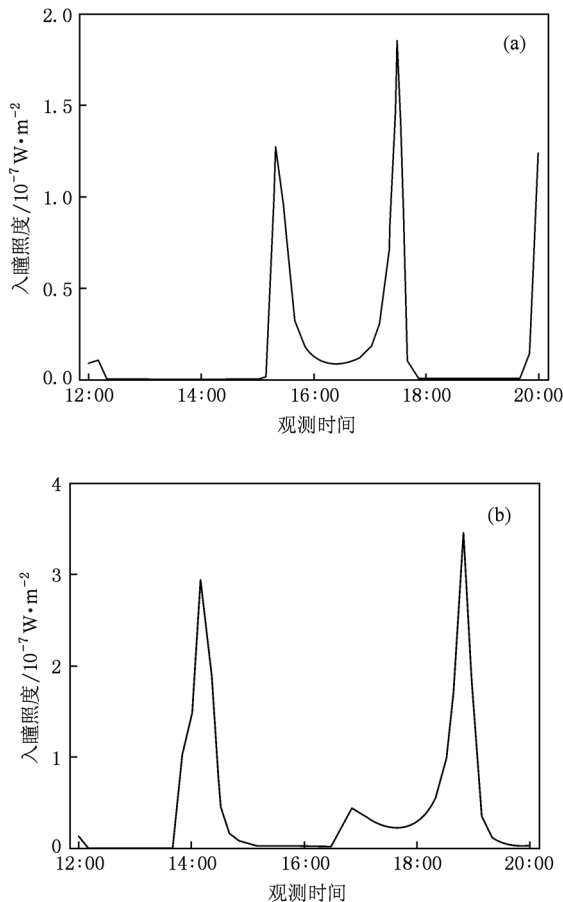


图 10 卫星目标在探测器入瞳处的紫外辐照度 (a)资源一号卫星, (b)风云三号卫星

数和探测轨道参数可提高目标在探测器入瞳处的紫外辐照度. 目前的紫外探测器的灵敏度已达 10^{-14} 量级. 因此, 进行空间目标紫外特性分析是可行的.

4. 结 论

本文基于区域分解与网格划分的思想, 对空间目标紫外特性进行了理论建模与仿真研究, 提出了空间目标紫外特性分析的必要性和可行性. 以资源一号卫星和风云三号卫星为例, 采用矢量坐标变换的方法, 根据目标的几何结构尺寸、表面物性参数、相对位置关系等确定输入条件, 利用已建立的空间目标紫外特性的数学模型进行了空间目标紫外特性的动态分析, 详细计算了目标与探测器之间的相对距离及在探测器入瞳处的紫外辐照度随时间的变化关系. 仿真结果验证了光辐射、光散射理论结合 BRDF 建模方法的正确性, 初步实现了空间目标在轨紫外特性的实时计算. 今后工作需要进一步细化探测系统的技术参数, 研究目标在探测器像面上的能量分布情况, 进行空间目标紫外成像特性分析. 综合考虑探测系统传递函数、信噪比等对目标成像特性的影响, 进一步完善空间目标紫外成像模型, 为空间目标动态观测提供参考依据.

[1] Yao L X, Qiu W L, Wang F H 1995 *Optical Characteristics of Target and Environment* (Beijing: Aerospace Press) p1 (in Chinese) [姚连兴、仇维礼、王福恒 1995 目标和环境的光学特性 (北京: 宇航出版社) 第 1 页]

[2] Wang J J, Yu X H 2006 *J. Acad. Equip. Comm. Technol.* **17** 33 (in Chinese) [王杰娟、于小红 2006 装备指挥技术学院学报 **17** 33]

[3] Joseph C L 1997 *Proc. SPIE* **2999** 244

[4] Cox R J, Strickland D J, Evans J S, Wright K C, Paxton L J 1994 *Proc. SPIE* **2282** 261

[5] Mende S B, Fuselier S A 1993 *Opt. Eng.* **32** 3139

[6] Zhou M, Zhao D G 2009 *Acta Phys. Sin.* **58** 7255 (in Chinese) [周梅、赵德刚 2009 物理学报 **58** 7255]

[7] Zhou M, Zuo S H, Zhao D G 2007 *Acta Phys. Sin.* **56** 5513 (in Chinese) [周梅、左淑华、赵德刚 2007 物理学报 **56** 5513]

[8] Schuehle U H, Hochedez J E, Pau J L, Rivera C, Munoz E 2004 *Proc. SPIE* **5171** 231

[9] Wang H Y, Zhang W, Wang Z L 2009 *J. Appl. Opt.* **30** 410 (in Chinese) [汪洪源、张伟、王治乐 2009 应用光学 **30** 410]

[10] Nicodemus F E 1965 *Appl. Opt.* **4** 767

[11] Ye H X, Jin Y Q 2008 *Acta Phys. Sin.* **57** 839 (in Chinese) [叶红霞、金亚秋 2008 物理学报 **57** 839]

[12] Xu L Q, Li H, Xiao Z Y 2008 *Acta Phys. Sin.* **57** 6030 (in Chinese) [徐兰青、李晖、肖郑颖 2008 物理学报 **57** 6030]

[13] Sun C M, Yuan Y, Zhang X B 2009 *Proc. SPIE* **7383** 381

[14] Xu X H, Liang X G, Ren J X 2006 *J. Astron.* **27** 153 (in Chinese) [徐向华、梁新刚、任建勋 2006 宇航学报 **27** 153]

[15] Xi X N, Wang W, Gao Y D 2003 *Fundamentals of Near-Earth Spacecraft Orbit* (Changsha: National University of Defense Technology Press) p11 (in Chinese) [郝晓宁、王威、高玉东 2003 近地航天器轨道基础 (长沙: 国防科学技术大学出版社) 第 11 页]

[16] Lu W T, Wang S J, Zhang H 2007 *Acta Phys. Sin.* **56** 3655 (in Chinese) [卢伟涛、王顺金、张华 2007 物理学报 **56** 3655]

[17] Yu J H, Su Z L 2006 *J. Space. Telem. Track Comm. Technol.*

- 25 52 (in Chinese) [余建慧、苏增立 2006 飞行器测控学报 25 52] [19] Sun C M, Yuan Y, Zhang X B 2010 *Acta Phys. Sin.* **59** 7523 (in Chinese) [孙成明、袁 艳、张修宝 2010 物理学报 **59** 7523]
- [18] Shen Y J, Zhang Z M, Tsai B K, DeWitt D P 2001 *Int. J. Thermophys.* **22** 1311

Modeling of ultraviolet characteristics of deep space target^{*}

Yuan Yan Sun Cheng-Ming[†] Huang Feng-Zhen Zhao Hui-Jie Wang Qian

(Key Laboratory of Precision Opto-mechatronics Technology of Ministry of Education,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

(Received 14 July 2010; revised manuscript received 20 January 2011)

Abstract

Ultraviolet detection has advantages of high sensitivity and low false alarm rate. Analysis of ultraviolet characteristics has great significance for space target detection. An accurate modeling method is proposed for the ultraviolet characteristics of space target. Based on the background environment and material properties of space target, region and grid division are generated, and the mathematical model of ultraviolet characteristics of space target is established by introducing bidirectional reflectance distribution function. The position relations of target, detector and background radiation source are determined by coordinate transformation algorithm. The calculation flow for ultraviolet characteristics of space target is derived. Finally, the observed ranges and irradiation distributions of Ziyuan-1 and Fengyun-3 satellite are calculated by the given parameters. The simulation results demonstrate the validity of the modeling method.

Keywords: space target, ultraviolet characteristics, bidirectional reflectance distribution function, modeling and simulation

PACS: 95.30.Jx, 02.70.Dh, 95.55.Fw, 78.20.Bh

^{*} Project supported by the Cheung Kong Scholars and Innovative Research Team Program in University of Ministry of Education, China (Grant No. IRT0705), the Aerospace Science and Technology Innovation Foundation of China Aerospace Science and Technology Corporation and the Innovation Foundation for Doctoral Graduates of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, China (Grant No. 201017097).

[†] Corresponding author. E-mail: sunchengming2008@163.com