

卫星褶皱表面的光学散射特性

张峰¹, 张雅声², 徐灿²

¹航天工程大学研究生管理大队, 北京 101416;

²航天工程大学航天装备系, 北京 101416

摘要 卫星表面褶皱会对卫星的光学散射特性产生显著影响,进而影响光学设备对目标的探测,而关于卫星褶皱表面光学散射特性的研究大多将褶皱近似为漫反射材料,导致近似误差大且缺乏依据的问题。以卫星表面常用包覆材料银色聚酰亚胺薄膜为研究对象,借助三维(3D)建模技术实现对空间目标褶皱表面的模拟,通过计算不同入射角和观测角时目标的光学横截面积,定量研究了不同程度的褶皱对目标光学散射特性的影响。结果表明:褶皱使目标峰值散射变暗,但使探测器的可观测范围变大,由平整表面 5° 镜面反射角发散至褶皱表面约 42° 可观测反射角,对散射特性产生了巨大影响;在对卫星进行光学特性研究时,需结合卫星的加工情况对目标表面进行相应的褶皱处理,以提高分析精度。

关键词 表面光学; 散射特性; 光学横截面积; 褶皱; 卫星; 包覆材料

中图分类号 O436.2

文献标识码 A

doi: 10.3788/LOP55.052401

Optical Scattering Characteristics of Satellite with Fold Surface

Zhang Feng¹, Zhang Yasheng², Xu Can²

¹Department of Graduate Management, Space Engineering University, Beijing 101416, China;

²Department of Space Equipment, Space Engineering University, Beijing 101416, China

Abstract The folds on the surface of a satellite have a significant effect on optical scattering properties of the satellite, thereby affect the detection of the satellite by using optical devices. As far as the optical scattering characteristics of the satellite fold surface are concerned, most previous studies treat the folds as diffuse reflection materials, which results in large approximation errors and lack of basis. Taking the silver coated polyimide film of the satellite as the research object, we adopt the three-dimensional (3D) modeling technology to simulate the space target fold surface. The effect of folds with different degrees on optical scattering characteristics of the target is quantitatively investigated by calculating the optical cross section (OCS) of the target with different incidence angles and observation angles. The results show that the folds make the scattering peak of the target lower, but make the observation range of the detector extended, which is from specular reflection angle of 5° of the flat surface to the observable reflection angle of about 42° of the fold surface. Thus a huge impact on the scattering characteristics is produced. In the study of optical properties of the satellite, the corresponding surface fold treatment of the space target should be implemented by considering processing situations of the satellite to improve the accuracy of the analysis.

Key words optics at surface; scattering characteristic; optical cross section; fold; satellite; coating materials

OCIS codes 240.3695; 290.4210; 350.1260; 350.6090

1 引言

卫星在轨工作时受到太阳的直接照射以及温度

为4 K的冷空间热辐射,处于温差近400 K的环境中^[1-2],而航天器内部元器件只能在 $-10\sim 40^\circ\text{C}$ 范围内运转,这对卫星的温控技术提出了很高要求。

收稿日期: 2017-10-26; 收到修改稿日期: 2017-11-24

基金项目: 国家自然科学基金(61304228)

作者简介: 张峰(1994—),男,硕士研究生,主要从事空间目标光学散射特性方面的研究。E-mail: 1908343874@qq.com

导师简介: 张雅声(1974—),女,博士,教授,博士生导师,主要从事航天任务分析与设计方面的研究。

E-mail: lizhizys@263.net

在卫星被动热控技术中,卫星表面包覆多层隔热材料是常用且有效的温控方法,较好地保证了卫星舱体良好的工作环境^[3]。虽然各国空间目标表面包覆的温控材料不尽相同,但多层隔热组件薄膜一般均为有金属涂层的 Kapton[®] 聚酰亚胺或氟化乙丙烯(FEP)薄膜^[4],通常是强镜反材料,如金色和银色的聚酰亚胺薄膜。受卫星制造过程以及在轨工作太空环境等因素的影响,包覆的温控材料会在卫星表面形成不规则的褶皱。研究目标表面的褶皱对其光学散射特性的影响在目标反演、提高仿真精度等方面具有巨大的应用价值。

目前,国内外通常采用基于双向反射分布函数(BRDF)的光学横截面积(OCS)这一参数来表征目标的可见光散射特性。OCS能够全面反映目标表面材料及其几何结构、形状等因素对目标可见光和激光散射特性的影响。根据目标OCS的变化规律,能够推算出目标的在轨运动状态^[5]、结构、材料等信息,从而为目标的识别、监视提供依据。国内外研究人员对空间目标光学散射特性的计算、建模进行了大量研究,国内的研究主要集中在空间目标建模求解和计算方法上^[6]。韩意^[7]对复杂空间目标的OCS进行了理论推导,提出了一种基于OpenGL和3DS模型文件的复杂目标OCS计算方法。徐灿等^[8]利用OpenGL拾取技术对目标面元进行一次遮挡判断,利用改进的Z缓冲技术对面元的二次遮挡进行判断,大大提高了OCS的计算速度和精度。国内研究中的主要计算模型为理论计算模型^[9]、目标有限元模型^[10-13]。国外

研究人员较早地对空间目标的光学散射特性进行了广泛研究,提出了多种计算思想,如蒙特卡罗追迹方法、能流密度追迹法和传统光线追迹法^[14]。国内外研究人员开发的仿真算法应用大都将空间目标模型简化为单一的几何体或简单几何体的叠加,将目标表面材料设置为朗伯体或单一材料,没有考虑到实际目标表面的褶皱,目标表面被视为平整的理想表面^[15]。对于目标表面包覆的强镜反温控材料来说,褶皱将会改变其原有的光学散射特性,从而导致仿真计算结果与实际观测结果产生较大偏差。

本文对真实卫星表面包覆的温控材料进行褶皱分析,基于3D建模软件3DS MAX^[16]提出了一种褶皱表面随机生成方法,利用起伏数量和起伏高度生成不同褶皱程度的平面;基于实测BRDF数据和BRDF改进模型,计算了褶皱情况下的光散射特性,分析了褶皱起伏数量和起伏高度对目标光学散射特性的影响。

2 建模方法

2.1 空间目标表面包覆材料的褶皱形态

空间目标的光学特性分析是空间目标探测和识别的基础,目前已有一些学者对此开展了相关工作,然而大部分研究工作都是假设航天器表面为理想的平整平面。事实上,针对空间的极端环境,通常采用柔软、轻便、强度大的多层隔热和强镜反材料对卫星进行包覆,这导致航天器表面会出现不同程度的起伏、褶皱形貌,如图1所示。

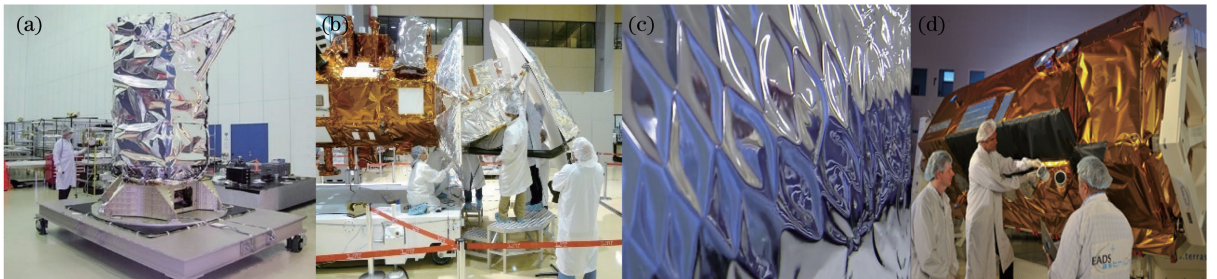


图1 真实卫星表面褶皱的形貌。(a)形貌1;(b)形貌2;(c)形貌3;(4)形貌4

Fig. 1 Morphology of real satellite surface folds. (a) Morphology 1; (b) morphology 2; (c) morphology 3; (d) morphology 4

空间表面褶皱起伏复杂,通常由2种起伏的轮廓复合而成:1)折叠或揉捏造成的短小脊峰形态的褶皱,这种褶皱大量存在且很细小;2)在卫星制造过程中,包覆材料时用力不均匀或航天器本体起伏不均匀产生的条纹状隆起的褶皱。短小脊峰形态的褶皱一般与条纹状隆起的褶皱同时出现,使材料表

现为一定程度的高光反射或漫反射。

航天器表面的褶皱会引起太阳入射光和反射光角度的变化,进而影响不同方向航天器反射光的亮度。为了真实描述航天器表面的光学特性,有必要在模拟褶皱表面和光照条件下对褶皱表面的亮度变化进行定量建模和研究。

2.2 空间目标表面覆盖材料褶皱形态的建模方法

为了研究褶皱表面的光学特性,首先要分析褶皱表面形貌特征建模方法,并建立褶皱的表面形貌。对于物体表面的3D建模,目前主要有2种方法:1)基于实体表面的3D重建^[17]。该方法精度较高,能近似地反映物体表面的宏观起伏;而对于强镜反褶皱形貌类型,镜反、扫描精度、遮挡等因素的影响导致3D重建技术无法模拟。2)利用计算机直接模拟物体表面的起伏^[18-19]。目前多种3D建模软件均可实现高精度的物体表面建模,建模的精度取决于建模过程中的面元个数。此外,航天器表面的褶皱都是随机产生的,可根据卫星加工情况模拟不同的褶皱,该方法更适合空间目标褶皱表面的建模。

3DS MAX 是 Autodesk 公司开发的基于个人计算机(PC)系统的3D动画渲染和制作软件,为用户提供了集3D建模、动画、渲染和合成于一体的解决方案。3DS MAX 功能强大,具有简单、快捷的操作方式,在诸多新兴行业得到了广泛应用。修改器是3DS MAX 非常重要的功能之一,主要用于改变现有对象的创建参数,调整一个对象或一组对象的几何外形,进行子对象的选择和参数修改,以及将参数转换为可编辑对象。3DS MAX 包含十几类修改器,其中选择修改器用于传递子对象的选择,为子对象的选择提供了顶点、边、面和多边形的方式。通过添加体积选择修改器可以对分段后的顶点进行控制,以形成褶皱的起伏形态。3DS MAX 提供的材料编辑器可以对物体的表面属性(色彩、纹理、光滑度等)进行编辑。程序贴图是3DS MAX 材料功能的重要组成部分,可以在不增加对象模型复杂程度的基础上增加对象的细节,例如:可以创建反/折射、凹凸和镂空等多种形态;噪波程序贴图可以将噪波效果添加到物体表面,非常适合创建随机图案,适用于模拟不规则的自然地表;细胞程序贴图主要

用于制作各种具有视觉效果细胞图案,如马赛克、瓷砖、鹅卵石和海洋表面的浪尖等。本研究借助3DS MAX 建模软件,利用体积选择修改器选择起伏点,结合噪波贴图技术随机生成褶皱表面;通过添加细胞贴图的方法实现短小脊峰形态和条纹状隆起的复合褶皱,从而完成褶皱表面的模拟。建模示意图和初步建模效果如图2所示。

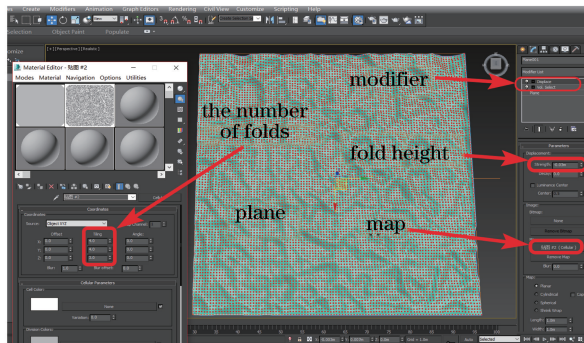


图2 3DS MAX 建模示意图和初步建模效果

Fig. 2 3DS MAX modeling schematic and preliminary modeling effect

2.3 空间目标表面覆盖材料褶皱形态的建模过程

褶皱形态的建模流程如图3所示。建模步骤如下:1)首先在场景中创建一个 $1\text{ m} \times 1\text{ m}$ 的平面,为了得到较多褶皱细节,提高计算精度,对平面进行分段,分段数为 160×160 ,共计25600个面元。2)为了模拟褶皱表面的随机起伏,对平面添加体积选择器,并选择顶点进行控制。3)添加并设置置换修改器的强度为负值,以形成向外凸起的褶皱。置换的强度决定褶皱起伏的最大高度,在置换修改器的贴图选项中添加噪波贴图和细胞贴图。噪波贴图结合体积选择器使得褶皱的起伏比较随机;细胞贴图用来模拟褶皱表面上突起的脊峰。4)贴图在平面内的数量控制褶皱起伏数量,为了方便描述,将贴图数量定义为褶皱起伏数量。置换修改器强度控制褶皱起伏高度。

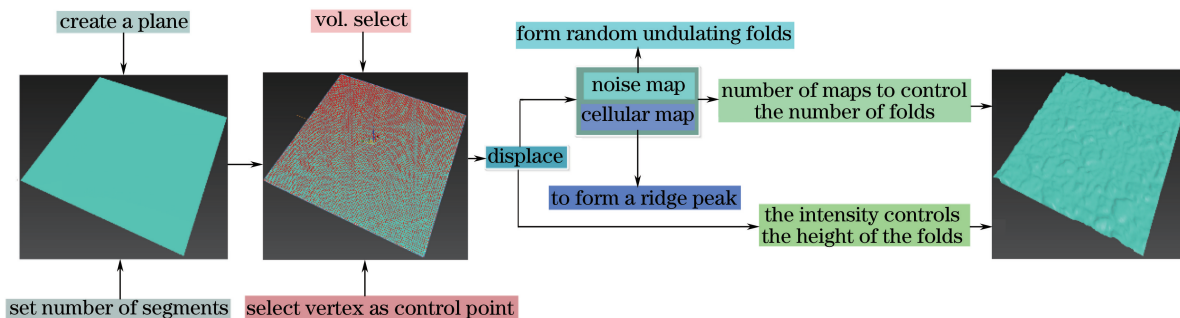


图3 空间目标表面覆盖材料褶皱形态的建模流程

Fig. 3 Fold modeling process of coating materials on space target surface

3 仿真计算

3.1 OCS 仿真计算模型

目标 OCS 仅与目标表面材料种类、外形结构和尺寸,以及太阳光入射方向和观测接收方向有关,可以反映目标本身对光的散射特性。OCS 定义式^[20]为

$$S_{\text{OCS}} = \int_A f_r(\theta_i, \theta_r, \psi) \cos \theta_i \cos \theta_r dA, \quad (1)$$

式中: A 为有效面元的面积; $f_r(\theta_i, \theta_r, \psi)$ 为点目标的 BRDF; dA 为面元的面积; θ_i 为入射天顶角,即 dA 的单位法向矢量 $\mathbf{n}_k = (x_{kn}, y_{kn}, z_{kn})$ 与 dA 至太阳的单位矢量 $\mathbf{s}_k = (x_{ks}, y_{ks}, z_{ks})$ 之间的夹角; θ_r 为反射天顶角,即 \mathbf{n}_k 与 dA 至探测系统的单位矢量 $\mathbf{d}_k = (x_{kd}, y_{kd}, z_{kd})$ 之间的夹角; ψ 为观测方位角,即 \mathbf{s}_k 与 \mathbf{d}_k 在面元上的投影 \mathbf{s}'_k 与 \mathbf{d}'_k 的夹角。OCS 各变量如图 4 所示,其中 \mathbf{s}_k 与 \mathbf{d}_k 之间的夹角为相位角 γ_k , $\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2, \mathbf{r}_3$ 分别为为面元顶点位置矢量。

由(1)式可知,当已知入射及出射角、面元面积、面元法向矢量和面元的 BRDF 值时,可以准确地计算出每个面元的 OCS 值,通过累加即可得出目标整体的 OCS 值。

在选取材料的 BRDF 模型时,采用针对菲涅耳反

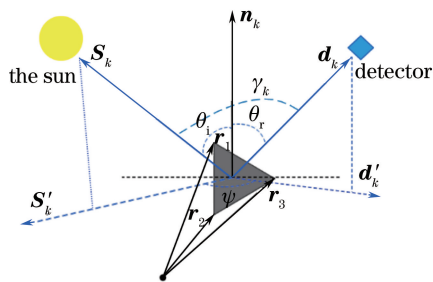


图 4 OCS 各变量示意图

Fig. 4 Schematic of OCS variables

射现象进行改进的 Phong 模型^[21]。该模型可以有效地模拟材料在大入射角时的菲涅耳反射现象,同时可对漫反射项进行修正,降低了拟合误差,其表达式为

$$f_r = \rho_d \cos \theta_i + \rho_s \frac{\cos^\alpha \beta}{\cos^\alpha \theta_i} \exp[-b(1 - \cos \beta)^{1/\pi}], \quad (2)$$

式中: ρ_d 和 ρ_s 分别为材料的漫反射系数和镜面反射系数; α 为镜向指数; $\cos \theta_i$ 为修正漫反射项,用以调节镜面的反射强度; β 为观测方向与镜面反射方向的夹角, $\beta = \min\{\pi/2, \beta\}$; $a > 0$,用以调节菲涅耳现象的强度; $b > 0$,用以调节镜面反射分量的增降速度。本研究使用的卫星表面材料对应的模型参数如表 1 所示。

表 1 部分卫星表面材料的改进 Phong 模型参数

Table 1 Improved Phong model parameters of some satellite surface materials

Material	ρ_d	ρ_s	α	a	b	Satellite component
White-epoxy	0.3596	2.099	509.8636	2.7775	1.8229	Antenna, body
Silvery kapton	0.0122	287.7403	4119.5696	1.3272	0.0933	Body
GaSa	0.0428	23.0067	2122.5000	2.1124	4.8569	Solar panel
Al	0.0774	8.7556	389.9936	1.6878	4.4520	Metal connectors

选取空间目标常用的银色聚酰亚胺薄膜包覆材料作为本体隔热层褶皱表面材料,研究褶皱表面的光学散射特性。

3.2 OCS 仿真计算流程

空间目标的 OCS 计算^[10]包括目标 3D 模型面元拆分、消隐和面元 OCS 累积 3 个步骤。具体过程如下。

1) 将目标细分为许多个微小的三角形平面面元,获得观测坐标系下每个小面元的 3 个顶点坐标 $[(x_{k1}, y_{k1}, z_{k1}), (x_{k2}, y_{k2}, z_{k2}), (x_{k3}, y_{k3}, z_{k3})]$ 、法向矢量 \mathbf{n}_k 和所代表的材料类型。

2) 根据面元法向矢量 $\mathbf{n}_k = (x_{kn}, y_{kn}, z_{kn})$ 、入射太阳光方向矢量 $\mathbf{s}_k = (x_{ks}, y_{ks}, z_{ks})$ 和观测方向矢量 $\mathbf{d}_k = (x_{kd}, y_{kd}, z_{kd})$,寻找既能被太阳光照射到又能被观察到的小面元,并判断这些小面元在观测方向上的相互遮挡关系,以及在光照方向上的相互遮

挡关系,剔除被其他面元遮挡的小面元,面元之间相互遮挡关系的判断过程需要多次循环计算和分析比较,该过程称为目标的消隐处理过程。由于

$$\begin{cases} \theta_k = \arccos \frac{\mathbf{s}_k \times \mathbf{n}_k}{|\mathbf{s}_k| |\mathbf{n}_k|} \\ \theta_r = \arccos \frac{\mathbf{d}_k \times \mathbf{n}_k}{|\mathbf{d}_k| |\mathbf{n}_k|} \end{cases}, \quad (3)$$

因此,判断面元 k 为有效面元的准则为:① $\cos \theta_i \geq 0$ 且 $\cos \theta_r \geq 0$;②除面元 k 外,其余面元与 \mathbf{s}_k 和 \mathbf{d}_k 均无交点。按照该判定准则对所有面元进行判断,即可找出所有的有效面元。

3) 通过数值计算的方法,根据各夹角余弦值及其所代表的材料类型计算小面元的 OCS,然后通过累加计算的方式得到整个目标的 OCS。对于褶皱表面的目标,小面元划分得越细,褶皱形貌的描述越精确,则面元数量越多,OCS 计算精度越高。基于

有限元思想,在目标 OCS 的计算中,积分变为累加,设某目标共有 N 个有效三角面元,则目标 OCS 的计算公式(1)变为

$$S_{\text{OCS}} = \sum_{k=1}^N f_r(\theta_i, \theta_r) \cos \theta_i \cos \theta_r A_k, \quad (4)$$

式中: A_k 为第 k 个面元的面积。令 $\mathbf{r}_{21} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1$, $\mathbf{r}_{31} = \mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_1$, 则

$$A_k = \frac{1}{2} |\mathbf{r}_{21} \times \mathbf{r}_{31}|. \quad (5)$$

至此,第 k 个三角面元的 OCS 计算过程中的所有变量均表示了出来,进而可以根据(4)式得到整个目标的 OCS 值。

在天文学和空间目标观测中,通常采用等效视星等来表征天体或航天器的亮度。星等与 OCS 的

关系^[7]为

$$m = -26.74 - 2.5 \lg(S_{\text{OCS}}/R^2), \quad (6)$$

式中 m 为星等, R 为探测器与目标的距离。OCS 向星等转化时,取 $R=1000$ km。

为了便于整个平面模型仿真计算和数据处理,太阳和探测器的位置关系如图 5 所示。其中,太阳方向矢量与 z 轴正向的夹角 δ_s 为太阳入射角,探测器方向矢量与 z 轴正向的夹角 δ_d 为探测器观测角。在仿真计算中, δ_s 以 10° 为间隔在 10° 至 90° 范围内变化;太阳入射角每变化 10° ,探测器观测角 δ_d 就以 1° 为间隔从 0° 开始至 180° 接收太阳的反射光,计算当前相位角时的 OCS 值,在计算过程中太阳、探测器和模型的中心点始终处于 zOy 平面内。

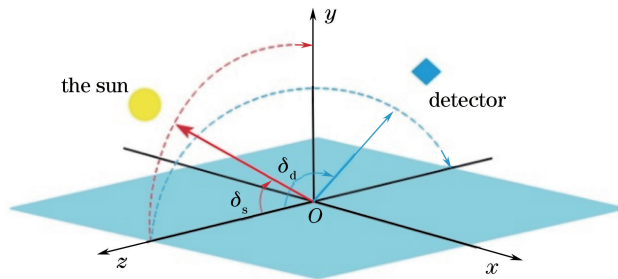


图 5 太阳和探测器的位置关系

Fig. 5 Location relation of the sun and detector

3.3 目标表面褶皱起伏数量对 OCS 的影响

3.3.1 不同起伏数量褶皱模型的建立

通过调整噪波贴图中贴图数量的阈值控制褶皱起伏的数量,将褶皱起伏数量设置为 0、0.5、1、1.5、2、3、4、5、6。为了单独考虑褶皱起伏数量的影响,设置褶皱起伏高度为 1.0 cm,图 6 所示为褶皱起伏数量分别是 1、3、6 的褶皱模型。

3.3.2 褶皱起伏数量对 OCS 的影响

将不同褶皱起伏数量的模型导入到 OCS 计算程序中,即可得到该模型随入射角和反射角变化的

光度曲线。平整平面和褶皱起伏数量为 3 的平面在不同太阳入射角时的星等序列如图 7 所示。由图 7 可知,利用真实测量的银色聚酰亚胺薄膜的 BRDF 进行星等数值仿真时,平整表面的星等序列平滑,存在明显的单一峰值,目标最亮时星等达到了 -2 左右,且峰值出现在各镜反方向附近,波瓣宽度很小,当反射角偏离镜面反射角时,能量迅速衰减。由于每束太阳光线的能量是固定的,因此太阳入射角越小,导致单位面积照度降低,探测器方向接收的能量减少,目标星等增大,这与实际观测是吻合的。

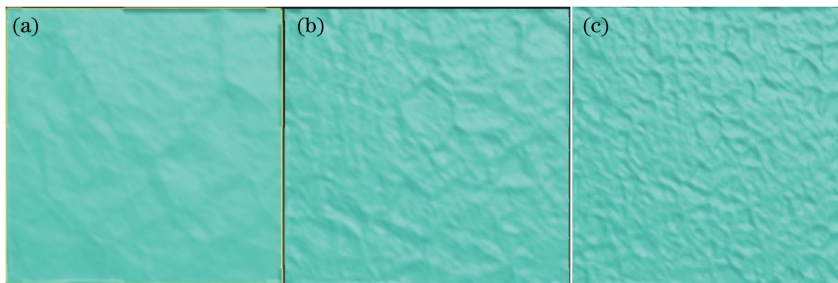


图 6 起伏数量分别为(a) 1、(b) 3 和(c) 6 的褶皱模型

Fig. 6 Fold models with fluctuation numbers of (a) 1, (b) 3 and (c) 6

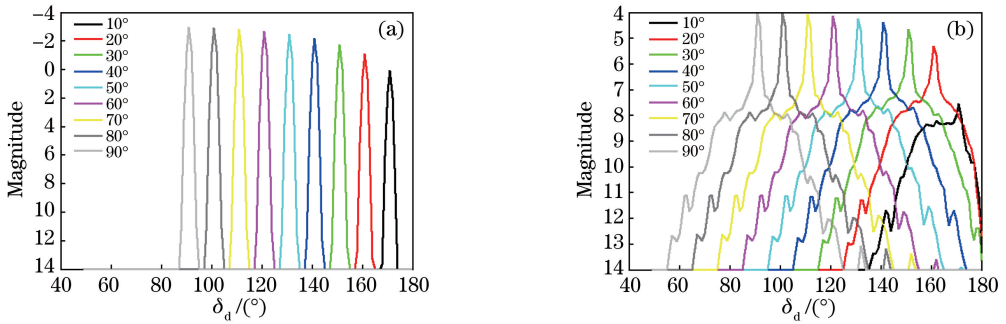


图 7 (a)平整平面和(b)褶皱起伏数量为 3.0 的平面在不同太阳入射角下的星等序列

Fig. 7 Magnitude sequences of (a) flat plane and (b) plane with fold number of 3.0 at different solar incident angles

对比平整表面,褶皱表面的星等序列在太阳入射角为 $10^\circ \sim 90^\circ$ 时,在相应镜反点 ($170^\circ \sim 90^\circ$) 均出现了峰值,褶皱的目标呈现出一定的镜反特性,星等约为 4 是目标最亮星等;目标表面的褶皱使得星等值有所增大,目标变暗,星等序列曲线平缓,同时星等小于 10 时的反射角增大,表面平整的星等值很小,但是其镜面反射角很小,导致其可观测的角度范围很窄。这解释了在实际空间目标探测中,当探测器远离镜面反射方向时目标仍然很亮的现象。

为了研究不同褶皱起伏数量对目标光学散射特性的影响,选取太阳入射角为 60° 时不同起伏数量的褶皱仿真结果进行定量分析,结果如图 8 和图 9 所示。由图 9(a)可知:当太阳入射角为 60° 时,平整平面 10 星等以下可观测角宽度为 5° ;随着褶皱起伏数量增加,10 星等以下可观测角宽度逐渐增大;当褶皱起伏数量达到 4 左右时,可观测

角宽度保持在 42° 左右,并且随着褶皱起伏数量的增加不再发生变化。这表明,褶皱起伏数量对目标的光学散射特性有影响,起伏数量越多,可观测角宽度越大,越利于观测。由图 9(b)可知,当褶皱起伏数量达到一定程度时,褶皱对目标光学散射特性的影响不再变化。

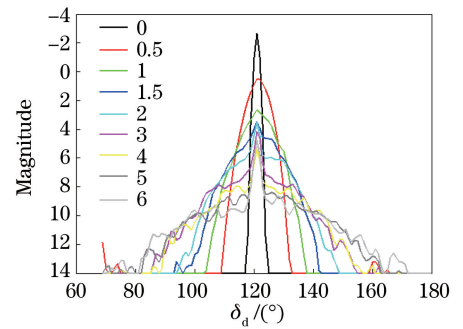


图 8 不同褶皱起伏数量平面的星等序列

Fig. 8 Magnitude sequences of plane with different fold numbers

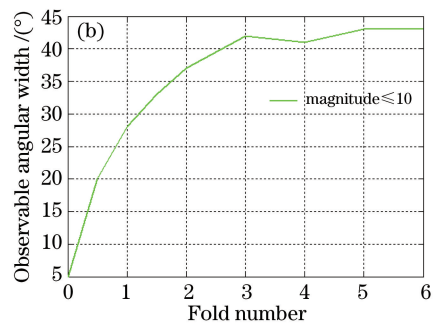
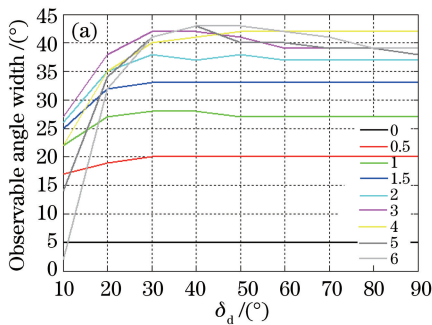


图 9 (a)不同褶皱起伏数量时的可观测角宽度;(b)可观测角宽度随褶皱起伏数量的变化

Fig. 9 (a) Observable angle width with different fold numbers; (b) variation of observable angle width with fold number

3.4 目标表面褶皱起伏高度对 OCS 的影响

3.4.1 不同起伏高度褶皱模型的建立

调整置换修改器的强度,以控制褶皱的起伏高度,设定褶皱起伏高度为 0, 0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 0.9,

1.0, 2.0, 3.0 cm。为了单独考虑褶皱起伏高度的影响,将褶皱起伏数量设置为 3,生成 9 种褶皱模型。图 10 所示为起伏高度分别为 0.1, 1.0, 3.0 cm 的褶皱模型。

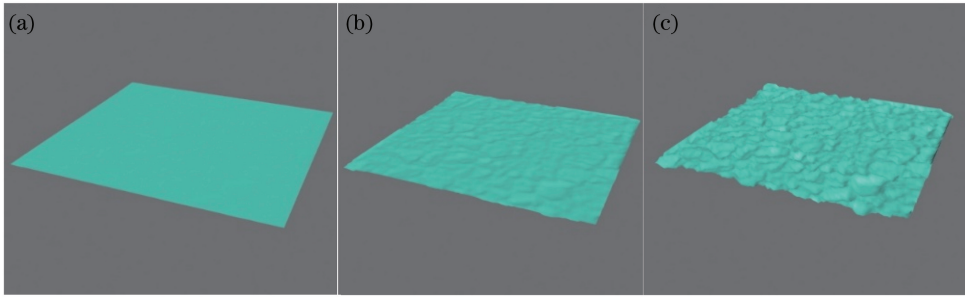


图 10 起伏高度分别为(a) 0.1 cm、(b) 1.0 cm 和(c) 3.0 cm 的褶皱模型

Fig. 10 Fold models with fluctuation heights of (a) 0.1 cm, (b) 1.0 cm, and (c) 3.0 cm

3.4.2 褶皱起伏高度对 OCS 的影响

将不同起伏高度的褶皱模型导入到 OCS 计算程序,得到该模型随入射角和反射角的 OCS 变化曲线,将其转化为星等序列。选取太阳入射角为 60° ,得到不同起伏高度的褶皱星等序列,定量分析褶皱起伏高度对目标光学特性的影响,结果如图 11 和图 12 所示。由图 11 可知,当太阳入射角为 60° 时,不同起伏高度的褶皱对目标的光学散射特性产生了不同的影响。由图 12(a)可知,当太阳入射角不同时,探测器可以观测到目标亮度在 10 星等以下的可观测角宽度。由图 12(b)可知,不同褶皱起伏高度对 10 星等以下探测器观测角有如下影响:对于轻微起伏高度的褶皱,随着起伏高度的增加,探测器可观测角宽度变大,最大可观测角宽度约为 42° ;当褶皱起伏高度超过

1.0 cm 时,褶皱之间存在严重遮挡,使得可观测角宽度变小,能量向各个角度发散,且起伏高度越大,能量发散得越严重,目标越暗。

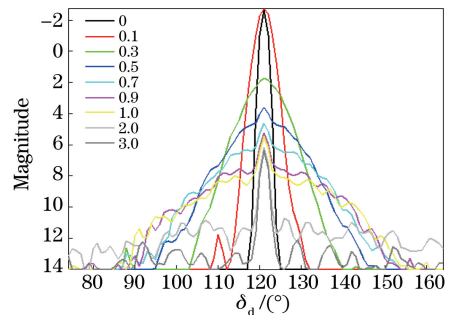


图 11 不同褶皱起伏高度平面的星等序列

Fig. 11 Magnitude sequence of plane with different fold heights

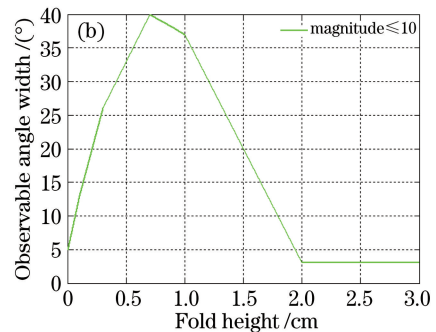
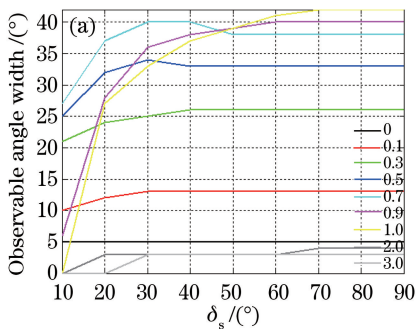


图 12 (a)不同褶皱起伏高度时的可观测角宽度;(b)可观测角宽度随褶皱起伏高度的变化

Fig. 12 (a) Observable angle width with different fold heights; (b) variation of observable angle width with fold height

图 13 所示为褶皱起伏高度是 2.0, 3.0 cm 时的星等序列。由图 11 和图 13 可知:起伏高度为 2.0, 3.0 cm 时,目标仍具有一定的镜反特性,这是由短小脊峰形态的褶皱导致的;随着起伏高度的增加,短小脊峰面积逐渐减小,导致镜面反射部分的可观测角宽度逐渐变小。由图 13 可知,起伏高度大于 1.0 cm 的褶皱能量发散,褶皱之间相互遮挡严重,导致比平整表面反射角还要小,且太阳入

射角为 $10^\circ \sim 40^\circ$ 时,大于 1.0 cm 的起伏高度导致在探测器小角度观测位置出现了微弱的镜反现象。对起伏高度大于 5.0 cm 的褶皱进行了仿真研究,发现其已经不具备任何角度下的镜反特性,遮挡和能量发散使得其在各个角度的散射都比较均匀,与朗伯体散射特性类似。在进行光学特性研究时,对于褶皱严重的卫星表面可以采用朗伯体近似的方法进行研究。

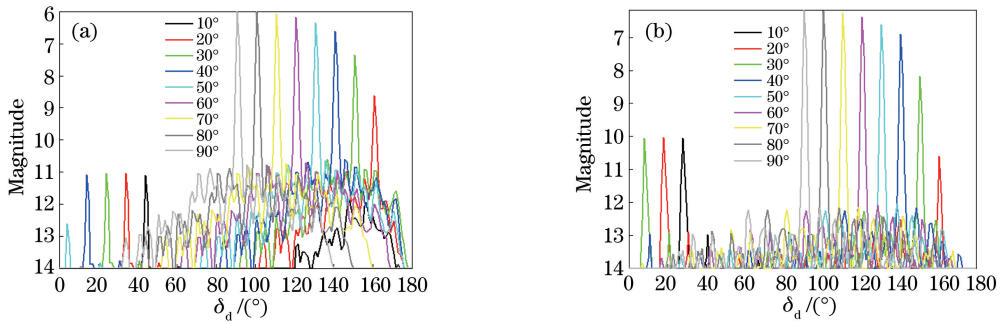


图 13 褶皱起伏高度为(a) 2.0 cm 和(b) 3.0 cm 的星等序列

Fig. 13 Magnitude sequences with fold heights of (a) 2.0 cm and (b) 3.0 cm

3.5 整星包覆褶皱表面对 OCS 的影响

为了验证褶皱对整星 OCS 的影响,选取定点于东经 120° 的地球同步轨道通信卫星,在其本体建立褶皱起伏数量为 5 且褶皱起伏高度分别为 0.3, 0.5, 0.7 cm 的褶皱表面及平整表面。图 14(a)所示为本体褶皱起伏高度为 0.7 cm 的卫星模型。褶皱本体表面包覆银色聚酰亚胺薄膜,平整表面分别包覆银色聚酰亚胺薄膜和环氧漆,其 BRDF 模型参数及卫星其余部件所用材料如表 1 所示。卫星姿态模式为对地定向(Z 轴指向地心), X 轴指向速度方向, Y 轴指向帆板轴。卫星位置相对地面近似保持不动,帆板绕 Y 轴旋转追踪太阳。仿真开始时刻为世界协调时 2017—10—03 T14:00:00,仿真时间为 150 min,地面测站的经纬度为(100° E, 25° N)。利用 STK 软件生成本体坐标系下太阳和观测站的时序坐标,导入到 OCS 计算程序,计算得到的目标

光度曲线如图 14(b)所示。其中,灰色曲线为相位角除以 3 后随时间变化的曲线。基于二面元思想,在小相位角附近(5900 s)主要是帆板反射能量,本体表面材料对整体目标的光度影响不大,此时可以进行帆板面积、材料等特征的研究^[22-23]。由图 14(b)可知,在本体贴不同材料和建立不同褶皱后,随着相位角增大,不同种类的本体的光度曲线差别很大,目标本体褶皱逐渐加重,光度曲线逐渐变宽,有利于对空间目标的探测,这与前文分析的结论是一致的。同时,基于二面元思想,将本体视为漫反射体(本文选用的材料为环氧漆)或朗伯体,光度变化曲线与褶皱表面赋予实际材料的变化趋势是一致的,但随着相位角增大,差别逐渐增大,基于漫反射和朗伯体仿真的目标光度偏暗,可观测范围变窄。为了真实反映目标的光度特性,在仿真计算中应考虑目标表面的褶皱。

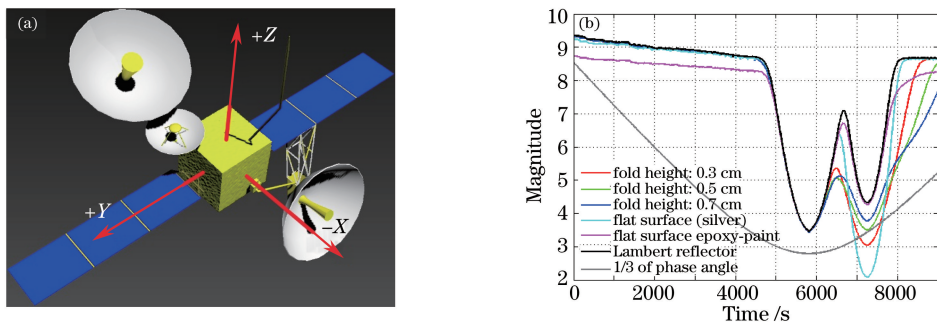


图 14 (a) 高轨同步轨道通信卫星模型; (b) 目标光度曲线

Fig. 14 (a) Model of geosynchronous orbit communication satellite; (b) magnitude curve of target

4 结 论

空间目标的褶皱使目标变暗,使探测器的可观测范围变大,由平整表面 5° 镜面反射角发散至褶皱表面约 42° 可观测反射角,说明空间目标表面包覆的温控材料褶皱有利于目标的光学探测。在对空间目标进行光学方面的反演、仿真研究时,需对目标表

面进行相应的褶皱处理,以提高仿真的精度和反演的精确度。对于褶皱严重的卫星表面可以采用朗伯体或漫反射体近似的方法进行研究。在较高精度要求的条件下,建议谨慎使用该近似方法。

在下一步研究中,将通过实际空间目标包覆的褶皱的材料和整星进行实验室测量,并与天文望远镜观测的实测数据对比,研究实际应用中褶皱对

空间目标光学散射特性的影响,从而为空间目标的反演和仿真研究提供参考。

参 考 文 献

- [1] Jiang J S. Multilayer insulation materials and their application to spacecrafts[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2000, 30(4): 17-25.
江经善. 多层隔热材料及其在航天器上的应用[J]. *宇航材料工艺*, 2000, 30(4): 17-25.
- [2] Wu X D. Influence of multilayer heat insulation material on infrared feature of a satellite[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(6): 1721-1725.
吴晓迪. 多层隔热材料对卫星红外特性的影响[J]. *红外与激光工程*, 2015, 44(6): 1721-1725.
- [3] Yang M, Lü X Y, Yang H, *et al.* Numerical calculation of the temperature field on the multilayer insulation of satellite's surface [J]. *Infrared Technology*, 2009, 31(9): 517-520, 524.
杨明, 吕相银, 杨华, 等. 卫星表面隔热组件温度场的数值计算[J]. *红外技术*, 2009, 31(9): 517-520, 524.
- [4] Shi J F, Wu Q W, Chen L H, *et al.* Review of flight tests for multi-layer insulator materials[J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(4): 457-469.
石进峰, 吴清文, 陈立恒, 等. 多层隔热材料飞行试验研究综述[J]. *中国光学*, 2013, 6(4): 457-469.
- [5] Tian Q C, Li Z, Xu C, *et al.* Rotation analysis of unstable spaces based on optical scattering[J]. *The Journal of Light Scattering*, 2017, 29(3): 266-270.
田琪琛, 李智, 徐灿, 等. 基于光学散射特性的失稳空间目标旋转分析[J]. *光散射学报*, 2017, 29(3): 266-270.
- [6] Li L C, Niu W B, Wu Z S. Parallel calculation for scattering of background infrared irradiation from aerial complex targets[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2011, 33(12): 2573-2576.
李良超, 牛武斌, 吴振森. 空中复杂目标对背景红外辐射的散射的并行计算[J]. *系统工程与电子技术*, 2011, 33(12): 2573-2576.
- [7] Han Y. Research on space target space-based laser imaging detection system simulation [D]. Beijing: Chinese People's Liberation Army Academy of Equipment, 2013.
韩意. 空间目标天基激光成像探测系统仿真研究[D]. 北京: 中国人民解放军装备学院, 2013.
- [8] Xu C, Zhang Y S, Li P, *et al.* Calculation of optical cross section areas of spatial objects based on OpenGL picking technique[J]. *Acta Optica Sinica*, 2017, 37(7): 0720001.
徐灿, 张雅声, 李鹏, 等. 基于 OpenGL 拾取技术的空间目标光学横截面积计算[J]. *光学学报*, 2017, 37(7): 0720001.
- [9] Huang Q. Analysis of stray light in space optical system[J]. *Infrared*, 2006, 27(1): 26-33.
黄强. 空间光学系统的杂散光分析[J]. *红外*, 2006, 27(1): 26-33.
- [10] Li P. Research on the numerical simulations and experimental measurement method of space object's visible scattering characteristics[D]. Beijing: Chinese People's Liberation Army Academy of Equipment, 2016.
李鹏. 空间目标光学散射特性建模与实验测量研究[D]. 北京: 中国人民解放军装备学院, 2016.
- [11] Bao W Z, Cong M Y, Zhang W, *et al.* An optical characteristics calculating method based on surface mesh-creation for space targets[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2010, 42(5): 710-715.
鲍文卓, 丛明煜, 张伟, 等. 基于面元网格化的空间目标光学特性计算方法[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2010, 42(5): 710-715.
- [12] Wang F G, Zhang W, Wang Z L. A calculation method for space target optical characteristics based on local region surface mesh-creation[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2012, 33(2): 81-87.
王付刚, 张伟, 王治乐. 基于区域网格化的空间目标光学特性计算方法[J]. *航天返回与遥感*, 2012, 33(2): 81-87.
- [13] Song X J. Study on three-dimensional grid modeling and optical characteristics calculating methods of space target [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
宋潇捷. 空间目标三维网格化建模和光学特性计算方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [14] Ye Q. The study of complex air target scattering calculation method[D]. Heifei: Heifei University of Technology, 2015.
叶秋. 空中复杂目标散射计算方法研究[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2015.
- [15] Hou Q Y, Gong J N, Fan Z P, *et al.* Inversion and reconstruction of the macroscopic photometric characterization model for on-orbit space object[J]. *Acta Physica Sinica*. 2017, 66(15): 154201 .
侯晴宇, 巩晋南, 樊志鹏, 等. 在轨空间目标光学特性宏观表征模型的反演重构[J]. *物理学报*, 2017, 66(15): 154201.
- [16] Xue Y Y. Studyof the application of simulated folding

- Material in 3DS MAX virtual reality [J]. Shanxi Science and Technology, 2009(2): 41-42.
薛媛媛. 仿真褶皱材质在 3DS MAX 虚拟现实中的应用[J]. 山西科技, 2009(2): 41-42.
- [17] Yang Y F. Study on spectral scattering properties of target with irregular fold surface[D]. Xi'an: Xidian University, 2015.
杨玉峰. 不规则褶皱表面目标的光谱散射特性研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2012.
- [18] Yang F, Xuan Y M, Han Y G. Infrared characteristics of spacecraft undulating surface [J]. Infrared and Laser Engineering, 2016, 45 (5): 0504003.
杨帆, 宣益民, 韩玉阁. 航天器起伏表面的红外辐射特性[J]. 红外与激光工程, 2016, 45(5): 0504003.
- [19] Huang X. Study on light scattering characteristics of bare surface over rugged terrain[D]. Xi'an: Xidian University, 2015.
黄珣. 裸露起伏地表光散射特性研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2015.
- [20] Hall D. Surface material characterization from multi-band optical observations [C] // Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, 2010: E6.
- [21] Liu C H, Li Z, Xu C. A modified Phong model for Fresnel reflection phenomenon of commonly used materials for space targets [J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2017, 54(10): 102901.
刘程浩, 李智, 徐灿. 针对空间目标常用材质菲涅耳反射现象的改进 Phong 模型[J]. 激光与光电子学进展, 2017, 54(10): 102901.
- [22] Wang Y, Du X P, Fan C L. Progress of cure inversion technology for resident space object characteristics [J]. Chinese Science Bulletin, 2017, 62(15): 1578-1590.
王阳, 杜小平, 范椿林. 地基光度曲线反演空间目标特征技术研究进展[J]. 科学通报, 2017, 62(15): 1578-1590.
- [23] Liu H, Du X P, Gou R X. Apparent magnitude measurement of geosynchronous orbit space object based on Phong model [J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2016, 53(4): 041502.
刘浩, 杜小平, 苟瑞新. 基于 Phong 模型的地球同步轨道目标视星等仿真研究[J]. 激光与光电子学进展, 2016, 53(4): 041502.