基于光学散射截面的进动空间目标运动分析

田琪琛[1],李 智[2],徐 灿[3],李 鹏[1],刘程浩[1],齐 跃[1]

(1. 装备学院 研究生院,北京 101416; 2. 装备学院 航天指挥系,北京 101416;
3. 装备学院 航天装备系,北京 101416)

摘 要:针对空间目标光学散射截面(OCS)计算过程中存在的精度低等问题,采用了基于空间目标常用材料实测 BRDF 数据拟合出的改进 Phong 模型,并对卫星模型表面进行褶皱处理,提高了计算精度。在 STK 中设计了卫星处于不同进动状态下的运动场景, 分别计算了这些场景下卫星的 OCS 时序数据,通过对数据的周期性进行对比分析,发现进动角对卫星光学散射特性的影响。进一步研究表明:当卫星的进动角较小时,可以从卫星的光学散射特性数据中反演出卫星的旋转速度;当卫星的进动角大于临界值(对文中设计的场景来说,该临界值为 30°)时,无法从卫星的光学散射特性数据中反演卫星的周期性。

关键词:光学散射截面; 进动空间目标; 运动状态反演; 交叉残差法

中图分类号:TP751.2 **文献标志码**:A **DOI**:10.3788/IRLA201746.S113001

Motion analysis of precession space target based on optical cross section

Tian Qichen[1], Li Zhi[2], Xu Can[3], Li Peng[1], Liu Chenghao[1], Qi Yue[1]

(1. Department of Graduate Management, Equipment Academy, Beijing 101416, China;
2. Department of Space Command, Equipment Academy, Beijing 101416, China;
3. Department of Space Equipment, Equipment Academy, Beijing 101416, China;)

Abstract: In order to solve the problem of low accuracy in the calculation of space objective optical cross section (OCS), the improved Phong model based on the BRDF data of the space object was used, and the surface of the satellite model was folded. In the STK, the motion scene of the satellites in different precession states was designed. The OCS timing data of these satellites were calculated respectively. The influence of the precession angle on the optical scattering characteristics of the satellite was found by comparing the data periodically. Further research shows that when the precession angle of the satellite is small, the rotation speed of the satellite can be retrieved from the optical scattering characteristic data of the satellite. When the precession angle of the satellite is larger than the critical value (for the scenario designed in this paper, the value is 30°), it becomes impossible to invert the periodicity of the satellite from the optical scattering characteristic data of the satellite.

Key words: optical cross section; precession space target; motion state inversion; cross residual method

收稿日期:2017-06-12; **修订日期**:2017-07-14

基金项目:国家高技术研究发展计划(863 计划)(2015AA7046104)

作者简介:田琪琛(1993-),男,硕士生,主要从事航空航天方面的研究。Email:15651756195@163.com

通讯作者:李智(1972-),男,教授,主要从事航空航天等方面的研究。Email:954448550@qq.com

0 引 言

当处于稳定状态的卫星在空间中由于受到复杂摄动力矩作用,或者受空间碎片碰撞、内部自控系统发生紊乱时，卫星动量矩的惯性空间指向会发生变化,卫星会因此产生进动现象[1]。卫星应用要求星体动量矩的惯性空间指向与标称方向满足一定精度,即卫星的进动角应小于某固定值。当星体的进动角小时,卫星在空间中的姿态相对稳定,卫星可以正常工作;当进动角超过一定限度时,此时卫星内部的控制系统一般处于失效状态,卫星运动复杂,会严重影响卫星的应用。因此,判断卫星的进动角大小,对于判断卫星是否处于正常工作状态、是否姿态可控具有重要意义[2-3]。

文中基于光学散射截面(OCS),结合 STK 中设置的运动场景，计算了进动状态下卫星的光学散射特性数据。通过对所得数据进行对比分析,总结了进动角对目标光学散射特性的影响，研究了进动角的变化对基于 OCS 时序数据的卫星运动参数反演带来的影响。

1 基于光散射截面的空间目标光学散射特性仿真

1.1 空间目标光学散射截面

空间目标光学散射特性的理论研究主要分为两方面,一方面是分析目标表面材料的光学散射特性,如材料 BRDF 的测量、拟合与建模;另一方面是分析空间目标整体的光学散射特性,如测量、计算目标的 OCS,分析其随各影响因素变化的情况。其中,目标的 OCS 与其表面材料种类、外形结构尺寸以及太阳光入射方向和观测接收方向有关，而与观测距离无关,其定义式为[4]:

$$\mathrm{OCS}=\int_A f_r(\theta_i,\theta_r,\phi)\cos\theta_i\cos\theta_r \mathrm{d}A \tag{1}$$

式中:$f_r(\theta_i,\theta_r,\phi)$为点目标的 BRDF;$\theta_i$ 为入射天顶角;θ_r 为观测天顶角。

目前有关 BRDF 描述的模型较多，其中使用比较广泛的是 Phong 模型，但是在实际使用中，发现 Phong 模型存在对具有较明显菲涅耳现象的材质 BRDF 数据拟合效果差的问题[5]。因此文中采用一种改进Phong 模型[6],其表达式为:

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

式中:ρ_d、ρ_s 分别为材质的漫反射率和镜面反射率;α 为镜向指数,用以调节镜面反射强度;β 为观测方向与镜面反射方向的夹角;$a>0$,用以调节菲涅耳现象的强度,$a<0$,用以调节镜面反射分量的增降速度。该模型可以有效地模拟材质在大角度入射下的菲涅尔反射现象,同时对漫反射项做出修正,降低了拟合误差。

文中前期对常见空间材料 BRDF 数据进行了测量工作，在此基础上对改进 Phong 模型参数进行了反演。考虑到篇幅有限,文中给出部分实测材料的改进 Phong 模型参数以及误差,具体如表 1 所示。

表 1 部分实测材料的改进 Phong 模型参数拟合结果与误差

Tab.1 Partial measured materials improved Phong model parameter fitting results and errors

Material name	ρ_d	ρ_s	α	a	b	Error
Silver film	0. 287 3	291.835 1	4 053.5	1.311 8	0.743 5	0.024 2
LP6 white paint	0.251 2	2.835 8	897.964 7	2.726 4	2.469 3	0.031 4
Gold film	0.371 7	283.88 2	3 865.7	0.966 5	1.396 5	0.057 2
GaAs	0.042 8	23.006 7	2 122.5	2.112 4	4.856 9	0.071 3
TPT	0.049 1	27.590 7	2 980.6	2.274 3	7.053 5	0.084 3

改进过后的 Phong 模型显著提高了对菲涅尔现象的描述能力,拟合精度可提高 90%以上。文中后续正是在该模型的基础上，对空间目标的光学散射特性进行仿真研究。

1.2 运动空间目标 OCS 计算方法

文中以 GPS2-f 卫星为例，介绍运动空间目标 OCS 的计算方法。按照真实卫星表面材料信息对模型表面进行面元拆分(面元的材料 BRDF 特性在表 1 中已经列出)。

由于真实卫星表面通常凹凸不平，因此在研究过程中需要考虑卫星表面褶皱对其光学散射特性的影响[7]。由于实际卫星表面褶皱复杂,且不同卫星褶皱不同，因此很难通过数学建模的方式描述褶皱情况。文中结合实验室拥有的 GPS2-f 卫星缩比模型的褶皱情况，在 3DS MAX 中对三维模型采取面元拉伸的方式来表征模型的褶皱,最终模型的效果如图1 所示。

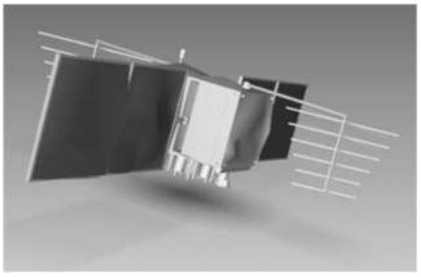


图 1 卫星模型示意图

Fig.1 Satellite model diagram

经过上述面元划分、表面褶皱处理等步骤后,按照参考文献[8]中介绍的方法,即可对运动空间目标的时序 OCS 数据进行计算。

2 进动空间目标运动分析

2.1 进动空间目标运动状态分析

卫星的旋转轴一般为其惯量主轴之一,在 STK 姿态模块中,旋转轴位于卫星本体坐标系,而进动轴位于固连在卫星质心的参考坐标系中(如:J2000 坐标系等)。

图 2 以 J2000 坐标系为例, 对进动卫星的运动状态进行分析。在这进动状态下,卫星绕其本体坐标系($o-xyz$)中的 y 轴以速度 ω_a 自旋;同时,y 轴绕固连在卫星中心的速度坐标系下的轴 X 以速度 ω_b 旋转(称为 y 轴绕 X 轴进动,X 称为进动轴), 轴 X 与轴 y 之间的夹角称为进动角 γ (Precession Angle,$0°<\gamma<90°$)。太阳光入射方向(图 2 中黄线)与进动轴的夹角为 τ, 太阳光入射方向与卫星旋转轴的夹角为 β[9],定义 β 为姿态角。

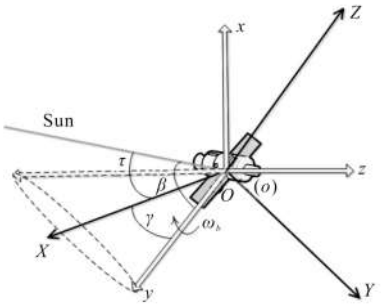


图 2 进动示意图

Fig.2 Schematic of precession

由于太阳相对卫星距离很远, 因此太阳光可以近似为平行光。为了方便推导进动状态下目标的运动学公式,图 3 对上述姿态角模型进行了抽象展示,

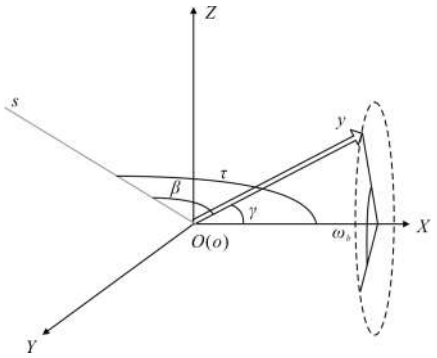


图 3 进动卫星姿态角模型

Fig.3 Model of precession satellite angle

设初始时刻 os、oy 在 XOZ 平面内,在旋转轴内取单位向量 oy',则进动 t 时刻 oy' 在 $O-XYZ$ 坐标系中的坐标为:$oy_t'=(\cos\gamma,\sin\gamma\cos\omega_b t,\sin\gamma\sin\omega_b t)$,太阳光入射向量 os 在 $O-XYZ$ 内的坐标为 $os_t=(\cos\tau,0,\sin\tau)$,可得[10]:

$$\cos\beta=\frac{os_t\times oy_t'}{\|os_t\|\|oy_t'\|}=\sin\gamma\sin\omega_b t\sin\tau-\cos\gamma\cos\tau \quad (3)$$

因此,姿态角的变化规律为:

$$\beta=\arccos(\sin\gamma\sin\omega_b t\sin\tau-\cos\gamma\cos\tau) \quad (4)$$

上式表明,进动卫星的姿态变化较为复杂。一般而言,在其余条件不变的情况下,进动角越大,卫星的姿态变化越复杂,卫星的可操控性也就越差。有研究表明,对于卫星、导弹这类目标而言,由于要保证自身姿态的相对稳定且可控制, 一般控制进动角的范围为 3°~10°[11-12]。

2.2 不同进动角下进动空间目标 OCS 计算结果

由于进动角在 $0°\leqslant\gamma\leqslant90°$ 范围内可以取任意值,文中前期选取不同进动角数值,在保持进动轴、进动速度等其余参数不变的情况下, 计算了在不同进动角下的卫星实时 OCS。文中考虑到篇幅有限,选取典型的进动角为 5°、15°、30°、40°时的计算结果进行展示与分析。卫星具体的运动参数如表 2 所示。

表 2 进动卫星的参数设置

Tab.2 Parameter setting of the precession satellite

α	β	γ/(°)	ω_a/(°)·s^{-1}	ω_b/(°)·s^{-1}
y	Y	5	0	3
y	Y	15	0	3
y	Y	30	0	3
y	Y	40	0	3

分别计算上述四种运动状态下，卫星的 OCS 时序数据，所得结果如图 4 所示。

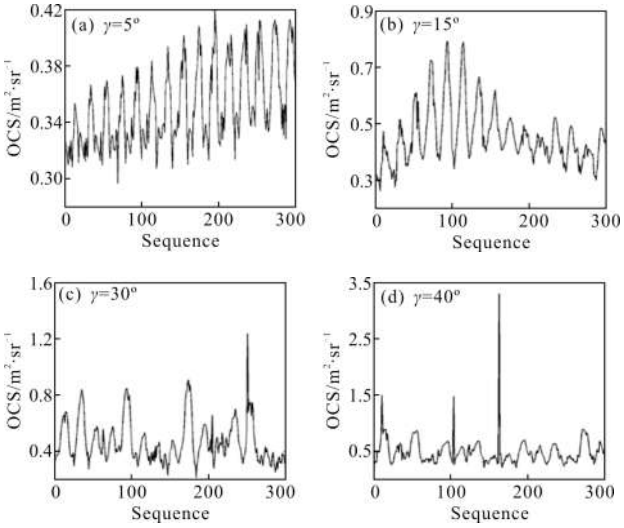


图 4 不同进动角下，卫星进动 OCS 序列图

Fig.4 OCS sequence of precession satellite under different precession angles

从上述结果中可以看出，卫星处于进动状态时，其 OCS 数据上下起伏，变化幅度较大。且随着进动角的增大，OCS 时序数据的变化幅度也随之增大。

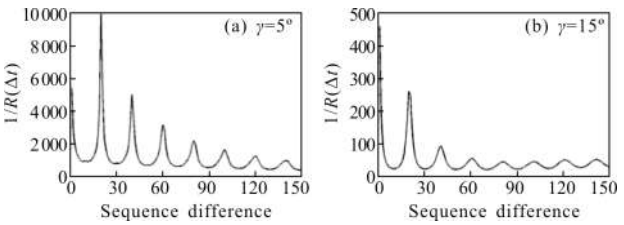
2.3 进动角对进动空间目标周期性影响分析

交叉残差的计算公式如公式(5)所示[13]：

$$R(\Delta t)=\frac{1}{N}\sum_{t=0}^{\frac{t_{max}}{2}}[I(t)-I(t+\Delta t)]^2,\ \Delta t\in\left[0,\frac{t_{max}}{2}\right] \tag{5}$$

式中：$R(\Delta t)$表示为原信号 $I(t)$与延时 Δt 之后的信号$I(t+\Delta t)$两者之差平方的平均值；Δt 的取值范围为$\left[0,\frac{t_{max}}{2}\right]$。交叉残差法所得结果 $R(\Delta t)$在闪耀尖峰和整体包络重复性最好的位置取值最小。文中为了使显示结果更为直观，对$\frac{1}{R(\Delta t)}$进行绘图，则在闪耀峰值和整体包络重复性最好的位置，$\frac{1}{R(\Delta t)}$取峰值。

利用交叉残差法分析上述不同进动角下卫星 OCS 数据所得结果如图 5 所示。



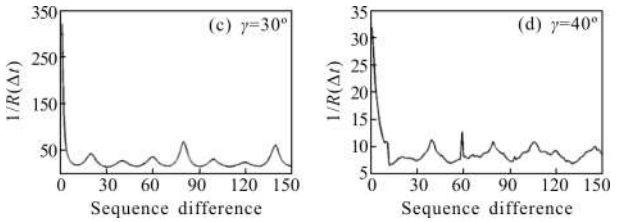


图 5 不同进动角下，进动卫星周期性分析结果

Fig.5 Results of periodic analysis of precession satellites at different precession angles

从上述分析结果中可得，随着进动角度的增大，$\frac{1}{R(\Delta t)}$不断减小。在进动角较小时(γ=5°与 γ=15°)，交叉残差结果在横坐标为 20 处存在峰值，且峰值之间的差为 20。因此，在这两种情况下，每 20 个数据可以反映一个周期，由于测量的步长是 6 s，因此用该方法反演得到卫星的进动速度为：$b=\frac{360}{20\times6}=3\ (°)/s$，与场景中设置的进动速度相同，故在进动角较小时，交叉残差法成功的反演出了卫星的旋转速度。在 γ=30°时，虽然在横坐标为 20 处也存在峰值，但是峰值较小，说明此时的周期性已经很不明显。γ=40°时，已经无法反演出卫星运动的周期性。

由上述分析可以得出结论：当空间目标处于进动状态时，在进动角较小时，其 OCS 数据有周期性，且进动角越小，周期性越强；当进动角较大时，其星等数据杂乱无章，周期性较弱。

3 进动旋转空间目标运动分析

3.1 不同进动角下进动旋转空间目标 OCS 计算结果

选取进动角为 5°、15°、30°、40°时的计算结果进行展示与分析。卫星的运动参数如表 3 所示。

表 3 进动旋转卫星参数设置

Tab.3 Parameter setting of the precession-and-rotation satellite

α	β	γ/(°)	ω_a/(°)·s^{-1}	ω_b/(°)·s^{-1}
y	Y	5	6	3
y	Y	15	6	3
y	Y	30	6	3
y	Y	40	6	3

分别计算上述四种运动状态下，卫星的 OCS 时

序数据,所得结果如图 6 所示。为了便于后续的比较分析,图 7 给出了在同一运动场景下,卫星绕其本体坐标系下的 y 轴以 6(°)/s 的速度做单轴旋转的 OCS 时序数据(测量的步长也为 6 s)。

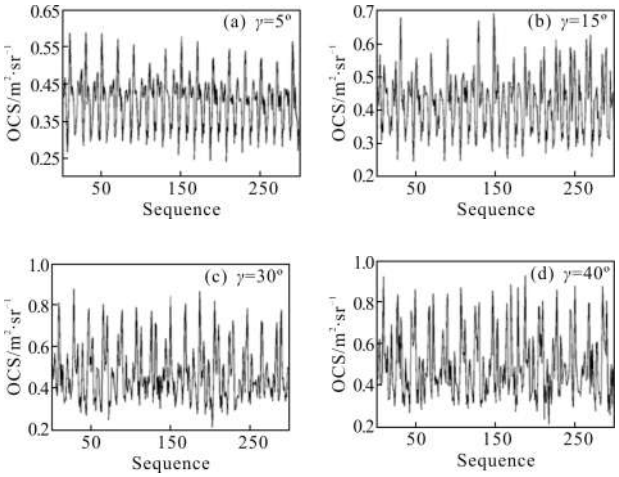


图 6 不同进动角下,卫星进动旋转 OCS 时序图

Fig.6 OCS sequence of precession-and-rotation satellite under different precession angles

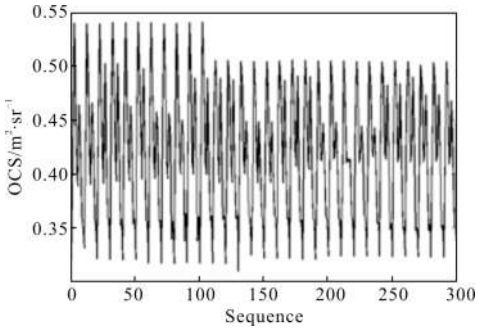


图 7 单轴旋转卫星 OCS 时序图

Fig.7 OCS sequence of single axis rotating satellite

从上述结果中可以看出,卫星处于进动旋转状态时,其 OCS 数据上下起伏,变化幅度较大。且随着进动角的增大,OCS 时序数据的变化幅度也随之增大。

3.2 进动角对进动旋转空间目标周期性影响分析

利用交叉残差法分别对上述进动旋转卫星与单轴旋转的 OCS 数据进行周期性分析,图 8 为单轴旋转卫星周期性分析结果, 图 9 为进动旋转卫星周期性分析结果。

从图 8 中可得, 旋转卫星的交叉残差分析结果在序列 10 处产生峰值,且峰值之间的差为 10,说明此时每 10 个数据反映一个旋转周期,故卫星的旋转速度为:$b=\frac{360}{10\times6}=6\,(°)/s$,与在 STK 中设定的运动速度相同相符。

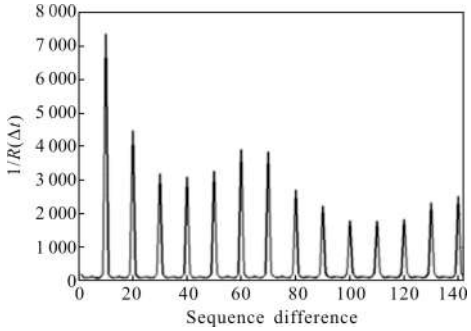


图 8 单轴旋转卫星周期性分析结果

Fig.8 Periodic analysis results of single axis rotating satellites

对比图 4 和图 9, 可以发现对旋转卫星 OCS 时序数据交叉残差分析所得峰值的幅值远远大于进动卫星的幅值, 说明旋转卫星的周期性特征比进动卫星周期性特征要强的多。从图 9 中可得,进动旋转卫星的交叉残差分析结果在进动角较小时 (γ=5°、γ=15°),在序列 10 处产生峰值,且峰值之间的差为 10,此时反映出的卫星的周期性运动的速度为 $w=\frac{360}{10\times6}=6\,(°)/s$,与卫星的旋转速度相同,这说明在进动角较小时,可以根据进动旋转卫星的 OCS 时序图反演出卫星的旋转速度。此外,由图 9 可得,当进动角 γ>30°时, 无法从 OCS 数据中反演出卫星的旋转速度。

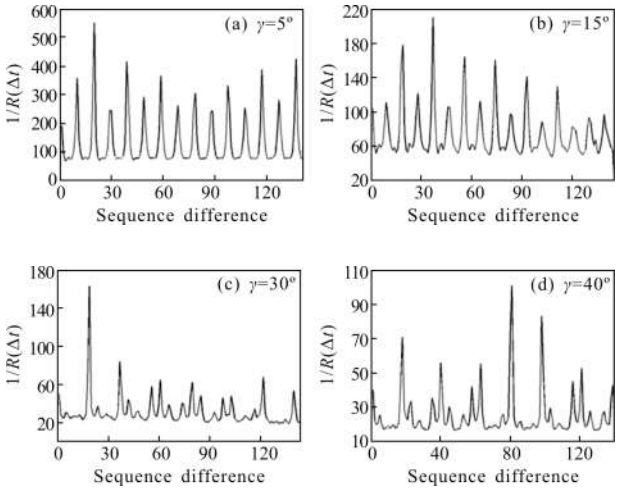


图 9 不同进动角下,进动旋转卫星运动周期性分析结果

Fig.9 Periodic analysis results of precession and rotation satellite motion under different precession angles

4 结 论

文中基于 OCS 来表征空间目标的光学散射特性,文中在计算 OCS 过程中的主要特点有:

(1) 利用了实测常见空间目标材料 BRDF 数据拟合出的改进 Phong 模型。

(2) 考虑到了卫星模型表面褶皱对其光学散射的影响,对卫星表面进行了褶皱化处理。

文中结合 STK 运动场景,计算了处于进动状态下卫星的 OCS 时序数据, 并对计算结果进行分析,得出的结论有:

(1) 进动空间目标的运动状态较为复杂,结合交叉残差法分析结果, 当进动轴和卫星的最大惯量主轴夹角(即进动角)较小时,卫星的光变曲线呈现一定的周期性;当进动角较大时,卫星的光变曲线较为复杂,周期性较弱。

(2) 进动目标的运动参数反演受进动角影响。对于文中选取的卫星模型和运动场景来说,当进动角小于 30°时,可以利用交叉残差法反演目标的旋转速度。

参考文献:

[1] Sui Qisheng, Yuan Jianping, Jiang Yu. Attitude perturbation of spin-stabilized satellites caused by gravity gradient moment [J]. ***Journal of Spacecraft TT & C Technology***, 2011, 30(5): 1-5. (in Chinese)
隋起胜, 袁建平, 姜宇. 重力梯度力矩引起的自旋稳定卫星姿态摄动[J]. 飞行器测控学报, 2011, 30(5): 1-5.

[2] Geisheimer J L. Extraction of micro-Doppler data from vehicle targets at X-band frequencies [C]//Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 2001: 1-9.

[3] Gong Shixian, Wei Xizhang, Li Xiang. A fast and steady method of precession angular estimation for ballistic missile warhead [J]. ***Radar Science and Technology***, 2009, 7(6): 411-415. (in Chinese)
龚仕仙, 魏玺章, 黎湘. 弹道导弹中段目标进动角估计的新方法[J]. 雷达科学与技术, 2009, 7(6): 411-415.

[4] Hall D. Surface material characterization from multi-band optical observations [C]//Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, 2010.

[5] Jiang Hongan, Li Cunhua. The realistic 3D terrain simulation based on phong model[C]//National Symposium on Simulation Technology, 2005: 359-362. (in Chinese)
姜宏岸, 李存华. 基于 Phong 模型的三维地形光照场景仿真[C]//全国仿真技术学术会议, 2005: 359-362.

[6] Liu Chenghao, Li Zhi, Xu Can. A refined Phong model for fresnel reflection of the commonly using materials on space targets [J]. ***Laser & Optoelectronics Progress***, 2017 (10): 102901. (in Chinese)
刘程浩, 李智, 徐灿. 针对空间目标常用材质菲涅尔反射现象的改进 Phong 模型[J]. 激光与光电子学进展, 2017(10): 102901.

[7] Yang Yufeng. Study on spectral scattering properties of target with irregular fold surface [D]. Xi′an: Xidian University, 2012. (in Chinese)
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.

[8] Xu Can, Zhang Yasheng, Li Peng, et al. Calculation of optical cross section areas of spatial objects based on OpenGL picking technique [J]. ***Acta Optica Sinica***, 2017, 37(7): 210-219. (in Chinese)
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): 210-219.

[9] Liu Jin, Wang Xuesong, Ma Liang, et al. Experimental study on dynamic scattering properties of space precession target [J]. ***Acta Aeronautica et Astronautica Sinica***, 2010, 31(5): 1014-1023. (in Chinese)
刘进, 王雪松, 马梁, 等. 空间进动目标动态散射特性的实验研究[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 1014-1023.

[10] Wang Xinmin, Zhang Junling, Yuan Jun, et al. Despinning and precession control for underactuated three-axied stabilized satellite [J]. ***Aerospace Control and Application***, 2014, 40(3): 14-18. (in Chinese)
王新民, 张俊玲, 袁军, 等. 欠驱动三轴稳定卫星的消旋和进动控制技术[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40(3): 14-18.

[11] Jin Guanghu, Zhu Yupeng, Gao Xunzhang, et al. Precession feature extraction of midcourse radar target based on HRRP [J]. ***Signal Processing***, 2009, 25(5): 771-776. (in Chinese)
金光虎, 朱玉鹏, 高勋章, 等. 基于一维像序列的中段雷达目标进动特征提取[J]. 信号处理, 2009, 25(5): 771-776.

[12] Tanygin S, Shuster M D. Spin-axis attitude estimation [J]. ***Journal of the Astronautical Sciences***, 2007, 55(1): 107-139.

[13] Binz C R, Davis M A, Kelm B E, et al. Optical survey of the tumble rates of retired GEO satellites [C]//AMOS Technologies Conference, 2014.