

文章编号 1004-924X(2018)04-0796-11

近地卫星陨落期地球反照系数估计

李 强^{1,2*}, 张 焯², 田 凯², 祝俊淞², 段崇雯^{1,2}

(1. 宇航动力学国家重点实验室, 陕西 西安 710043;

2. 西安卫星测控中心, 陕西 西安 710043)

摘要:为了研究地球反照的可见光对太阳能电池阵电流在卫星陨落期间的的影响程度,进行阵电流的地球反照系数估计。以运行在 300 km 高度、降交点地方时约 10:30AM 的某太阳同步轨道近地卫星陨落为例,在讨论卫星轨道半长轴、倾角、光照角、降交点地方时等参数漂移的基础上,重点分析卫星太阳能电池阵电流和温度的变化,并对电流进行正弦曲线拟合,进而建立地球反照系数的估计模型,最后用卫星陨落期间的遥测数据进行检验。结果表明,卫星自 300 km 轨道高度向 100 km 轨道高度陨落期间,地球反照系数先由 0.21 逐渐变大,最大值接近 0.40,后又逐渐变小至 0.20 附近;对估计值的二次曲线拟合结果表明,在轨道高度 210~270 km 这一区间,地球反照对于太阳能电池阵的作用最强,对应的地球反照系数极大值约为 0.28,作用最强的中心区域可能在 250 km 轨道高度附近。估计结果可应用于在轨航天器长期管理的遥测诊断、能源估计与预测、器件健康状态评估以及可见光载荷应用等方面。

关键词:近地卫星;地球反照;最小二乘估计;太阳能电池阵电流;卫星遥测

中图分类号:V556.1 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20182604.0796

Estimation of albedo coefficient of Earth during LEO satellite falling

LI Qiang^{1,2*}, ZHANG Ye², TIAN Kai², ZHU Jun-song², DUAN Chong-wen^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an 710043, China;

2. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

* Corresponding author, E-mail: buffaloboy126126@126.com

Abstract: In order to estimate the albedo coefficient of the Earth, one needs to investigate the change in solar array output current of a low Earth orbit (LEO) satellite caused by the sunlight reflected from the Earth while the satellite is falling to the ground. An LEO satellite orbiting along a sun-synchronous orbit at an altitude of 300 km with a local time of descending node (LTDN) of 10:30 A. M. is selected as the sample. Details of the semi-major axis degradation, inclination perturbation, solar incidence variation, and LTDN shift are discussed, and the solar array output current and temperature are analyzed. Based on the sinusoidal fitting of the solar array output current data, a method for estimating the albedo coefficient of the Earth is developed. The results, validated by telemetry, indicate that when the satellite falls from an altitude of 300 km to 100 km, the albedo coefficient of the Earth increases gradually from 0.21 to 0.40, and then decreases to approximately 0.20. Parabolic fitting of the estimated results indicate that for orbits at altitudes in the range 210–270 km, the albedo coefficient

收稿日期:2017-07-24;修订日期:2017-09-15.

基金项目:青年科学基金资助项目(No. 61401515)

cient of the Earth results in an enhanced solar array output current, with the maximum occurring for an orbit at an altitude of approximately 250 km when the albedo coefficient of the Earth is approximately 0.28. The results will be helpful for telemetry diagnosis, energy estimation and prediction, and device state of health evaluation for long-term management of satellites for tracking, telemetry, and command, and visible light payload applications.

Key words: low earth orbit satellite; earth albedo; least square estimation; solar array current; satellite telemetry

1 引言

地球反照一般主要是指地球对于太阳辐射的反射^[1],反照率为入射功率与反射功率之比。文献[2]利用嫦娥一号卫星遥测数据研究地球反照对于月球表面温度的影响,地球反照对近地卫星的影响尤为明显。对于载荷以外的卫星平台设计,需要考虑地球反照影响的相关系统以热控与姿控居多。

地球反照到达近地卫星后,一般会造成卫星外部热流发生变化,在热控设计中往往需要考虑这一影响。文献[3]进行了微小型地球观测卫星的地面热平衡与热真空检验,认为卫星在轨热流估算必须考虑地球反照因素。文献[4]给出了微小卫星热设计中考虑地球反照时的参考数值,地球反照率取 0.22。文献[5]利用反向蒙特卡罗法计算模型计算了不同纬度和季节下卫星在轨的外部热流,认为地球反射率和发射率随纬度的变化对地球红外辐射和地球反射辐射的影响均较大。文献[6]针对倾斜轨道六面体卫星的空间外热流给出了一种解析模型,并对地球反照周期平均值进行简化计算,其计算结果与专业软件 Nevada 的计算结果相差很小,可为卫星在轨运行中的高低温工况确定提供参考。

地球反照进入姿态敏感器件如太阳敏感器、地球敏感器、星敏感器后,会恶化测量条件,需要进行有效的误差处理。文献[7]在对粗太阳敏感器进行地球反照校正后,与低成本磁强计、速率陀螺进行联合定姿,精度优于 1°。文献[8]利用微小卫星六面的太阳电池阵电流与磁强计进行定姿研究,认为地球反照引起的电池阵定姿偏差在 20°左右,通过模型与算法标定后,最终联合定姿精度可达 1°。文献[9]也研究了利用皮卫星太阳电池阵电流信息进行定姿的问题,精度可达 4°,

因为缺少对地球反照的考虑,其精度要稍低一些。文献[10]认为地球反照和太阳辐射在 CCD 太阳敏感器上产生的辐照度具有可比性,提出通过改进太阳敏感器的结构参数来减小地球反照的影响。文献[11]分析了地球两极的红外辐射波动对于 IGSO 卫星地球敏感器的影响,而文献[12]则研究了地球红外辐射误差及地球敏感器安装误差对卫星自主导航的影响,两者给出的应对方案中都对地球反照率的季节性模型进行了处理。文献[13]将地球表面按经纬度进行网格化,并提出了分析地球反照对星敏感器影响的几何光学模型,用于估算星敏感器遮光罩入口的辐照度,提升星敏感器的抗地球反照干扰性能。

另外,地球反照辐射对卫星的压力作用,会对卫星轨道产生摄动。文献[14]考虑地球反照对卫星轨道的影响,对轨道动力学模型进行了修正与分析;文献[15]在辐射压力模型中增加地球反照因素,提高了 GRACE 卫星的轨道确定精度。虽然以上文献在各自的模型中均考虑了地球反照的影响,但是未进一步研究不同轨道高度下地球反照的影响。

而对于近地卫星上安装的阳光电池阵,在地球反照的作用下,输出功率一般也会发生变化:地球反照率越高,电池阵输出功率越大;反照率越低,输出功率则越小。同时,近地卫星轨道越低,地球反照对于太阳电池阵输出功率的影响可能会越大。虽然地球反照率由于地物、地貌与大气层、季节等变化会发生数值变化(文献[16]在 2005 年给出的均值为 0.26,文献[17]在 2015 年给出的是 0.29),但它对较低轨道卫星的太阳电池阵能源输入的影响却不可忽视。在长期的卫星管理与测控中,卫星能源估计与预测是卫星遥测诊断^[18]、器件健康状态评估的重要内容之一,特别是对于长寿命运行卫星,在复杂空间环境与器件老化等因素的影响下^[19-20],太阳电池阵的输出功

率呈现衰减、下降趋势,在延寿管理中需要认真分析各种因素对功率的影响,并尽可能利用技术手段延长卫星与载荷的工作寿命。但在实现这一目标之前,需要认真研究、掌握这些因素对太阳能电池功率的影响程度与效果。

这里以某近地卫星陨落为例,分析地球反照对该卫星太阳能电池输出功率的影响,给出了超低轨道^[21]下相应的数据分析结果。利用测控中的实际数据,考察了超低轨道下可见光波段的地球反照变化与分布,为卫星的长期管理与测控提供数据支持,同时可对地球反照理论进行检验。

2 地球反照对太阳能电池阵电流的影响

文献[22]研究了地物反照对光伏设备的影响,认为充分利用反照可有效增加光伏设备的输出功率。文献[23]从太阳能电池阵接收的光源分析入手,进行地球反照辐射对太阳能电池阵的影响分析,并用海洋二号太阳同步轨道卫星的在轨遥测数据进行了验证。显然,地球反照会增加太阳能电池阵的输出电流或功率;反过来,根据太阳能电池阵输出电流或者功率的变化,也可以分析、评估地球反照对于卫星能源输入的影响。根据文献[24]的结果,轨道高度越低,反照作用越明显。但文献[23]与文献[24]的数据主要来源于轨道高度在 300 km 以上的卫星遥测,且卫星运行在晨昏轨道。

由理论分析可知,反照至电池阵的功率主要取决于反照点光强、发挥反照作用的空间面积(至少是电池阵可见)、反照点与电池阵的距离等因素。当卫星轨道高度进一步降低时,卫星下方的可视面积减小,能够增强电池阵电流反照作用的空间面积也逐渐减小;考虑大气层的影响,反照点光强也逐渐减弱;但是作用距离也减小,光路衰减随之变小。综合来看,前面两种因素会减弱地球反照作用,而第三种因素则会增强地球反照作用。因此,当轨道高度在 300 km 以下时,地球反照对太阳能电池阵的影响,是随着轨道高度的降低继续增强(如文献[24]预测),还是存在某个极值,需要进一步的探讨与在轨数据检验。如果存在极值,则极值的大小以及对应的轨道高度也需要进行在轨检验。

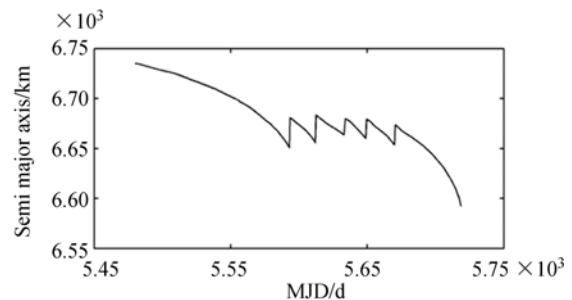
某近地卫星运行在太阳同步轨道,降交点地

方时在 10:30AM 左右,轨道偏心率接近 0,初始轨道高度约为 350 km,姿态分系统采用三轴零动量控制。太阳能电池阵固定安装在卫星本体的±Y 两翼,在轨运行期间,非任务模式下一般是+X 面对日定向,便于太阳能电池阵获取最大能源;任务模式下则不考虑对日定向,完成任务后卫星再回到非任务模式。卫星入轨以来的轨道半长轴、光照角、倾角与降交点地方时变化如图 1 所示。图 1 中横轴为约简儒略日,这里的光照角定义为非任务模式下太阳能电池阵法线与地日矢量之间的夹角。显然,卫星轨道半长轴经历过 5 次轨道控制,对应的控制周期约为 20 d,控制窗口宽度约为 20 km,在轨期间的轨道高度保持在 300 km 附近。可以看出,在这一高度附近卫星轨道半长轴的衰减约为 1 km/d。

冬夏两季光照角较小,入射光源相对充足;春秋两季光照角较大,太阳能电池阵能源的输入条件相对较差。如果轨道保持时间能够更长一些,应该能够看出光照角具有年周期的变化规律。

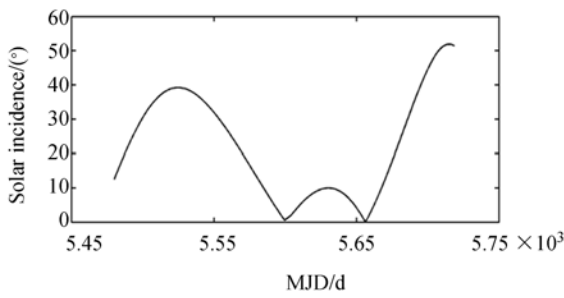
轨道倾角变化呈下降趋势。降交点地方时在 10:30AM 左右,具有年周期、双峰值变化规律,但是整体趋势(长期变化规律)是逐渐减小,应向 10:00AM 方向漂移(图 1)。

在卫星轨道寿命末期,因为燃料不足而放弃轨道维持工作。其后,在大气阻力作用下,卫星开始逐渐陨落,轨道高度不断降低,最后卫星进入地球大气层坠毁或烧毁。为了方便讨论,这里将陨落期定义为卫星坠毁前 35 天直至坠毁的这一时间段。图 1 中的半长轴数据是由每天一次的定轨数据得到的,对于最后几天的陨落过程描画不够清晰,图 2 则给出了卫星 GPS 接收机遥测数据中全程的轨道高度值,其数据采样率要高于图 1。

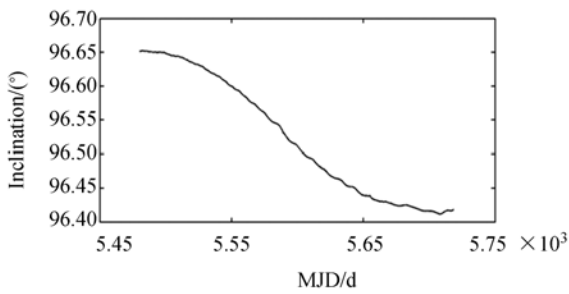


(a) 半长轴

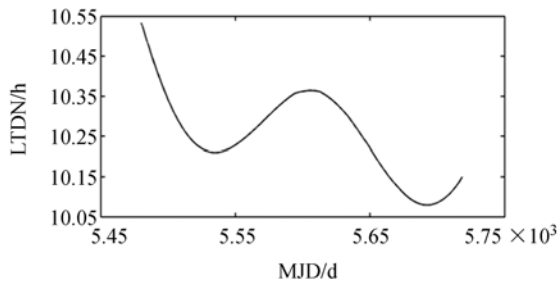
(a) Semi major axis



(b) 光照角
(b) Solar incidence



(c) 倾角
(c) Inclination



(d) 降交点地方时
(d) Local time of descending node

图 1 轨道参数变化

Fig. 1 Variation of orbit elements

在卫星陨落坠毁前,轨道高度的降低呈现逐渐加速的趋势:在初期,轨道高度每天下降约 1 km;到中间阶段,每天下降约 3 km;而到后期,最后 24 h 内下降近 70 km。卫星最后信号给出的轨道高度约为 96 km。由图 2 可以看出:在轨道高度低于 150 km 后,卫星几乎是直线下落,速度很快。

卫星太阳能电池阵选用国产 GaInP2/GaAs/Ge 三结砷化镓太阳电池,单体电池片规格为 4 cm×8 cm,平均光电转换效率大于 28%,工作温度为

-85~140 °C,安装玻璃盖片,总面积约为 1.2 m²。卫星陨落期间的太阳电池阵输出电流如图 3 所示。

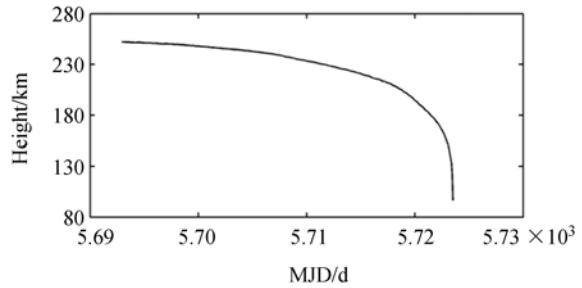
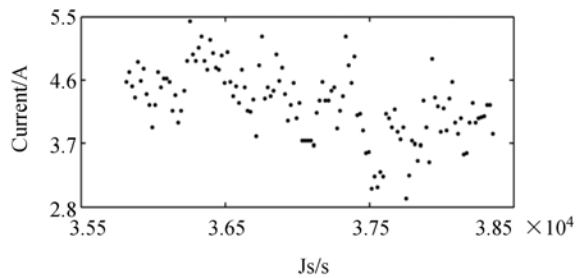


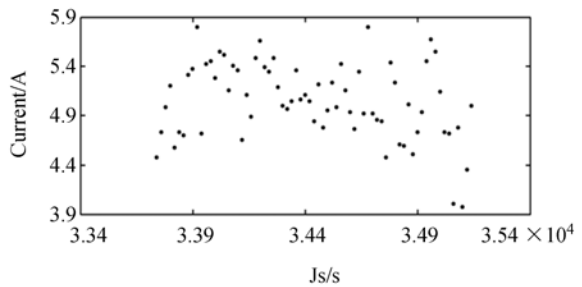
图 2 GPS 接收机遥测中的轨道高度

Fig. 2 Orbit height from GPS receiver telemetry data



(a) 陨落前第 30 天电流

(a) Solar array current on the 30th day before fall



(b) 陨落前第 5 天电流

(b) Solar array current on the 5th day before fall

图 3 太阳能电池阵电流

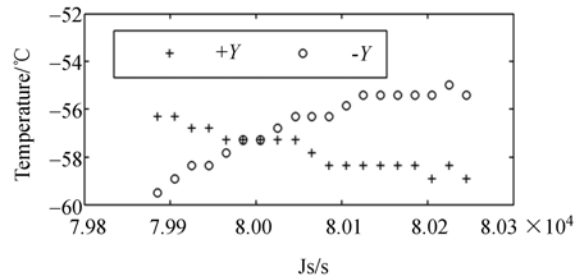
Fig. 3 Solar array currents during falling

图 3 中,卫星运行于地影区时对应电流为 0 的部分并未画出。由于卫星轨道高度较低,实时跟踪测控窗口的时间较短(只有 6 min 左右),对应的实时遥测数据时长也短;另外,延时遥测存储量较少,采样间隔较大,得到的延时遥测数据比较稀疏。因此,太阳能电池阵遥测电流数据密集度较低,难以看出一个轨道周期完整的电流变化规律。

但是,从每一轨的电流极值来看,前期的极值要小于后期的情形,而陨落后期的电流均值则明显大于前期均值(图 3),这可能是地球反照加强所致。另外,陨落后期,遥测数据的采样间隔要比前期大一些,原因可能如下:一是卫星的星务分系统的工作稳定性可能受到影响,数据采集周期变大;二是遥测采集分系统可能出现故障,数据的采样、转换、传输可能受到环境变化(例如温度)的影响;或是二者均有可能。

卫星陨落期间,太阳能电池阵±Y 两翼的温度变化如图 4 和图 5 所示。前期温度选取的是卫星陨落前第 30 天的实时遥测数据(图 4)。这里选用实时遥测进行分析,主要是因为延时遥测数据过于稀疏,故选用多轨实时遥测数据进行联合分析。在轨道的阳照区,高温情形下电池阵温度在 77.5~79.5 °C,且后段的温度已经进入平稳状态,因此最高温度应该在 80 °C 附近;在阴影区,低温情形下,电池阵温度在 -61.2~-60.2 °C(不考虑阴影与光照之间的过渡段)。

在阳照区,+Y 翼温度要高于-Y 翼温度,说明+Y 翼位于卫星的向阳侧,而-Y 翼在背阳侧。向阳侧在阳照区时的整体温度要高一些,这不利

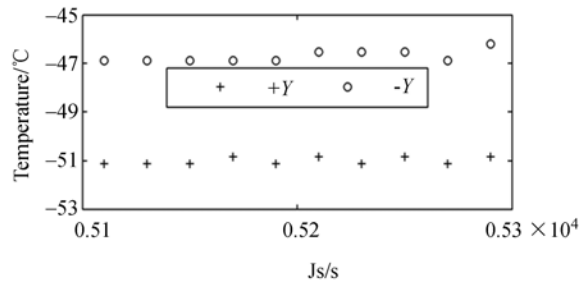


(c) 前期第三轨温度

(c) Solar array temperatures in 3rd lap of earlier falling

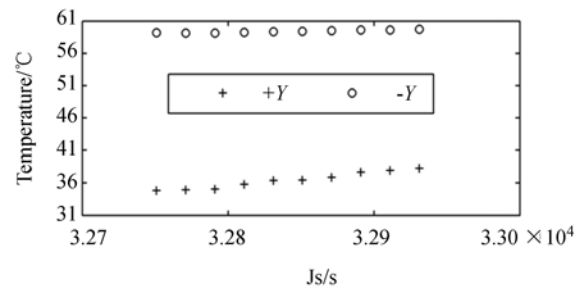
图 4 电池阵前期温度

Fig. 4 Solar array temperatures during earlier falling



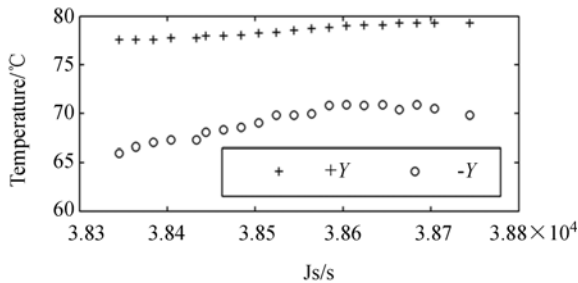
(a) 后期第一轨温度

(a) Solar array temperatures in 1st lap of later falling



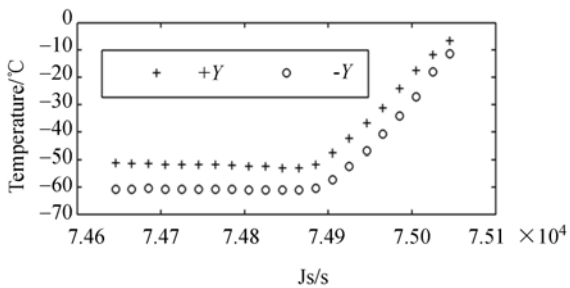
(b) 后期第二轨温度

(b) Solar array temperatures in 2nd lap of later falling



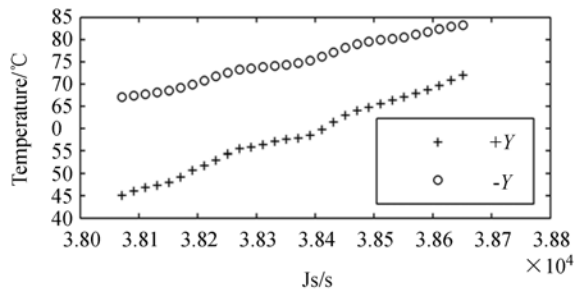
(a) 前期第一轨温度

(a) Solar array temperatures in 1st lap of earlier falling



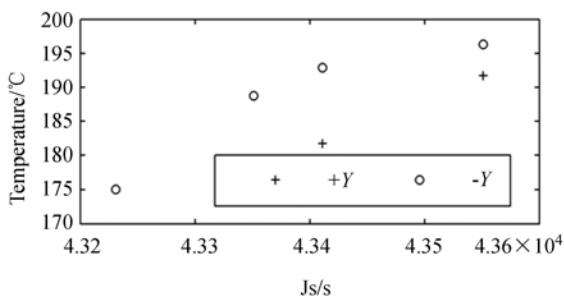
(b) 前期第二轨温度

(b) Solar array temperatures in 2nd lap of earlier falling



(c) 后期第三轨温度

(c) Solar array temperatures in 3rd lap of later falling



(d) 后期第四轨温度

(d) Solar array temperatures in 4th lap of later falling

图5 电池阵后期温度

Fig. 5 Solar array temperatures during later falling

于+Y翼散热,因此+Y翼温度要高一些。而在阴影区,+Y翼温度一直在下降且未见底(不考虑进出影的过渡段),-Y翼温度下降至稳定值的速度则明显更快,甚至还有升温现象。其原因可能是一Y翼在背阳侧,而星内热控一般选择背阳侧作为散热面。在阴影区,当星内热控分系统工作时,散热面温度会升高,这会影响-Y翼温度,有时甚至导致升温。另外,-Y翼温度在阳照区升温到一定值(约为80℃)之后,能够稳定保持;而其阴影区的情形则是持续降温。

在前期,太阳电池阵两翼的整体温度水平大致在-65.0~85.0℃。文献[25]对高度为300~1000km的太阳同步轨道上应用的一维转动展开式太阳电池阵温度进行了研究,给出了一个简化的经验公式,认为太阳电池阵的最高温度为73.9~107.2℃,这与图4中的高温水平数据基本符合。

图5实际上是陨落前24h内的温度实时遥测数据,其中第三轨是多个设备联合或者接力跟踪、测控。可以看出,陨落前约1.5h的时段内,电池阵阳照区的高温水平才出现明显的抬升或剧变:由83.3℃升至陨落时的196.5℃。而阴影区的低温水平也是出现明显变化,图5(a)中已经上升至-51.1℃附近,后期可能还会继续升高。另外,在后期剧烈温升阶段(第三轨与第四轨),阳照区的温度保持特征已经不复存在。

陨落前这种大幅度的温升可能是轨道高度不断降低(卫星的运行速度相应略增)、大气密度变大、气体摩擦加剧所致。同时,卫星轨道高度越低,阳照区的地球反照影响也更明显,整星外部热流会进一步增加,对于电池阵散热也更加不利,造

成两翼温度升高;而在阴影区,地球辐射的效果也会加剧,同样会使得两翼温度升高。比较而言,摩擦生热加剧应该是主要因素。

在卫星轨道高度较低时(500km以下),地球反照对于太阳电池阵的输出电流影响相对明显,对于阳照区的电流可以参照文献[23-24,26]中的方法进行正弦曲线拟合,即:

$$i = D \cos \omega t \cos \theta - D \sin \omega t \sin \theta + b_0, \quad (1)$$

式中: D 为电流振幅; ω 为轨道角速度; t 为时间变量; θ 为初相; b_0 为电流均值。其中,轨道角速度可由图1中的轨道半长轴得到:

$$\omega = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}, \quad (2)$$

式中: a 为卫星轨道的半长轴; μ 为常数, $\mu = 3.986005 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 。

式(1)的具体求解过程可参见文献[24],主要是利用最小二乘法进行求解(关于最小二乘法的解算例子,还可以参看文献[27]与文献[28])。根据拟合结果可以进一步估计地球反照对太阳电池阵输出电流的影响。

3 地球反照系数估计

在式(1)中,电流振幅 D 表征地球反照带来的电流波动幅度,均值 b_0 是电流的平均效果。拟合电流的最小值可以看作是无地球反照时的输出电流,最大值则对应地球反照最强时的情形。为了区别于地球反照率,这里定义地球反照系数 η 来表征地球反照对近地卫星的太阳电池阵电流的影响,其具体表达式如下:

$$\eta = \frac{2D}{b_0 - D} \times 100\%. \quad (3)$$

在以上分析太阳电池阵电流的过程中,没有考虑电池阵温度对于太阳电池阵功率的影响。在此,参照文献[26]与文献[29]中的公式,太阳电池的输出功率 P 为:

$$\begin{cases} P = UI \\ U = U_0 + \alpha(T - 25) \\ I = F[I_0 + \beta(T - 25)] \end{cases}, \quad (4)$$

式中: P 为太阳电池的输出功率; U 为工作电压; I 为工作电流; U_0 为温度在25℃时的工作电压; I_0 为温度在25℃时的工作电流; T 为工作温度; α 为电压温度系数; β 为电流温度系数; F 为入射系

数,无量纲。这里的参数实际上是按照空间太阳能电池测试标准^[30]给出的。显然,入射系数与光照角、日地距离、太阳光入射强度、地球反照等因素有关。

在不考虑电池温度变化时,对应的电池输出功率为:

$$P_0 = FU_0 I_0. \quad (5)$$

由此产生的误差为:

$$\gamma = \frac{P - P_0}{P} \times 100\%. \quad (6)$$

考虑到两个温度系数 α 与 β 很小,可将式(6)进一步简化为:

$$\gamma = \frac{aI_0(T-25) + \beta U_0(T-25)}{U_0 I_0}. \quad (7)$$

在式(7)中,入射系数 F 消失了。因此,在地球反照系数估计中,可以不用考虑温度影响。温度对于太阳能电池输出功率的影响,还可参阅文献[31-32]中硅和砷化镓太阳能电池的相关数据。无论硅或者砷化镓太阳能电池,光电效应主要是针对可见光而言,红外辐射对于输出电流的贡献很小,完全可忽略不计(参见文献[31,33])。至于地球大气系统对于阵电流的反照影响,随气象条件、云层分布、地物、地貌、季节等变化而相应变化,而季节变化的影响相对显著,具体分析可参阅文献[23-24]。在这里,卫星陨落期间的的时间跨度在1个月左右,且发生时间在秋季,对应的季节变化并不明显,可以不用考虑其影响。另外,在卫星陨落期间,星上载荷已经停止工作,卫星工作在三轴零动量控制模式,姿态控制精度均优于 0.1° ,亦无需考虑姿态偏差对太阳能电池阵电流的影响。至于卫星轨道高度对于地球反照系数的影响,为便于分析,这里进行了一些简化与假定。

首先假定卫星刚从阴影区走向阳照区,处在极地上空区域,太阳能电池阵指向太阳且电池阵平面经过地心 O ,此时建立坐标系,如图6所示: O 点为地球质心, S 点为卫星质心,则 OS 方向为 Z 轴方向,电池阵法线 SE 指向太阳且与 Y 轴平行, X 轴方向由右手定则给出。选定地球上空某点 B 为反照点, B 与地心的距离为 r ; OB 与 Z 轴夹角为 β ; OB 在 XOY 平面的投影线 OG 与 X 轴的夹角为 α ;卫星距离地心的距离为 h 。

根据 h 与 r ,可以确定 β 的最大值:

$$\beta_{\max} = \arccos \frac{r}{h}. \quad (8)$$

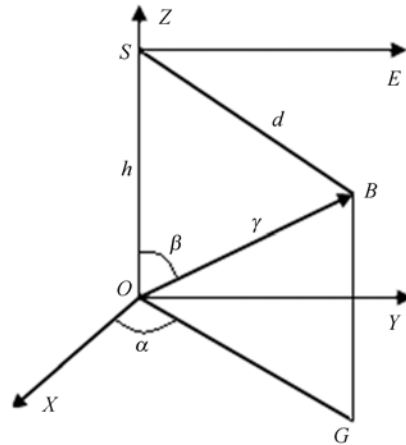


图6 地球反照参考坐标系

Fig. 6 Earth albedo reference coordinate

显然,这里 β 的最小值为:

$$\beta_{\min} = 0. \quad (9)$$

假设 B 点处反照功率的面密度为 ρ (考虑漫反射情形,这里将 ρ 看成常数);卫星电池阵面积为 A (同样将 A 看成常数),则 B 点处的微元反照至电池阵的功率为:

$$dW = A \cos \gamma \frac{1}{4\pi d^2} \rho r^2 \sin \beta d\alpha d\beta, \quad (10)$$

式中: d 为 S 与 B 之间的距离; γ 为 SE 与 SB 的夹角。且有:

$$d = \sqrt{h^2 + r^2 - 2hr \cos \beta}, \quad (11)$$

$$\cos \gamma = \frac{r \sin \beta}{d}. \quad (12)$$

因此,反照至电池阵的功率 W 为:

$$W = \int d\alpha \int \frac{r \sin \beta}{d} \frac{A}{4\pi d^2} \rho r^2 \sin \beta d\beta, \quad (13)$$

式中, α 与 β 积分区间对应为 $[0, \pi]$ 与 $[0, \beta_{\max}]$ 。显然,关于 α 的积分结果为常数。这里,将相关常数略去不考虑,仅考虑式(13)中的变化部分 w :

$$w = \int \frac{r^3}{d^3} \sin^2 \beta d\beta. \quad (14)$$

将式(11)代入式(14)得到:

$$w = \int \frac{r^3 \sin^2 \beta}{(\sqrt{h^2 + r^2 - 2hr \cos \beta})^3} d\beta. \quad (15)$$

这里考虑 β 接近于 0 时的情形,可将式(15)化简为:

$$w = \int \frac{r^3}{2(h-r)^3} d(\beta - \frac{1}{2} \sin 2\beta). \quad (16)$$

仅考虑式(16)中 β 相关项的积分结果,有:

$$f = \int d(\beta - \frac{1}{2} \sin 2\beta). \quad (17)$$

将 β 的积分区间代入式(17),可得:

$$f = a \cos \frac{r}{h} - \frac{r \sqrt{h^2 - r^2}}{h^2}. \quad (18)$$

将式(18)对 h 求导,有:

$$f' = \frac{2r \sqrt{h^2 - r^2}}{h^3}. \quad (19)$$

当 $h=r$ 时,存在极值。这里,不能将 r 理解为地球半径(6 378. 137 km),它是上述推导过程中地球反照点与地心的距离,相当于针对卫星太阳电池阵的地球反照半径。地球反照发挥作用的区域至少包括地表和大气层,则地球反照半径应该大于 6 378. 137 km。

4 检 验

针对太阳电池阵的输出电流数据,利用式(1)和式(3)可得到地球反照系数的估计结果,如图 7 所示。图 7 中“+”为地球反照系数估计结果,为便于清楚知道其所在的地面高度,一并用实线画出了卫星轨道高度。

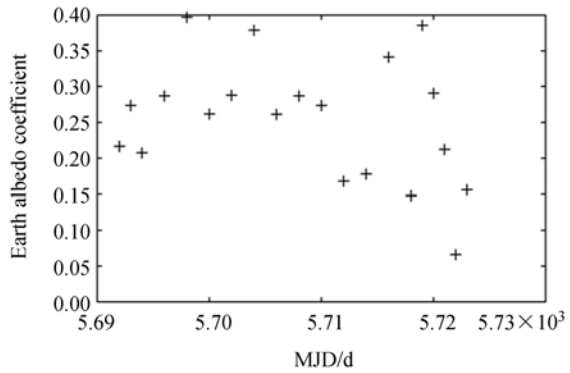
在卫星轨道由高向低衰减的过程中,地球反照系数变化呈现先变大、接着振荡保持、最后变小的特征:先由 0. 21 逐渐上升至 0. 31 甚至接近 0. 40,在高位保持或振荡变化后,又逐渐减小至 0. 15 甚至 0. 07。地球反照系数极大值接近 0. 40,对应轨道高度在 270 km 附近;极小值约为 0. 07,对应在 195 km 高度附近。整体上看,系数具有两端低、中间高的特征(这一特征与抛物线特征相似)。系数较高的区域,即为地球反照半径所在区域。

将图 7 中数据进行地球反照系数与轨道高度之间的二次多项式拟合,得到:

$$\eta_k = a_2 H_k^2 + a_1 H_k + a_0, k=1, 2, \dots, N, \quad (20)$$

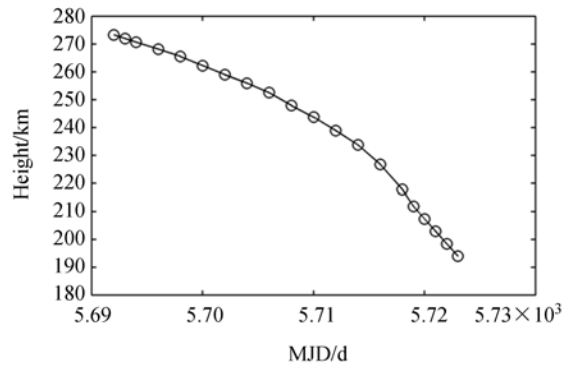
式中: H 为轨道高度; a_2 表示二次项系数; a_1 为一次项系数; a_0 为常数项; k 为图 7 中的数据序号; N 为数据组数,一共 20 组数据。将图 7 中数据代入式(20),得到二次项系数 $a_2 = -4. 019 6 \times 10^{-5} \text{ km}^{-2}$,一次项系数 $a_1 = 0. 020 1 \text{ km}^{-1}$,常数项 $a_0 = -2. 231 6$,拟合曲线如图 8 所示。

图 8 中“+”为计算值(测量值),“o”为二次多项式拟合值。可以看出,拟合曲线存在拐点,对应的坐标值为(250 km, 0. 28),由前面的系数解算结果得到。这里的极值与文献[16-17]的结果很接近,但这里的 0. 28 主要是针对可见光而言,后



(a) 地球反照系数估计

(a) Estimation of Earth albedo coefficients



(b) 轨道高度

(b) Orbit height

图 7 地球反照系数估计

Fig. 7 Estimation of Earth albedo coefficients

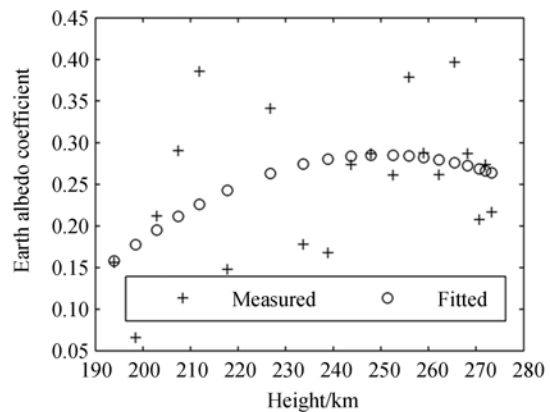


图 8 不同轨道高度下的地球反照系数

Fig. 8 Fitting of Earth albedo coefficient with height

者却是全波段的结果。

因此,在距地约 250 km 的区域附近,地球反照对于卫星太阳电池阵的影响最强,输出功率最大。此时,对应的地球反照半径约为 6 628 km。

文献[24]对于轨道高度在 200 km 时,预测地球反照系数在 0.32 附近,与图 8 中的结果有一定差别。另外,图 8 的结果表明,在轨道高度降到一定程度后,地球反照系数不升反降,这在文献[24]中并未提及。当然,文献[24]中卫星轨道类型为晨昏轨道,与本例有区别。

从图 8 的情形看,可以将地球反照系数的最强区域适当放宽,同时考虑测量值的结果,这里将它定为[210 km,270 km],跨度在 60 km。

5 结 论

本文利用测控中的遥测数据分析了近地卫星陨落过程中地球反照作用下太阳能电池阵的电流变化,对超低轨道下的地球反照系数进行了估计。

参考文献:

- [1] HOLLINGER D Y, OLLINGER S V, RICHARDSON A D, *et al.*. Albedo estimates for land surface models and support for a new paradigm based on foliage nitrogen concentration[J]. *Global Change Biology*, 2010, 16(2): 696-710.
- [2] 魏广飞,李雄耀,王世杰. 地球反照对月亮亮温的影响: 基于 CE-1MRM 数据分析[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2013, 43(11): 1457-1464.
WEI G F, LI X Y, WANG SH J. Earthshine effect on lunar brightness temperature: based on the analysis of CE-1 MRM data[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2013, 43(11): 1457-1464. (in Chinese)
- [3] LENGOWSKI M, STEINMETZ F, BUCHER N, *et al.*. Environmental flight acceptance tests of the small Earth observation satellite flying laptop[C]. *Proceedings of the 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, AIAA/USU, 2015: 1-19.
- [4] LEONARD B S. A spreadsheet for preliminary analysis of spacecraft power and temperatures[C]. *Proceedings of the 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, AIAA/USU, 2016.
- [5] 潘晴,王平阳,包轶颖,等. 基于反向蒙特卡罗法的飞行器在轨外热流计算[J]. *上海交通大学学报*, 2012, 46(5): 750-755.
PAN Q, WANG P Y, BAO Y Y, *et al.*. On-orbit

结果表明,地球反照对于超低轨道卫星的太阳能电池阵输出功率的影响相对明显,测量出的地球反照系数最高值接近 40%,均值在 0.25 左右;地球反照系数存在拐点,当轨道高度在 250 km 附近时,地球反照作用最强,拟合出的地球反照系数最大值约为 0.28,由此确定的地球反照半径约为 6 628 km。因此,地球反照对于近地卫星太阳能电池阵电流的作用并非随着轨道高度降低而一直加大,在 250 km 以下区域,其影响逐渐减小。

以后的测控工作中还需要进一步积累超低轨道下地球反照系数的相关数据,分析它在不同高度和轨道类型下的变化规律,为在轨卫星长期管理的遥测诊断、能源估计与预测、器件健康状态评估提供数据支持;同时,亦能为相似轨道条件下可见光载荷的地球反照系数估计提供参考。

- external heat flux calculation of spacecraft based on reverse Monte Carlo method [J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2012, 46(5): 750-755. (in Chinese)
- [6] 宁献文,张加迅,江海,等. 倾斜轨道六面体卫星极端外热流解析模型[J]. *宇航学报*, 2008, 29(3): 754-759.
NING X W, ZHANG J X, JIANG H, *et al.*. Extreme external heat flux analytical model for inclined-orbit hexahedral satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(3): 754-759. (in Chinese)
- [7] SPRINGMANN J C. On-orbit calibration of photodiodes for attitude determination[C]. *Proceedings of the 27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, AIAA/USU, 2013: 1-12.
- [8] THEIL S, APPEL P, SCHLEICHER A. Low cost, good accuracy - attitude determination using magnetometer and simple Sun sensor[C]. *Proceedings of 17th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, AIAA/USU, 2003: 1-10.
- [9] 李东,李玉芳,金仲和,等. 使用太阳能电池阵列的皮卫星姿态确定方法[J]. *光学精密工程*, 2004, 12(3): 87-92.
LI D, LI Y F, JIN ZH H, *et al.*. Attitude determination of Pico-satellite using body-mounted solar panel array[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2004, 12(3): 87-92. (in Chinese)
- [10] 张春明,贾锦忠,王立. CCD 太阳敏感器大角度入射光能衰减模型[J]. *空间控制技术与应用*, 2009, 35(2): 42-45.

- ZHANG CH M, JIA J ZH, WANG L. A model about energy attenuation for sunlight incident upon CCD sensors in large angle[J]. *Aerospace Control and Application*, 2009, 35(2): 42-45. (in Chinese)
- [11] 常建松, 郭建新, 李艳华, 等. IGSO 卫星地球敏感器受两极红外辐射波动影响分析[J]. *航天控制*, 2015, 33(5): 62-66.
- CHANG J S, GUO J X, LI Y H, *et al.*. The effects of Earth infrared radiance fluctuation at both poles on Earth sensor of IGSO satellite[J]. *Aerospace Control*, 2015, 33(5): 62-66. (in Chinese)
- [12] 封天明, 李润青, 高长生, 等. 考虑地球敏感器误差的自主导航方法研究[J]. *上海航天*, 2017, 34(2): 112-119.
- FENG T M, LI J Q, GAO CH SH, *et al.*. Study on autonomous navigation with error of Earth Sensor[J]. *Aerospace Shanghai*, 2017, 34(2): 112-119. (in Chinese)
- [13] 张春明, 解永春, 王立, 等. 地球反照对星敏感器的影响分析[J]. *激光与红外*, 2012, 42(9): 1011-1015.
- ZHANG CH M, XIE Y CH, WANG L, *et al.*. Analysis of influence of earth albedo on star tracker[J]. *Laser & Infrared*, 2012, 42(9): 1011-1015. (in Chinese)
- [14] ABDEL-AZIZ Y A, ABDEL-HAMEED A M, KHALIL K I. A new navigation force model for the Earth's albedo and its effects on the orbital motion of an artificial satellite[J]. *Applied Mathematics*, 2011, 2(7): 801-807.
- [15] 陈润静, 彭碧波, 高凡, 等. GRACE 卫星太阳光照与地球反照辐射压力模型的效果分析[J]. *武汉大学学报·信息科学版*, 2013(2): 127-130, 243.
- CHEN R J, PENG B B, GAO F, *et al.*. Analysis of solar and Earth albedo radiation pressure models for GRACE on their performance[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2013(2): 127-130, 243. (in Chinese)
- [16] WIELICKI B A, WONG T, LOEB N, *et al.*. Changes in Earth's albedo measured by satellite[J]. *Science*, 2005, 308(5723): 825.
- [17] STEPHENS G L, O'BRIEN D, WEBSTER P J, *et al.*. The albedo of Earth[J]. *Reviews of Geophysics*, 2015, 53(1): 141-163.
- [18] 郝培杰, 徐冰霖, 卢晓东, 等. 卫星单粒子闪烁异常的诊断与自动报警[J]. *飞行器测控学报*, 2014, 33(6): 512-517.
- HAO P J, XU B L, LU X D, *et al.*. Diagnosis and automatic alarm of single event latch-up anomaly of satellites[J]. *Journal of Spacecraft TT & C Technology*, 2014, 33(6): 512-517. (in Chinese)
- [19] 院小雪, 庞寿成, 杨东升, 等. “新技术验证一号”卫星在轨污染探测数据分析[J]. *宇航学报*, 2016, 37(2): 240-244.
- YUAN X X, PANG SH CH, YANG D SH, *et al.*. Space contamination effect analysis of on-orbit detection data for “XY-1” satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(2): 240-244. (in Chinese)
- [20] DENNISON J R. Dynamic interplay between spacecraft charging, space environment interactions, and evolving materials[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2011, 43(9): 2933-2940.
- [21] 王安, 秦勃, 徐晓慧, 等. 空间环境对超低轨道卫星轨迹规划的影响[J]. *飞行器测控学报*, 2016, 35(4): 286-293.
- WANG A, QIN B, XU X H, *et al.*. Influence of space environment on trajectory planning for very low earth orbit satellites[J]. *Journal of Spacecraft TT & C Technology*, 2016, 35(4): 286-293. (in Chinese)
- [22] BRENNAN M P, ABRAMASE A L, ANDREWS R W, *et al.*. Effects of spectral albedo on solar photovoltaic devices[J]. *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 2014, 124: 111-116.
- [23] 李小飞, 乔明, 陈琦. 地球反照对低轨卫星太阳能电池阵的影响分析[J]. *航天器工程*, 2014, 23(3): 62-66.
- LI X F, QIAO M, CHEN Q. Effects of the Earth radiation on solar array for LEO satellite-to-earth[J]. *Spacecraft Engineering*, 2014, 23(3): 62-66. (in Chinese)
- [24] 李强, 洪涛, 林乐天, 等. 一种晨昏轨道卫星地球反照系数估计方法[J]. *宇航学报*, 2016, 37(1): 68-73.
- LI Q, HONG T, LIN L T, *et al.*. Earth albedo coefficient estimation for dawn-dusk orbit satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(1): 68-73. (in Chinese)
- [25] 王甜甜, 彭方汉, 耿利寅, 等. 预估太阳能电池阵在轨最高温度的经验公式[J]. *航天器环境工程*, 2014, 31(1): 68-73.
- WANG T T, PENG F H, GENG L Y, *et al.*. An empirical formula to predict the highest temperature of on-orbit solar array[J]. *Spacecraft Envi-*

- ronment Engineering, 2014, 31(1): 68-73. (in Chinese)
- [26] 彭梅, 王巍巍, 吴静, 等. 太阳同步轨道卫星太阳能电池阵衰减因子研究[J]. 航天器工程, 2011, 20(5): 61-67.
PENG M, WANG W W, WU J, *et al.*. Study on attenuation factor of Si solar array for satellite in sun synchronous orbit[J]. *Spacecraft Engineering*, 2011, 20(5): 61-67. (in Chinese)
- [27] 李丽光, 王宏博, 刘宁微, 等. 1960-2013 年辽宁省城市霾日时空特征分析[J]. 气象与环境学报, 2015, 31(6): 115-122.
LI L G, WANG H B, LIU N W, *et al.*. Spatial and temporal distribution of haze day from 1960 to 2013 in urban areas of Liaoning province [J]. *Journal of Meteorology and Environment*, 2015, 31(6): 115-122. (in Chinese)
- [28] 卢玉成, 唐荣桂, 王一帆, 等. 利用数据规律分析法巧解数学问题[J]. 高等数学研究, 2016, 19(4): 40-43.
LU Y CH, TANG R G, WANG Y F, *et al.*. Solving math problems using data rule analysis method[J]. *Studies in College Mathematics*, 2016, 19(4): 40-43. (in Chinese)
- [29] 穆肯德·R·帕特尔. 航天器电源系统[M]. 韩波, 陈琦, 崔晓婷, 译. 北京: 中国宇航出版社, 2010: 161-162.
PATEL M R. *Spacecraft Power Systems*[M]. HAN B, CHEN Q, CUI X T, trans.. Beijing: China Astronautics Press, 2010: 161-162. (in Chinese)
- [30] 卞洁玉, 猪狩真一, 周泓, 等. 封装标准太阳能电池性能及其与国际标准一致性的评价[J]. 光学精密工程, 2016, 24(3): 491-501.
BIAN J Y, SANKEZU I, ZHOU H, *et al.*. Characteristics of various packaged reference photovoltaic devices and their conformities to international photovoltaic standards[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2016, 24(3): 491-501. (in Chinese)
- [31] 雷刚, 曹佳晔, 王艺帆. 空间用太阳能电池红外干涉截止滤光技术研究[J]. 上海航天, 2015, 32(4): 59-62.
LEI G, CAO J Y, WANG Y F. Research of IRR for space solar cell [J]. *Aerospace Shanghai*, 2015, 32(4): 59-62. (in Chinese)
- [32] WOIKE W T. Radiation-induced power degradation for GaAs/Ge solar arrays [C]. *Proceedings of the 6th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, AIAA/USU, 1994: 1-13.
- [33] 张忠卫, 陆剑峰, 池卫英, 等. 砷化镓太阳能电池技术的进展与前景[J]. 上海航天, 2003, 20(3): 33-38.
ZHANG ZH W, LU J F, CHI W Y, *et al.*. Technique development and prospects analysis of GaAs solar cell[J]. *Aerospace Shanghai*, 2003, 20(3): 33-38. (in Chinese)

作者简介:



李 强(1976—),男,湖北荆州人,硕士,工程师,1998 年于武汉测绘科技大学获得学士学位,2007 年于华中科技大学获得硕士学位,主要从事卫星测控与在轨管理的研究。E-mail: buffalo126126@126.com